

ОРЛОВ ДМИТРИЙ АЛЕКСАНДРОВИЧ

Методика многокритериальной оптимизации управления движением космического аппарата при спуске в атмосфере планеты

05.07.09 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Автореферат диссертации
на соискание ученой степени кандидата технических наук

Работа выполнена в Инженерной академии Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Российский университет дружбы народов» (РУДН)

Научный руководитель: Разумный Юрий Николаевич
доктор технических наук, профессор,
директор Инженерной академии РУДН

Официальные оппоненты: Старинова Ольга Леонардовна
доктор технических наук, доцент,
Заведующая кафедрой динамики полета и систем управления
Федерального государственного автономного образовательного
учреждения высшего образования «Самарский национальный
исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Эйсмонт Натан Андреевич
кандидат технических наук,
ведущий научный сотрудник Федерального государственного
бюджетного учреждения науки Институт космических
исследований Российской академии наук

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное военное образовательное
учреждение высшего образования «Военно-космическая академия
имени А.Ф. Можайского» Министерства обороны Российской
Федерации

Защита диссертации состоится 29 июня 2021 года в 11:00 на заседании диссертационного
совета ПДС 2022.002 по адресу: 115419, г. Москва, ул. Орджоникидзе, д. 3

С диссертацией можно ознакомиться в Научной библиотеке РУДН по адресу: 117198,
г. Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6, а также на сайте <http://dissovet.rudn.ru>

Объявление о защите и автореферат диссертации размещены на сайтах <http://vak2.ed.gov.ru/> и
<http://dissovet.rudn.ru>

Автореферат разослан ____ мая 2021 г.

Ученый секретарь диссертационного совета ПДС 2022.002
кандидат технических наук

О.Е. Самусенко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальности темы и степень разработанности темы исследования

Анализ программ изучения космоса во многих странах, в том числе в России, показал, что к основным тенденциям развития космической деятельности следует отнести значительное расширение состава орбитальных группировок космических аппаратов (КА) различных типов и назначений, усложнение спектра решаемых ими задач, активизацию программ космических миссий по исследованию планет и иных тел Солнечной системы с использованием спускаемых и орбитальных модулей. Осуществление таких программ сопряжено с увеличением финансовых затрат и повышением трудоемкости проектирования космических комплексов. В этих условиях на первый план выдвигается проблема обеспечения высокого уровня эффективности, надежности, безопасности, оперативности проведения дорогостоящих и трудозатратных космических экспедиций. Указанная проблема имеет комплексный характер и предполагает проведение исследований по ряду научно-технических дисциплин: баллистике, навигации, аэродинамике, теплотехнике, энергетике и др. При этом одним из основных факторов, в значительной мере определяющих эффективность выполнения программ полета, является построение и реализация оптимальных траекторий движения КА в сочетании с принятием корректных и оперативных управленческих решений в различных полетных условиях, в том числе при возникновении нештатных ситуаций.

Существенные проблемы, которые возникали при осуществлении космических миссий, заключались в потере связи, возникновении бортовых ошибок, сбоях программного обеспечения при приземлении и т.д. Еще одним проблемным вопросом проектирования экспедиций в дальних космос является организация эффективного управления, в том числе при отработке оптимальных траекторий движения КА в условиях значительной его удаленности от наземных станций, что вызывает неопределенность полетной ситуации.

Для осуществления оптимального (или, по крайней мере, рационального) управления перспективными КА при проектировании космических миссий необходимо решение ряда новых задач. Одной из таких задач является разработка рациональных стратегий управления КА в атмосфере планеты. Эта задача сопряжена с проведением многокритериальной оптимизации и, следовательно, с усовершенствованием методологии оптимального управления с учетом множественных ограничений.

Обязательным условием проектирования высокоэффективных технологий управления полетом КА является обеспечение возможности реализации режимов полета, близких к оптимальным. Это предопределяет необходимость предварительного решения вариационных задач нахождения оптимальных траекторий движения КА. Практика исследования вариационных задач программного управления показывает, что теоретической основой их решения принципиально может являться математическая теория оптимальных процессов, основанная на принципе максимума Понтрягина, позволяющем сформировать необходимые условия оптимальности для решения задач управления различного вида объектами. Основным достоинством принципа максимума Понтрягина по сравнению с другими методами классического вариационного исчисления, является то, что с его применением обеспечивается возможность формализованного и в высокой степени стандартизованного представления аналитических зависимостей для определения управляющих функций и формирования необходимых условий оптимальности для решения задач управления различного вида объектами.

При исследовании вопросов, связанных с поиском оптимального управления КА при спуске в атмосферах планет, рассматривается только однопараметрическое управление КА углом крена на основе упрощенных математических моделей движения КА в атмосфере. Оптимальные решения, полученные по одному из критериев, будут не только не оптимальными, но и не рациональными по другим критериям. Так, управление, реализующее минимум конечной скорости КА в атмосфере, что соответствует наименее энергозатратному режиму работы системы мягкой посадки (СМП), не позволяет обеспечить значения суммарных тепловых потоков, близких к минимально возможным, что может привести к чрезмерному прогреву и разрушению системы теплозащитного покрытия корпуса КА.

КА – сложная техническая система, и необходимо оценивать состояние такой системы по нескольким критериям. В данной работе состояние КА оценивается по нескольким критериям качества управления в условиях неопределенности. Параметры атмосферы значительно меняются в зависимости от времени года, времени суток, наличие пылевых бурь (установлено, что пылевые бури значительно меняют плотность атмосферы Марса) т.д. В условиях неопределенности возникает необходимость в постановке многокритериальной задачи выбора возможных альтернатив для управляющих воздействий (оптимального управления) и объединения несколько задач (которые решаются поэтапно) в одну. Результатом выбора будет считаться нахождение единственного Парето-эффективного решения или сокращение возможных альтернатив (сужение области поиска).

Проблема оптимизации в такой постановке заключается в том, что детерминированные методы неприменимы, они не обеспечивают требуемой точности. Нужен новый, альтернативный, подход – использование популяционных методов глобальной оптимизации с алгоритмом поиска при неопределенных условиях.

Необходимо сформулировать и решить задачу многокритериальной оптимизации управления движением КА в атмосферах планет, результатом которой будет выбор оптимальной программы управления КА и, как следствие, определение оптимальной траектории полета КА, удовлетворяющей нескольким критериям оптимальности.

Объектом диссертационного исследования является процесс управления движением КА, **предметом** – методический и программно-алгоритмический аппарат оптимизации управления движением КА на участке его полета в атмосфере планеты.

Целью исследований является повышение эффективности применения автоматически управляемых КА и безопасности их посадки на поверхность планет за счет многокритериальной оптимизации управления движением КА на аэродинамическом участке.

Для достижения поставленной цели были решены следующие **задачи**:

1. Формирование общего методического подхода к решению задачи оптимального управления движением КА при спуске в атмосфере планеты, основанный на принципе максимума Л.С. Понтрягина, с использованием различных критериев оптимальности, краевых условий и ограничений, включая новый подход к решению краевой задачи.

2. Постановка задачи многокритериальной оптимизации управления движением КА при спуске в атмосфере планеты с использованием рикошетирующих траекторий на основе аналитического определения программы управления, параметров движения КА и множества Парето-оптимальных решений.

3. Разработка методического и программно-алгоритмического аппарата многокритериальной оптимизации управления движением КА при спуске в атмосфере планеты.

4. Создание программно-моделирующего комплекса оптимального управления спуском КА в атмосферах Марса и Юпитера.

5. Проведение расчетов с использованием созданного программно-моделирующего комплекса, анализ полученных результатов и выдача рекомендаций по выбору проектно-баллистических характеристик КА и требований к построению алгоритмов управления КА, осуществляющих спуск в атмосферах Марса и Юпитера.

Методы исследований базировались на использовании теории оптимального управления, теории космического полёта, управление движением автоматических КА, методов глобальной оптимизации, теории исследования нелинейных систем уравнений.

Достоверность полученных результатов определяется применением автором известных апробированных методов и подтверждается совпадением отдельных результатов, полученных для частных случаев, с подтвержденными результатами иных известных работ.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Универсальная методика нахождения оптимального управления движением КА при спуске в атмосферах планет, основанная на использовании упрощения исходных математических моделей движения КА на атмосферных участках, формировании функциональных связей между фазовыми координатами и сопряженными переменными, интегрировании преобразованных уравнений и составлении аналитических зависимостей для определения структуры управления и расчета траекторий движения КА.

2. Математическая модель движения КА в атмосфере Юпитера, учитывающая унос масс теплозащитного покрытия и позволяющая определять оптимальную траекторию полета по критериям минимального суммарного теплового потока и минимальной максимальной температуры для различных аэродинамических форм и проектных характеристик спускаемых аппаратов.

