

На правах рукописи

УДК 629.78

Зо Мин Тун

Разработка алгоритма перехода космического аппарата с подлетной гиперболической траектории на круговую орбиту спутника планеты при использовании торможения в атмосфере в условиях неопределенности её параметров

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва – 2019 г.

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель:

Кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полётом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана

Корянов Всеволод Владимирович

Официальные оппоненты:

Бобронников Владимир Тимофеевич,
доктор технических наук, профессор,
«Московский авиационный институт»,
кафедра «Системный анализ и управление»

Титков Михаил Алексеевич,
кандидат технических наук,
начальник отдела эксплуатации,
Акционерное Общество «ОМЕГА»

Ведущая организация:

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Защита состоится « » _____ 2019 года в 14 часов 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при МГТУ им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д. 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru>.

Автореферат разослан « » _____ 2019 г.

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д. 10, МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.141.22
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Перевод космического аппарата (КА) с подлетной траектории на орбиту спутника планеты требует большого расхода энергии. Для торможения КА применяются как обычные ускорители, так и сопротивление атмосферы планеты, за счет торможения в которой КА постепенно понижает энергию орбиты и последовательно приближается к круговой. В настоящее время ведутся актуальные работы по возможности использования атмосферы планеты для погашения части скорости КА в процессе его перевода на круговую орбиту планеты с целью экономии топлива и сокращения времени перехода. Для реализации этого метода применяется технология атмосферного торможения, при помощи которой входящий в атмосферу планеты космический аппарат тормозится для того, чтобы достичь заданной орбиты. Для управления аэродинамическим торможением меняется высота перицентра орбиты от которой зависит плотность атмосферы, скоростной напор и сила сопротивления. Аэродинамическое торможение приводит к атмосферному трению, приводящему к нагреву аппарата, что является одним из основных ограничений для длительности пребывания на орбите. Высота перицентра, и соответственно тепловые потоки контролируются импульсами в апоцентре.

В качестве примера исследования методики проведены расчеты для марсианской атмосферы. Атмосфера планеты Марса изучается много лет и характеризуется значительными возмущениями. Таким образом, будущие миссии необходимо проектировать с учётом вариаций параметров атмосферы. Эти параметры могут оказать критическое воздействие в ограниченном диапазоне, но вариации плотности атмосферы Марса могут быть от 20 до 500% на высотах 40 - 60 км и от 6 до 1500% выше 120 км относительно средних значений. Учет солнечной активности, времени суток, сезонных изменений и других факторов позволяют сузить этот диапазон.

Увеличение массы полезной нагрузки, сокращение стартовой массы и времени полета и, как следствие, удешевление марсианских миссий в условиях неопределенности параметров атмосферы за счет разработанного алгоритма управления и при обеспечении ограничений на траекторию и температурные режимы на поверхности аппарата является **актуальной научно-технической задачей.**

Целью диссертационной работы является разработка алгоритмов управления космическим аппаратом при его переходе с гиперболической траектории на круговую орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере в условиях неопределенности её параметров, с соблюдением ограничений по траектории и температурным режимам на поверхности аппарата.

Исходя из этого, в диссертации необходимо решить следующие **задачи:**

1. Провести анализ диапазона возможных вариаций параметров атмосферы и выполнить анализ возможных траекторий движения КА с учетом максимально возможных отклонений параметров атмосферы от их средних значений.

2. Разработать математическую модель движения КА для исследования разработанных алгоритмов управления с учетом неопределенности параметров атмосферы.
3. Разработать алгоритмы управления движением КА в условиях неопределенности параметров атмосферы планеты с учетом ограничений на траекторию и температурные режимы на поверхности аппарата и сформировать методику проведения коррекции траектории.
4. Провести верификацию и исследовать эффективность разработанных алгоритмов и программ методом численного эксперимента.
5. Выполнить численные параметрические исследования с учетом влияния различных возмущающих факторов при использовании торможения в атмосфере во время перевода на круговую орбиту планеты. Провести анализ полученных результатов.

Используемые методы исследования основываются на применении теории полета космических аппаратов, теоретической механики, динамики полета, теории дифференциальных уравнений, метода наименьших квадратов и гармонического анализа.

Объект исследования

В основе лежит апробированная модель КА FY-18 (НАСА), использующая теплозащитный зонтичный экран (щиток) переменной площади. Благодаря изменению площади экрана, появляется возможность полета в широком диапазоне вариаций плотности атмосферы планеты.

Предметом исследования служат методы исследования аэродинамического торможения, режимы движения и алгоритм управления КА при его переходе с гиперболической траектории на круговую орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере в условиях неопределенности её параметров.

Экономическая целесообразность заключается в том, что разработанные алгоритмы управления космическим аппаратом и управления теплозащитным зонтичным экраном переменной площади позволяют увеличить массу блока полезной нагрузки, сократить стартовую массу и время полета за счет уменьшения массы двигателя и потребного запаса топлива.

Научная новизна

1. Алгоритм перехода КА с подлетной траектории на круговую орбиту спутника планеты при использовании тормозного экрана в условиях неопределенности параметров атмосферы, с обеспечением ограничений на траекторию и температурные режимы;
2. Математическая модель движения КА с использованием разработанных алгоритмов управления и модель вариаций параметров атмосферы;
3. Результаты расчетов параметров перехода КА с гиперболической орбиты на круговую орбиту планеты с использованием разработанного алгоритма перехода.

Достоверность полученных результатов и выводов, приведенных в диссертации, а также правомерность применения используемого

математического аппарата обосновываются адекватностью разработанных моделей и методик существующим результатам и непротиворечивостью расчетно-теоретических результатов данным, опубликованным другими авторами.

Основные положения, выносимые на защиту

1. Модель и статистические характеристики вариаций параметров атмосферы.
2. Алгоритм расчета радиуса начального перицентра.
3. Алгоритм прогноза интегралов энергии на выходе из атмосферы.
4. Алгоритмы управления тормозным устройством КА при переходе с гиперболической траектории на эллиптическую орбиту в первом пролете атмосферы планеты с ограничениями на траекторию КА.
5. Алгоритмы идентификации параметров плотности атмосферы и теплового потока методом наименьших квадратов.
6. Алгоритм расчета минимальной высоты перицентра по температурному ограничению и минимальной энергии на выходе из атмосферы.
7. Результаты исследования движения КА во всем диапазоне вариаций плотности атмосферы с учетом ограничений на траекторию и температурные режимы КА при использовании торможения в атмосфере.

