

На правах рукописи

Петрухина Ксения Вячеславовна

**ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ
МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ПЕРЕЛЁТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ДВИГАТЕЛЕЙ БОЛЬШОЙ И МАЛОЙ ТЯГИ**

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление
движением летательных аппаратов

Автореферат диссертации
на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара 2010 г.

Работа выполнена на кафедре летательных аппаратов Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)» (СГАУ)

Научный руководитель -	доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ Салмин Вадим Викторович
Официальные оппоненты -	доктор технических наук, профессор Мантуров Александр Иванович доктор технических наук, профессор Горбатенко Станислав Алексеевич
Ведущая организация	ОАО РКК «Энергия» имени С. П. Королёва, г. Королёв Московской области

Защита состоится « ____ » _____ 2010 года в ____ часов на заседании диссертационного Совета Д 212.215.04 при Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва» по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ.
Автореферат разослан « ____ » _____ 2010 года.

Учёный секретарь диссертационного совета Д 212.215.04

кандидат технических наук, доцент

А. Г. Прохоров

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. В задачах оптимизации космических перелётов основными критериями оптимальности являются масса полезной нагрузки (ПН) и продолжительность перелёта. При выборе баллистических схем перелётов приходится искать компромисс между этими критериями. Электрореактивные двигатели малой тяги (ЭРД), использующие принцип ускорения заряженных частиц рабочего тела в электростатических или электромагнитных полях, обладают высокой скоростью истечения рабочего тела (15-30 км/с), что обеспечивает существенно меньший расход рабочего тела по сравнению с двигателем большой тяговооружённости на химическом топливе. Однако для космических систем малой тяги реактивное ускорение, создаваемое двигателем, составляет $0,1 \dots 10 \text{ мм/с}^2$, поэтому манёвры с малой тягой в «сильных» гравитационных полях достаточно продолжительны и занимают от нескольких недель до нескольких месяцев.

Использование на космическом аппарате (КА) комбинации двигателей большой и малой тяги сочетает в себе достоинства как импульсных манёвров (малое время перелёта), так и манёвров с малой тягой (большая масса полезной нагрузки) и позволяет найти компромисс между критериями «масса полезной нагрузки» - «продолжительность перелёта».

Поэтому проблема оптимизации комбинированных схем межорбитальных перелётов является актуальной с точки зрения повышения эффективности космических транспортных операций.

Состояние проблемы. В настоящее время механика полёта с малой тягой выделилась, по существу, в новый раздел механики космического полёта, рассматривающий в совокупности проблемы оптимизации траекторий и законов управления движением, а также выбора оптимальных соотношений масс основных компонентов космического аппарата. Основоположниками этого направления механики полёта являются такие учёные, как Н. S. Tsien, D. Irving, T. N. Edelbaum, Э. Штулингер, Д. Е. Охоцимский, В. В. Белецкий, В. А. Егоров, В. Н. Лебедев, Г. Л. Гродзовский, Ю. Н. Иванов, В. В. Токарев.

Технической базой для реализации космических полётов с малой тягой являются разработки стационарных плазменных двигателей ФГУП «Факел» и исследовательского центра им. М. В. Келдыша, а также серия двигателей, созданных за рубежом (США, Германия, Франция, Англия). Опыт практического использования электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ) подтверждает их высокую надёжность и свидетельствует о целесообразности расширения области их дальнейшего применения, в том числе и в составе комбинированной двигательной установки (КДУ).

Исследованием данной проблемы занимались Ю. Н. Иванов, Д. Ф. Лоуден, W. R. Fimple, I. L. Horwood, В. В. Салмин, Г. А. Попов, Г. В. Малышев, В. А. Обухов. В настоящее время близок к завершению проект Российского космического агентства «Фобос-грунт», в котором предполагается достижение спутника Марса – Фобоса с применением КДУ: химического разгонного блока «Фрегат» и электрореактивного энергодвигательного модуля с солнечной энергоустановкой.

Проблемы отыскания оптимального управления при межорбитальных перелётах отражены в работах В. Н. Лебедева, Н. Н. Моисеева, В. Ф. Кротова, В. И. Гурмана, С. А. Горбатенко, А. И. Мантурова, Н. М. Иванова, С. А. Ишкова, М. С. Константинова, В. В. Малышева, В. В. Салмина, Л. Н. Лысенко.

Если манёвры КА с двигателем большой тяги хорошо изучены и получены аналитические выражения для оптимальных импульсов, минимизирующих затраты рабочего тела, то движение по многовитковым траекториям с малой тягой является более сложным и требует дополнительных исследований. Существует также ряд теоретических проблем, связанных с оптимальной комбинацией двигателей большой и малой тяги, многокритериальной оптимизацией космических перелётов.

Целью диссертационной работы является разработка методов и алгоритмов оптимизации баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги. Для достижения поставленной цели в данной работе решается совокупность задач:

- 1) задача выбора оптимальной структуры управления комбинированной системой, состоящей из двигателей большой и малой тяги;
- 2) задача определения приближённо-оптимальных законов управления при перелётах с малой тягой между произвольными орбитами;
- 3) задача выбора оптимальной даты старта, обеспечивающей минимум времени пребывания КА в тени Земли;
- 4) многокритериальная задача совместной оптимизации баллистических и проектных параметров и законов управления вектором тяги для комбинированных схем перелёта.

