

Ду Чунжуй

Оптимизация перелётов космических аппаратов с электроракетной
двигательной установкой между периодическими орбитами относительно точек
либрации L1 и L2 в системе Земля-Луна

2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет) на кафедре динамики полёта и систем управления.

Научный руководитель:

доктор технических наук, доцент **Старинова Ольга Леонардовна**, заведующий кафедрой динамики полёта и систем управления.

Официальные оппоненты:

Константинов Михаил Сергеевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры 601 «Космические системы и ракетостроение» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»;

Шиманчук Дмитрий Викторович, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Механика управляемого движения» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет».

Ведущая организация:

федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина».

Защита состоится 3 марта 2023 г. в 10⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета 24.2.379.03, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке и на сайте федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»: https://ssau.ru/files/resources/dis_protection/Du_CHunzhui_Optimizaciya_pereletov_kosmicheskikh.pdf

Автореферат разослан 30 декабря 2022 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета
к.т.н., доцент

Крамлих Андрей Васильевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

В диссертации рассматриваются задачи об оптимизации перелётов космических аппаратов (КА) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) между периодическими орбитами относительно точек либрации L1 и L2 системы Земля - Луна.

Актуальность темы исследования.

В настоящее время многими странами разрабатывается концепция лунной космической станции (ЛКС). ЛКС может быть использована в качестве платформы для исследования Луны, других планет, а также изучения проблем, возникающих при планировании долгосрочных полётов человека в дальний космос. Создание ЛКС требует наличия обслуживающих КА, которые должны наилучшим образом выполнять задачи связи, разведки и навигации. При этом периодические орбиты относительно точек либрации L1 и L2, такие как орбиты Ляпунова, гало-орбиты, осевые орбиты, вертикальные орбиты являются потенциальными рабочими орбитами, представляющими интерес для расположения обслуживающих КА.

Такие типы орбит существуют, благодаря гравитационному воздействию Земли и Луны, и медленно изменяют параметры относительно точек либрации под действием возмущений. Реализация перелётов между периодическими орбитами обеспечивает перемещение КА в различные области окололунного пространства. Электроракетные двигатели обладают преимуществами высокого удельного импульса, высокой эффективности и длительного времени работы по сравнению с химическими двигателями, что делает их подходящими для долгосрочных миссий. Однако, их широкое использование сдерживается недостаточно разработанной методикой выбора оптимального номинального управления для осуществления перелётов в условиях воздействия гравитации двух притягивающих центров. Исследования в области формирования управления между орбитами КА с ЭРДУ, функционирующими под действием гравитации двух тел, проводятся небольшим числом авторов, которые указывают на плохую сходимость и низкую вычислительную эффективность методик оптимизации из-за сильной нелинейности математической модели движения. В связи с этим разработка методики формирования оптимального номинального управления для межорбитальных перелётов КА с ЭРДУ в системе Земля - Луна является актуальной научной проблемой.

Степень разработанности.

Анализ публикаций (Аксёнов С.А., Бобер С.А., Шайхутдинов А.Р., Костенко В.И., Ильин И.С., Howell K.C., Ozimek M.T, Parker J.S., Grebow D. и др.) показывает возможность использования периодических орбит в условиях гравитационного воздействия двух тел в качестве рабочих орбит в системе Земля-Луна. Произведены успешные запуски, подтверждающие осуществимость подобных миссий: исследование комет ISEE-3 (НАСА и ЕКА), наблюдение за Солнцем SOHO (НАСА и ЕКА), работа спутника-ретранслятора Queqiao (Китайское национальное космическое агентство).

Современные стратегии перелётов КА с двигателями большой тяги в условиях воздействия гравитации двух тел основываются на импульсной

теории (Иванов Д.С., Трофимов С.П., Широбоков М.Г., Звягин Ф.В., Ильин И.С., Parker J.S., Anderson R.L., Qi Y., de Ruiter A.) и не применимы для ЭРДУ. По мере развития технологии ЭРДУ были разработаны методики формирования программ номинального управления орбитальным движением, использующие принцип максимума Понтрягина, метод продолжения по параметру и метод коллокаций (Иванюхин А.В., Петухов В.Г., Старинова О.Л., Rogov K., Calleja R.C., Zhang C., Kayama Y.). Эти исследования отмечают вычислительные сложности, возникающие в процессе определения начальных приближений для решения краевых задач. Отдельные результаты для перелётов в системе Земля–Луна получены для КА с ЭРДУ повышенной мощности, что снижает универсальность предлагаемых подходов.

Объектом исследования являются оптимальные номинальные программы управления для перелётов КА с ЭРДУ между периодическими орбитами относительно точек либрации L1 и L2 в системе Земля–Луна.

Предметом исследования являются методики формирования оптимальных номинальных программ управления и соответствующие им траектории перелётов КА с ЭРДУ между периодическими орбитами относительно точек либрации L1 и L2 в условиях воздействия гравитации двух тел.

Цель исследования: разработка методик определения оптимального номинального управления для перелётов КА с ЭРДУ между периодическими орбитами относительно точек либрации L1 и L2 в системе Земля–Луна с учётом действующих возмущений.

Для достижения поставленной цели требуют решения следующие **задачи**:

1. Разработка математических моделей пассивного возмущённого движения КА в окололунном пространстве и анализ особенностей движения в рамках круговой ограниченной задачи трёх тел на периодических орбитах, в том числе орбитах Ляпунова, гало-орбитах, осевых орбитах.

2. Разработка и анализ математических моделей управляемого движения КА с ЭРДУ в окололунном пространстве с учётом действующих возмущений от гравитации небесных тел Солнечной системы, нецентральности гравитационных полей Луны и Земли, особенностей движения Луны (эксцентриситет орбиты, лунные либрация и «застой»), светового давления.

3. Разработка методик формирования оптимального номинального управления КА с ЭРДУ при перелётах в системе Земля–Луна между периодическими орбитами по критериям минимальных времени перелёта и расхода рабочего тела.

4. Разработка программно-математического обеспечения и проведение расчётов оптимального номинального управления и соответствующих траекторий перелётов между периодическими орбитами системы Земля – Луна: между орбитами Ляпунова относительно L2, между гало-орбитами относительно L2, от орбиты Ляпунова к вертикальной орбите относительно L2, между орбитами Ляпунова относительно точек либрации L2 и L1, между гало-орбитами относительно точек либрации L2 и L1.