3. Алгоритм оптимального управления движением КА при спуске в атмосферах Марса (минимизация скорости до ввода в действие СМП) и Юпитера (минимизация максимальной температуры и суммарных тепловых потоков) с использованием рикошетирующих траекторий, позволяющий сократить расход топлива на осуществление мягкой посадки на поверхность Марса и выработать рекомендации к выбору формы КА, баллистических схем спуска в атмосфере Юпитера. Предложенный алгоритм позволяет «захватить» КА атмосферой планеты при пологих углах входа для КА типа «космический самолет» и «несущий корпус».

4. Методика решения многокритериальной задачи оптимизации управления движением КА при спуске в атмосферах Марса и Юпитера в условиях несовместимости частных критериев оптимальности, основанная на множестве Парето-оптимальных решений.

Практическая значимость работы заключается в том, что многокритериальный подход, предложенный для решения оптимизационных задач управления движением КА в атмосферах планет, позволяет формировать управление и рассчитывать траектории в условиях неопределённости параметров движения КА, разброса параметров входа КА в атмосферу. Созданный программно-моделирующий комплекс планируется использовать на практике для расчёта оптимального управления спускаемым КА в атмосферах Марса и Юпитера.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методический подход к решению задачи оптимального управления движением КА при спуске в атмосфере планеты, основанный на принципе максимума Л.С. Понтрягина, с использованием различных критериев оптимальности, краевых условий и ограничений, включая новый подход к решению краевой задачи.

2. Методика многокритериальной оптимизации управления движением КА при спуске в атмосфере планеты с использованием рикошетирующих траекторий на основе аналитического определения программы управления и параметров движения КА, а также на основе множества Парето-оптимальных решений.

3. Программно-моделирующий комплекс расчёта оптимального управления КА в атмосферах Марса и Юпитера.

4. Результаты математического моделирования спуска КА в атмосферах Марса и Юпитера, рекомендации по выбору проектно-баллистических характеристик КА и требований к построению алгоритмов управления спускаемым КА в атмосферах Марса и Юпитера.

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на 10 международных и всероссийских конференциях с 2015 по 2019 г.: научно-технической конференции профессорско-преподавательского состава и аспирантов московского государственного университета леса по итогам научно-исследовательских работ за 2015 год, международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения» в 2016 и 2017 гг., в научно-технической конференции молодых ученых и специалистов Центра управления полетами в 2017-2019 гг., 3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS 2017) и Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация» в 2016 и 2018 гг.

Публикации

Основные положения диссертации изложены в 15 научных трудах, включая 2 статьи – в изданиях из перечня международной БД Scopus, 4 статьи – в изданиях из перечня ВАК

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы. Иллюстративный материал диссертации включает 45 рисунка и 9 таблиц. Список литературы содержит 121 наименование. Объем диссертации – 129 страниц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, анализируется степень научно-технической разработанности проблемы, формируются цель и задачи исследования, определяется предмет исследования, обосновывается научная новизна, практическая значимость и формы апробации работы, представлен перечень основных опубликованных работ по тематике диссертации.

Первая глава диссертации посвящена анализу текущего состояния и развития РКТ с целью обоснования проведения исследований в области оптимального управления движением КА в атмосферах планет дальнего космоса. Рассмотрены возможные схемы и способы управления при спуске в атмосферах Марса и Юпитера и посадки КА на поверхность Марса. Из рассмотренных схем спуска в качестве приоритета выступает спуск с рикошетирующими траекториями.

Выявлены проблемные вопросы при оптимальном управлении КА в атмосферах планет. Обоснована целесообразность в разработке новых методик формирования оптимального управления, позволяющие сократить затраты расчётного времени, получить компактные аналитические зависимости от начальных условий и параметров системы.

Сформулирована общая постановка задачи оптимизации управления КА и приведены математические модели движения КА в атмосферах Марса и Юпитера. При разработке математических моделей, учитываются аэродинамические, тепловые, баллистические, конструктивные особенности движения КА в атмосфере. Такая модель должна быть адекватная и применима для современных методов оптимизации.

Управление КА осуществляться за счёт изменения управляющих параметров - угла атаки α и крена γ . Диапазон изменения угла атаки α и крена γ :

$$0 \leq \alpha \leq \alpha_{max}, -\pi \leq \gamma \leq \pi. \quad (1)$$

Начальная точка траектории $t = t_0$ соответствует моменту входа КА в атмосферу. При этом все значения начальных параметров КА известны:

$$V(t_0) = V_0, \theta(t_0) = \theta_0, \varepsilon(t_0) = \varepsilon_0, h(t_0) = h_0, \lambda(t_0) = \lambda_0, \varphi(t_0) = \varphi_0. \quad (2)$$

Конечная точка траектории $t = t_k$ определяется на высоте h_k на которой вводится в действие СМП КА. Эффективность системы посадки обеспечивается при вертикальном снижении КА:

$$h(t_k) = h_k, \theta(t_k) = -\frac{\pi}{2}. \quad (3)$$

При исследовании движения КА в атмосфере Марса в качестве основного критерия оптимальности используются минимум конечной скорости $V_k = min$.

Остальные параметры движения КА в конечной точке траектории, включая критерий оптимальности $V(t_k) = V_k = min$, определяются в результате решения вариационной задачи.

Учитываются ограничения на максимально допустимые значения температуры и перегрузки, а также ограничения на максимальную ширину коридора входа КА в атмосферу:

$$q = T_{max} - T_{доп} \leq 0, q = n_{max} - n_{доп} \leq 0, \Delta\theta_0 = \theta_0^B - \theta_0^H \leq \Delta\theta_0^{нав}, \quad (4)$$

где $\Delta\theta_0^{нав}$ – навигационный коридор входа, θ_0^B – максимальный траекторный угол, θ_0^H – минимальный траекторный угол.

Задача оптимального управления КА может быть сформулирована в общем виде: для процессов, описываемых системой дифференциальных уравнений в скоростной системе координат с учетом влияния гравитационных, аэродинамических, центробежных и кориолисовых сил в центральном поле тяготения, необходимо определить программу управления углами $\alpha(t)$ и $\gamma(t)$, при обеспечении экстремума функционала J при ограничениях (4) и краевых условиях (2), (3).

При исследовании движения КА в атмосфере Юпитера рассматриваются следующие критерии оптимальности:

- минимум максимальной температуры в критической точке поверхности КА ($J = T_{max} = min$), обеспечение которого даст возможность создания эффективного теплозащитного покрытия многоразового использования и выработки требований к его параметрам. Данная задача определяет требования к параметрам теплозащитного покрытия КА и является чрезвычайно важной, особенно при спуске в высокоплотных, протяженных,

быстровращающихся атмосферах планет юпитерианской группы;

- минимизация интегральных тепловых потоков ($J = \sum Q_{max} = min$), действующих на поверхность КА при полете в атмосфере планет. Решение этой задачи связано с обеспечением возможности снижения прогрева и износ теплозащитного покрытия аппарата.

Во второй главе диссертации предложен собственный вариант общей постановки задачи многокритериальной оптимизации и представлены частные задачи многокритериальной оптимизации, путем декомпозиции основной задачи определения оптимального управления движением КА на атмосферном участке его движения при спуске на поверхность планеты. Предложен подход, базирующийся на Парето-аппроксимации.

Задача оптимизации управления движением КА при спуске в атмосфере Марса сформулирована как многокритериальная со следующими критериями:

1. Минимизация максимальной скорости до ввода в действие системы мягкой посадки:

$$V_k(u(t), x(t), \eta(t)) \rightarrow min.$$

2. Минимизация максимальной температуры

$$T_{max}(u(t), x(t), \eta(t), qk, qr, \rho) \rightarrow min.$$

3. Минимизация максимальной перегрузки

$$n_{max}(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \rightarrow min.$$

4. Максимизация коридора входа

$$\theta_0^B(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \rightarrow max,$$

$$\theta_0^H(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \rightarrow min.$$

Для спуска КА в атмосфере Юпитера применяются следующие критерии:

1. Минимизация максимальной перегрузки:

$$n_{max}(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \rightarrow min.$$

2. Минимизация максимальной температуры:

$$T_{max}(u(t), x(t), \eta(t), qk, qr, \rho) \rightarrow min.$$

3. Минимизация Суммарных тепловых потоков:

$$Q_{\Sigma max}(u(t), x(t), \eta(t), qk, qr, \rho) \rightarrow min,$$

где $x = (x_1, x_2, \dots, x_i)^T \in X$ – вектор состояния (фазовых координат) системы; $u(t, x) = (u_1, u_2, \dots, u_i)^T \in U(p)$ – вектор управления в виде функции; $U(p)$ – множество допустимых управлений; $\eta \in \Omega z$ – вектор случайных и неопределённых параметров. Ωz – граничная область, в которой заключены неопределённости, ρ – плотность атмосферы, Px – приведенная нагрузка на мидель, K_6 – аэродинамическое качество, q_k – конвективный тепловой поток, q_p – радиационный тепловой поток, θ_0^B – максимальный и θ_0^H – минимальный угол наклона вектора скорости к местному горизонту при входе КА в атмосферу, $Q_{\Sigma max}$ – суммарные тепловые потоки, $Q_{\Sigma} = \int_{t_0}^{t_k} (q_{конв} + q_{рад}) dt$.