Методы исследований основаны на использовании системного подхода к выбору оптимальных проектно-баллистических характеристик перелётов космического аппарата, оснащённого двигателями большой и малой тяги, теории оптимального и локально-оптимального управления, принципа расширения множества допустимых состояний и управлений, численных методов решения задачи параметрического синтеза и многокритериальной оптимизации.

Научная новизна заключается в следующем:

1. Определена структура оптимальных режимов управления комбинированной двигательной установкой, обеспечивающая максимум относительной массы полезной нагрузки.
2. Дана математическая постановка и разработан методический подход к решению проблемы многокритериальной оптимизации межорбитального перелёта с использованием двигателей большой и малой тяги.
3. Теоретически обоснован и практически реализован в виде регулярных алгоритмов и вычислительных схем метод отыскания локально-оптимального управления при перелётах с малой тягой между орбитами с произвольными значениями большой полуоси, наклона и эксцентриситета.
4. Разработана численно-аналитическая методика расчёта оптимальных дат старта с минимумом времени пребывания в тени Земли для перелётов с малой тягой между произвольными орбитами.

5. Разработана методика оптимизации проектно-баллистических характеристик комбинированных схем межорбитальных перелётов.

Практическая значимость работы:

1. Систематизированные результаты решения задачи оптимизации комбинированных схем перелёта на геостационарную орбиту с использованием разработанных методов, методик и численных алгоритмов.
2. Технические предложения по оптимальному сочетанию химических разгонных блоков (РБ «Фрегат», РБ «Бриз М») и транспортного электрореактивного модуля со стационарными плазменными двигателями для транспортировки полезных грузов на удалённую околоземную орбиту.
3. Интерактивный исследовательский программно-методический комплекс расчёта проектно-баллистических характеристик перелёта, оптимизации даты старта и графической визуализации схемы движения для проектирования перспективных космических транспортных систем.

Реализация результатов работы. Научные и практические результаты работы, оформленные в виде научно-технических отчетов и технических предложений, используются в перспективных проектных исследованиях ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», ОАО РКК «Энергия» имени С. П. Королёва, НИИ прикладной механики и электродинамики, что подтверждается актами внедрения. Результаты работы используются в учебном процессе: при дипломном проектировании, в учебно-исследовательских работах студентов, включены в учебное пособие «Методы системного анализа и исследования операций в задачах проектирования летательных аппаратов», Самара, СГАУ, 2009 (раздел 3.3 написан автором диссертации). Результаты работы включены в отчётные материалы по проекту «Разработка методов проектирования космических мониторинговых и транспортных систем с электроракетными и комбинированными двигательными установками на базе солнечных и ядерных источников энергии» в рамках Федеральной целевой программы «Научные и педагогические кадры инновационной России» 2009-2013 гг. (Госконтракт № 02.740.11.0527).

На защиту выносятся следующие положения:

- 1) структура оптимальных режимов управления комбинированной двигательной установкой, обеспечивающая максимум относительной массы ПН;
- 2) методика решения проблемы многокритериальной оптимизации комбинированных схем межорбитальных перелётов;
- 3) метод отыскания локально-оптимального управления при перелётах с малой тягой между орбитами с произвольными значениями большой полуоси, наклона и эксцентриситета;
- 4) численно-аналитическая методика расчёта оптимальных дат старта с минимумом времени пребывания в тени Земли для перелётов с малой тягой между произвольными орбитами;
- 5) систематизированные результаты численного моделирования и оптимизации комбинированных схем доставки ПН на геостационарную орбиту.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались на международных и российских конференциях. В частности, были

сделаны следующие доклады:

- на научно-технической конференции молодых учёных и специалистов ОАО РКК «Энергия» имени С. П. Королёва, 2008 г. (диплом первой степени лауреата XVIII конференции молодых учёных и специалистов и медаль С. П. Королёва Федерации космонавтики России);
- на XIII и XIV Всероссийских семинарах по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 2007, 2009 гг.);
- на первой международной конференции МАА-РАКЦ «Космос для человечества» (г. Королёв, 2008 г.);
- на Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники и ее роль в устойчивом социально-экономическом развитии общества» (г. Самара, 2009 г.);
- на симпозиуме «Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems» International Federation of Automatic Control (IFAC) (г. Самара, 2009 г.).

Публикации. Основное содержание диссертационной работы отражено в 11 печатных работах, из которых 3 статьи в ведущих рецензируемых научных журналах, определённых Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации.

Объём и структура работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, выводов и списка литературы. Общий объём 170 страниц, в том числе 28 таблиц, 52 рисунка. Список литературы включает 118 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы, формулируются цель и задачи исследований, описывается современное состояние проблемы, излагается научная новизна работы.

В первой главе приводится детальное описание комбинированных схем перелётов на целевую орбиту, дается обоснование последовательности работы двигательных установок большой и малой тяги, вводится проектная модель КА с комбинированной двигательной установкой, формулируется задача многокритериальной оптимизации и проводится ее декомпозиция на ряд частных задач.