Методы решения. Для решения сформулированных задач используются методы небесной механики, методы теории оптимального управления, методы вычислительной и высшей математики.

Область исследования соответствует п. 1 «Расчёт траекторий движения ЛА и орбит космических аппаратов (КА) по заранее известным данным», п. 2 «Баллистическое проектирование летательных аппаратов различного назначения» и п. 3 «Динамическое проектирование управляемых летательных аппаратов и исследование динамики их движения» паспорта специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Научная новизна полученных результатов.

1. Разработана и проанализирована математическая модель управляемого движения КА с ЭРДУ в окололунном пространстве с учётом возмущений от гравитации небесных тел Солнечной системы, нецентральности гравитационных полей Луны и Земли, особенностей движения Луны, светового давления.

2. Разработана методика и программно-математическое обеспечение для расчёта оптимального номинального управления и соответствующих траекторий перелётов КА с ЭРДУ между периодическими орбитами относительно точек либрации системы Земля - Луна без затруднений в поиске начального приближения.

Теоретическая значимость.

1. Разработана математическая модель управляемого движения КА с ЭРДУ в окололунном пространстве, позволяющая проводить моделирование с заданной точностью, оценены диапазоны величин действующих на исследуемых орбитах возмущающих ускорений.

2. Представлено использование динамических структур ограниченной задачи трёх тел для планирования траекторий перелёта КА с ЭРДУ в системе Земля - Луна, что позволяет снять затруднения в поиске начального приближения.

Практическая значимость.

1. Разработано программно-математическое обеспечение, предназначенное для формирования оптимального номинального управления КА с ЭРДУ при перелётах между периодическими орбитами в системе Земля-Луна.

2. Получены результаты формирования оптимального номинального управления и соответствующих траекторий перелётов между периодическими орбитами в системе Земля-Луна, пригодные для баллистического проектирования реальных миссий: между орбитами Ляпунова относительно L2, между гало-орбитами относительно L2, от орбиты Ляпунова к вертикальной орбите относительно L2, между орбитами Ляпунова относительно точек либрации L2 и L1, между гало-орбитами относительно точек либрации L2 и L1.

Положения, выносимые на защиту.

1. Математическая модель пассивного возмущённого движения КА в окололунном пространстве и результаты анализа особенностей движения в рамках круговой ограниченной задачи трёх тел на периодических орбитах, в том числе, орбитах Ляпунова, гало-орбитах, осевых орбитах.

2. Математическая модель управляемого движения КА с ЭРДУ в окололунном пространстве с учётом действующих возмущений от гравитации небесных тел Солнечной системы, нецентральности гравитационных полей Луны и Земли, особенностей движения Луны (эксцентриситет орбиты, лунные либрация и «застой»), светового давления.

3. Методики формирования оптимального номинального управления КА с ЭРДУ при перелётах в системе Земля-Луна между периодическими орбитами по критериям минимальных времени перелёта или расхода рабочего тела.

4. Программно-математическое обеспечение и результаты расчётов оптимального номинального управления и соответствующих траекторий перелётов между периодическими орбитами в системе Земля-Луна: между орбитами Ляпунова относительно L_2 , между гало-орбитами относительно L_2 , от орбиты Ляпунова к вертикальной орбите относительно L_2 , между орбитами Ляпунова относительно точек либрации L_2 и L_1 , между гало-орбитами относительно точек либрации L_2 и L_1 .

Апробация результатов. Основные научные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на международной молодёжной научной конференции «XLIV Королёвские чтения» (г. Москва, 2020 г.), всероссийском семинаре «Навигация и управление движением» (г. Самара, 2020 г.), международной конференции по исследованию космического пространства (Global Space Exploration Conference - 2021) (г. Санкт-Петербург, 2021 г.).

Достоверность полученных результатов обеспечивается корректным использованием методов небесной механики, математики, классических вычислительных методов, апробированных методов теории оптимального управления и согласованностью полученных результатов с известными результатами по исследованию движения в рамках задачи трёх тел.

Личный вклад автора. Все научные результаты и результаты, вынесенные на защиту, получены автором самостоятельно. Автором самостоятельно проведены теоретические исследования и вычислительные эксперименты, подтверждающие основные положения, выводы и рекомендации. Все публикации по работе подготовлены автором самостоятельно или при его определяющем участии.

Основные публикации. По теме диссертационной работы опубликовано восемь работ. В том числе, три статьи опубликованы журналах, входящих в список, рекомендованный ВАК, и пять статей – в базах SCOPUS и WOS.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения и списка литературы (77 наименований). Объем работы составляет 114 страниц, она содержит 58 рисунков и 21 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обосновывается актуальность темы исследования, связанной с формированием номинального управления для перелётов КА с ЭРДУ между периодическими орбитами относительно точек либрации в системе Земля-Луна (рисунок 1). Приводятся основные научные и практические результаты, положения, выносимые на защиту. Описывается объект и предмет исследования.