Практическая значимость диссертационной работы состоит в том, что:

1. Разработана методика, позволяющая проанализировать движение КА в условиях неопределенности параметров атмосферы с учетом вариаций плотности атмосферы планеты.
2. Исследовано влияние начальных условий и вариаций плотности атмосферы на выполнение ограничений траектории КА.
3. Возможно применение разработанных алгоритмов для управления перспективными КА с теплозащитным экраном.
4. Разработанные алгоритмы управления позволяют за минимальное время вывести на конечную орбиту большую полезную нагрузку.

Внедрение результатов работы

Полученные в диссертационной работе результаты использованы в учебном процессе МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Апробация работы

Основные положения и результаты диссертации докладывались и обсуждались на научном семинаре кафедры «Динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва, 2016, 2017, 2018); Международной конференции по авиационной и космической инженерии (Нью-Йорк, 2016); XL Академических чтениях по космонавтике (Москва, 2016).

Публикации

Основные положения и результаты диссертации изложены в 6 научных работах: в 4 статьях, опубликованных в изданиях, включенных в перечень рекомендованных ВАК РФ, в 2 докладах и их аннотациях, опубликованных в сборниках трудов научных конференций.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Объём диссертации 125 страниц. Работа включает в себя 58 рисунок и 15 таблиц. Список литературы содержит 92 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, излагаются её цели. Сформулирован комплекс задач, решение которых обеспечивает достижение поставленной цели. Рассмотрены методы исследований, научная новизна и объект исследования, экономическая целесообразность, краткий обзор литературы, характеристики атмосферы Марса, общие сведения по проводимой работе, а также анализ существующих проектов по данной тематике.

В первой главе рассматривается постановка задачи. В настоящей работе исследована траектория, в которой переход с гиперболической траектории на эллиптическую происходит только за счет торможения в атмосфере без использования большой тормозной двигательной установки (ДУ). Для торможения в атмосфере есть две технологии: «Aerobraking» и «AeroCapture». Исследования показали, что можно добиться уменьшения веса на 30-40% при использовании «AeroCapture» помимо других технологий. Поэтому в качестве прототипа в диссертации рассматривается космический аппарат FY-18 [Paul F.W., 2013] при использовании технологии «AeroCapture» для первого пролета в атмосфере планеты. Маневр «AeroCapture» начинается с гиперболической траектории входа в атмосферу планеты. При пролете в атмосфере скорость КА понижается, что дает ему возможность перейти на эллиптическую орбиту планеты. После первого пролета применяется технология «Aerobraking» для перевода с эллиптической траектории на круговую орбиту планеты (см. Рис. 1.).

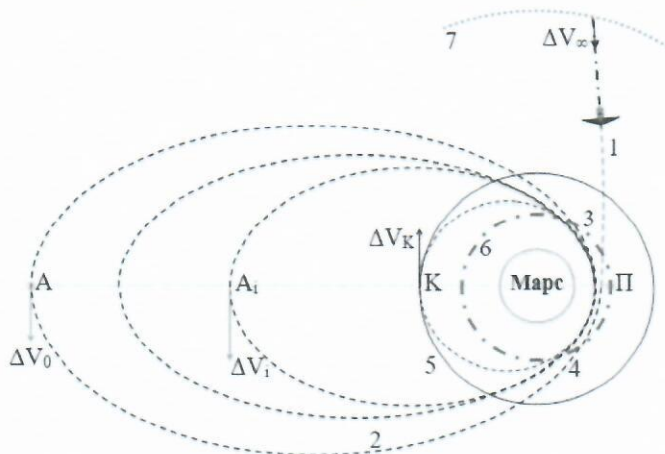


Рис. 1. Общая схема перехода КА на круговую орбиту Марса

1 - Гиперболическая орбита; 2 - Эллиптическая орбита; 3 - Точка входа в атмосферу; 4 - Точка выхода из атмосферы; 5 - Круговая орбита; 6 - Границы атмосферы Марса; 7 - Граница зоны гравитации Марса (~130000 км); К - Точка перехода на круговую орбиту; П - Точка перигея; А - Точка апогея; ΔV_∞ - Импульс для обеспечения начального перигея.

В работе определяются алгоритмы управления и расчета параметров

движения КА на этапе его перевода с гиперболической траектории на орбиту спутника в условиях неопределенности параметров атмосферы планеты.

Ограничения температуры поверхности КА и коридоры полета в атмосфере

Температурное ограничение зависит от материала теплозащиты. Предельная температура при первом прогреве щитка для материала «PICA» составляет 1600 К и после абляции ограничение понижается до 1400 К. Основной корпус КА выдерживает 2500 К [James O.A., 2013].

Траекторное ограничение также зависит от условий торможения в атмосфере. При избыточном торможении происходит падение КА на поверхность планеты, при недостаточном торможении - вылет с орбиты Марса с гиперболической скоростью.

Современные исследования позволяют учесть солнечную активность, время суток и время года, таким образом, неизвестными остаются вариации плотности от 20 до 500%. Поэтому тормозное устройство должно иметь площадь поверхности достаточную для этого диапазона.

Траекторные ограничения заданы по интегралу энергии в точке выхода из атмосферы:

- максимальный интеграл энергии $E_{\max} \leq 0$ (параболическая орбита, выход из поля притяжения Марса);

- минимальный интеграл энергии $E_{\min} \geq -\frac{\mu}{r}$ (круговая орбита, падение на поверхность планеты).

В работе для достижения цели на первом пролете ограничивается только максимум и минимум энергии, а на промежуточных пролетах температура поверхности КА и минимальный интеграл энергии.