Комбинированная схема межорбитального перелёта предполагает использование на первом этапе (формирование промежуточной эллиптической орбиты) химического разгонного блока (ХРБ), а на втором – солнечной ЭРДУ (формирование целевой, например, геостационарной орбиты – ГСО) (рис. 1).

При определении последовательности работы двигательных установок рассматривалось их функционирование в режиме, когда в каждой точке траектории может работать только один из двигателей. Решение вариационной задачи о доставке максимальной ПН производилось в соответствии с принципом максимума Л. С. Понтрягина. Анализ структуры оптимальных режимов позволил получить выражение для функции переключения, определяющей моменты включения-выключения двигателя большой тяги.

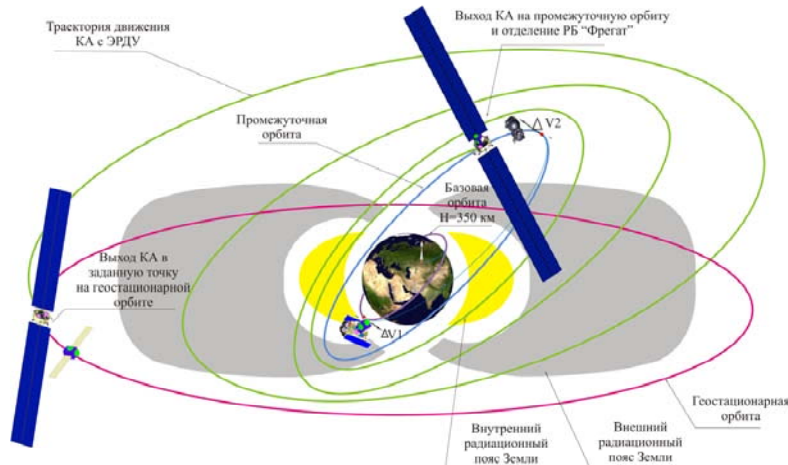


Рис. 1. Комбинированная схема выведения КА на ГСО

Получено условие оптимальности: **на начальном участке движения космического аппарата с КДУ должен работать двигатель большой тяги, который отделяется после выполнения манёвра, и остальную часть траектории КА движется только за счет работы двигателя малой тяги.** Этот результат подтверждает аналогичный вывод других авторов (Ю. Н. Иванов, В. В. Салмин), полученный для упрощённых проектно-массовых моделей комбинаций двигательных установок.

Оптимизация комбинированных схем перелётов формулируется как задача совместного выбора

- параметров баллистической схемы b (большой полуоси, эксцентриситета и наклона начальной A_0, e_0, i_0 , конечной A_K, e_K, i_K и промежуточной A_{np}, e_{np}, i_{np} орбит, а также начальной даты старта D_0 и долготы восходящего узла Ω_0),
- управлений вектором тяги $u(t)$ (углов ориентации вектора тяги КА с ЭРДУ в плоскости орбиты $\lambda(t)$ и в плоскости местного горизонта $\psi(t)$, функции включения-выключения двигателей $\delta = \{0, 1\}$, количества импульсов ХРБ $n_{им}^{ХРБ}$ и их величин $\Delta V_i^{ХРБ}$),
- проектных параметров КА p (тяги ХРБ $P_{ХРБ}$, удельного импульса ХРБ $I_{уд}^{ХРБ}$, массы заправляемого топлива ХРБ $m_T^{ХРБ}$, тяги ЭРДУ $P_{ЭРДУ}$, скорости истечения ЭРДУ c , мощности ЭРДУ $N_{ЭРДУ}$, мощности энергоустановки $N_{ЭУ}$, площади солнечных батарей $S_{СБ}$, количества ЭРД соответствующей марки $n_{ЭРД}$, массы рабочего тела ЭРДУ $m_T^{ЭРДУ}$),
- траекторий динамического манёвра $x(b, u(t), p)$,

удовлетворяющих условию экстремума выбранного главного критерия (обычно – масса ПН) при выполнении определённых требований (в том числе, и экстремальных) к совокупности других критериев, дающих комплексную оценку эффективности перелёта.

В наиболее общей постановке задача отыскания оптимальных схем выведения является многокритериальной с основными критериями:

1) масса полезной нагрузки на целевой орбите:

$$m_{ПН}(u(t), x(t), A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}, T, P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}) \rightarrow \max ;$$

2) продолжительность перелёта: $T_{\Sigma}(u(t), x(t), P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}, A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}) \rightarrow \min ;$

3) время пребывания КА в радиационных поясах Земли:

$$T_{рад}(T_{\Sigma}, u(t), x(t), P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}, A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}) \rightarrow \min ;$$

4) время пребывания КА в тени Земли:

$$T_{тени}(T_{\Sigma}, u(t), x(t), T, P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}, A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}, \Omega_0, D_0) \rightarrow \min .$$

Предлагается следующий метод **декомпозиции** данной многокритериальной задачи, приводящий к схеме поэтапного решения.