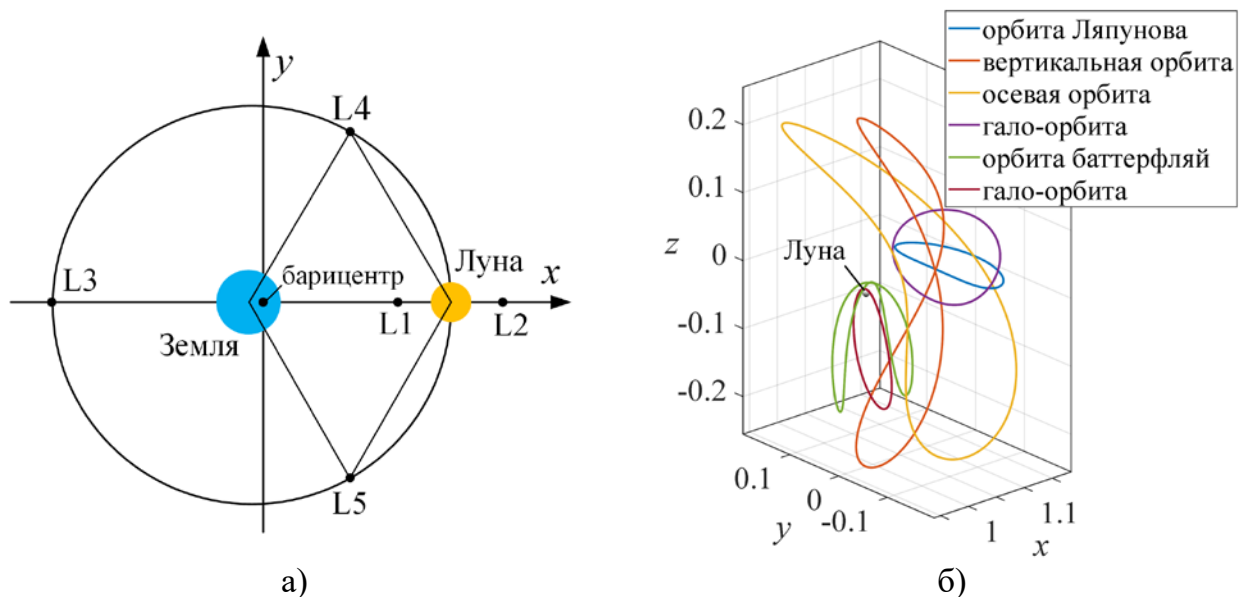


Рисунок 1 – Точки либрации (а) и периодические орбиты (б) в системе Земля-Луна

В первой главе проводится аналитический обзор известных работ. Представлены основные теоретические положения задачи трёх тел и её применение в космических исследованиях. Обсуждены существующие подходы к оптимизации перелётов КА в рамках задачи трёх тел. Описана общая формулировка задач об оптимальных по времени или расходу рабочего тела межорбитальных перелётах. Приведена используемая математическая модель движения КА во вращающейся системе координат Земля-Луна (рисунок 2)

$$\ddot{\rho} = \dot{\Omega} \times \rho + \Omega \times (\Omega \times \rho) + 2\Omega \times V + A, \quad (1)$$

где ρ - радиус вектор КА, $\dot{\Omega}$ и Ω - угловые ускорение и скорость вращения Луны относительно барицентра системы, V - относительная скорость КА, A - относительное ускорение КА, включающее гравитационное, возмущающее и управляющее.

Во второй главе приведена математическая модель пассивного движения КА в системе Земля-Луна (см. рисунок 2) в координатной безразмерной форме без учёта возмущений:

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = U_x, \quad \ddot{y} + 2\dot{x} = U_y, \quad \ddot{z} = U_z, \quad (2)$$

где $U = \frac{x^2 + y^2}{2} + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2}$ - псевдо потенциал системы; U_x, U_y, U_z - его частные производные, $r_1^2 = (x + \mu)^2 + y^2 + z^2$ и $r_2^2 = (x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2$ - безразмерные расстояния от КА до Земли и Луны соответственно; $\mu = 0,01215$ - отношение массы Луны к сумме масс Земли и Луны.

Кроме того, приведены основные теоретические положения проблемы трёх тел, используемые в диссертации, описана общепринятая классификация периодических орбит (рисунок 3).