Методика решения многокритериальной задачи заключается в декомпозиции основной задачи, которая осуществляется поэтапно.

На первом этапе для многокритериальной задачи оптимизации управлением движением КА при спуске в атмосфере Марса критерии минимизации максимальной температуры и перегрузки и максимизация коридора входа переходят в ограничения:

$$T_{max}(u(t), x(t), \eta(t), qk, qr, \rho) \leq T_{доп},$$

$$n_{max}(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \leq n_{доп},$$

$$\theta_0^B(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \leq \theta_0^B доп,$$

$$\theta_0^H(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \leq \theta_0^H доп.$$

Решается однокритериальная задача минимизации конечной скорости до введения в действие системы мягкой посадки:

$$V_k(u(t), x(t), \eta(t)) \rightarrow min.$$

Для многокритериальной задачи оптимизации управлением движением КА при спуске в атмосфере Юпитера критерий минимизации перегрузки переходит в ограничение:

$$n_{max}(u(t), x(t), \eta(t), Px, K_6, \rho) \leq n_{доп}.$$

Решается двухкритериальная задача оптимизации, основанная на Парето-аппроксимации:

$$T_{max}(u(t), x(t), \eta(t), qk, qr, \rho) \rightarrow min,$$

$$Q_{\Sigma max}(u(t), x(t), \eta(t), qk, qr, \rho) \rightarrow \min.$$

Двухкритериальная задача решается при использовании Парето-аппроксимации.

Задана математическая модель объекта управления в упрощенном виде:

$$\dot{x} = f(x(t), u(t), t), \quad (5)$$

где $n \in \mathbb{R}^n$, $u \in U \subset \mathbb{R}^m$, $m \leq n$, U – ограниченное замкнутое множество допустимых значений управления, $m \in \mathbb{N}$ – контролируемые параметры объекта.

Задано начальное состояние:

$$x(t_0) = x_0. \quad (6)$$

Считается что правый конец траектории свободен, за исключением специфики решаемой задачи, в которой отдельные параметры в конце траектории могут быть заданы.

Заданы критерии оптимальности управления:

$$J_i = \int_0^t f_{0,i}(x(t), u(t)) dt \rightarrow \min, i = \overline{1, K}. \quad (7)$$

Заданы ограничения на управления:

$$u(t) \leq u^* \in U, \forall t \in [0, t], t - \text{длительность полета}. \quad (8)$$

Задача минимизации каждого из частных критериев J_i (функционал качества управления) в одной и той же области допустимых значений $Dx \subset \mathbb{R}^n$ – это множество, включающее траекторию $x(t)$ и управление $u(t), u(t) \in U$, удовлетворяющих дифференциальному уравнению (5), начальному условию $x(t_0) = x_0$ и критерию оптимальности J_i . Тогда задачу многокритериальной оптимизации условно можно записать в виде

$$\min_{X \in D_x} F(X) = F(X^*) = F^*, \quad (9)$$

где F – векторный критерий оптимальности, $X = (x_1, x_2, \dots, x_{|X|})$ – $|X|$ – мерный вектор варьируемых параметров, $F(X)$ – скалярная целевая функция, X^*, F^* – решения задачи.

Запишем векторное выражение для критерия оптимальности, которое образуется из частных критериев оптимальности $F_i(X)$:

$F(X) = (F_1, F_2, \dots, F_i)^T \in \{F\}$, где $X \in \{X\}$ – вектор варьируемых параметров, $\{F\}, \{X\}$ – пространства параметров и векторных критериев.

Решение задачи отыскиваем в области:

$$D = \{X \mid x_i^{min} \leq x_i \leq x_i^{max}, i \in [1: |X|]\} \subset \mathbb{R}^n. \quad (10)$$

Решением задачи многокритериальной оптимизации является Парето-множество S , которому соответствует Парето-фронт $P_t = f(S) = Dx^i(t^*), i = 1, K$.

При решении системы уравнений $\dot{x} = f(x(t), u(t), t)$ с подстановкой $P_t = f(S) = Dx^i(t)$ вместо $u(t)$, где $Dx^i(t) \in U, \forall t \in [0, t]$, получаем Парето оптимальные значения критериев оптимальности :

$$J(Dx^i(t^*)) = \left(J_1(Dx^i(t^*)) \dots J_K(Dx^i(t^*)) \right)^T. \quad (11)$$

Необходимая программа управления заключается в определении функции допустимого управления $f = u^*(t) \in D_x$, удовлетворяющего решению дифференциального уравнения (1) и условиям (6-8).

На примере задачи спуска КА в атмосфере планеты интерпретируем особь s_i как траекторию спуска КА, полученную при единичном расчете, а популяцию S – как множество всех траекторий, полученных на одной итерации.

Для сортировки s_i в пространстве поиска $|X|$ используем функцию пригодности, т.е. определяем, принадлежит ли s_i к нашему Парето-фронт:

$$\varphi(X_i) = \frac{1}{1 + r_i}, i \in [1: |S|], \quad (12)$$

где X_i – текущие координаты s_i в пространстве поиска $|X|$, r_i - ранг особи s_i .

Данная функция позволяет уточнять за каждую итерацию множества точек, из которого состоит Парето-фронт, за счёт проверки доминирования новой точки, полученной на итерации t' , со старой точкой, полученной на предыдущей итерации t . При этом не доминирующие точки из Парето-фронта удаляются. Доминирование точек определяется исходя из ограничений на управления (8) и критериев оптимальности (11). Тогда функция пригодности равна целевой функции (5), то есть $\varphi(X_i) = F(X)$.

Дополнительно решается вариационная задача минимизации конечной скорости до ввода в действие системы мягкой посадки при спуске в атмосфере Марса и вариационные задачи минимизации суммарных тепловых потоков и минимизации максимальной температуры при спуске КА в атмосфере Юпитера с учетом специфических особенностей динамики полета для различных краевых условий, ограничений, аэродинамических форм и проектно-баллистических характеристик КА и атмосфер. Следствием свойства неединственности оптимальных траекторий, содержащих изоучастки полета, является возможность не увеличивая значения конечной скорости V_{kmin} минимизировать максимальные температуры и перегрузки, действующие на спускаемый аппарат. При этом до выхода на изоучастки минимизируются значения T_{max} и n_{max} , а на заключительном этапе полета в соответствии с установленными ранее законами оптимального управления минимизируется конечная скорость. Вариационная задача заключается как в определении оптимального однопараметрического управления (углом атаки или углом крена), так и двухпараметрического (одновременное управление углом атаки и углом крена) из условия $V_k = \min$, $T_{max} = \min$, $n_{max} = \min$, $\theta_0^B = \max$, $\theta_0^H = \min$, $Q_{\Sigma max} = \min$ и выработке рекомендации к выбору рациональных проектно-баллистических характеристик КА.

В основу решения вариационных задач положен разработанный методический подход нахождения оптимального управления КА при спуске в атмосферах Марса и Юпитера при использовании принципа максимума Л.С. Понтрягина.

После определения законов оптимального управления производится моделирование разных вариантов с заданным шагом на основе перебора начальных условий входа в атмосферу (траекторный угол, скорость), значений управляющих параметров (угол атаки и крена) и проектно-баллистических параметров (приведенная нагрузка на мидель, аэродинамическое качество, масса КА). При этом формируется множество решений.

На втором этапе происходит проверка ограничений при моделировании. При моделировании спуска КА в атмосфере Марса используется стохастический метод оптимизации – генетический алгоритм для поиска оптимального управления КА и расчета оптимальной траектории спуска. При моделировании спуска КА в атмосфере Юпитера используется алгоритм построения фронта Парето ВВ-ВС (популяционный алгоритм). Из полученных решений отбрасываются те решения, которые не удовлетворяют ограничениям $T_{max} \leq T_{доп}$, $n_{max} \leq n_{доп}$, $\theta_0^B \leq \theta_0^B_{доп}$, $\theta_0^H \leq \theta_0^H_{доп}$ (для Марса) и $n_{max} \leq n_{доп}$ (для Юпитера).

На третьем этапе осуществляется синтез частных оптимизационных задач, с учетом ограничений, которые заключаются в совместной оптимизации траекторий, законов управления углом атаки α и крена γ , полученных на основе разработанного методического подхода, а также с учётом проектно-баллистических характеристик КА.

Основная направленность методического подхода состоит в первоначальном формировании вычислительных алгоритмов расчетов квазиоптимальных траекторий, принципиально не связанных с необходимостью применения сложных итерационных процедур. Для определения оптимального управления в строгой постановке в качестве первого приближения решения краевых задач использовались программы изменения аэродинамического качества, а также значения параметров движения КА и сопряженных переменных в граничных точках квазиоптимальных траекторий. Суть предлагаемого методического подхода заключается в использовании принципа декомпозиции исходных математических моделей движения КА и сопряженных переменных, поэтапном их преобразовании к видам, представляющим возможность составления аналитических формул для расчета законов оптимального управления КА. С помощью данной методики проведены исследования по выявлению особенностей траекторий полета КА при спуске в атмосферах Марса и Юпитера.