На первом этапе критерии времени пребывания КА в тени и в радиационных поясах Земли переводятся в ограничения:

$$T_{рад}(T_{\Sigma}, u(t), x(t), P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}, A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}) \leq T_{рад}^{don},$$

$$T_{тени}(T_{\Sigma}, u(t), x(t), T, P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}, A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}, \Omega_0, D_0) \leq T_{тени}^{don},$$

где $T_{рад}^{don}$ и $T_{тени}^{don}$ – допустимые продолжительности пребывания КА в радиационных поясах и в тени Земли соответственно.

Решается двухкритериальная задача оптимизации:

$$m_{ПН}(u(t), x(t), A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}, T, P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}) \rightarrow \max ,$$

$$T_{\Sigma}(u(t), x(t), P_{ЭРДУ}, c_{ЭРДУ}, A_{пр}, e_{пр}, i_{пр}) \rightarrow \min .$$

На втором этапе проводится проверка выполнения ограничений. Для этого разработаны методики расчёта времен пребывания КА в тени Земли и в радиационных поясах. Из множества полученных решений отбрасываются альтернативы, не удовлетворяющие ограничениям.

Третий этап – этап синтеза проектно-баллистических характеристик перелёта в целом, на основе решения частных задач с учётом ограничений, заключающийся в совместной оптимизации траекторий, законов управления вектором тяги, параметров баллистической схемы манёвра и проектных параметров КА.

Во второй главе приводятся математические модели, используемые при исследовании комбинированных схем перелётов.

1. **Баллистическая модель движения космического аппарата с химическим разгонным блоком** включает в себя выражения для импульсов двигателя большой тяги, времени движения по дугам переходного эллипса, уравнение Кеплера для определения положения КА на орбите.
2. **Баллистическая модель движения космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой** представляет собой систему дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах и выражения для углов ори-

ентации вектора тяги КА с ЭРДУ для различных законов управления.

3. **Модель движения космического аппарата в радиационных поясах Земли** содержит уравнения второго порядка, аппроксимирующие контуры радиационных поясов в полярной системе координат.
4. **Модель светотеневой обстановки на орбите** включает в себя выражения для эфемерид Солнца в геоцентрической системе координат и «уравнение тени».

Третья глава посвящена решению динамической задачи оптимального управления элементами орбиты: большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном. Формулируется задача оптимизации траектории в строгой постановке, описывается формализм её решения на основе принципа максимума Л. С. Понтрягина. Применение принципа максимума позволяет свести оптимизационную задачу к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Решение задачи оптимального управления элементами орбиты в строгой постановке, вытекающей из формализма Лагранжа – Понтрягина, связано с большими вычислительными трудностями, кроме того, на первый план выходит проблема сходимости и устойчивости алгоритма решения краевой задачи и единственности решения.

Предложен **приближённый метод решения задачи**, основанный на использовании принципа расширения допустимых состояний и управлений для редукции задачи оптимизации в строгой постановке к задаче локальной оптимизации. В задаче локальной оптимизации минимизируется не функционал динамической задачи, а его производная в каждый момент времени. Теория решения локально-оптимальных задач подтверждает, что при монотонном изменении производной подобная задача эквивалентна исходной. Кроме того, асимптотический метод исследования задач механики космического полёта с малой тягой в «сильных» гравитационных полях показывает, что локально-оптимальные решения тем ближе к оптимальным, чем меньше уровень безразмерного реактивного ускорения (малого параметра задачи) (Н. Н. Моисеев, В. Н. Лебедев).

Согласно принципу взаимности в теории оптимизации, задачу о минимуме критерия при фиксированных граничных условиях можно свести к задаче о минимуме невязки конечных значений вектора состояния при фиксированном времени перелёта. Введем терминальный критерий в виде квадратичной формы, характеризующей обобщённую невязку по большой полуоси A , эксцентриситету e и наклону орбиты i :

$$I = \Delta x_K^T \alpha \Delta x_K \rightarrow \min, \quad (1)$$

где $\Delta x_K = [\Delta A, \Delta e, \Delta i]^T$, α - матрица весовых коэффициентов.

Управление большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты ведётся за счёт изменения углов ориентации вектора тяги КА с ЭРДУ в плоскости орбиты $\lambda \in [0^\circ; 180^\circ]$ и в плоскости местного горизонта $\psi \in [-90^\circ; 90^\circ]$, которые определяют проекции реактивного ускорения a на направление радиуса-вектора, на перпендикулярное к нему в плоскости орбиты и на перпендикулярное к плоскости орбиты (рис. 2):

$$T = \delta a \cos \lambda \cos \psi, \quad S = \delta a \sin \lambda \cos \psi, \quad W = \delta a \sin \psi. \quad (2)$$

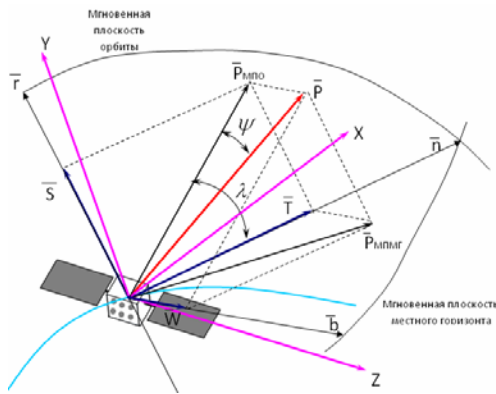


Рис. 2. Углы ориентации вектора тяги ЭРДУ

Вводится требование монотонного изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты. Поставленная задача отыскания законов управления ориентацией вектора тяги КА с ЭРДУ сводится к задаче выбора локально-оптимального закона с последующей проверкой условия монотонности функционала.