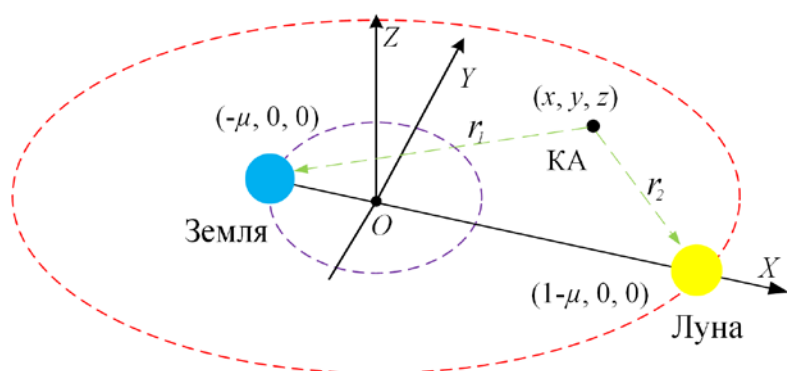


Рисунок 2 – Используемая вращающаяся система координат

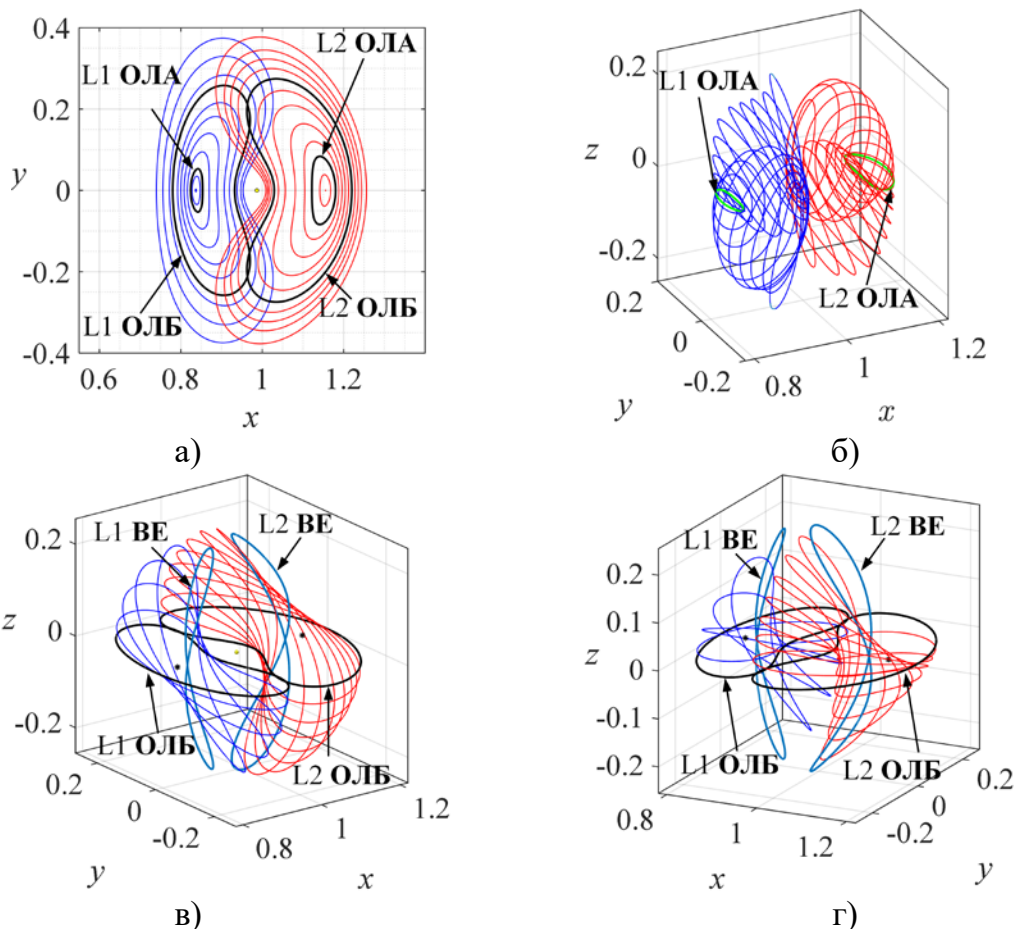


Рисунок 3 – Семейства периодических орбит относительно точек либрации L1 и L2 в системе Земля-Луна: а) орбиты Ляпунова (ОЛ); б) северные и южные гало-орбиты (ГА); в) северо-восточные осевые орбиты и соответствующая вертикальная орбита (ВЕ); г) северо-западные осевые орбиты и соответствующая вертикальная орбита

Определены параметры, определяющие конкретную периодическую орбиту и положение на ней КА. Особое внимание уделяется описанию стабильных и нестабильных семейств инвариантных многообразий орбит, существующих в рамках проблемы трёх тел. КА экспоненциально отклоняется при действии возмущений от своего номинального положения вдоль нестабильного многообразия или приближается к орбите (в пределах нескольких километров) вдоль стабильного многообразия за конечное время. При этом вдоль инвариантных многообразий, происходящих от одной и той же орбиты, интеграл Якоби системы остаётся неизменным.

Описана математическая модель движения КА в системе Земля-Луна с учётом следующих возмущающих факторов: гравитации небесных тел Солнечной системы, нецентральности гравитационных полей Луны и Земли, особенностей движения Луны (эксцентриситет орбиты, лунные либрация и «застой»), светового давления. Проведён анализ диапазона изменения величины возмущающих ускорений на исследуемых орбитах (рисунок 4). Для сравнения величин возмущений на этом же рисунке показаны величины гравитационных ускорений от Луны и Земли.

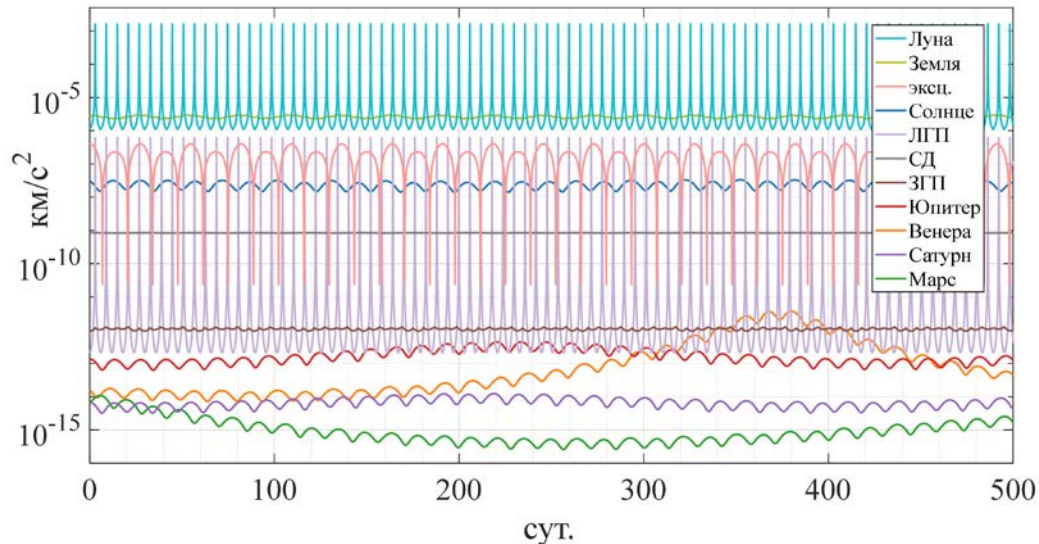


Рисунок 4 - Величина возмущающих ускорений при движении КА по почти прямолинейной гало-орбите

В третьей главе сформулированы используемые в диссертации постановки задач о формировании оптимального по критериям быстродействия, минимального энергопотребления и минимального расхода рабочего тела управления при перелётах КА с ЭРДУ. Используются безразмерные уравнения управляемого движения КА с ЭРДУ в системе Земля-Луна в векторной форме с учётом расхода рабочего тела и регулирования двигателя:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{a}, u) \Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ \mathbf{g}(\mathbf{r}) + \mathbf{h}(\mathbf{v}) + C_1 u T_{\max} \mathbf{a} / m \\ -C_2 u T_{\max} c \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где $u \in [0, 1]$ - коэффициент дросселирования тяги, $\mathbf{r} = [x, y, z]^T$ и $\mathbf{v} = [v_x, v_y, v_z]^T$ - вектора, определяющие положение и скорость КА, m - текущая масса КА, T_{\max} - максимальная величина тяги, c - скорость истечения рабочего тела, C_1 и C_2 - константы, обеспечивающие согласование размерностей,

$$\mathbf{g}(\mathbf{r}) = -\left[\frac{\partial U}{\partial x}, \frac{\partial U}{\partial y}, \frac{\partial U}{\partial z} \right]^T, \quad \mathbf{h}(\mathbf{v}) = [2v_y, -2v_x, 0]^T. \quad (4)$$

Единичный вектор направления тяги \mathbf{a} определяется через углы управления:

$$\mathbf{a} = (\cos \theta_1 \cos \theta_2, \sin \theta_1 \cos \theta_2, \sin \theta_2)^T, \quad (5)$$

где θ_1 – управляющий угол между осью OX и проекцией тяги на плоскость XOY , а θ_2 – угол между вектором тяги и плоскостью XOY .