Допущения

Для проведения качественных исследований и предварительных расчетов траектории космического аппарата удобно пользоваться уравнениями движения КА со следующими допущениями:

- Марс и его атмосфера имеют сферическую форму. Сферы концентричны.
- Движение КА происходит в центральном поле тяготения.
- Движение КА описывается в полярной системе координат. Боковые силы отсутствуют.
- Корректирующие импульсы скорости происходят мгновенно.

Математические модели движения космического аппарата

Сформулируем алгоритм расчета параметров движения КА на этапе его перехода с гиперболической траектории на орбиту планеты в условиях неопределенности параметров атмосферы планеты. Для расчетов внеатмосферного участка использовались уравнения из теории космического полета.

Для КА атмосферного участка использовались дифференциальные уравнения плоского движения КА:

$$\begin{aligned}\frac{dV}{dt} &= -\frac{SC_x \rho V^2}{m} - g \sin \theta, \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V \cos \theta}{r}, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{SC_x \rho V}{m} K - \frac{g \cos \theta}{V} + \dot{\varphi}, \\ \frac{dh}{dt} &= V \cos \theta, \\ r &= R + h,\end{aligned}$$

где: V – скорость движения КА; t – время полета КА; S – площадь миделевого сечения; C_x – коэффициент лобового сопротивления; m – масса КА; ρ – плотность атмосферы на поверхности планеты; g – ускорение свободного падения; φ – широта положения КА; θ – угол наклона траектории; r – расстояние от центра планеты до центра масс КА; K – значение аэродинамического качества; h – высота полета КА; R – радиус планеты.

Модель теплового потока

Температура поверхности тела при наличии отвода теплоты излучения определяется из уравнения теплового потока:

$$q_\lambda = q_w - \varepsilon \sigma T_M^4,$$

где: q_w – конвективный тепловой поток; q_λ – тепловой поток, отводимый внутрь материала (во многих задачах при оценке теплового баланса считают $q_\lambda = 0$); T_M – температура поверхности материала; ε – степень черноты материала; σ – постоянная Стефана – Больцмана ($5,670367 \times 10^{-8}$ Вт/м²К⁴).

В настоящей работе будем использовать формулу для оценки подводимого теплового потока в следующем виде:

$$q_\lambda = C_t \sqrt{\frac{\rho}{r_3}} V^3 - 2\varepsilon \sigma T_M^4,$$

где: C_t – температурный коэффициент, зависит от состава марсианской атмосферы; r_3 – радиус носовой части КА.

Температура выражается формулой:

$$T_M = \frac{2Q_T}{(C_p \rho_3 d_T)},$$

где: C_p – теплоемкость теплозащитного щита КА; ρ_3 – плотность теплозащитного щита КА; $Q_T = \int_0^t q_\lambda dt$ – энтальпия; d_T – толщина теплозащитного щита КА.

Атмосфера Марса имеет огромные вариации изменения плотности, поэтому невозможно смоделировать и спрогнозировать точную плотность.

Статистическая модель атмосферы

В качестве исходных данных взяты измеряемые параметры, полученные КА «Марс Глобал Сервейор» (МГС). Из-за того что торможение и температура нагрева зависят от плотности, происходят ограничения траектории. Поэтому мы должны подробно изучить модель атмосферы и ее вариации, чтобы траектории полета соответствовала этим ограничениям.

Среднестатистическая плотность атмосферы задается по следующей

формуле:

$$\rho_{\text{cp}} = \rho_i \exp\left(\frac{h-h_i}{h^*}\right),$$

где: h^* – высотный масштаб плотности атмосферы; h – высота под поверхностью Марса; ρ_i , h_i – табличные значения плотности и высоты.

В работе модель относительных вариаций плотности задаётся по следующей формуле:

$$\bar{\rho} = \frac{\rho}{\rho_{\text{cp}}} = \sum a_i \cos(\omega_i t + \varphi_i),$$

где: t – время от момента первого входа в атмосферу; a_i – амплитуды вариаций относительной плотности; ω_i – частоты колебаний относительной плотности; φ_i – начальная фаза колебаний.

В результате гармонического анализа исходных данных были получены функции распределения, амплитудно-частотный спектр вариаций плотности атмосферы и его дисперсии: $a_{mi}; \omega_{mi}; \sigma_{a_i}; \sigma_{\omega_i}$.

$$a_i = a_{mi} + \xi \sigma_{a_i}, \quad \omega_i = \omega_{mi} + \xi \sigma_{\omega_i}.$$

где: ξ – случайное распределённое число $[0 \dots 1]$ (нормальное распределение); a_{mi} – математическое ожидание амплитуды; ω_{mi} – математическое ожидание частоты; σ_{a_i} – среднеквадратичные отклонения амплитуды; σ_{ω_i} – среднеквадратичные отклонения частоты.

Фаза задается случайным числом в диапазоне $[0 \dots 2\pi]$: $\varphi_i = 2\pi\xi$.

Результат получается предельно близким к исходным данным при загрузке полученных частоты и амплитуды.

Воздушная скорость зависит от скорости вращения Марса и ветра, поэтому исходные данные взяты для зональной скорости ветра из измерений КА «МГС». Таким образом, модель движения содержит все необходимые исходные данные и диапазон вариаций, влияющий на значения динамических параметров КА.

Во второй главе разработано управление полетом КА в условиях неопределенности параметров атмосферы. Формулируются алгоритм решения задачи и алгоритм определения корректирующих импульсов скорости в апоцентрах переходной орбиты КА для коррекции высоты следующего перицентра в атмосфере планеты.

Управление полетом космического аппарата производится по этапам:

1. Расчет первого радиуса перицентра и управление теплозащитным экраном для первого пролета в атмосфере планеты.
2. Понижение апоцентра на промежуточных орбитах.
3. Выход на круговую орбиту планеты.

Расчет высоты перицентра и управление теплозащитным экраном для начального пролета в атмосфере планеты

Для достижения цели в работе ограничивается интеграл энергии движения КА. Ограничения очень сильно зависят от плотности атмосферы. Чтобы гарантировать ограничение при любых отклонениях плотности атмосферы в диапазоне от 20 до 500%, мы применяем алгоритм открытия и сброса щита тормозного устройства. Для этого диапазона расчеты показали, что площадь

открытого щита должна быть в двенадцать раз больше, чем площадь сечения космического аппарата с закрытым щитком.