Путем введения ряда замен переменных

$$dt = -dV \frac{2m}{\rho V^2 C_x S}, z = -\ln \frac{V}{V_0}$$

преобразуем исходную систему дифференциальных уравнений к упрощенному виду пониженного порядка, где независимым аргументом является безразмерная переменная z , не входящая в явном виде в правые части уравнений:

$$\begin{aligned}\frac{d\theta}{dz} &= \frac{C_y}{C_x} \cos \gamma - \frac{2mM_1}{C_x S}, \quad \frac{d\varepsilon}{dz} = \frac{C_y \sin \gamma}{C_x \cos \theta} - \frac{2mM_2}{C_x S}, \\ \frac{d\rho}{dz} &= -\frac{2m\beta \sin \theta}{C_x S}, \quad \frac{d\lambda}{dz} = \frac{2m \cos \theta \cos \varepsilon}{\rho R C_x S \cos \varphi}, \quad \frac{d\varphi}{dz} = \frac{2m \cos \theta \sin \varepsilon}{\rho R C_x S}, \\ M_1 &= \left(\frac{gR}{V^2} - 1 \right) \frac{\cos \theta}{\rho R}, \quad M_2 = \frac{\cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi}{\rho R},\end{aligned}$$

где M_1 и M_2 – кусочно-постоянные соотношения. Новизной расчета траекторий движения КА в разреженной атмосфере Марса является введение кусочно-постоянных рекуррентных соотношений, описывающих медленно меняющиеся процессы изменения гравитационных и центробежных сил.

Для представленных уравнений законы изменения угла γ и угла α , определяющего значения аэродинамических коэффициентов C_x , C_y , имеют вид:

$$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \cos \gamma \Psi_1 + \frac{\partial C_y \sin \gamma}{\partial \alpha \cos \theta} \Psi_2 + \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \Psi_0 = 0, \quad \operatorname{tg} \gamma = \frac{\Psi_2}{\Psi_1 \cos \theta}.$$

Из условия трансверсальности определим значения сопряженных переменных и составим дополнительные соотношения между ними. Так, из данного условия следует, что сопряженные переменные Ψ_0 и Ψ_4 являются константами:

$$\Psi_0 = a_0, \quad \Psi_4 = a_4.$$

В связи с тем, что гамильтониан H в явном виде не зависит от аргумента z , справедливо соотношение:

$$H = a,$$

что позволяет записать дополнительное уравнение связи между неизвестными параметрами движения КА и сопряженными переменными:

$$\frac{d\theta}{dz} \Psi_1 + \frac{d\varepsilon}{dz} \Psi_2 + \frac{d\rho}{dz} \Psi_3 + \frac{d\varphi}{dz} \Psi_5 = a - a_0 - \frac{d\lambda}{dz} a_4.$$

Разработанные соотношения являются универсальными и применимыми для исследования практически любых задач оптимального управления, относящихся к классу Майера. Вместе с тем, этих соотношений недостаточно для окончательного расчета оптимальных траекторий. Для этого необходимо получение всех (в том числе и не определяемых по разработанным универсальным соотношениям) граничных значений фазовых координат и сопряженных переменных. Эти неизвестные параметры, в том числе переменные Ψ_1 и Ψ_2 , в явном виде влияющие на законы оптимального управления КА, определяются в зависимости от условий конкретных вариационных задач. В качестве примера рассмотрим задачу минимизации конечной скорости при спуске КА в атмосфере Марса.

Для этой задачи из условия трансверсальности определим неизвестные ранее значения сопряженных переменных:

$$\Psi_0 \equiv 1, \quad \Psi_2 \equiv \Psi_4 \equiv \Psi_5 \equiv H \equiv 0, \quad \Psi_3 \equiv a_3,$$

$$\Psi_1 = \Psi_{10} + \frac{2m\beta a_3}{C_x S} \int_{z_0}^{z_k} \cos \theta \, dz.$$

При нулевом значении переменной Ψ_2 оптимальный закон управления углом γ , обеспечивающий максимум гамильтониана H , имеет вид:

$$\cos \gamma = \operatorname{sign} \Psi_1,$$

т.е. либо $\gamma = 0$ при $\Psi_1 \geq 0$, либо $\gamma = \pi$ при $\Psi_1 < 0$.

Очевидно, что для обеспечения благоприятного режима ввода в действие системы мягкой посадки, движение КА на конечном участке спуска должно осуществляться с положительным аэродинамическим качеством, т.е. $\gamma_k = 0$, $\Psi_{1k} \geq 0$. Постоянную a_3 , знаком которой определяется знак производной сопряженной переменной Ψ_1 , найдем из условия

равенства нулю гамильтониана в конечной точке

$$a_3 = - \left(\frac{dz}{d\rho} + \Psi_1 \frac{d\theta}{d\rho} \right)_{z=z_k}.$$

Анализ динамики движения КА на заключительном установившемся участке его спуска в атмосфере показывает, что приращение переменной z в конце траектории спуска составляет величину меньшего порядка, чем приращение плотности атмосферы $d\rho$. Это позволяет пренебречь первым слагаемым последнего уравнения.

Поскольку при $z = z_k$ $d\theta < 0$, $d\rho > 0$, то $a_3 > 0$ и $d\Psi_1/dz > 0$.

Следовательно, функция $\Psi_1(z)$ является монотонно возрастающей и может менять знак с минуса на плюс не более одного раза. Поэтому, в общем случае структура оптимального управления углом крена γ представляет собой либо одноразовое переключение γ с π на 0 , либо полет с постоянным нулевым углом крена.

Учитывая, что $\Psi_2 \equiv 0$, $\Psi_0 \equiv 1$, определим закон оптимального управления параметром α :

$$\frac{\partial C_x}{\partial \alpha} / \frac{\delta C_y}{\delta \alpha} = -\cos \gamma \Psi_1.$$

Для рассматриваемых аэродинамических форм КА зависимости $C_x(\alpha)$ и $C_y(\alpha)$ аппроксимируются аналитическими формулами:

$$C_x(\alpha) = C_{x0} + A \sin^2(l\alpha - n), C_y(\alpha) = C_{y0} + B \sin(l\alpha - n) \cos(l\alpha - n).$$

Для КА первой формы коэффициенты аппроксимации принимают значения: $C_{x0} = 0.227$, $A = 1.8$, $B = 1.2$, $C_{y0} = 0.02$, $l = 0.83$, $n = 11.5^\circ$, для КА второй формы – $C_{x0} = 0.255$, $A = 2.72$, $B = 1.8$, $C_{y0} = 0.01$, $l = 0.81$, $n = 12.3^\circ$.

При этом закон изменения угла атаки α при оптимальном управлении принимает вид:

$$\alpha = -\frac{1}{2l} \operatorname{arctg} \left(\frac{B \cos \gamma \Psi_1}{A} \right) + \frac{n}{l}.$$

Анализ данного уравнения показывает, что зависимость угла атаки α от аргумента z имеет ярко выраженный локальный максимум $\alpha_{\max} = n/l$, достигающийся во внутренней точке траектории спуска в момент переключения угла крена γ . При этом, в конечной точке траектории спуска угол α достигает своего абсолютного максимума.

Опишем алгоритм расчета оптимальных траекторий движения КА на примере решения задачи минимизации конечной скорости V_{kmin} в атмосфере Марса. В качестве первого приближения программы управления КА использовалась полученная структура оптимального управления углами крена γ и атаки α .

Интегрируя исходную систему дифференциальных уравнений с учетом такой структуры управления, определим траекторию движения КА $X = X(V, \theta, \varepsilon, h, \lambda, \varphi)$ на интервале $[t_0, t_k]$. Это позволяет полностью сформировать вектор состояния движения КА в конечной точке траектории. Среди конечных координат вектора сопряженных переменных Ψ_i ($i = 0, 1, 2, \dots, 5$) не определенными остаются только два параметра: Ψ_{1k} и Ψ_{3k} (остальные значения Ψ_i известны из условия трансверсальности). Кроме того, из условия равенства нулю гамильтониана в конечной точке известно соотношение, связывающее переменные Ψ_{1k} и Ψ_{3k} :

$$1 + \frac{d\theta}{dz} \Psi_{1k} + \frac{d\rho}{dz} \Psi_{3k} = 0.$$

Для определения первого приближения значения Ψ_{1k} воспользуемся формулой для описания закона оптимального управления углом атаки:

$$\Psi_{1k} = \frac{\partial C_x / \partial \alpha}{\partial C_y / \partial \alpha} \cdot \frac{1}{\cos \gamma}.$$

В конце траектории полета параметр Ψ_{1k} принимает положительное значение, т.к. $\partial C_y(t_k) < 0$, $\partial C_x(t_k) > 0$ и $\gamma = 0$.

Сформировав, таким образом, вектор сопряженных переменных в конечной точке траектории Ψ_{ik} ($i = 0, 1, 2, \dots, 5$) и используя описанную ранее программу управления углами

атаки и крена интегрируем исходную систему дифференциальных уравнений «справа налево» от момента $t = t_k$ до момента входа КА в атмосферу $t = t_0$. Это позволяет определить изменение сопряженных переменных на интервале $[t_0, t_k]$.