Локально-оптимальный закон совместного управления элементами орбиты, обеспечивающий максимум производной, определяется из соотношения:

$$\frac{dI}{dt} = 2\alpha_1 \Delta A \cdot \frac{1}{A_0} \frac{dA}{dt} + 2\alpha_2 \Delta e \frac{de}{dt} + 2\alpha_3 \Delta i \frac{di}{dt} \rightarrow \max \quad (3)$$

Максимум выражения (3) по двум переменным $\lambda(t), \psi(t)$ достигается при постоянной работе двигателя с локально-оптимальным законом управления.

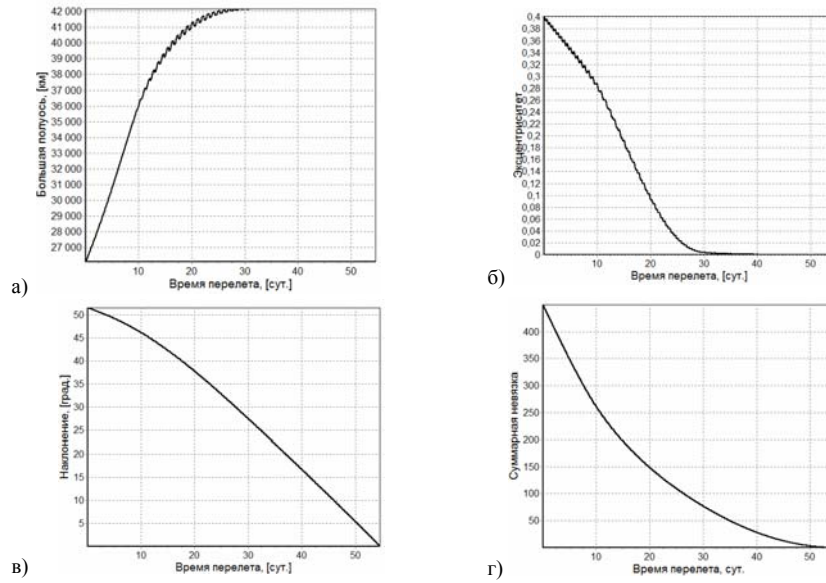


Рис. 3. Зависимость большой полуоси (а), эксцентриситета (б), наклона (в) и общей невязки (г) от времени перелёта для параметров начальной ($A_0 = 14000$ км, $e_0 = 0.3$, $i_0 = 51.5^\circ$)

и конечной ($A_k = 42163$ км, $e_k \leq 0.001$, $i_k \leq 0.01^\circ$) орбит

Численное моделирование показало, что функционал (1) монотонно убывает, минимизируя обобщённую невязку. Монотонность и одновременное вы-

полнение граничных условий по большой полуоси, эксцентриситету и наклонению орбиты обеспечивается специальным алгоритмом подбора матрицы весовых коэффициентов.

Указанная схема совместного изменения элементов орбиты проста в использовании, дает верхнюю оценку продолжительности перелёта и обеспечивает достаточную точность. Проводилось сравнение результатов, полученных с использованием законов локально-оптимального управления, с результатами точного решения задач перелёта между некомпланарными орбитами (В. Н. Лебедев). Оказалось, что для широкого диапазона граничных условий результаты решений отличаются не более чем на 0,8...1%, что позволяет рассматривать локально-оптимальные управления в качестве хорошего начального приближения для решения вариационных задач механики полёта с малой тягой.

В четвертой главе реализуется метод решения многокритериальной задачи синтеза проектно-баллистических характеристик для комбинированных схем перелёта, предлагается методика оптимизации даты старта с учётом времени пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли, приводятся примеры решения многокритериальных задач оптимизации.

Алгоритм решения многокритериальной задачи оптимизации:

1. На основе перебора параметров баллистической схемы (большой полуоси и эксцентриситета промежуточной орбиты) с заданным шагом производится моделирование каждого расчётного варианта. В плоскости параметров «время перелёта – масса ПН» строится множество решений π_1 . Далее применяется метод рабочих характеристик ($M_{ПН} = \text{fixe}, T_{\Sigma} = \text{var}$) и исходное множество решений π_1 сужается до множества Парето $\pi_2 \subset \pi_1$, которое является верхней границей множества π_1 .

2. Производится проверка ограничений $T_{\text{рад}} \leq T_{\text{рад}}^{\text{дон}}, T_{\text{тени}} \leq T_{\text{тени}}^{\text{дон}}$. При этом определяется время активного движения КА с ЭРДУ в радиационных поясах Земли, а продолжительность нахождения в тени Земли оптимизируется с использованием следующей **методики**.