Расчет начального радиуса перицентра

Надо найти предельную траекторию, которая во всем диапазоне плотности соответствует ограничениям интеграла энергии. На выходе из атмосферы необходимо определить высоту перицентра для первого входа в атмосферу планеты по условию:

$$h_{p(KA)} (S = S_{KA}; E > E_{min}; \bar{\rho} = 500\%) \leq h_{p(Щ)} (S = S_{Щ}; E < E_{max}; \bar{\rho} = 20\%),$$

где: $h_{p(Щ)}$ - высота перицентра, при которой интеграл энергии с открытым щитком на выходе из атмосферы меньше, чем интеграл энергии параболической орбиты; $h_{p(KA)}$ - высота перицентра, при которой интеграл энергии с закрытым щитком на выходе из атмосферы больше, чем минимальный интеграл энергии; $S_{Щ}$, S_{KA} - площадь фронтальной проекции с открытым и закрытым щитком; $\bar{\rho}$ - относительная плотность атмосферы планеты; $E_{min} = (-\mu/r_{кр})$ - минимальный интеграл энергии для круговой орбиты; μ - гравитационный параметр планеты; $r_{кр}$ - радиус круговой орбиты планеты; $E_{max}=0$ - интеграл энергии параболической орбиты.

$$E_{KA}=E-\Delta E; E_{Щ}=E-\frac{S_{Щ}}{S_{KA}}\Delta E;$$

где: E - текущий интеграл энергии КА до входа в атмосферу; $E_{Щ}$, E_{KA} - интеграл энергии с открытым и закрытым щитком после выхода из атмосферы; ΔE - потеря энергии после пролёта атмосферы.

На Рис. 2 представлена зона возможного определения перицентра по высоте и плотности. Заштрихованная область – зона допустимых условий первого перицентра.

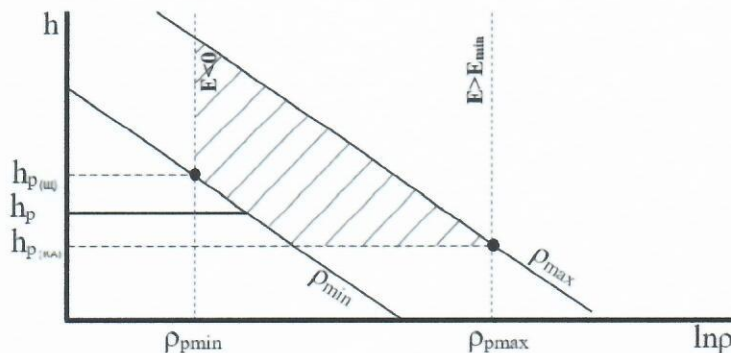


Рис. 2. Допустимый гарантированный диапазон высот первого перицентра h_p

Чтобы найти $h_{p(Щ)}$ и $h_{p(KA)}$, необходимо решить краевые задачи.

Найти предельные траектории, в которых $E_{вых}(h_{p(Щ)}; S_{Щ}) \leq E_{max}$ и $E_{вых}(h_{p(KA)}; S_{KA}) \geq E_{min}$.

Высота первого перицентра определяется как средняя от предельных высот:

$$h_p = \frac{(h_{p(KA)} + h_{p(Щ)})}{2}$$

Условие $h_{p(ц)} \geq h_{p(КА)}$ гарантирует выполнение ограничений.

Верхнюю границу коридора входа h_p^B характеризуют максимальным, а нижнюю h_p^H – минимальным значением высоты условного перицентра (см. Рис. 3).

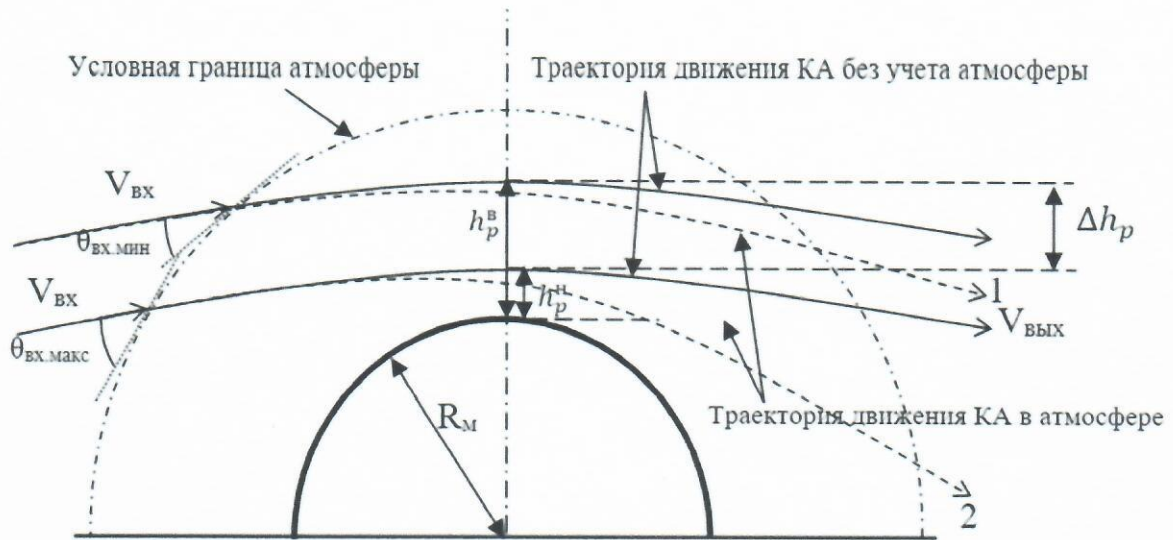


Рис. 3. Коридор входа КА в атмосферу (1 – ($E_{\text{вых}} < 0$) и 2 – ($E_{\text{вых}} > E_{\text{min}}$))

Методика прогноза интеграла энергии на выходе из атмосферы

После входа в атмосферу вычисляется интеграл энергии для выхода из атмосферы планеты

$$E_{\text{вых}} = E_{\text{вх}} + \Delta E,$$

Интеграл энергии до входа в атмосферу можно сформулировать

$$E_{\text{вх}} = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \text{const},$$

где: V, r - скорость и радиус КА до входа в атмосферу.

$$\Delta E = \int_{t_{\text{вх}}}^{t_{\text{вых}}} \dot{E} dt,$$

где: $\dot{E} = V f_x / m$ - производная интеграла энергии; $t_{\text{вх}}$ - время входа в атмосферу; $t_{\text{вых}}$ - время выхода из атмосферы.