Для начальных параметров вектора состояния КА X_{0i} и найденных значений Ψ_{i0} определим второе приближение программы управления $\alpha(t)$ и $\gamma(t)$ на основе интегрирования системы дифференциальных уравнений с учетом полученных из условия максимума гамильтониана законов оптимального управления. После этого перейдем к следующей итерации. Процесс последовательных приближений продолжается до тех пор, пока не прекращается снижение минимизируемого функционала управления – конечной скорости полета КА V_{kmin} .

Для решения рассматриваемой задачи при использовании обеих аэродинамических форм КА достаточным является проведение двух-трех итерационных приближений. В основном эти итерации связаны с уточнением момента переключения угла крена γ . Так, при входе КА первой аэродинамической формы с баллистическим коэффициентом $S_6 = 0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$ в атмосферу под углом $\theta_0 = -2^\circ$ первое приближение программы управления углом крена заключается в переключении с $\gamma = \pi$ на $\gamma = 0$ через 348 секунд. Программа изменения угла атаки состоит в монотонном возрастании α от 20° до 65° , причем интенсивность увеличения возрастает на конечном участке спуска. При этом конечная скорость полета КА будет составлять 168 м/с.

При уточненном втором приближении программы управления переключение угла γ осуществляется через 351 секунду, а конечная скорость полета КА составляет 163,5 м/с, что на 4,5 м/с меньше, чем при использовании первого приближения управляющих функций. Программа управления углом атаки α будет заключаться в следующем: в течение начального периода движения КА в атмосфере, равного 343 секундам, угол крена увеличивается от 20° до $25,5^\circ$; затем происходит снижение α и к 824-ой секунде полета угол атаки становится равным $19,5^\circ$; далее, до 1215 секунды значение α практически не меняется; на заключительном участке спуска, завершающегося к 1264-ой секунде, происходит резкое снижение угла α до 70° . Применение третьей итерации не приводит к уменьшению конечной скорости спуска КА.

На рис. 1 и 2 приведены зависимости скорости V , высоты полета h , траекторного угла θ , управляющих параметров α и γ , сопряженных переменных Ψ_i от времени t при оптимальном управлении КА.

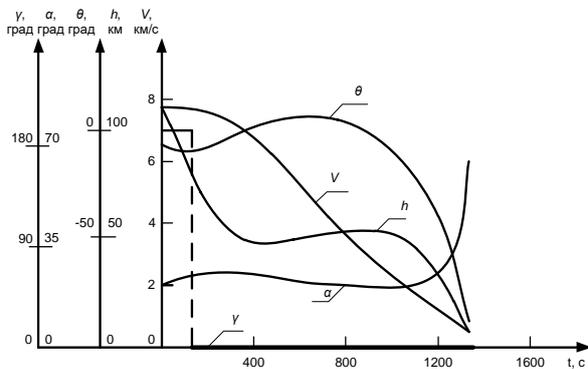


Рис. 1. Изменение скорости V , высоты h , траекторного угла θ , углов атаки α и крена γ от времени t при оптимальном управлении КА (первая аэродинамическая форма, $S_6=0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$)

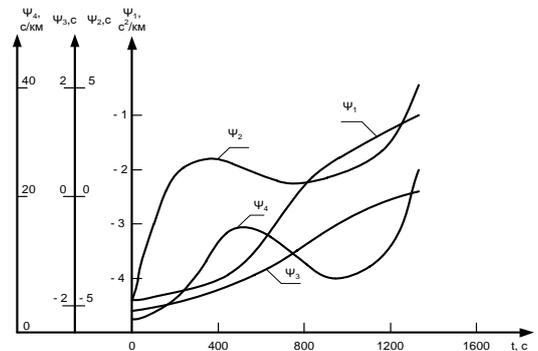


Рис. 2. Изменение сопряженных переменных $\Psi_1, \Psi_2, \Psi_3, \Psi_4$ от времени t при оптимальном управлении КА (первая аэродинамическая форма, $S_6=0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$)

С использованием предложенного подхода принципиально могут быть решены краевые задачи для определения оптимальных траекторий движения КА при других функционалах управления, краевых условиях, проектных характеристик КА.

Установлено незначительное снижение минимальной конечной скорости КА при использовании двухпараметрического управления углами крена и атаки по сравнению с однопараметрическим управлением углом крена (рис.3).

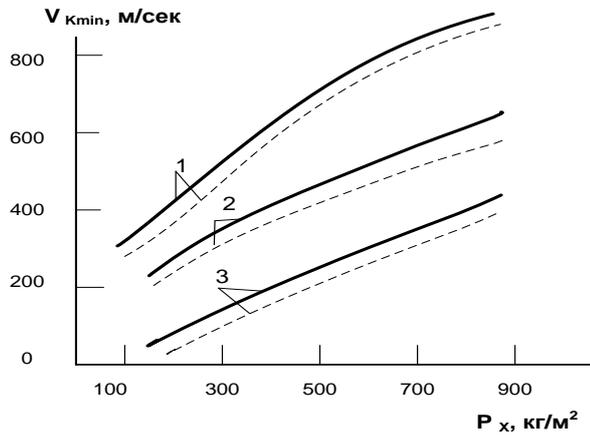


Рис. 3. Зависимости минимальной конечной скорости спуска КА в атмосфере Марса от нагрузки на любую поверхность при оптимальном управлении углом крена (сплошная линия) и при управлении углами крена и атаки (штриховая линия). 1 - КА с $K_6=0,34$; 2 - КА с $K_6=1,5$; 3 - КА с $K_6=2,4$. K_6 - балансировочное аэродинамическое качество.

Показано отсутствие эффективности двухпараметрического управления при минимизации максимальных значений температур и перегрузок. В связи с этим, и учитывая сложности практической реализации управления углом атаки при полете КА в атмосфере, предпочтение при построении оптимальных траекторий спуска в атмосфере следует отдать однопараметрическому управлению углом крена.

Решение задачи максимизации коридора входа сводится к решению двух независимых вариационных задач о нахождении минимума и максимума траекторных углов входа КА в атмосферу θ_0 . Причем максимум $\theta_0=\theta_0^B$ определяется условием не вылета КА из атмосферы, а минимум $\theta_0=\theta_0^H$ - соблюдением условий по ограничению максимальной перегрузки. Проводится анализ изменения критериев оптимальности в зависимости от значений аэродинамического качества, приведенной нагрузки на лобовую поверхность и максимально допустимых величин перегрузки. Показана высокая эффективность применения управляемых спускаемых КА для обеспечения требуемых значений коридора входа. Использование оптимальных программ управления эффективным аэродинамическим качеством $K_6=0,3\div 0,5$ позволяет ~ в 2 раза расширить коридор входа по сравнению с применением КА баллистического типа и осуществляющих движение с постоянными значениями аэродинамического качества.

Проведены исследования оптимального управления КА в высокоплотной, быстровращающейся, протяженной юпитерианской атмосфере, где спускаемые аппараты подвергаются сильному воздействию радиационных и конвективных потоков, приводящих к прогреву и износу теплозащитного покрытия, что вызывает необходимость создания качественно новых математических моделей. К настоящему времени известны методы моделирования процессов влияния тепловых потоков на разрушения материалов. Однако, полный учет этих процессов существенно усложняет математические модели движения КА в атмосфере, а нахождение законов оптимального управления в этом случае становится проблематичным. Указанные обстоятельства приводят к необходимости в разработке упрощенных моделей, отражающих влияние тепловых потоков на динамику полета КА и применимых для исследования задач оптимального управления.

В работе представлена формализованная математическая модель движения, учитывающая влияние на КА тепловых воздействий, позволяющая для различных аэродинамических форм спускаемых аппаратов и баллистических схем спуска оценить значения температур обогрева корпуса КА и суммарных тепловых потоков. Наряду с известными уравнениями движения КА, математическая модель содержит дополнительные уравнения, учитывающие процессы прогрева и разрушения теплозащитного покрытия КА:

$$\frac{dm}{dt} = m_0 - C_1 S_{\text{ун}} \frac{q_{\text{конв}} + \nu q_{\text{рад}} - \varepsilon \sigma T_p^4}{\eta}, T = \sqrt[4]{\frac{q_{\text{конв}} + q_{\text{рад}}}{\sigma \varepsilon}}$$

$$q_{\text{конв}} = \frac{A_k}{\sqrt{R_k}} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^n \left(\frac{V}{V_1} \right)^m, \quad q_{\text{рад}} = A_p \rho^{0,7} V^{3,28} R_k,$$

где $C_1 = 0$, при $T(t) \leq T_p$, $C_1 = d$, при $T(t) \geq T_p$.