В зависимости от даты старта $D_{\text{старта}}$, определяющей эфемериды Солнца, и начальной долготы восходящего узла Ω_0 , задающей начальную ориентацию плоскости орбиты относительно Солнца, траектория КА с солнечной ЭРДУ будет характеризоваться различным временем затенения. Варьируя параметры $\Omega_0, D_{\text{старта}}$, получаем различные значения времени пребывания КА в тени. На рис. 4 показаны пространственная картина и изолинии равных времён пребывания КА, совершающего пространственный перелёт на ГСО, в тени Земли. Из рис. 4 видно, что оптимальные ($T_{\text{тени}} = 0$) и неоптимальные ($T_{\text{тени}} = \text{max}$) даты старта повторяются с периодичностью 6 месяцев. Кроме того, существуют достаточно широкие окна старта, при которых $T_{\text{тени}} = 0$. Ранее этот факт был установлен В. В. Салминым, С. А. Ишковым для движения по околосолнечным траекториям. При фиксированной дате старта можно добиться уменьшения времени пребывания КА в тени за счёт оптимального выбора начальной ориентации

плоскости орбиты (угла Ω_0).

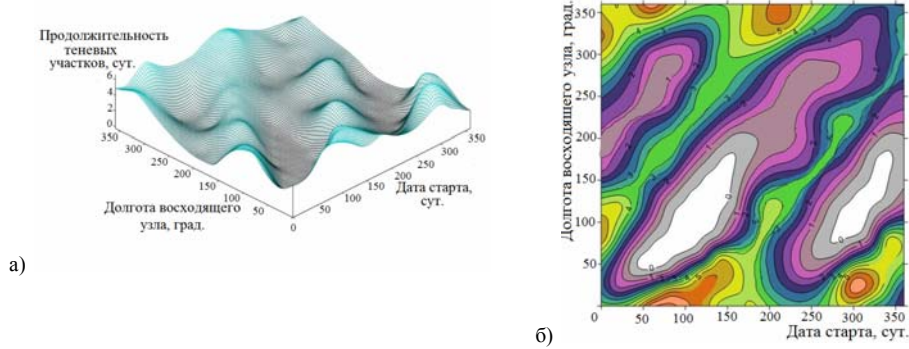


Рис. 4. Области равной продолжительности пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли:
а) поверхность в пространстве, б) изолинии ($T_{\text{тени}} = \text{fixe}$)

Отмечено, что для серии расчётов, выполненных с различными значениями большой полуоси переходного эллипса, время пребывания КА в тени составляет от 0 до 7 суток. Это существенно меньше, чем для траекторий перелётов на ГСО, соответствующих движению по квазикруговой орбите только с двигателем малой тяги – от 0 до 20 суток.

Варианты, не удовлетворяющие ограничениям $T_{\text{рад}} \leq T_{\text{рад}}^{\text{доп}}$, $T_{\text{тени}} \leq T_{\text{тени}}^{\text{доп}}$, исключаются из множества π_2 и формируется некоторое множество «неулучшаемых» решений $\pi_3 \subset \pi_2$, в котором можно выделить две области:

- а) область решений, характеризующихся малым временем выведения и небольшой массой ПН (этому случаю соответствует интенсивная работа ХРБ);
- б) область решений, характеризующаяся длительным перелётом и значительной массой ПН (в этом случае происходит интенсивная работа ЭРДУ).

В качестве альтернативы оптимальной совместной схеме управления элементами орбиты можно предложить схему последовательного управления, в которой производится раздельное управление элементами в плоскости орбиты и в местной горизонтальной плоскости. На первом этапе ведется управление большой полуосью и эксцентриситетом с помощью трансверсально направленной тяги. На втором этапе производится управление наклоном за счёт бинормальной ориентации вектора тяги. Такую схему последовательного управления элементами орбиты удобно использовать в том случае, когда накладываются ограничения на угловое движение КА с ЭРДУ и возникает необходимость разделения каналов управления.

На рис. 5 представлены множества «неулучшаемых» решений для случаев последовательного и совместного управления элементами орбиты.

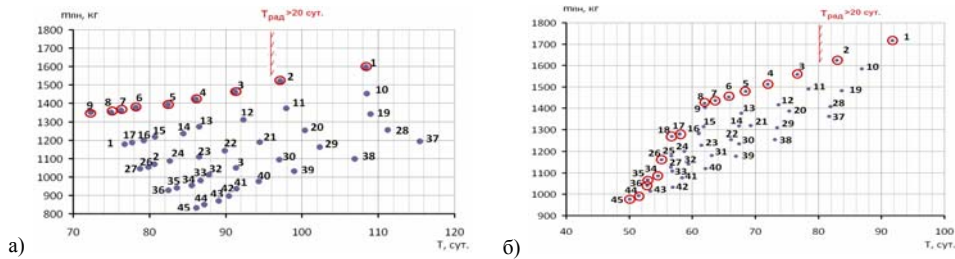


Рис. 5. Построение множества Парето для оптимальной даты старта (21.05.2011г):
 а) последовательная схема, б) совместная схема

3. Решается задача параметрической оптимизации, т.е. выбора оптимальных проектных параметров электрореактивного транспортного модуля (тяги, скорости истечения, мощности энергоустановки, площади солнечных батарей, типа и количества электрореактивных двигателей, массы рабочего тела и т.д.).