Аэродинамическое сопротивление (f_x), действие которого обусловлено влиянием атмосферы планеты и которое направлено по касательной к траектории КА, вычисляют по формуле:

$$f_x = -\rho \frac{V_{\infty}^2}{2} S C_x,$$

где: C_x - коэффициент лобового аэродинамического сопротивления (предполагается $C_x = \text{константа}$ для данных компоновки); S - площадь миделевого сечения; ρ - плотность атмосферы планеты; V_{∞} - воздушная скорость КА.

Воздушную скорость КА можно рассчитать таким образом:

$$\bar{V}_{\infty} = \bar{V} + \bar{\omega}_M \times \bar{r}_M + \bar{W}_{cp} + \overline{\Delta W},$$

где: $\bar{\omega}_M$ - угловая скорость Марса; r_M - радиус Марса; $\bar{W}_{cp}$ - средний ветер Марса; $\overline{\Delta W}$ - вариации ветра Марса.

Плотность атмосферы планеты задана формулой из Гл. 1.

Алгоритм идентификации параметров модели атмосферы

Измерения

КА имеет акселерометры и навигационную систему, которые выдают скорость, координаты и углы ориентации ЛА относительно планеты.

Расчет перегрузки в перицентре

При первом пролете в условиях неопределенности параметров атмосферы планеты плохо известны плотности атмосферы и воздушной скорости, но их производные соответствуют осевой перегрузке, которую можно измерить с высокой точностью. Поэтому мы используем модель ускорения от осевой перегрузки, допуская $\frac{f_x}{\rho V^2} \sim const.:$

$$\ln f_x = \ln f_{xp} + \frac{(h - h_p)}{h^*},$$

Для оценки параметров f_{xp} (модельная перегрузка в перицентре) и h^* используем метод наименьших квадратов (МНК), по уравнению невязки:

$$\Delta = \sum_{i=1}^j ((\ln f_x)_i - \ln f_{xp} - \frac{(h_i - h_p)}{h^*})^2 = \min,$$

Измеренные параметры f_x и h_i , j – количество измерений и h_p – заданная высота перицентра.

В процессе полета измеряется и уточняется значения параметров атмосферы f_{xp} и h^* . МНК дает дисперсии и среднеквадратичное отклонение (СКО):

$$\bar{\sigma}(\ln f_{xp}) = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^j ((\ln f_x)_i - \ln f_{xp} - \frac{(h_i - h_p)}{h^*})^2}}{j}.$$

Расчёт потери энергии в атмосфере

В основном ΔE накапливается в зоне перицентра атмосферы от h_p до $h_p + 5$ км, поэтому допускаем, что вертикальное ускорение соответствует формуле:

$$\dot{V}_r = \frac{V_p^2}{r_p} - \frac{\mu}{r_p^2}$$

где: r_p – радиус перицентра; V_p – воздушная скорость в перицентре.

Из этого допущения методом итераций уточнения V_p мы получаем потерю энергии на выходе из атмосферы.

Управление теплозащитным экраном для первого пролета в атмосфере планеты

В процессе полета мы вычисляем интеграл энергии $E_{КА}$ и $E_{Щ}$ для двух вариантов площади КА $S_{КА}$ и $S_{Щ}$, где $S_{КА}$ - площадь КА с закрытым щитом, $S_{Щ}$ - площадь КА с раскрытым щитком.

В первом пролете атмосферы планеты КА управляет отсоединением теплозащитного экрана для выполнения ограничений по $E_{вых}$ в соответствии со следующими условиями:

- 1) Если плотность атмосферы маленькая, то $E_{КА} \geq E_{max}$. В этом случае, КА теряет скорость очень мало и недостаточно тормозит для перехода на эллиптическую орбиту планеты. Поэтому нужно открывать теплозащитный щиток, и площадь сечения теплозащитного устройства S будет равна $S_{Щ}$.
- 2) Если $E_{Щ} < E_{min}$ нам нужно сбросить щиток, и площадь сечения теплозащитного устройства S будет равна $S_{КА}$. В этом случае, КА достаточно тормозит для перехода на эллиптическую орбиту планеты. Поэтому уже не нужен теплозащитный щиток для торможения в атмосфере.

Расчет высоты перицентра на промежуточных орбитах

После выхода из атмосферы для корректирующих импульсов в апоцентре, минимальные высоты перицентров определяются ограничениями температуры поверхности КА и интегралом энергии ($E > E_{min}$) движения КА. Параметры плотности атмосферы планеты h^* и ρ_p были определены по измерениям f_x в первом пролете атмосферы.

Измерения

Дополнительно к измерениям навигационных систем необходимы датчики (MELDI) теплового потока и Термопара (измеритель температуры поверхности). Основной целью MELDI является изучение атмосферной среды. MELDI состоит из трех основных приборов: MISP (термопара MELDI), MEADS (система ввода атмосферных данных Марса), SSE (электроника поддержки датчика). У него погрешность не более 2%.

Оценка параметров теплового потока и параметров атмосферы космического аппарата

Тепловой поток, поглощаемый щитком космического аппарата, определим по формуле:

$$q_w = \frac{C_t}{\sqrt{r_{ТПЗ}}} \rho^n V_\infty^m,$$

где: C_t - температурный коэффициент; ρ - плотность атмосферы планеты; V_∞ - скорость встречного потока; $r_{ТПЗ}$ - радиус теплозащитного щита КА; n, m - показатели степени ρ и V_∞ .

Плотность атмосферы и воздушная скорость не известны, но их производные соответствуют осевой перегрузке, которую можно измерять с высокой точностью. Поэтому в бортовой модели теплового потока будет использоваться ускорение от осевой перегрузки (f_x): $q = C_q f_x^{n_f} V_\infty^{m_f}$.