Здесь m – текущая масса КА, m_0 – начальная масса КА, d – усредненный коэффициент, учитывающий неравномерность распределения уносимой массы на поверхности КА по сравнению с расчетной точкой, $S_{\text{ун}}$ – площадь поверхности КА, с которой происходит износ теплозащитного покрытия, ν – коэффициент, характеризующий поглощающую способность материала теплозащитного покрытия, T_p – температура разрушения материала покрытия, η – эффективная энтальпия, $q_{\text{конв}}$ – конвективный тепловой поток, $q_{\text{рад}}$ – радиационный тепловой поток, σ – постоянная Стефана-Больцмана, ε – коэффициент, характеризующий излучательную способность материала теплозащитного покрытия, R_k – радиус кривизны поверхности КА в соответствующей критической точке, V_1 – значение первой космической скорости на поверхности Земли, A_k , A_p , n , m – некоторые постоянные, зависящие от типа течения в пограничном слое и от кинетических свойств газа.

Введение дополнительных уравнений приводит к усложнению поиска законов оптимального управления, так как координаты уравнений не будут непрерывно дифференцируемыми на всей траектории спуска, а в моменты начала и завершения процесса разрушения теплозащитного покрытия имеют разрывы первого рода. При расчете траекторий с учетом этих особенностей введено дополнительное условие Вейерштрасса-Эрдмана, что позволяет использовать формализм необходимых условий оптимальности.

На основе описанной математической модели и разработанного методического подхода получены решения задач оптимального управления КА в атмосфере Юпитера из условий минимизации суммарных тепловых потоков и температуры. Проведены расчеты траекторий спуска КА в атмосфере Юпитера для различных параметров теплозащитного покрытия, аэродинамических форм и проектно-баллистических параметров КА, что позволяет оценить значения тепловых критериев при оптимальном управлении КА и обеспечить выработку требований к облику и тактико-техническим характеристикам КА для исследования Юпитера. К основным практическим выводам следует отнести необходимость использования для исследования Юпитера спускаемых аппаратов, управляемых аэродинамическим качеством, величиной не менее 0,3, т.к. применение КА баллистического типа и КА, осуществляющих движение с постоянным аэродинамическим качеством, сопряжено с чрезвычайно большими перегрузками, достигающими 350-450 ед. Показана необходимость применения спускаемых аппаратов, управляемых аэродинамическим качеством в процессе снижения в атмосфере Юпитера, что обеспечивает высокую эффективность управления с точки зрения всех рассматриваемых критериев оптимальности. В частности, сравнение управляемого движения КА, располагаемого аэродинамическим качеством $K_6 \geq 0,5$ с баллистическим спуском, показало, что наименьшая эффективность достигается при решении задачи минимизации тепловых потоков (~3÷7%). Эффективность введения управления аэродинамической силой для увеличения конечной высоты составляет ~15÷20%.

Определены рациональные проектно-баллистические характеристики КА – значения аэродинамического качества K_6 и приведенной нагрузки на лобовую поверхность P_x . Показано, что применение КА скользящего типа, располагающего аэродинамическим качеством $K_6 = 0.34$ наиболее эффективно при сравнительно малых значениях $P_x \leq 500-600$ кг/м². Использование КА самолетной формы со значением $K_6 = 2.4$ расширяет диапазон допустимых величин P_x до 2000-2200 кг/м².

Разработан алгоритм управления спуском КА в атмосфере Марса при использовании рикошетирующих траекторий, суть которого заключается в управлении аэродинамическим торможением при входе в атмосферу планеты по углу крена γ , равному около π рад и углу атаки α , обеспечивающему максимальное аэродинамическое качество КА, определении текущих значений скорости, плотности атмосферы и высоты полета КА. В процессе торможения КА в атмосфере планеты угол крена γ переключается на 0 рад, обеспечивающий движение КА по рикошетирующей траектории с увеличением высоты полета, в процессе торможения КА в атмосфере планеты при выполнении условия:

$$V_i < V_{\text{вх}},$$

где V_i – текущее значение скорости движения КА в процессе его торможения в атмосфере планеты; $V_{\text{вх}}$ – скорость входа КА в атмосферу планеты.

Осуществляют дальнейшее движение КА по рикошетирующей траектории при выполнении условия:

$$h_i < h_{\text{max}},$$

где h_i – текущее значение высоты полета КА в атмосфере планеты; h_{max} – максимальное значение высоты полета КА при его движении по рикошетирующей траектории.

Устанавливают значение угла атаки α КА в соответствии с выражением:

$$\alpha_i = -\frac{l}{n} + \frac{1}{2n} \arctg \left(\frac{\Psi_{2i}}{V_i \Psi_{1i}} \right),$$

где $\Psi_{1i} = \Psi_1(t_i) = a_1 \exp\left(\frac{C_x S}{2m} \rho_i V_i \Delta t_i\right)$; $\Psi_{2i} = \Psi_2(t_i) = a_2 + \beta a_3 \rho_i V_i \Delta t_i$; α_i – угол атаки α КА в моменты времени t_i ; V_i – текущее значение скорости КА в моменты времени t_i ; ρ_i – плотность атмосферы планеты в моменты времени t_i ; Δt_i – интервалы времени между последующими измерениями, $i = 1, 2, 3, \dots$; C_x – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления КА; S – площадь миделева сечения КА; m – масса КА; β – логарифмический коэффициент изменения плотности атмосферы от высоты; l, n – постоянные коэффициенты зависимостей аэродинамических коэффициентов от угла атаки КА; a_1, a_2, a_3 – постоянные коэффициенты, полученные при интегрировании дифференциальных уравнений сопряженных переменных, по достижению углом атаки α КА максимального значения его аэродинамического коэффициента лобового сопротивления.

Данный алгоритм применим в проектно-баллистических исследованиях при управлении движением КА в атмосфере Юпитера.

С применением вышеописанного алгоритма и методического подхода расчеты показали, что применение КА с большим аэродинамическим качеством при двухпараметрическом управлении позволяет оптимизировать максимальную продольную дальность полета из условия минимизации конечной скорости до ввода системы мягкой посадки в атмосфере Марса. При этом максимальные перегрузки сокращаются по сравнению с обычным двухпараметрическим управлением и не превышают 1,5, а угол входа $= -4^0$ для КА типа «несущий корпус». Для КА типа «космический самолет» перегрузка не превышает 6,4, а угол входа $= -15^0$. Таким образом, предложенный алгоритм управления позволяет «захватывать» атмосферой КА при пологих углах входа для КА типа «космический самолет» и «несущий корпус», при этом перегрузка не превышает 3 ед., что значительно меньше по сравнению с результатами, полученными при решении вариационных задач минимизации перегрузки.

Таким образом, разработанные методический подход и алгоритм дают возможность определить, как оптимальные траектории движения КА в атмосферах различных планет, так и его рациональные проектно-баллистические характеристики. Показана высокая эффективность использования оптимального управления с рикошетирующими траекториями по сравнению с применением программ полета КА с постоянными значениями аэродинамического качества, баллистическим спуском и двухпараметрическим управлением. Полученные результаты могут быть положены в основу проектирования космических миссий при реализации рациональных схем полета в атмосферах Марса и Юпитера.

В третьей главе проведен анализ численных результатов моделирования спуском КА в атмосферах Юпитера и Марса на основе разработанного алгоритма управления аэродинамическим качеством с рикошетирующими траекториями с применением многокритериальной оптимизации: аппроксимации Парето-фронта популяционным методом ВВ-ВС и генетическим алгоритмом.

На рис. 4 показана аппроксимация фронта Парето при управлении КА в атмосфере Юпитера, обеспечивающее переключение углов атаки и крена при выполнении критериальных функций для КА типа «несущий корпус», полученная в результате серии вычислительных итераций.

