

На правах рукописи

УДК 629.785

Гордиенко Евгений Сергеевич

Методика оптимального выведения космического аппарата на высокие
круговые орбиты искусственного спутника Луны

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва – 2019

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: Ивашкин Вячеслав Васильевич,
доктор физико – математических наук, профессор,
профессор кафедры «Динамика и управление
полетом ракет и космических аппаратов» «МГТУ
им. Н. Э. Баумана»

Официальные оппоненты: Константинов Михаил Сергеевич,
доктор технических наук, профессор, профессор
кафедры «Космические системы и ракетострое-
ние» ФГБОУ ВО «Московский авиационный
институт (национальный исследовательский
университет)»

Заплетин Максим Петрович,
кандидат физико-математических наук, доцент
кафедры Общих проблем управления Механико-
математического факультета ФГБОУ ВО
«Московский государственный университет
имени М. В. Ломоносова» (МГУ им. М. В.
Ломоносова)

Ведущая организация Федеральное государственное бюджетное
учреждение науки Институт космических
исследований РАН (ИКИ РАН)

Защита состоится _____ 2019 года в ____ часов ____ 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.

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

Ученый секретарь диссертационного
совета Д 212.141.22, кандидат
технических наук, доцент



Луценко А. Ю.

Общая характеристика работы

Актуальность темы диссертационной работы. Советская миссия Луна – 24 доставила лунный грунт на Землю, результаты анализа его состава впервые показали наличие воды в реголите. Успешные миссии Kaguya, Clementine, Lunar Prospector, Lunar Reconnaissance Orbiter, «Чандраян-1», «Чанъэ-1» и «Чанъэ-2» позволили получить карту поверхности Луны, а КА «Чанъэ-3» впервые доставил на Луну телескоп. Анализ данных привлек внимание ученых к исследованию приполярных районов Луны, в реголите которых было подтверждено высокое содержание воды.

В России Лунной тематике уделяется особое внимание. Федеральная космическая программа до 2030 года предусматривает последовательную реализацию автоматических проектов: «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс-1 ОА», «Луна-Ресурс-1 ПА» и «Луна-Грунт» (НПО им. С.А. Лавочкина), пилотируемого проекта с посадкой на Луну (РКК «Энергия» им. С.П. Королева), а также проекта по разработке перспективных технологий в системе ГЛОНАСС (НИР «Вызов»). Становится актуальным вопрос создания устойчивой системы спутников на высоких круговых орбитах вокруг Луны.

Высокая стоимость выведения таких ракет-носителей (РН), как «Союз 2.1б» и «Протон», из-за больших затрат энергии, приводит к тому, что даже небольшая экономия топлива ($\sim 1 - 2\%$ от общей массы РН) заметно увеличивает массу полезной нагрузки. Следовательно, одной из основных задач разработки лунных миссий является проектирование энергетически оптимальных траекторий выведения с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) на орбиты искусственного спутника Луны (ОИСЛ). Особый интерес представляет определение энергетически оптимальных траекторий выведения КА на высокие круговые орбиты ИСЛ, которые могут быть использованы для создания лунной спутниковой системы (ЛСС). Это в свою очередь требует обоснования требований к характеристикам орбит ЛСС. Ранее в работах Чеботарева В.Е., Балашовой Н.Н. и Болкунова А.И. уже проводился анализ устойчивости орбит ИСЛ, в частности, определялись характеристики ЛСС. Однако, считать эти результаты исчерпывающе завершенными не представляется возможным.

Из множества схем выведения с Земли на ОИСЛ критериям простоты построения траектории и малого времени выведения КА на высокие орбиты ИСЛ отвечают схемы прямого перелета КА от Земли с одноимпульсным и трехимпульсным торможениями при переходе на орбиты ИСЛ.

Поэтому основное внимание в работе уделено оптимизации траекторий прямого перелета с трехимпульсным переходом на высокие круговые ОИСЛ с большими наклонениями, позволяющей увеличить массу КА и расширить его возможности. Проведенный в работах Edelbaum T.N., Ивашкина В.В. и Охоцимского Д.Е. анализ трехимпульсного перехода на орбиты ИСЛ в центральном поле Луны показал, что трехимпульсный переход выгоднее одноимпульсного. Полученные результаты требуют детального исследования при анализе движения КА в реальном гравитационном поле. Поэтому тема

диссертационной работы, посвященная разработке оптимальной методики выведения на высокие круговые орбиты ИСЛ, представляется *актуальной*.

Целью работы является сокращение энергетических затрат на выведение КА на высокие круговые орбиты ИСЛ с большими наклонениями, которые можно использовать для построения ЛСС, увеличивающее массу полезной нагрузки КА и расширяющее его функциональные возможности.