где: температурный коэффициент от осевой перегрузки: $C_q = \frac{C_t}{\sqrt{r_{ТПЗ}}}$

Использован метод наименьших квадратов (МНК), по уравнению невязки:

$$\Delta = \sum_{i=1}^j (\ln q_i - \ln C_q - n_f \ln f_{x_i} - m_f \ln(V_i + \omega_m r_i))^2 = \min$$

Параметры q_i , V_i и f_{x_i} , измеренные при заданной угловой скорости (ω) и радиусе орбиты (r).

После решения получим C_q , n_f и m_f с помощью метода наименьших квадратов, который работает устойчиво, МНК дает дисперсии и СКО (см. Рис.4):

$$\sigma(\ln q) = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^j (\ln q_i - \ln C_q - n_f \ln f_{x_i} - m_f \ln(V_i + \omega_m r_i))^2}}{j}.$$

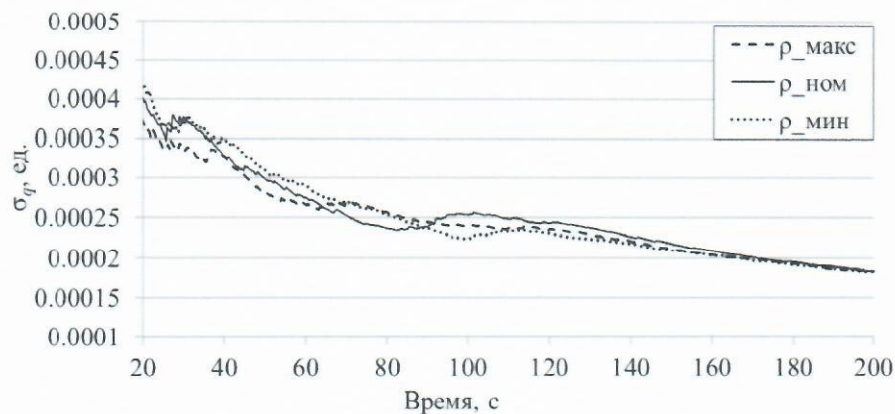


Рис. 4. Коэффициент теплопередачи, полученные по алгоритму идентификации

Максимальный тепловой поток $q_{\max}$ возникает в перигеентре, так как в этой точке максимальная по траектории плотность атмосферы и, следовательно максимальная температура. Далее мы рассчитаем радиус перигеентра для выполнения ограничений температуры и интеграла энергии.

Выбор радиуса перигеентра по ограничениям

Если минимальный радиус перигеентра по ограничению интеграла энергии меньше чем радиус перигеентра по максимальной допустимой температуре, то радиус следующего перигеентра равен радиусу по ограничению температуры. Потому что для достижения цели КА не только не упадет на планету, но и не сгорит в атмосфере планеты. Орбита с заданным перигеентром формируется малым корректирующим импульсом в апоцентре после первого пролета атмосферы.

Расчет высоты перигеентра для последнего пролета атмосферы

Использовали ступенчатое управление прогнозом конечного состояния и для последнего пролета КА считали интеграл энергии следующей орбиты. Можно найти конечный радиус в перигеентре ($r_{p(\text{конеч})}$), который определяется по формуле:

$$r_{p(\text{конеч})} = r_{p_0} - \ln\left(\frac{f_x + 3\bar{\sigma}(f_{xp})}{f_{xp(\text{конеч})}}\right)h^*,$$

После этого можно найти и дать последний импульс скорости, необходимый для перелета КА на конечную орбиту.

Программное математическое обеспечение

С использованием разработанной программы проведено численное моделирование на компьютере. Для разработки программного обеспечения была использована стандартная процедура численного интегрирования методом Рунге–Кутты 4–го порядка с реализацией на языке С.

Для **верификации программы** был выполнен расчет перехода (160 витков). В качестве исходных данных были взяты измерения перегрузки КА «МГС», результат которого на 98.8% совпал с фактическими параметрами полета.

В третьей главе приведены результаты численного моделирования движения КА. Расчет по алгоритму Гл. 2 дал высоту начального перицентра, равную 42 км в диапазоне вариаций плотности 200 – 500% относительно средней атмосферы.

Результаты моделирования движения КА в атмосфере с высотой начального перицентра при вариациях плотности атмосферы Марса показаны в таблицах в тексте диссертации. Для проверки надежности работы алгоритма управления были взяты различные варианты вариации плотности атмосферы: 20%, 33.33%, 100%, 300% и 500%. Таким образом, сделана проверка не только предельного, но и промежуточных режимов.

Из этого видно, что, при открытии теплозащитного экрана КА сильно затормаживается и теряет скорость движения, интеграл его энергии тоже сильно снижается.

В четвертой главе проводится анализ полученных результатов перехода с параболической на круговую орбиту планеты и сравнение массы блока полезной нагрузки КА.

На Рис. 5, 6 и 7: линия точками – площадь сечения относительно $S_{КА}$, пунктирная линия – максимальная относительная плотность, сплошная линия – номинальная плотность и штрихпунктирная линия – минимальная относительная плотность.

Из анализа полученных результатов (см. Рис. 5) видно, что при минимальной и номинальной относительной плотности тормозной теплозащитный экран космического аппарата нужно держать открытыми до зоны перицентра. В точке 2 КА складывает экран, чтобы минимизировать потери скорости до выхода из атмосферы. При максимальной относительной плотности использовать тормозной экран не нужно до конца выхода из атмосферы. При меньшей плотности атмосферы сила сопротивления КА уменьшается, поэтому, требуется больше времени на торможение с открытым экраном.

Полученные результаты расчётов свидетельствуют (см. Рис. 6), что при максимальной относительной плотности, температура выше, но не больше 1400К,

иначе аппарат сгорит в атмосфере, КА тормозит без экрана. В этом случае теплозащитный экран не нужно открывать, потому что тепловой поток велик и КА выполняет нужные условия. При номинальной и минимальной относительной плотности КА теряет недостаточно количество скорости, поэтому экран необходимо использовать для торможения.