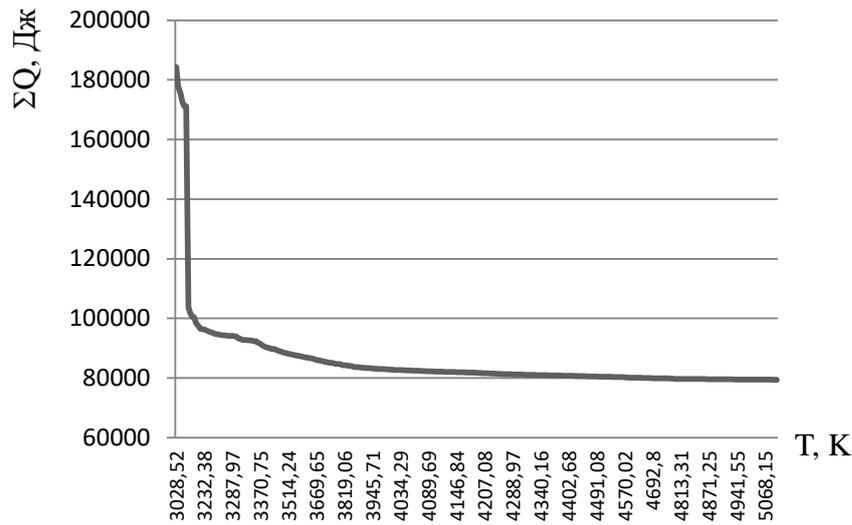


Рис. 4. Аппроксимация фронта Парето

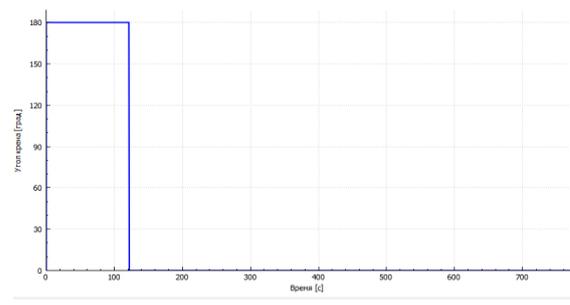
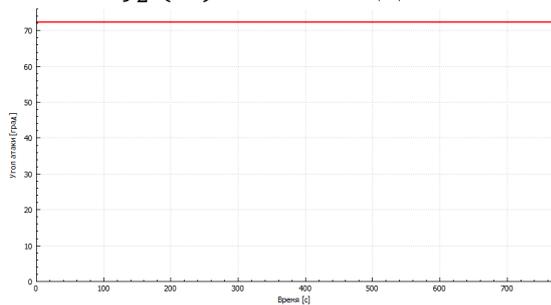
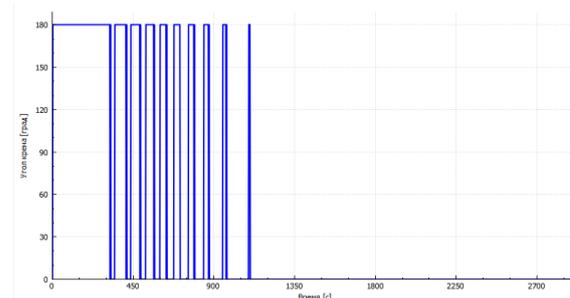
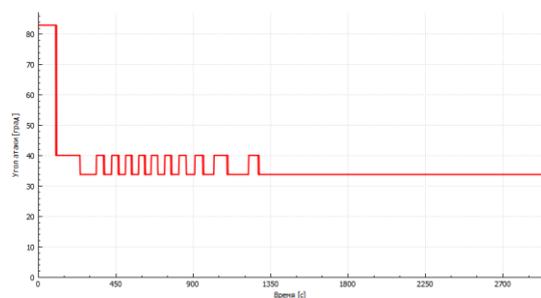
Как следует из определения фронта Парето, любое из решений, принадлежащее фронту Парето, не может быть улучшено одновременно по всем частным критериям оптимальности, что показано в табл. 1. При этом учитывались ограничения на максимальные значения перегрузок.

Таблица 1 – Пример результатов моделирования

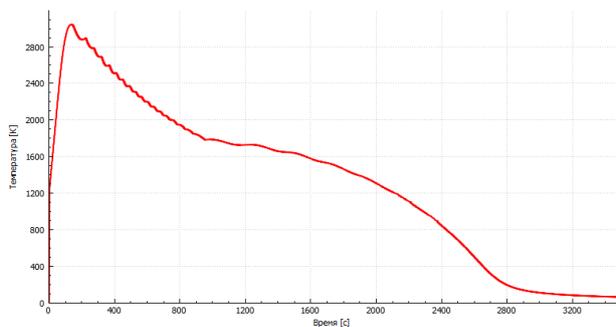
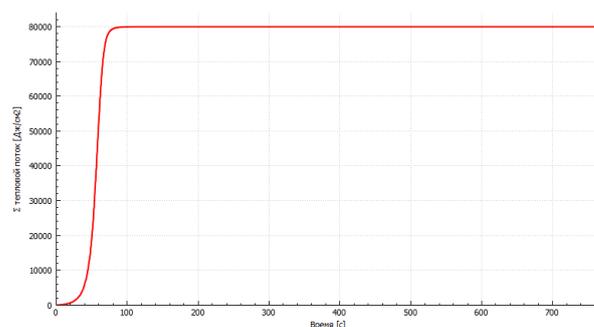
	Максимальная температура, К	Суммарный тепловой поток, кДж/см ²	Перегрузка, g
Оптимизация по $J_1(U)$	3027,21	203822,0	5,72
Оптимизация по $J_2(U)$	5258,7	79919,7	188
Компромиссный вариант	3427,13	89823,8	49,94

где $J_1(U)$ – оптимизация температуры (алгоритм с рикошетами), $J_2(U)$ – оптимизация суммарных тепловых потоков (с одним переключением по углу крена). Компромиссный вариант – с одним рикошетом.

Характер изменения оптимальных управлений $u^*(t)$ показан на рис. 5 при минимизации суммарных тепловых потоков и на рис. 6 при минимизации максимальной температуры. Зависимости $j_1(u^*)$ и $j_2(u^*)$ представлены на рис. 7 и 8. Управлению на рис. 5 соответствует максимальная температура $j_1(u^*) = 3027,21$ К и максимальное значение суммарных тепловых потоков $j_2(u^*) = 79919,7$ кДж/см².

Рис. 5. а и б вариант оптимального управления $u^*(t)$ при минимизации суммарных тепловых потоков.Рис. 6. а и б вариант оптимального управления $u^*(t)$ при минимизации максимальной

температуры

Рис. 7. Зависимость температуры $j_1 (u^*)$ от времениРис. 8. Зависимость суммарных тепловых потоков $j_2 (u^*)$ от времени

Показано, что алгоритм управления с рикошетами дает существенный выигрыш по снижению максимальной температуры (до ~ 3000 K) и перегрузкам (до ~ 5 ед.), но в то же время наблюдается значительный рост суммарных тепловых потоков (свыше 200 кДж/см²) при управлении КА при спуске в атмосфере Юпитера, что в двое ниже, чем результаты, полученные при решении вариационной задачи минимизации температуры для всех форм КА.

В качестве поиска оптимального управления КА и расчета оптимальной траектории спуска КА в атмосфере Марса предложен стохастический метод оптимизации – генетический алгоритм. По заданным контрольным точкам и неограниченным количеством итераций генерации, выборки и отбора лучших результатов производится упрощенный поиск оптимальных траекторий и выявление оптимальных алгоритмов оптимального управления углами атаки и крена при решении задач минимизации скорости. Проведены исследования для сравнительного анализа полученных значений конечной скорости, перегрузки и температуры для трех форм КА (баллистической формы, самолетной формы и КА типа «несущий корпус») с использованием экспоненциальной модели атмосферы и GRAM 2010, которые показали, что при использовании модели атмосферы GRAM значения V_{kmin} , n_{max} и T_{max} на 15-20% больше, чем при экспоненциальной модели. Это подтверждается тем, что модель атмосферы GRAM носит возмущающий характер и, поэтому величина плотности постоянно меняется.

Результаты моделирования при минимизации конечной скорости до ввода в действие системы мягкой посадки при спуске КА в атмосфере Марса приведены в табл. 2 и 3.

Таблица 2 – Результаты моделирования оптимальных параметров с использованием экспоненциальной модели атмосферы

Тип (форма) КА	Конечная скорость [км/с]	Максимальная перегрузка	Максимальная температура [K]
Баллистический	0,492	3,721	662,868
Несущий корпус	0,155	3,712	621,814
Космический самолет	0,209	4,070	630,403

Таблица 3 – Результаты моделирования оптимальных параметров с использованием модели атмосферы GRAM 2010

Тип (форма) КА	Конечная скорость [км/с]	Максимальная перегрузка	Максимальная температура [K]
Баллистический	0,479	4,150	673,219
Несущий корпус	0,174	3,717	620,091
Космический самолет	0,228	8,192	650,738

Разработанный алгоритм управления КА с рикошетирующими траекториями с использованием многокритериальной оптимизацией позволяет обеспечить спуск с минимальными перегрузками, конечными скоростями и температурами для КА типа «несущий корпус» и КА самолетной формы, как для экспоненциальной модели атмосферы, так и для динамической модели атмосферы GRAM-2010.

На основе разработанных методик и алгоритмов управления КА создан программно-моделирующий комплекс расчета оптимального управления спуска КА в атмосфере Юпитера и

Марса. Использование программного комплекса дает возможность проводить расчеты в широком диапазоне краевых условий, проектно-баллистических характеристик, исходных данных, критериев оптимальности. Проведена имитационная отработка решения задач оптимального управления КА и расчета оптимальных траектории при осуществлении полета в атмосфере Юпитера и Марса. На разработанные ПМК получены сертификаты (Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018617709 от 28.07.2018 и № 2019615908 от 04.06.2019).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных теоретических и практических исследований по тематике диссертации получены следующие основные результаты:

1. Разработана методика к решению задач оптимального управления КА при спуске в атмосферах планет, основанная на принципе максимума Л.С. Понтрягина. Определена программа изменения аэродинамического качества для первого приближения решения краевых задач, а также значения параметров движения КА и сопряженных переменных в граничных точках квазиоптимальных траекторий. Разработан алгоритм решения краевых задач

2. Разработаны методики оптимального управления КА при спуске в атмосферах Марса и Юпитера, учитывающие специфические особенности динамики полета. Так, новизной расчета траекторий движения КА в разреженной атмосфере Марса является введение кусочно-постоянных рекуррентных соотношений, описывающих медленно меняющиеся процессы изменения гравитационных и центробежных сил. При исследовании оптимальных траекторий спуска в протяженной, высокоплотной, быстровращающейся атмосфере Юпитера введены новые дифференциальные уравнения для моделирования динамики изменения температуры в критической точке поверхности КА, а также изменения интегральных тепловых потоков, действующих на КА.