Для достижения поставленной цели в работе решается следующая **научно-техническая задача**: разработать методику энергетически оптимального выведения КА на высокие круговые стабильные орбиты ИСЛ с большими наклонениями, приемлемые для создания ЛСС, применение которой обеспечит энергетический выигрыш по сравнению со схемой одноимпульсного перехода на орбиты ИСЛ.

Исходя из этого, необходимо решить следующие частные **задачи**:

- разработать методику анализа эволюции орбит ИСЛ, определить на ее основе параметры стабильных орбит, пригодных для построения ЛСС;
- разработать методику построения энергетически оптимальных траекторий трехимпульсного перехода на высокие ОИСЛ с большими наклонениями с учетом реального гравитационного поля и конечности тяги двигателя;
- разработать упрощенные методики оптимизации траектории трехимпульсного перехода на высокую орбиту ИСЛ для случая апсидальных маневров и для случая декомпозиции управления по отдельным импульсам;
- применить разработанные методики оптимизации траектории трехимпульсного перехода к задаче выведения на орбиты ЛСС, сравнить оптимальные трехимпульсные траектории с их одноимпульсными аналогами.

Объектом исследования являются схемы и траектории полета КА с Земли на высокие круговые орбиты ИСЛ с большими наклонениями. К рассматриваемым схемам отнесем прямой перелет с одноимпульсным и трехимпульсным торможениями при переходе на орбиты ИСЛ для случая реального гравитационного поля и конечной тяги двигателя.

Предметом исследования являются алгоритмы и методики поиска оптимальных параметров управления для рассматриваемых схем перелета от Земли на высокие круговые орбиты ИСЛ с большими наклонениями, которые могут использоваться при построении ЛСС.

Подходы и методы решения задачи, используемые в работе:

- для определения начального приближения траектории полета КА на орбиту ИСЛ используется «кеплеровское» приближение;
- построение точной траектории полета КА на конечную орбиту высокого спутника Луны проводится путем интегрирования системы дифференциальных уравнений для реального гравитационного поля с учетом притяжения Земли, Луны и Солнца, а также конечной тяги двигателя;
- расчет оптимальных маневров трехимпульсного перехода на высокие круговые орбиты ИСЛ проведен в рамках конечномерной оптимизации (градиентный метод, квазиньютоновский метод Пауэлла).

Научная новизна диссертации состоит в том, что в ней впервые разработана научно обоснованная методика построения оптимального трех-

импульсного перехода на высокие круговые орбиты ИСЛ с большими наклонениями и впервые определен этот оптимальный трехимпульсный переход в реальном гравитационном поле для импульсной и конечной тяги.

В работе получены следующие новые **научные результаты**.

1. Разработаны методики:
 - определения областей устойчивости орбит ИСЛ, которые могут быть использованы для построения ЛСС;
 - построения энергетически оптимальных траекторий трехимпульсного перехода на высокие круговые орбиты ИСЛ с учетом реального поля для вариантов импульсной и конечной тяги двигателя и ее упрощенные варианты для случаев апсидальных маневров и декомпозиции по импульсам.
2. Определены энергетические и геометрические характеристики оптимальных трехимпульсных траекторий перелета на ОИСЛ. Показано, что существуют оптимальные расстояния в удаленной точке перехода, при этом импульсы сообщаются не в апсидальных точках и отклоняются от текущей скорости, а вся траектория получается пространственной.
3. Показано, что оптимальное трехимпульсное выведение на высокие орбиты ИСЛ радиусом 4 – 9 тыс. км энергетически выгоднее, чем одноимпульсное по критерию минимизации характеристической скорости.
4. Аpsидальная методика оптимизации позволяет получить траектории, очень близкие по энергетике к оптимальным, поэтому она может быть применена к оценке энергетики выведения для высокие орбиты ЛСС.
5. Показано, что путем выбора даты подлета к Луне и расстояния до Луны в точке сообщения промежуточного импульса можно вывести КА на орбиту ЛСС с заданной селенографической долготой восходящего узла (ДВУ).

Практическая значимость работы состоит в следующем:

- Разработаны алгоритм и программный комплекс, позволяющие выполнять анализ эволюции орбит ИСЛ. Дана оценка параметров орбит ИСЛ, необходимых для построения системы, получены области устойчивости орбит.
- Разработаны методика и программный комплекс, которые позволяют выполнять оптимизацию траектории трехимпульсного перехода на ОИСЛ с большими наклонениями с учетом реального гравитационного поля и конечной тяги двигателя и могут быть использованы для создания ЛСС.
- Аpsидальная методика определения оптимальных траекторий трехимпульсного перехода на высокие ОИСЛ позволяет получать результаты, близкие по энергетике к оптимальным, и была применена к задаче выведения на орбиты ЛСС.

Результаты кандидатской диссертации используются в рабочей деятельности АО «НПО им. С.А. Лавочкина», это подтверждается актом о внедрении.