После введения вектора сопряжённых переменных $\lambda = [\lambda_r, \lambda_v, \lambda_m]^T$ и применения принципа максимума Понтрягина (ПМП), получаем 14-мерную расширенную систему уравнений управляемого движения:

$$\dot{\Phi} = F(\Phi) \Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{m} \\ \dot{\lambda}_r \\ \dot{\lambda}_v \\ \dot{\lambda}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ \mathbf{g}(\mathbf{r}) + \mathbf{h}(\mathbf{v}) - (\lambda_v / \lambda_v) C_1 u T_{\max} / m \\ -C_2 u T_{\max} / c \\ -\partial \mathbf{g}(\mathbf{r}) / \partial \mathbf{r} \cdot \lambda_v \\ -\lambda_r - \partial \mathbf{h}(\mathbf{v}) / \partial \mathbf{v} \cdot \lambda_v \\ -C_1 \lambda_v u T_{\max} / m^2 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Для задачи о минимальном времени перелёта (мин-ВП) с критерием $J_t = \int_{t_0}^{t_f} 1 dt$ оптимальные управляющие переменные α^* и u^* определяются:

$$\alpha^* = -\frac{\lambda_v}{\|\lambda_v\|}, \quad u^* = -\text{sign} \left(-C_1 \|\lambda_v\| \frac{c}{m} - C_2 \lambda_m \right). \quad (7)$$

Для задач на минимальное энергопотребление (мин-ЭН) и минимальный расход рабочего тела (мин-РТ) с использованием гомотопического коэффициента $\varepsilon \in [0, 1]$ можно записать общий критерий оптимальности

$$J_{ef} = \frac{T_{\max}}{c} \int_0^{t_f} [u - \varepsilon u(1 - u)] dt, \text{ который при уменьшении } \varepsilon \text{ от } 1 \text{ до } 0 \text{ переходит от}$$

задачи мин-ЭН к мин-РТ. Для оптимальных управляющих переменных имеем:

$$\alpha^* = -\frac{\lambda_v}{\|\lambda_v\|}, \quad u^* = \begin{cases} 0 & 1 - \frac{C_1 \|\lambda_v\| c}{C_2 m} - \lambda_m > \varepsilon, \\ \left(\varepsilon - 1 + \frac{C_1 \|\lambda_v\| c}{C_2 m} + \lambda_m S \right) / 2\varepsilon & -\varepsilon \leq 1 - \frac{C_1 \|\lambda_v\| c}{C_2 m} - \lambda_m \leq \varepsilon, \\ 1 & 1 - \frac{C_1 \|\lambda_v\| c}{C_2 m} - \lambda_m < -\varepsilon. \end{cases} \quad (8)$$

Основное внимание в третьей главе уделено методикам и алгоритмам, применяемым при решении задач формирования оптимального управления. На рисунке 5 а) приведена вычислительная схема методики формирования оптимальных по быстродействию искусственных орбит с изменённым орбитальным периодом.

Приведена методика расчёта искусственных орбит по критерию мин-РТ. При незначительном расходе рабочего тела в этом случае могут быть

сгенерированы орбиты со значительно изменённым периодом (рисунок 6), сохраняющие исходную форму. Все результаты получены для КА (массой 1500 кг и удельным импульсом 2000 с). Для данной задачи при тяге двигателей от 0,02 Н до 0,2 Н, расход РТ за один орбитальный период составляет менее 0,6% от общей массы (см. рисунок 6).

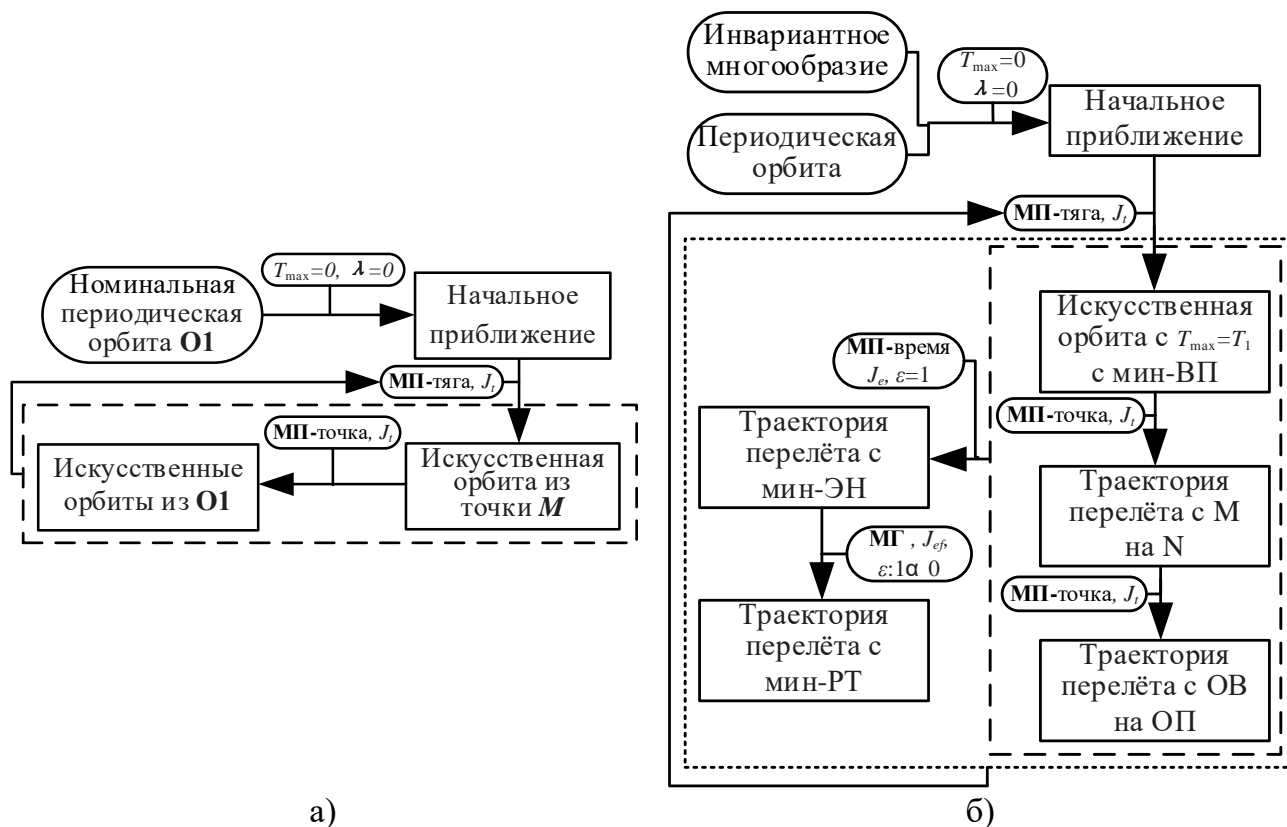


Рисунок 5 – Вычислительные схемы методик: а) расчёт искусственных периодических орбит с использованием критерия мин-ВП; б) решение задачи о формировании оптимального управления для перелёта КА в системе Земля - Луна