Проведённые расчёты показали преимущества совместного управления элементами орбиты. Для случая «а» (рис. 5) масса ПН при стартовой массе 6900 кг составляет порядка 1350 кг, а время перелёта изменяется от 65 до 85 суток. Дальнейшее увеличение продолжительности перелёта не дает выигрыша в полезной нагрузке (точки 8-3). Схема совместного управления позволяет чётко выделить две характерных области:

- первый участок продолжительностью от 50 до 60 суток: здесь масса полезной нагрузки не превышает 1300 кг, т.к. основные энергетические затраты при реализации переходного эллипса берет на себя ХРБ.
- второй участок, реализующий оптимальную комбинированную схему, имеет продолжительность от 60 до 80 суток, при этом масса полезной нагрузки за счет более длительной работы ЭРДУ увеличивается примерно до 1550 кг.

На завершающем этапе проводится математическое моделирование траекторий перелёта и расчёт управлений.

На рис. 6 показаны зависимости углов ориентации вектора тяги КА с ЭРДУ для совместного управления элементами орбиты. Видно, что управление углом ориентации вектора тяги в плоскости орбиты (случай «а») на начальном этапе (от 0 до 18 суток) происходит по закону, близкому к трансверсальному, после чего (от 18 до 75 суток) амплитуда колебаний значительно возрастает. В то же время изменение угла ориентации в местной горизонтальной плоскости (случай «б») на начальном этапе (от 0 до 30 суток) происходит за счёт переклочения бинормальной составляющей вектора тяги дважды за виток с постепенным возрастанием амплитуды от 40 до 75 градусов, после чего закон управления медленно приближается к бинормальному. Найденная структура режима управления может рассматриваться в качестве хорошего начального приближения для последующего улучшения методами теории оптимального управления.

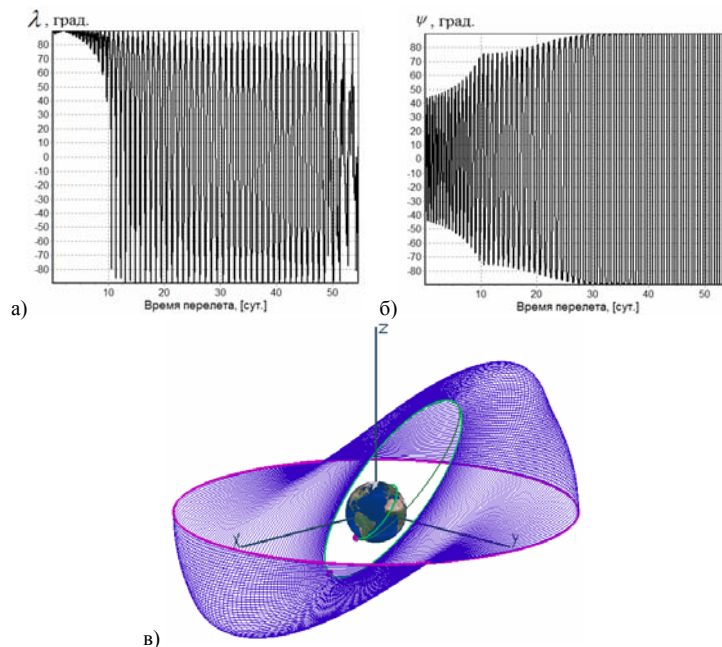


Рис. 6. Углы ориентации вектора тяги в плоскости орбиты (а), в плоскости местного горизонта (б) и траектория пространственного движения (в)

Результаты многокритериальной совместной оптимизации проектных параметров, траекторий и режимов управления движением позволяют сформировать массив исходных данных для проектирования. В качестве примера решения подобной задачи приводятся проектно-баллистические характеристики космического аппарата с РБ «Фрегат» и ЭРДУ со стационарными плазменными двигателями СПД-140 (табл.1).

Табл.1. Оптимальные проектно-баллистические характеристики перелёта на ГСО

Высота начальной орбиты, км	350	Время перелёта, сут.	61,968
Наклонение начальной орбиты, град	51,5	Масса полезной нагрузки, кг	1421,564
Большая полуось промежуточной орбиты, км	28000	Время пребывания КА в радиационных поясах Земли, сут.	3,934
Эксцентриситет промежуточной орбиты	0,1	Время пребывания в тени Земли, сут.	0
Долгота восходящего узла промежуточной орбиты, град	60	Количество витков	69
Дата старта КА с ЭРДУ с промежуточной орбиты	21.05.2011	Характеристическая скорость (для ЭРД), км/с	4,606
Тяга одного ЭРД (СПД-140), мН	280	Масса КА на промежуточной орбите, кг	2846
Удельный импульс ЭРД, с	2600	Масса энергоустановки, кг	480
Потребляемая мощность одного ЭРД, кВт	6	Масса ЭРДУ, кг	14,400
Площадь солнечных батарей (Ga-As), м ²	173,913	Масса рабочего тела ЭРДУ с системой подачи и хранения, кг	503,116
Количество рабочих ЭРД	8	Начальное ускорение, мм/с ²	0,787

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

Основные результаты диссертационной работы приведены ниже.