Достоверность полученных результатов и выводов, приведенных в диссертации, подтверждена результатами численного моделирования, проводившегося с помощью программного продукта STK 8.0, а также непротиворечивостью результатов данным, опубликованным другими авторами.

Апробация работы

Основные положения диссертационной работы обсуждались на российских и международных конференциях:

- XLVIII – L, LIII чтениях, посвященных развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 2013 – 2015, 2018);
- XXXVIII – XLIII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С. П. Королева (Москва, 2014 – 2018);
- 1, 2 Научно-технических конференциях «Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований» (Анапа, 2015, 2017);
- XXI, XXII, XXIII Международных научных конференциях «Системный анализ, управление и навигация» (Евпатория, 2016 – 2018);
- 2016 International Graduate Summer School in Aeronautics and Astronautics (Beijing, 2016);
- IX всероссийской конференции «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики», посвященной 55-летию полета Ю. А. Гагарина (Томск, 2016);
- VII Белорусском космическом конгрессе (Минск, 2017);
- Международной научной конференции «Фундаментальные и прикладные задачи механики» (Москва, 2017);
- Конференции ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. «Актуальные проблемы современных космических исследований» (Москва, 2017).

Публикации. По теме диссертации опубликована 31 научная работа, в том числе: 15 статей (из них 9 – в изданиях, входящих в перечень ВАК при Минобрнауки России, в частности, 3 – в изданиях, индексируемых SCOPUS).

Личный вклад автора. Все представленные в диссертации результаты получены автором лично.

Основные положения, выносимые на защиту:

- методика анализа эволюции орбит ИСЛ, позволяющая определить границы областей устойчивости орбит ИСЛ;
 - методика оптимизации траектории трехимпульсного перехода на высокие орбиты ИСЛ радиусом 4 – 9 тыс. км и ее упрощенные варианты для случаев апсидальных маневров и декомпозиции управления по импульсам;
 - результаты применения разработанных методик к задаче построения ЛСС, выявляющие характеристики траекторий перелета на высокие орбиты ЛСС, параметры которых определяются с помощью методики анализа эволюции орбит ИСЛ:
1. обычно получаются две – три области устойчивости на плоскости параметров $[a_0, i_0]$, для любой из точек которых УВС КА T_y более m лет;
 2. оптимальный трехимпульсный переход лучше по характеристической скорости и конечной массе КА, чем оптимальный одноимпульсный;
 3. для оптимального трехимпульсного перехода определены характеристики и показано, что решение для реального гравитационного поля существенно отличается от решения в центральном поле Луны.

Объём и структура диссертации

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, перечня сокращений, списка литературы из 113 наименований и приложения. Текст диссертации изложен на 137 машинописных страницах (с учетом приложений – на 156 страницах) и включает 63 рисунка и 28 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, излагается цель работы. Ее достижение сопряжено с решением комплекса задач. Рассмотрены методы исследований, научные результаты и научная новизна, а также практическая значимость работы. Приведены основные результаты и положения, полученные в процессе научно-технических проработок и выносимые на защиту. Описана структура диссертации и дано краткое содержание ее разделов.

Первая глава, «Анализ объекта и предмета исследования. Постановка задачи», представляет результаты анализа объекта и предмета исследования. В ней приведены используемые в работе методы оптимизации активных участков (АУ) траектории, дана общая постановка задачи оптимизации траекторий выведения на высокие круговые орбиты ИСЛ по критерию минимизации суммарной характеристической скорости.

Анализ показал, что использование траекторий трехимпульсного перехода на высокие круговые орбиты ИСЛ с большими наклонениями увеличивает конечную массу КА, а также позволяет вывести КА на конечные орбиты ИСЛ с заданными величинами ДВУ путем выбора даты подлета к Луне и расстояния в точке приложения промежуточного импульса.

Рассматриваемая задача формулируется следующим образом. Траектория движения лунного КА состоит из N гео- и селеноцентрических участков активного и пассивного полета, а траекторное движение ИСЛ на l -ом участке полета описывается l -ой динамической системой вида:

$$\frac{dx^l}{dt^l} = f^l(x^l, u^l, p^l, q, t^l), \quad t^l \in [t_0^l, t_k^l] \quad l = 1, \dots, N, \quad (1)$$

где $x^l(t^l)$ – вектор состояния КА на l -м участке полета; f^l – функция правых частей дифференциальных уравнений; $u^l(t^l)$ – параметры управления на l -ом участке; p^l – ограничения на l -м участке полета; q – внешние факторы влияния, определяющие схему полета КА и влияющие на все участки траектории; t^l – время, независимая переменная.