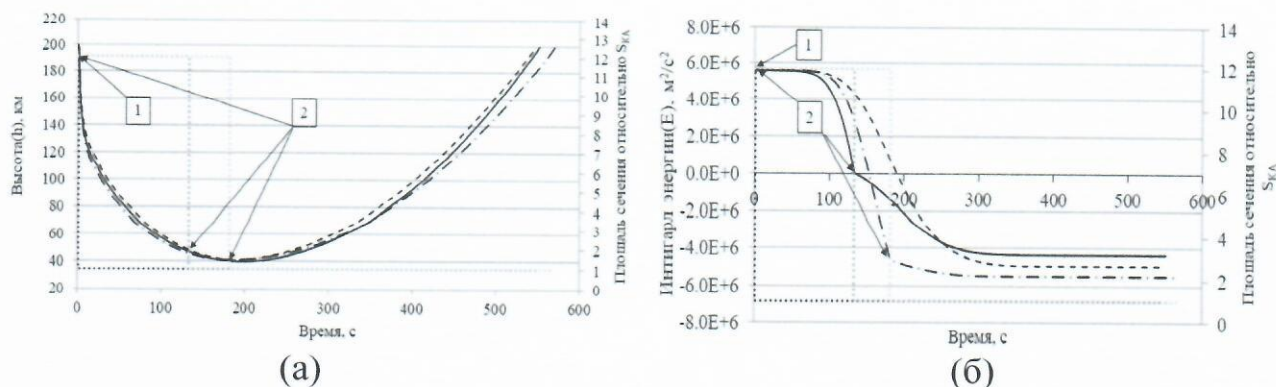


Рис. 5. Сравнение траектории (а) и интеграла энергии (б) полета КА с точками открытия (точка 1) и сброса (точка 2) тормозного экрана при разных плотностях для первого пролета в атмосфере Марса

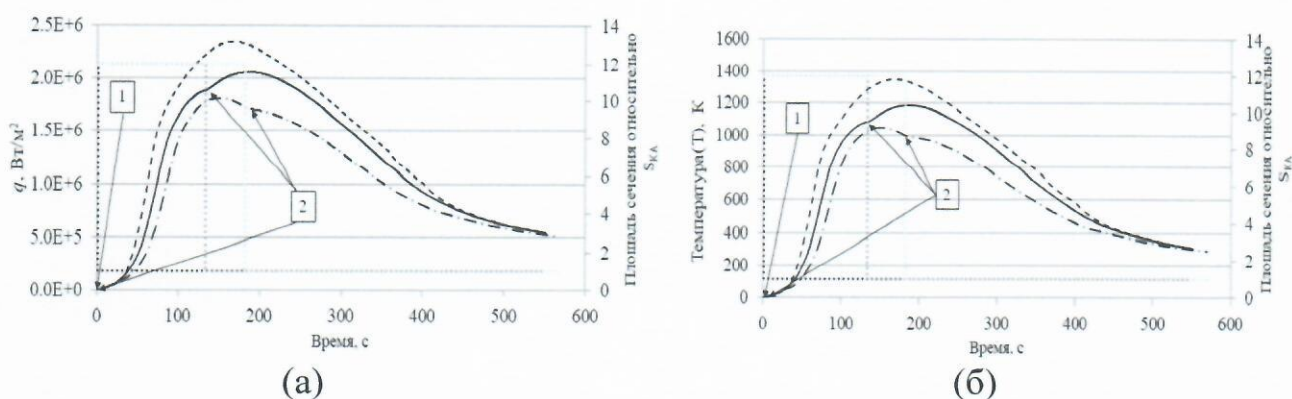


Рис. 6. Сравнение теплового потока (а) и температуры поверхности (б) КА с точками открытия (точка 1) и сброса (точка 2) тормозного экрана при разных плотностях для первого пролета в атмосфере Марса

Во всех случаях температура экрана не превышает 1400 К при допустимой 1600 К. Температура носка КА не превышает допустимый предел 2500 К.

На Рис. 7 видно, что интегралы энергии на выходе из атмосферы немного больше величины, необходимой для выхода на круговую орбиту, поэтому нужно использовать небольшой разгонный импульс в апоцентре для повышения перицентра, соответствующего снижению избытка энергии.

Анализ коррекции минимальных высот полета в перицентре при разных плотностях для перехода КА с гиперболической на круговую орбиту за счет торможения в атмосфере показан на Рис. 8.

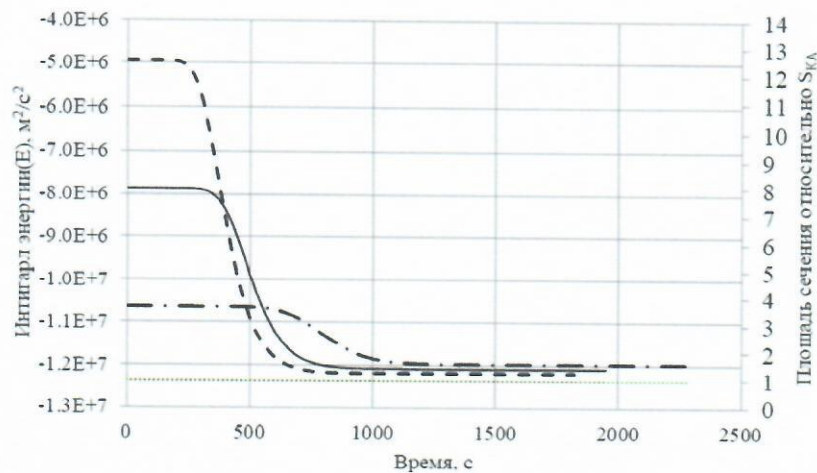


Рис. 7. Сравнение интеграла энергии при разных плотностях для последнего полета в атмосфере Марса