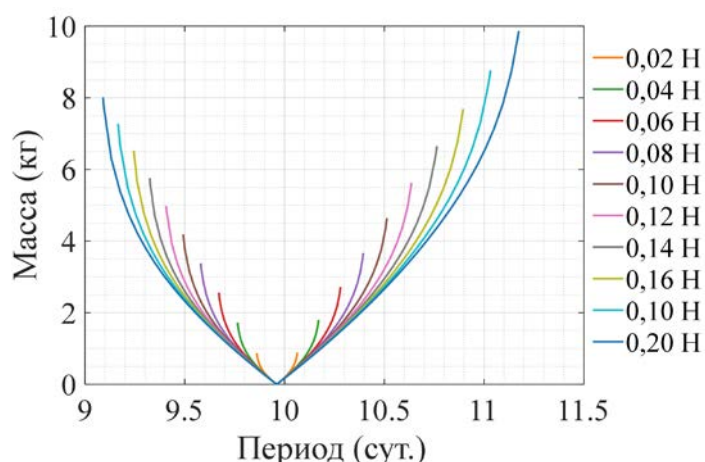


Рисунок 6 – Расход рабочего тела на изменение периода искусственных гало-орбит

Описываются используемые в диссертации модификации метода продолжения по параметру (МП): по начальным и конечным точкам (МП-точка), по величине потребной тяги двигателя (МП-тяга), по длительности перелёта (МП-время), по действующим возмущениям (МП-возмущение), по гомотопическому коэффициенту (МГ).

В четвертой главе описываются разработанные методики и результаты их применения для формирования оптимальных программ номинального управления и моделирования перелётов в окололунном пространстве. На рисунке 5 б) представлена обобщённая схема данных вычислительных методик.

Показано, что для перелётов между орбитами Ляпунова относительно одной и той же точки либрации существуют альтернативные траектории движения, использующие многовитковые орбитальные структуры (рисунок 7) или гомоклинические структуры (рисунок 8), полученные на основе соединения орбит принадлежащих стабильным и нестабильным многообразиям. Полученные результаты демонстрируют, что использование гомоклинических соединений позволяет лучше использовать особенности движения под действием притяжения двух тел (таблица 1).

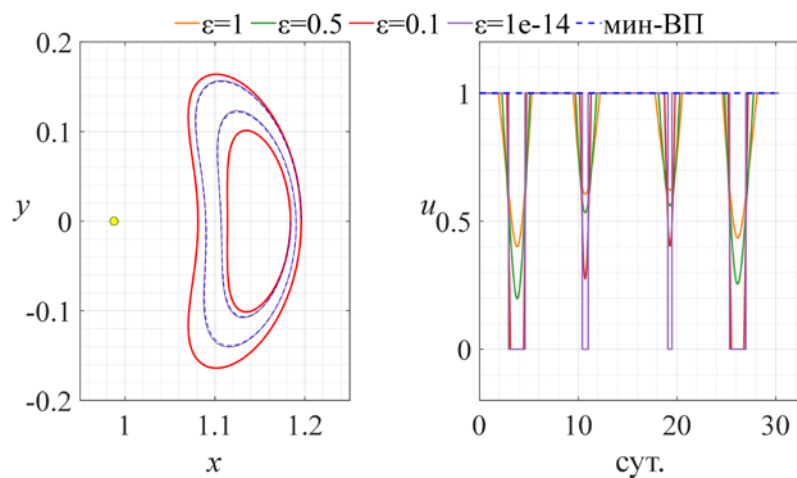


Рисунок 7 - Оптимальная траектория перелёта между ОЛ с мин-РТ и иллюстрация применения метода продолжения по гомотопическому параметру

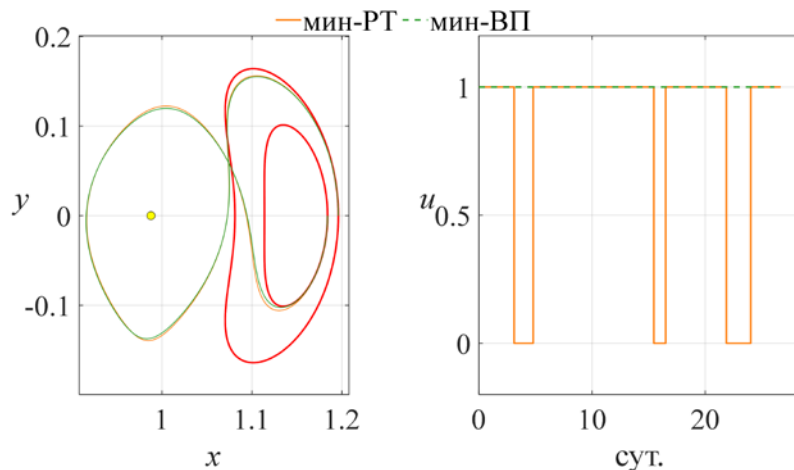


Рисунок 8 - Оптимальная траектория перелёта между ОЛ с мин-РТ с использованием гомоклинического соединения

Таблица 1 - Сравнение многовиткового перелёта и перелёта, полученного с использованием гомоклинического соединения

Тип перелёта	мин-ВП	мин-РТ
многовитковый	29,933 сут.	9,17 кг
гомоклинический	26,135 сут.	7,69 кг

В четвёртой главе описаны полученные с использованием разработанной обобщённой методики перелёты между другими периодическими орбитами в окрестности точки либрации L2 (рисунок 9): между гало-орбитами относительно L2 и от орбиты Ляпунова к вертикальной орбите относительно L2.