В начальный момент времени t_c РН «Союз 2.1 б» с КА находится на стартовом столе космодрома Байконур ($\varphi_c=45^\circ55'13''$ с.ш., $\lambda_c=63^\circ20'32''$). Известна схема выведения на опорную круговую ОИСЗ высотой $H_{оп}=200$ км и наклонением $i_{оп}=51.6^\circ$: время и угловая дальность выведения РН равны $\Delta t_b=586.17$ с и $\Delta u_b=19.8^\circ$. С учетом выведения и коррекции траектории полета КА на пассивном участке его масса при подлете к Луне составляет $m_0 \cong 2040$ кг. Затем управление полетом КА осуществляется с помощью ДУ с тягой $P=420$ кГс и удельной тягой $P_{уд}=298.7$ с. Задаются расстояния r_1 и r_2 и параметры конечной круговой ОИСЛ: большая полуось a_f , наклонение i_f .

В модели точечной сферы действия Луны время старта t_c определяется

из условия равенства ДВУ точки старта в момент старта РН с ДВУ орбиты перелета к Луне, т.е. плоскость орбиты КА должна проходить через Луну момент подлета к ней КА t_f и точку старта в момент старта с космодрома:

$$\Omega_C(t_C(t_f)) = \Omega_1(t_f). \quad (2)$$

На начальном этапе, задаваясь расстоянием в периселении r_π , наклонением к плоскости лунного экватора i_l и временем пролета периселения t_π , получаем гиперболу подлета КА к Луне при учете возмущений от центральных полей Земли, Луны, Солнца и сжатия Земли (C_{20}). Далее, после выдачи тормозного импульса, КА движется по орбитам вокруг Луны. Такая задача поддается параметризации. Если рассмотреть траекторию трехимпульсного перехода в импульсном случае тяги отдельно от траектории перелета с Земли, то будет всего 13 параметров управления

$$u \in \{i_1, t_1, \gamma_1(\beta_1), \psi_1, \Delta V_1, t_2, \gamma_2(\beta_2), \psi_2, \Delta V_2, t_3, \gamma_3(\beta_3), \psi_3, \Delta V_3\} \quad (3)$$

и 5 ограничений p в виде равенств и соответствующих им неравенств, представленных ниже:

$$r_{\alpha 1} - c = 0 \quad |r_{\alpha 1} - c| \leq \varepsilon(r_\alpha) \text{ или } r_{\alpha 2} - c = 0 \quad |r_{\alpha 2} - c| \leq \varepsilon(r_\alpha), \text{ где } \varepsilon(r_\alpha) = 10 \text{ м}, \quad (4)$$

$$a_3 - a_f = 0, \quad |a_3 - a_f| \leq \varepsilon(a_f), \text{ где } \varepsilon(a_f) = 0.1 \text{ м} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \Delta r_\alpha = 0, \quad |\Delta r_\alpha| \leq \varepsilon_r = 2 \text{ м}, \quad \text{где } \Delta r_\alpha = r_{\alpha 3} - a_f, \\ \Delta r_\pi = 0, \quad |\Delta r_\pi| \leq \varepsilon_r, \quad \text{где } \Delta r_\pi = r_{\pi 3} - a_f, \end{aligned} \quad \text{или} \quad (6)$$

$$V_{r3}^+ = 0 \quad |V_{r3}^+| \leq \varepsilon(V_{r3}^+), \text{ где } \varepsilon(V_{r3}^+) = 0.1 \text{ мм / с} \quad (7)$$

$$i_3 - i_f = 0 \quad |i_3 - i_f| \leq \varepsilon(i_f), \text{ где } \varepsilon(i_f) = 0.001^\circ, \quad (8)$$

где c – задаваемая константа, V_{r3}^+ – радиальная скорость после сообщения третьего импульса, γ_i , где $i=1, 2, 3$, определяются как углы между проекцией вектора тяги $\mathbf{P}^*$ (импульса) на начальную плоскость орбиты (rn) и ортом радиус-вектора $\mathbf{r}^o$, β_i – как углы между проекцией вектора тяги на плоскость (rn) и вектором скорости, а ψ_i – как углы между вектором тяги $\mathbf{P}$ (импульса) и плоскостью (rn). Имеем 8 свободных параметров управления, например:

$$\{u_1, u_2, u_3, u_4, u_5, u_6, u_7, u_8\} = \{t_1, \gamma_1(\beta_1), \psi_1, t_2, \gamma_2(\beta_2), \psi_2, \gamma_3(\beta_3), \psi_3\}. \quad (9)$$

Функционал, представляющий суммарную характеристическую скорость перехода на высокую круговую орбиту ИСЛ, имеет вид:

$$F_j = \Delta V_{\Sigma j} = \sum_{l=1}^{N_j} \Delta V_{lj} = f^j(x^l, u^l, p^l, q^j, t^l) \quad j=1,2; \quad (10)$$

где f^j – алгоритм расчета значений энергетических затрат F_j для j -й схемы полета; l – номер участка траектории перелета на ОИСЛ; N_j – число участков j -й схемы полета; где $j=1$ – соответствует одноимпульсной, а $j=2$ – трехимпульсной схеме. Для анализируемых схем полета начальные условия движения КА и ограничения p (5) – (8) являются одинаковыми, а параметры управления u отличаются.