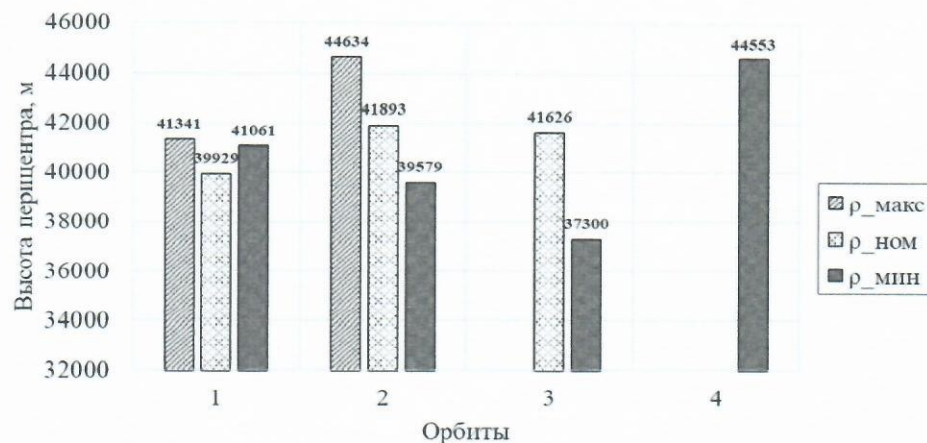


Рис. 8. Коррекции высот перицентра при разных плотностях атмосферы для перехода КА на круговую орбиту за счет торможения в атмосфере
 $\rho_{\text{макс}}$ – максимальная относительная плотность; $\rho_{\text{ном}}$ – номинальная плотность; $\rho_{\text{мин}}$ – минимальная относительная плотность.

Согласно Рис. 8, минимальная высота полета в перицентре: тем меньше относительная плотность, чем меньше высота перицентра.

Таблица 1.

Анализ полученных результатов при различных относительных плотностях атмосферы Марса

№.	Количество витков орбиты	Относительная плотность	Суммарное время (час)	Суммарный импульс (м/с)	Максимальная температура (К)
1	2	Максимальная	8,8	0,76	1350
2	3	Номинальная	13,66	0,44	1188
3	4	Минимальная	13,6	6,7	1046

В Таблице 1 видно, что чем выше относительная плотность, тем меньше суммарное время на переходе от гиперболической к круговой орбите с учетом торможения в атмосфере Марса.

Сравнение массы блока полезной нагрузки космических аппаратов

Проектирование любого автоматического КА начинают с проведения объемно-массового анализа.

Таблица 2.

Сравнение элементов конструкции и массы блока полезной нагрузки КА «Марс Одиссей» и исследуемого КА

Космический аппарат	КА «Марс Одиссей»	Исследуемый КА
Масса КА	725 кг	725 кг
Масса ДУ	74,9 кг	9,6 кг
Масса топлива	348,7 кг	10,4 кг
Масса баков и системы подачи топлива	49,7 кг	2 кг
Масса корпуса	207,2 кг	207,2 кг
Масса зонтика	-	120 кг
Масса блока полезной нагрузки	44,5 кг	375,8 кг

Расчеты показали, что использование торможения в атмосфере уменьшает массу двигателя и сокращает используемое топливо. В то же время увеличивается масса блока полезной нагрузки, она может быть увеличена почти в 8 раз.

В заключение приведены основные результаты диссертационного исследования, которые заключаются в следующем:

1. Обоснован диапазон возможных вариаций параметров атмосферы и выполнен анализ возможных траекторий движения КА с учетом максимально возможных отклонений параметров атмосферы от стандартных значений при относительной плотности атмосферы Марса от 20% до 500%.
2. Разработаны алгоритмы управления движением КА с прогнозом интеграла энергии в условиях неопределенности параметров атмосферы планеты с учетом ограничений на траекторию и температурные режимы на поверхности аппарата, и сформирована методика проведения коррекции.
3. Сформулирована математическая модель движения КА с использованием разработанных алгоритмов управления с учетом неопределенности параметров атмосферы.
4. Обоснованы алгоритмы идентификации параметров плотности атмосферы и теплового потока методом наименьших квадратов.
5. Создано и отлажено программное обеспечение, позволяющее проводить исследование влияния вариаций параметров атмосферы на управление движением КА. Верификация программы показала хорошее с точностью 98,8%, согласование расчета траектории КА «Марс Одиссей» с параметрами моделируемого полета.
6. Показано, что применение алгоритмов управления траекторией движения КА с ограничением по интегралу энергии и температуры поверхности в условиях неопределенности параметров атмосферы планеты позволило

сократить время перехода с гиперболической на круговую орбиту с 3 месяцев до 13,66 часов.

7. Представленные алгоритмы управления позволяют за минимальное время вывести на круговую орбиту КА с большей полезной нагрузкой.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Зо Мин Тун, Мельников А.Ю. Анализ алгоритмов коррекции высоты перицентра при переводе параболической траектории на круговую орбиту марса с помощью торможения в атмосфере // Успехи современной науки, 2017. Том 4, №1. С. 99-103 (0,31 п.л. / 0,18 п.л.).
2. Казаковцев В.П., Корянов В.В., Зо Мин Тун. Коррекция траектории перехода космического аппарата на круговую орбиту спутника при использовании торможения в атмосфере в условиях неопределенности ее параметров // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2015. №5. С. 38–46 (0,56 п.л. / 0,18 п.л.).
3. Зо Мин Тун. Анализ перехода космического аппарата на орбиту планеты с учетом торможения в атмосфере // Интернет-журнал «Науковедение», 2015. Том 7, №2. Режим доступа: DOI: 10.15862/29TVN215 (1 п.л.).
4. Зо Мин Тун. Анализ движения космического аппарата при переходе на орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере // Интернет-журнал «Науковедение». Выпуск 2, (март-апрель) 2014. URL: <https://naukovedenie.ru/PDF/100TVN214.pdf> (0,69 п.л.).
5. Зо Мин Тун. Анализ перехода космического аппарата на орбиту планеты с использованием аэродинамического торможения в атмосфере // Международная конференция по авиационной и космической инженерии (Нью-Йорк), 2016. Том 10, № 6. URL: <https://waset.org/pdf/books/?id=46717&pageNumber=200> (дата обращения: 06.06.2018) (0,06 п.л.).
6. Зо Мин Тун. Торможение в атмосфере планеты для перехода на её орбиту // Электронный журнал «Молодежный научно-технический вестник». Выпуск 11, ноябрь 2013. URL: <http://ainsnt.ru/doc/637643.html> (дата обращения: 06.06.2018) (0,31 п.л.).