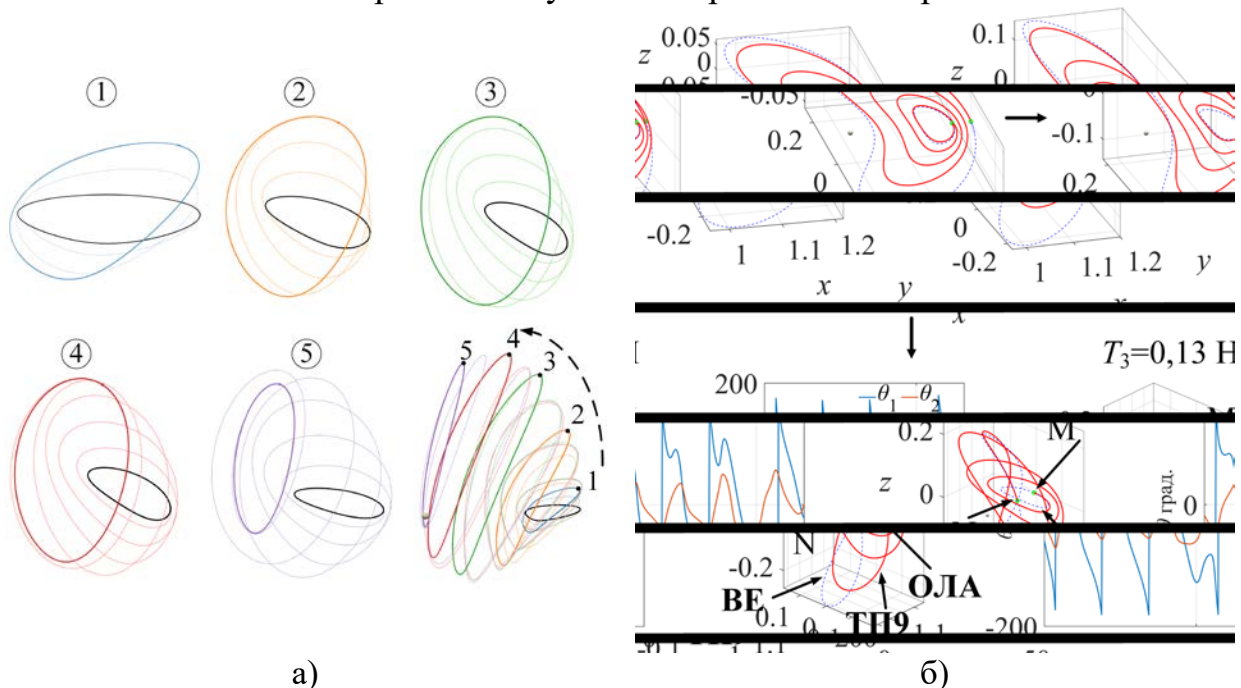


Рисунок 9 - Процесс использования разработанной методики для получения перелётов с ОЛ на ГА (а) и с ОЛ на ВЕ (б)

Кроме того, описываются результаты решения задач о перелётах между периодическими орбитами, принадлежащими семействам различных точек либрации (L2 и L1). На рисунке 10 представлены результаты, полученные для перелётов между ОЛ и ГА с использованием различных гетероклинических соединений, отличающихся числом витков, которые осуществляет КА относительно Луны. В таблице 2 показаны различия в баллистических параметрах этих перелётов.

Таблица 2 – Баллистические параметры перелётов, построенных на гетероклинических соединениях с различным числом витков у Луны

ТП	кол-во витков	ВП	РТ	тяга
ТП15	0,5	14,44 сут.	10,84 кг	170 мН
ТП16	1	22,81 сут.	5,04 кг	50 мН
ТП17	2	30,96 сут.	4,79 кг	35 мН

Результаты, полученные в четвёртой главе при исследовании перелётов с учётом возмущений, показывают обоснованность использования в качестве начального приближения траектории, рассчитанной в идеальном случае. На рисунке 11 представлено сравнение траекторий и номинальных программ управления, полученных для перелёта между ОЛ и ГА точки либрации L2 без учёта и с учётом гравитации Солнца. Траектории незначительно различаются по баллистическим параметрам (длительность увеличивается с 56,62 сут. до 56,81 сут., а расход РТ с 24,99 кг до 25,07 кг).

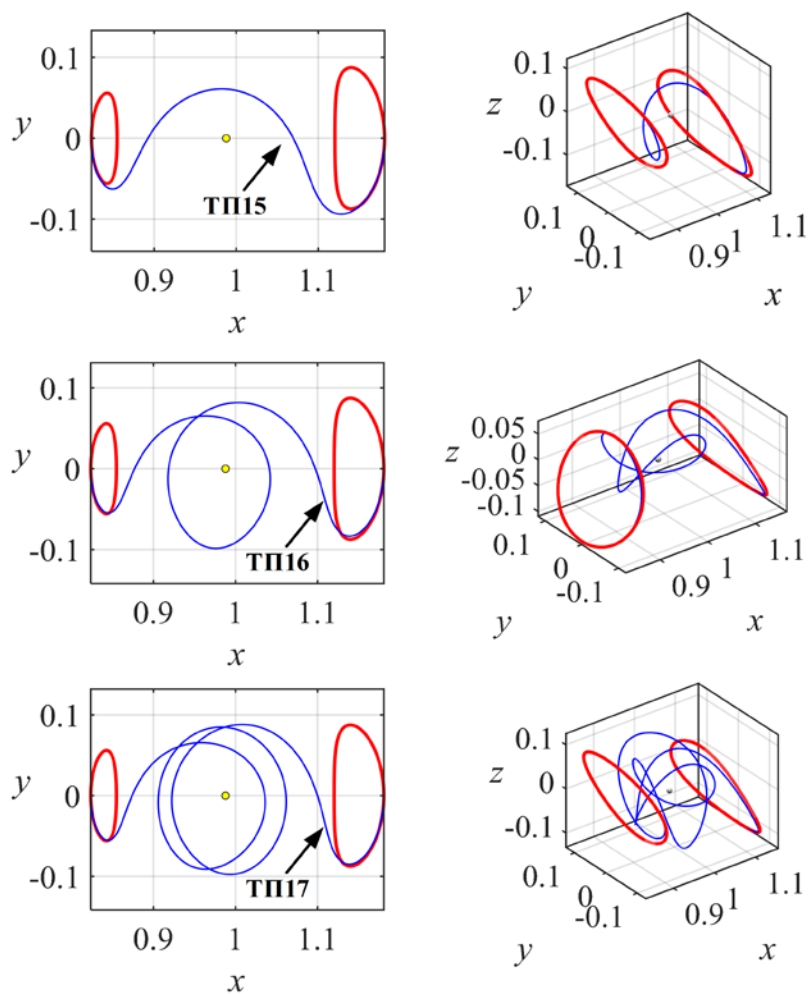


Рисунок 10 – Траектории перелётов между орбитами относительно точек либрации L2 и L1 с использованием различных гетероклинических соединений