Чтобы получить энергетический выигрыш необходимо:

1) для каждой из рассматриваемых схем полета для всех участков траектории определить значения свободных параметров управления u_l^* ,

минимизирующих функционал F_j с учетом ограничений p_i :

$$F_j^* = \min_u F_j(u^j, p^j, q^j); \quad (11)$$

2) выбрать такую схему полета, задаваемую внешними факторами влияния q^j , для которой значение функционала F^* будет наименьшим из множества полученных значений F_j^* , где u^* – свободные параметры управления оптимальной схемы полета, а p – ограничения:

$$F^* = \min_j F_j^*(u^j, p^j, q^j) \quad (12)$$

Сформулируем **математическую постановку задачи**:

Для указанных двух схем перелета КА на высокие круговые орбиты ИСЛ с большими наклонениями, удовлетворяющих ограничениям p , определить схему и траекторию полета КА и соответствующие ей параметры u^* , которые обеспечат минимум функционала (12).

Особенности решаемой задачи

1. Исходное множество схем полета на высокие околокруговые ОИСЛ с большими наклонениями будет включать в себя совокупность схем прямого перелета с одноимпульсным и трехимпульсным переходами.
2. Решаемая задача – многоэкстремальна и поиск экстремума функции (12), зависящей от большого числа параметров, затруднен. Поэтому применением методов оптимизации с малой вариацией параметров (принцип максимума Л. С. Понтрягина, классическое вариационное исчисление Эйлера – Лагранжа и др.) зачастую сложно получить абсолютный оптимум. Учитывая это, поиск минимума функционала (12) и варьирование параметров управления u проводится прямыми методами в допустимом множестве этих параметров, определяемом исходя из условий задачи.

Решение задачи сводится к следующей последовательности действий:

1. разработать методику анализа эволюции орбит ИСЛ, позволяющую находить области устойчивости на плоскости параметров большой полуоси и наклонения $[a_0, i_0]$ для разных величин ДВУ Ω_0 и дат перехода на высокие ОИСЛ t_j ;
2. разработать численно-аналитический алгоритм построения траектории прямого перелета с одноимпульсным переходом на высокую орбиту ИСЛ;
3. разработать методику построения оптимальной траектории трехимпульсного перехода на высокую орбиту ИСЛ и ее упрощенные варианты при наличии ограничений p и определения оптимальных значений свободных параметров управления u^* для наилучшей схемы полета;
4. применить апсидальную методику оптимизации траектории трехимпульсного перехода на высокие круговые ОИСЛ к задаче выведения на орбиты ЛСС.

Вторая глава, «Разработка численно-аналитического алгоритма построения траектории прямого перелета Земля – Луна с одноимпульсным переходом на ОИСЛ». В основе алгоритма лежит *методика построения траектории полета КА на ОИСЛ*, разработанная Ивашкиным В.В. и модернизированная автором. Работа алгоритма была проверена для выведения на конечные орбиты с наклонениями $20^\circ \leq i_j \leq 160^\circ$ (из диапазона

$\varphi_K < i_f < \pi - \varphi_K$, где $\varphi_K = \arcsin(|V_{\infty z}|/V_{\infty})$ – склонение асимптотической скорости при подлете). В работе алгоритм используется как вспомогательный для получения вектора состояния в периселении гиперболы подлета к Луне T_0 с заданными характеристиками: высотой в периселении h_π , селенографическим наклонением i_f и временем пролета периселения t_π .

Проведенный в главе анализ показал, что суммарную характеристическую скорость на выведение КА на высокую ОИСЛ в одноимпульсном случае можно сократить путем оптимизации активных участков разгона с орбиты ИСЗ на орбиту перелета к Луне и торможения при переходе на орбиту ИСЛ. Однако, как следует из работ Edelbaum Т. М., Ивашкина В. В. и Охоцимского Д. Е., при выведении на высокие круговые орбиты в центральном поле Луны зачастую более выгодно использовать трехимпульсную схему перехода. Исследованию таких траекторий выведения в работе уделено основное внимание.

Третья глава, «Анализ устойчивости высоких орбит ИСЛ, которые можно использовать при построении ЛСС». В данной главе приводятся разработанная в диссертации методика и результаты численного анализа устойчивости орбит ИСЛ, удовлетворяющих заданным требованиям.