3. Решены вариационные задачи спуска КА в атмосферах планет для различных краевых условий, ограничений, аэродинамических форм и проектно-баллистических характеристик КА и атмосфер. В качестве критериев оптимальности рассматривались минимум конечной скорости, минимум максимальных значений перегрузки, минимум суммарных тепловых потоков, минимум максимальной температуры и максимизация коридора входа.

4. Разработан алгоритм управления спуском КА в атмосфере Марса при использовании рикошетирующих траекторий. Данный алгоритм применялся и при моделировании спуска КА в атмосфере Юпитера.

5. Разработан программно-моделирующий комплекс расчета оптимального управления спуска КА в атмосферах Марса и Юпитера.

6. Разработана методика многокритериальной оптимизации управления движением КА при спуске в атмосфере Марса и Юпитера. Предложен подход, базирующийся на Парето-аппроксимации.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в журналах из Перечня ВАК

1. Соколов Н.Л., Орлов Д.А. Проектно-баллистические исследования проблемы спуска космических аппаратов в атмосфере Марса. Вестник МАИ. 2016 г., стр.98-106.
2. Соколов Н.Л., Орлов Д.А. Оптимальное управление КА при спуске в атмосфере Марса. Лесной Вестник. 2016 г. стр. 205-213.
3. Гершман К.Э., Дорофеев В.С., Матюшин М.М., Овечко В.М., Орлов Д.А., Почукаев В.Н. Оптимальное управление космическим аппаратом в атмосфере марса при использовании рикошетирующих траекторий. Космонавтика и ракетостроение. № 2, 2018 г., стр. 5-13.
4. Оптимальное управление космическим аппаратом при формировании орбиты искусственного спутника Юпитера на участке предварительного торможения. Труды МАИ. Москва: МАИ, июнь 2018. № 100 (Электронный журнал), 26 стр.

Статьи в зарубежных журналах, индексируемых в БД Scopus

1. Maksim M. Matyushin, Yury N. Razoumny, Vladimir M. Ovechko, Oleg P. Scorobogatov and Daria D. Tyurina. Method of Two-Parameters Control of Spacecraft During Descent in the Mars Atmosphere. Advances in the astronautical sciences Published by Univelt. San Diego, California. 2018 (hard cover). Vol. 161, pp. 863-872
2. Razoumny Y.N. Orlov D.A. Multicriteria optimization method for spacecraft control during descent in the planet's atmosphere. Advances in the Astronautical Sciences. Univelt. Inc., Publishing House, USA. 2021. Vol. 174, p.163-175

Статьи и публикации в сборниках трудов и материалах международных и всероссийских конференций

1. Орлов Д.А. Способы снижения конечной скорости при спуске КА в атмосфере Марса. В сборнике докладов XLII Международной молодежной научной конференции Гагаринские чтения. 2016 г. Том 2, стр. 48.
2. Матюшин М.М., Соколов Н.Л., Овечко В.М., Селезнева И.А., Орлов Д.А. Управление космическими аппаратами при выведении на спутниковые орбиты Марса. В сборнике тезисов докладов XXI международной научной конференции «Системный анализ, навигация и управление». г. Евпатория, 2016 г., стр.116-117.
3. Орлов Д.А. Оптимальное управление космическим аппаратом при максимизации коридора входа в атмосферу Марса. В сборнике докладов XLIII Международной молодежной научной конференции Гагаринские чтения. 2017 г, стр. 127-128.
4. Орлов Д.А. Метод определения структуры оптимального управления движением космического аппарата на участке спуска в атмосфере Марса. В сборнике тезисов докладов научно-практической конференции «Космонавтика и ракетостроение: взгляд в будущее», 2017 г., стр. 89-90.
5. Матюшин М.М., Овечко В.М., Орлов Д.А. "Метод оптимального управления космическим аппаратом в атмосфере Марса, обеспечивающий минимизацию скорости при вводе в действие системы мягкой посадки». Сборник тезисов XXIII Международной конференции "Системный анализ, управление и навигация". г. Евпатория, 1-8 июня 2018 г., стр. 167-168.
6. Орлов Д.А., Дорофеев В.С. Оптимальное управление космическим аппаратом в атмосфере Марса при использовании рикошетирующих траекторий. Сборник трудов 20-й Молодежной международной научно-технической конференции "Научные технологии и интеллектуальные системы 2018". Москва, 25.04.2018, МГТУ им. Н.Э. Баумана. стр. 50-53.
7. Орлов Д.А. «Метод двухпараметрического управления в атмосфере Марса». Сборник статей VII научно-технической конференции молодых и ученых специалистов ЦУП. г. Королев, 2017 г., стр. 210-219.
8. Орлов Д.А., Дорофеев В.С. «Оптимальное управление космическим аппаратом в атмосфере Марса при использовании рикошетирующих траекторий». Сборник статей VIII научно-технической конференции молодых и ученых специалистов ЦУП. г. Королев, 2018 г., стр. 198-202.
9. Орлов Д.А., Дорофеев В.С. «Реализация многокритериальной оптимизации в решении задач управления спуском космического аппарата в атмосфере планеты». Сборник статей IX научно-технической конференции молодых и ученых специалистов ЦУП. г. Королев, 2019 г., стр. 211-223.

Полученные свидетельства о регистрации программы для ЭВМ

1. Овечко В.М., Орлов Д.А. Дорофеев В.С. Программно-моделирующий комплекс расчета оптимального управления в атмосфере Марса, обеспечивающего минимизацию скорости полета КА при вводе в действие системы мягкой посадки и минимизацию зон маневра. Свидетельство № 2018617709 от 28.06.2018.
2. Овечко В.М., Орлов Д.А., Дорофеев В.С. Программно-моделирующий комплекс расчета оптимального управления в атмосфере Юпитера при минимизации максимальной температуры и суммарных тепловых потоков. Свидетельство № 2019615908 от 04.06.2019.

АННОТАЦИЯ ДИССЕРТАЦИИ

Орлов Дмитрий Александрович

Методика многокритериальной оптимизации управления движением космического аппарата при спуске в атмосфере планеты

Исследование посвящено поиску путей повышения эффективности применения автоматически управляемых космических аппаратов (КА) на аэродинамическом участке за счет разработанной методики многокритериальной оптимизации управления движением КА. Предметом исследования являются методы, алгоритмы оптимизации управления КА на участке движения КА в атмосфере планеты. Разработана методика нахождения оптимального управления с использованием различных критериев оптимальности, краевых условий и ограничений на фазовые координаты, на основе аналитического определения первого приближения программы управления, параметров движения КА и сопряженных переменных, включая новый подход к решению краевой задачи. Представлена математическая модель движения КА в атмосфере Юпитера, учитывающая унос масс теплозащитного покрытия для различных аэродинамических форм и проектных характеристик КА. Разработан алгоритм оптимального управления движением КА в атмосфере Марса и Юпитера с использованием рикошетирующих траекторий. Предложенный алгоритм управления позволяет «захватывать» атмосферой КА при пологих углах входа для КА типа космический самолет и несущий корпус. Предоставлена математическая постановка и разработана методика решения многокритериальной задачи оптимизации управления движением КА при спуске в атмосферах Марса и Юпитера.

DISSERTATION ABSTRACT

Orlov Dmitry A.

Method of multi-criteria optimization of spacecraft motion control during descent in the planet's atmosphere

The study is devoted to the search for ways to increase the efficiency of using automatically controlled spacecraft in the aerodynamic section due to the developed methodology for multi-criteria optimization of spacecraft motion control. The subject of the research is methods, algorithms for optimization of spacecraft control on the spacecraft movement section in the planet's atmosphere. A method is developed for finding the optimal control using various optimality criteria, boundary conditions and constraints on phase coordinates, based on the analytical definition of the first approximation of the control program, the parameters of the spacecraft motion and conjugate variables, including a new approach to solving the boundary value problem. A mathematical model of the spacecraft motion in the Jupiter atmosphere is presented, taking into account the carryover of the heat-protective coating masses for various aerodynamic shapes and design characteristics of the spacecraft. An algorithm for optimal control of spacecraft motion in the atmosphere of Mars and Jupiter using ricocheting trajectories has been developed. The proposed control algorithm makes it possible to "capture" the spacecraft by the atmosphere at gentle entry angles for spacecraft such as a space plane and a supporting body. A mathematical formulation is provided and a technique for solving a multi-criteria problem of optimization of spacecraft motion control during descent in the atmospheres of Mars and Jupiter is developed.

Подписано в печать: 27.05.2021

Объем: __ усл. п.л.

Тираж: 100 экз. Заказ № _____

Отпечатано в типографии « _____ »

Адрес, тел., E-mail типографии