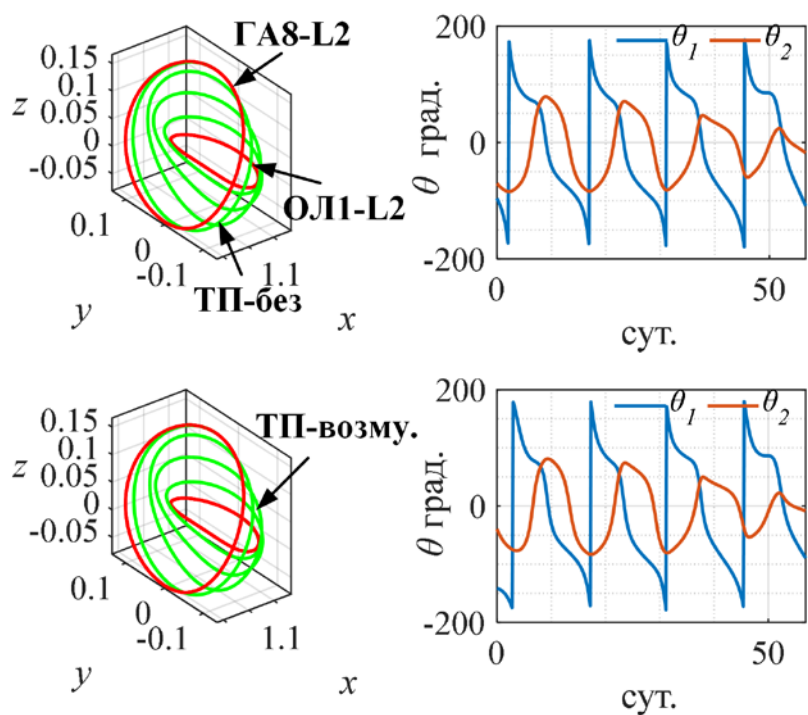


Рисунок 11 - Сравнение траекторий перелёта, полученных без учёта и с учётом влияния гравитации Солнца

В заключении приведены основные результаты исследования:

1. Разработаны математические модели пассивного и управляемого возмущённого движения КА с ЭРДУ в системе Земля - Луна и проанализировано влияние возмущающих факторов.

2. Разработаны методики формирования оптимального номинального управления КА с ЭРДУ при перелётах в системе Земля - Луна между периодическими орбитами по критериям минимальных времени перелёта и расхода рабочего тела, включающие постоение начальных приближений для итерационных процессов решения краевых задач.

3. Разработано программно-математическое обеспечение и получены результаты расчётов оптимального номинального управления и соответствующих траекторий перелётов: между орбитами Ляпунова относительно L_2 ; между гало-орбитами относительно L_2 ; от орбиты Ляпунова к вертикальной орбите относительно L_2 ; между орбитами Ляпунова относительно точек либрации L_2 и L_1 ; между гало-орбитами относительно точек либрации L_2 и L_1 .

На базе анализа этих решений показано, что:

- глобально-оптимальное решение характеризуется монотонным изменением постоянной Якоби системы вдоль оптимальной траектории;

- использование многовитковой орбитальной структуры и инвариантных многообразий позволяет осуществлять перелёты КА с меньшей тягой по сравнению с классическими сценариями перелётов;

- многовитковые орбитальные структуры могут использоваться в качестве начального приближения для расчёта перелётов с плоских орбит Ляпунова на вертикальные орбиты и на гало-орбиты с большими амплитудами движения вне плоскости;

- структуры инвариантных многообразий могут использоваться в качестве начального приближения для расчёта перелётов между гало-орбитами относительно одной и той же точки либрации (гомоклиническое соединение) и относительно разных точек либрации (гетероклинические соединения).

По результатам проведённого исследования можно дать следующие рекомендации:

- ЭРДУ может использоваться для изменения положения точек либрации или создания искусственных периодических орбит в системе Земля - Луна.

- Использование методов коллокаций и продолжения по параметру эффективно для формирования оптимального номинального управления для перелётов КА с ЭРДУ между периодическими орбитами в окололунном пространстве; использование в качестве начального приближения инвариантных многообразий даёт лучшие результаты по сравнению с традиционными многовитковыми траекториями.

Вместе с тем определены вопросы, требующие дальнейшего изучения:

- Используя предложенный в данной работе критерий оптимальности глобального перелёта (постоянная Якоби монотонно изменяется вдоль траектории глобального оптимального перелёта), можно получить оптимальное решение для межорбитальных перелётов в задаче трёх тел.

- При проектировании конкретных миссий в окололунном пространстве следует использовать реальную модель движения небесных тел в эфемеридах.

Список опубликованных работ по теме диссертации

1. Ду Ч., Старинова О. Л. Анализ стабильности низких селеноцентрических орбит //Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – №. 10 (106). – С. 5. **(БАК)**
2. Ду Ч., Старинова О. Л. Генерация искусственных гало-орбит в окололунном пространстве с использованием двигателей малой тягой //Космические исследования. – 2022. – Т. 60. – №. 2. – С. 151-166. **(БАК)**
3. Ду Ч., Старинова О. Л. Оптимальное управление при перелётах с малой тягой на вертикальные орбиты с орбит Ляпунова //Мехатроника, автоматизация, управление. – 2022. – Т. 23. – №. 3. – С. 158-167. **(БАК, SCOPUS и WOS)**
4. Du C., Fain M. K., Starinova O. L. Analysis and design of halo orbits in cislunar space //IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – IOP Publishing, 2020. – Т. 984. – №. 1. – С. 012033. **(SCOPUS)**
5. Du C., Starinova O L. Orbital perturbation analysis and generation of nominal near rectilinear halo orbits using low-thrust propulsion // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. – 2022. – Т. 236. – №. 14. – С. 2974-2990. **(SCOPUS и WOS)**
6. Du C., Starinova O L. Generation of Artificial Halo Orbits in Near-Moon Space Using Low-Thrust Engines //Cosmic Research. – 2022. – Т. 60. – №. 2. – С. 124-138. **(SCOPUS и WOS)**
7. Du C., Starinova O. L., Liu Y. Transfer between the planar Lyapunov orbits around the Earth-Moon L2 point using low-thrust engine //Acta Astronautica. – 2022. – Т. 201. – С. 513-525. **(SCOPUS и WOS)**