- 1) Определена структура оптимальных режимов управления комбинированной двигательной установкой, обеспечивающая максимум относительной массы полезной нагрузки: определён диапазон параметров рационального использования комбинированной двигательной установки и оптимальная последовательность работы двигателей большой и малой тяги.
- 2) Разработана методика решения задачи многокритериальной оптимизации комбинированных схем перелёта между некомпланарными орбитами.
- 3) Разработана методика выбора оптимальной даты старта, обеспечивающей минимум времени пребывания КА в тени Земли.
- 4) Получен локально-оптимальный закон совместного управления элементами орбиты (большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном).
- 5) Разработан интерактивный исследовательский программно-методический комплекс расчёта проектно-баллистических характеристик перелёта, оптимизации даты старта и графической визуализации схемы движения для проектирования перспективных космических транспортных систем.
- 6) Проведён анализ применения предложенных методик для решения ряда прикладных задач и получены систематизированные результаты численного моделирования и оптимизации комбинированных схем доставки полезных грузов на геостационарную орбиту с использованием разгонного блока «Фрегат».

Основное содержание диссертации отражено в печатных работах:

в ведущих рецензируемых научных журналах, определенных Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации:

1. **Петрухина, К. В.** Оптимизация баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги [Текст] / **Петрухина К. В.**, Салмин В. В. // Вестник Самарского научного центра РАН, вып. 4, 2010, - с. 186-201.
2. Салмин, В. В. Методы оптимизации проектно-баллистических характеристик околоземных и межпланетных КА с электрореактивными двигателями малой тяги [Текст] / Салмин В. В., Ишков С. А., Старинова О. Л., Волоцув В. В., Гоголев М. Ю., Коровкин Г. А., **Петрухина К. В.**, Ткаченко И. С., Четвериков А. С. // Вестник СГАУ, №2, 2010, - с. 61-81.
3. Абрашкин, В. И. Проектный облик и основные характеристики малого космического аппарата СГАУ – ГНП РКЦ «ЦСКБ-прогресс» «АИСТ» [Текст] / Абрашкин В. И., Сафронов С. Л., Куренков В. И., Ткаченко С. И., Салмин В. В., Прохоров А. Г., Семкин Н. Д., Ткаченко И. С., **Петрухина К. В.** // Вестник СГАУ, №2, 2010, - с. 7-20.

в других изданиях:

4. Салмин, В. В. Выбор приближённо-оптимальных схем перелёта на геостационарную орбиту космического аппарата с химическим разгонным блоком и электроракетной двигательной установкой малой тяги [Текст] / Салмин В. В., **Петрухина К. В.** // Сб. трудов XIII Всерос. научно-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: часть 1 / Самар. гос. аэрокосм.

ун-т, - Самара, - 2007, - с.291-289.

5. **Петрухина, К. В.** Компьютерное моделирование перелётов на геостационарную орбиту и формирование проектного облика космического аппарата с электроракетной двигательной установкой [Текст] / Петрухина К. В. // Сб. трудов XIII Всерос. научно-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: часть 1 / Самар. гос. аэрокосм. ун-т, - Самара, - 2007, - с.289-295.

6. **Петрухина, К. В.** Программный комплекс для компьютерного моделирования перелётов на геостационарную орбиту и формирования проектного облика космического аппарата с электрореактивными двигателями / Петрухина К. В. [Текст] // Материалы Всерос. молодёжной конф. «IX Королёвские чтения». – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007, - с. 35.

7. Салмин, В. В. Оценка эффективности применения электроракетных двигателей для поддержания низких орбит спутников Земли и транспортировки полезных нагрузок на геостационарную орбиту [Текст] / Салмин В. В., Старинова О. Л., Волощев В. В., **Петрухина К. В.**, Коровкин Г. А. // Сб. тезисов. Первая межд. конф. МАА-РАКЦ «Космос для человечества», - Королёв, - 2008, - с.187-188.

8. Салмин, В. В. Оптимизация схем выведения космического аппарата с химическим разгонным блоком и электрореактивной двигательной установкой на геостационарную орбиту [Текст] / Салмин В. В., **Петрухина К. В.** // Сб. трудов XIV Всерос. научно-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: часть 1 / Самар. гос. аэрокосм. ун-т, - Самара, - 2007, - с. 94-99.

9. Салмин, В. В. Оптимизация комбинированных схем перевода межорбитального транспортного аппарата на геостационарную орбиту [Текст] / Салмин В. В., **Петрухина К. В.** // Тезисы докладов. 10-я межд. конф. «Системный анализ и управление». - Крым, Евпатория, - 2009, - с. 6-9.

10. **Петрухина К. В.** Метод оптимизации комбинированных схем перелёта на геостационарную орбиту [Текст] / **Петрухина К. В.**, Салмин В. В. // Тезисы докладов. 10-я межд. конф. «Системный анализ и управление». - Крым, Евпатория, - 2010, - с. 78-79.

11. Salmin, V. V. Iterative Methods of Ballistic Schemes Optimization of Interplanetary Mission with Low Thrust [Текст] / Salmin V. V., Starinova O. L., **Petrukhina K. V.** // Proceedings of the IFAC Workshop (AGNFCS 2009). – Samara, IPACS Electronic Library: <http://lib.physcon.ru/?item=1843>.