Главным требованием к орбите ИСЛ является стабильность высоты полета КА в течение заданного интервала времени. Исходя из этого, определим **условное время существования** (УВС) КА T_y как интервал времени от начала эволюции t_{0i} до момента времени t_{e1} , когда величины расстояний в пери- и апоселении спутника изменятся на 0.01, т.е. $T_y = t_{e1} - t_{0i}$, где $t_{e1} = \{t: \max(|\Delta r_\pi|/a_0 \text{ или } |\Delta r_a|/a_0) = 0.01\}$, $\Delta r_\pi = (r_\pi - r_{\pi 0})$, $\Delta r_a = (r_a - r_{a0})$. УВС КА T_y определяется путем интегрирования уравнений движения КА с учетом влияния гравитационных полей Земли, Солнца и нецентральности поля Луны (8×8). В качестве начальных параметров круговых орбит ИСЛ используем большую полуось a_0 , наклонение i_0 , величину ДВУ Ω_0 , аргумент широты $u_0 = 0^\circ$ и время начала эволюции t_0 .

Критерием выбора параметров орбиты является максимизация УВС КА T_y на множестве следующих параметров – Ω_0 , a_0 , i_0 , t_0 .

Анализ влияния различных возмущений на эволюцию высоких круговых орбит ИСЛ радиусом a_0 от 4 до 9 тыс. км показал, что существуют устойчивые области в районе наклонений $i_0 \approx 58^\circ$ и 118° . На параметры траектории сильнее всего влияет гравитационное поле Земли, меньше – поле Луны с его нецентральностью [8×8], а поле Солнца и давление солнечного света практически не оказывают влияния на движение КА по орбитам ИСЛ.

Для определения стабильных орбит была разработана методика анализа эволюции высоких орбит ИСЛ. Ее сущность сводится к следующему.

1. Задается набор из n дат T_i ($i=1, 2, \dots, n$) и времена перехода КА на орбиты ИСЛ t_{0i} . Эти даты и времена соответствуют углу истинной аномалии Луны на орбите вокруг Земли из множества $v_{ME} = \{0, 90, 180, 270\}^\circ$, при этом для 2 – 5 дат угол истинной аномалии Земли на орбите вокруг Солнца равен $v_{ES} = 90^\circ$, а для 1 даты отличается и равен $v_{ES} = 120^\circ$.

2. Для каждой даты и для каждого угла Ω_{0j} ($j=1, 2, \dots, 6$) из множества $A_0=\{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$ строятся карты изолиний УВС T_y на плоскости параметров $[a_0, i_0]$. На получившихся рисунках контурно выделяются области устойчивости $B_{ij}=B(T_i, \Omega_{0j})$, для которых УВС $T_y \geq t$ лет (в нашем случае t принято равным 1.5 годам).
3. Далее, для каждой из n дат находится пересечение $B_i = \bigcap_{j=1, \dots, 6} B_{ij}$ областей B_{ij} , путем наложения их друг на друга. В результате, получаются n рисунков с УВС КА, $T_y \geq t$ лет.
4. Данные n рисунков B_i накладываются друг на друга, находится их общее пересечение B .

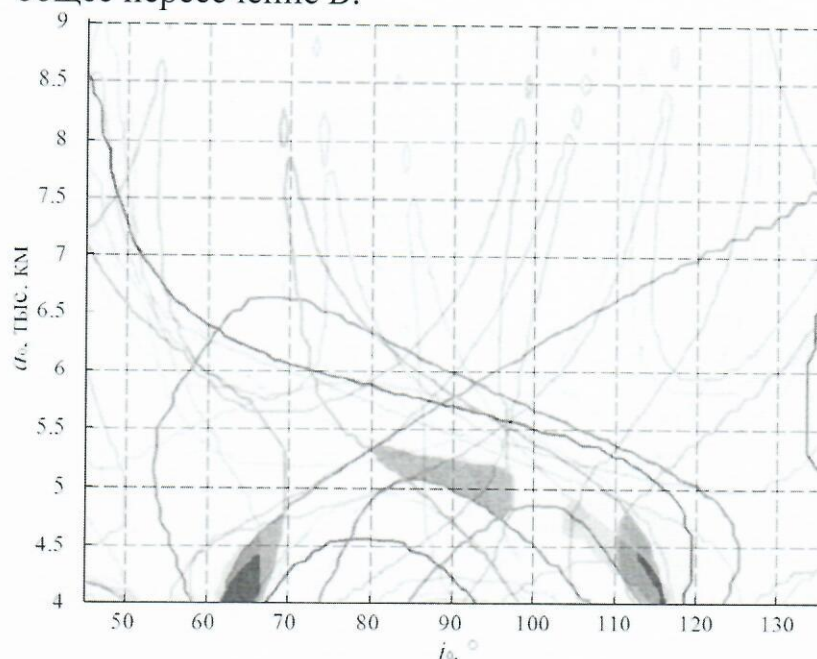


Рисунок 1. Общие области устойчивости орбит ИСЛ (красный цвет): $T_y \geq 1.5$ лет, $n=5$

и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км. Данные можно использовать для вывода на орбиты ЛСС. На таких орбитах КА могут решать поставленные задачи в течение 1.5 и более лет без коррекции параметров орбиты.

При выведении на высокие орбиты ИСЛ для обеспечения ДВУ $\Omega=270^\circ$ необходимо подлетать к Луне с севера N и переходить на орбиты ИСЛ с параметрами из первой области устойчивости, когда $i_0 < 90^\circ$. Проведенный анализ трёхимпульсного перехода КА на высокие ОИСЛ показал, что, зачастую, более выгодным оказывается переход при подлёте с юга S , при этом для ОИСЛ используются параметры из второй области устойчивости, когда наклонение $i_0 > 90^\circ$, а долгота восходящего узла $\Omega=90^\circ$ (Рисунок 1).

Проведен анализ возможных конфигураций ЛСС с точки зрения обзора поверхности Луны и устойчивости всей орбитальной группировки КА.

В **четвертой главе** приведена методика оптимизации траектории трёхимпульсного перехода КА на высокие круговые ОИСЛ (**оптимальное решение**). Анализ такого перехода на высокие круговые ОИСЛ радиусом 4 – 9 тыс. км проводится в 4 этапа. На первом – рассматривается управление движением КА в центральном ньютоновском гравитационном поле притяже-

В итоге, обычно, получаются две – три области на плоскости $[a_0, i_0]$, для любой из точек которых УВС КА T_y более t лет. Результаты наложения всех рисунков для n дат на интервале с 2016 по 2019 год представлены на Рисунке 1. На нем красным цветом отмечены общие области устойчивости: первая – $i_0 \in (63^\circ, 67^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км; вторая – $i_0 \in (113^\circ, 116^\circ)$

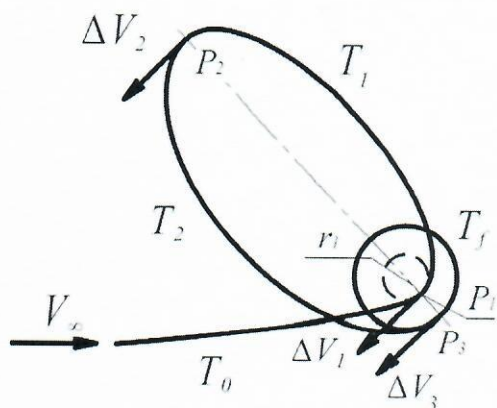


Рисунок 2. Схема трехимпульсного перехода на ОИСЛ

ния Луны (**кеплеровский случай**), в импульсном приближении. На Рисунке 2 представлена схема трехимпульсного перехода на ОИСЛ.

Показано, что случае центрального поля Луны наилучшему (по критерию минимизации характеристической скорости) варианту соответствует биэллиптический переход, когда периселений π_1 ($r_{\pi 1}=r_1$) гиперболы подлета T_0 будет как можно ближе к центру Луны, а апоселений α_1

промежуточной орбиты T_1 ($r_{\alpha 1}=r_2$) – как можно дальше от него. В таком случае величины первого и второго импульсов с увеличением промежуточного расстояния r_2 монотонно убывают, а величина третьего – монотонно возрастает. На всех последующих этапах учитываются возмущения от гравитационных полей Луны и его нецентральности 8х8, полей Земли и Солнца. Далее, на втором этапе, используя решение, полученное на первом –, как начальное приближение, определяется оптимальный трехимпульсный перелет в случае сообщения импульсов скорости в апсидальных точках траектории вдоль или против скорости (**апсидальное решение**). Траектория в этом решении – пространственная; выявлено, что существует оптимальное расстояние в удаленной точке r_2 . Затем, на третьем этапе, на основе этого решения как начального приближения, определяем квазиоптимальный переход с декомпозицией управления по отдельным импульсам (**квазиоптимальное решение**). Для него, а также для оптимального решения, точки приложения не являются апсидальными, а вектор тяги отклоняется от вектора скорости. На четвертом этапе разработана методика оптимизации траекторий трехимпульсного перехода КА на высокие круговые орбиты ИСЛ, позволяющая получить **оптимальное решение**, при этом все параметры оптимизируются совместно. В ней также предыдущее решение используется как начальное приближение.

Имеем задачу условной оптимизации с 13 параметрами управления (3) и 5 условиями в виде равенств (4) – (8). Для ее решения мы разработали следующую методику оптимизации.

1. Решая трехпараметрическую задачу перелета КА от Земли к Луне, получаем гиперболу T_0 с высотой периселения $h_{\pi 0}$ ($r_1=R_M+h_{\pi 0}$), наклонением i_1 и временем пролета периселения $t_{\pi 0}$. При этом наклонение i_1 затем будет варьироваться (l – итерации) так, чтобы обеспечить конечное наклонение i_f .

2. Выбираем 5 параметров управления, например,

$$i_1, \Delta V_1, \Delta V_2, \Delta V_3, t_3 \quad (13)$$

при заданных остальных параметрах управления (9) из (3) и решаем пятипараметрическую краевую задачу, удовлетворяющую условиям (4) – (8).

а) Величина первого, тормозного, импульса ΔV_1 , сообщаемого в точке P_1 в момент времени $t_1=t_{\pi 0}-\delta_1$, подбирается так, чтобы обеспечить расстояние r_2 в

апоиселении $\alpha_1 \in T_1$ или $\alpha_2 \in T_2$. При этом направление импульса задается углами $\gamma_1 (\beta_1), \psi_1$.

б) Второй, разгонный, импульс ΔV_2 , сообщаемый в точке P_2 в момент времени $t_2 = t_{\alpha 1} - \delta_2$ (или $t_2 = t_{\alpha 2} - \delta_2$) подбирается так (i – итерации), чтобы обеспечить расстояние в периселении $\pi_2 \in T_2$, примерно равное радиусу конечной круговой ОИСЛ $r_3 = a_f$, далее оно уточняется.

в) Величина третьего, тормозного, импульса, сообщаемого в точке P_3 , задается условием достижения заданной большой полуоси a_f конечной орбиты. Момент его сообщения $t_3 = t_{\pi 2} - \delta_3$ (сдвиг δ_3) подбирается так, чтобы радиальная скорость после торможения V_{r3}^+ равнялась «нулю»: $|V_{r3}^+| < (V_r)$, где $\epsilon(V_r) = 0.1$ мм/с. Эта, «внутренняя», задача определения момента t_3 сходится за 1-2 итерации. Затем определяются расстояния в пери- и апоиселении $r_{\pi 3}$ и $r_{\alpha 3}$, а также наклонение i_3 .

г) Если величины $\Delta r_{\pi i} = |r_{\pi 3} - a_f|$ или $\Delta r_{\alpha i} = |r_{\alpha 3} - a_f|$ больше $\epsilon_r = 2$ м, то варьируем расстояние в периселении $\pi_2 \in T_2$: $r_{\pi 2(i+1)} = r_{\pi 2i} + \Delta r_{\pi i(\alpha i)}$ и возвращаемся к этапу выдачи второго импульса. Данная, «средняя», задача нахождения ΔV_2 , также сходится за 1-2 итерации.

д) Если рассогласование $|\Delta i_{fl}|$ этого наклонения i_{3l} с заданным i_f , $\Delta i_{fl} = i_{3l} - i_f$ больше $\epsilon(i_f)$, где $\epsilon(i_f) = 0.001^\circ$, то меняем подлетное наклонение $i_{1(l+1)} = i_{1l} + \Delta i_{fl}$ и повторяем пп. 1 – 2. Эта, «внешняя», задача сходится за 4 – 5 итераций.

Решением этой задачи достигается выполнение п. 2 – получаем трехимпульсный переход на конечную околокруговую орбиту с заданными параметрами: a_f и i_f при заданных параметрах управления (9). Определяем соответствующую суммарную характеристическую скорость $\Delta V_f = F(t_1, \gamma_1, \psi_1, t_2, \gamma_2, \psi_2, \gamma_3, \psi_3)$ трехимпульсного перехода на высокую орбиту ИСЛ.

Далее, используя один из методов конечномерной оптимизации, итерационным образом определяем параметры управления $\mathbf{x} = (t_1, \gamma_1, \psi_1, t_2, \gamma_2, \psi_2, \gamma_3, \psi_3)$, минимизирующие функционал $\Delta V_f = F(\mathbf{x})$. Решение в такой постановке будем называть оптимальным в рамках данной схемы трехимпульсного перехода и конечного числа параметров.

Существуют разные методы оптимизации. Мы выбрали градиентный метод и квазиньютоновский метод Пауэлла, позволяющие эффективно выполнять их оптимизацию в данной задаче. При этом проведена их модификация с целью улучшения сходимости. Опишем эти **модификации**.

• Сходимость методов была повышена с помощью применения линейной аппроксимации параметров управления (γ, ψ) или (β, ψ) – для импульсной тяги; (γ, γ', ψ) или (β, β', ψ) – для конечной тяги:

$$\mathbf{x}_i^{(j+2)} = \mathbf{x}_i^{(j)} - \frac{(\mathbf{x}_i^{(j+1)} - \mathbf{x}_i^{(j)}) \cdot \text{grad} F(\mathbf{x}_i^{(j)})}{|\text{grad} F(\mathbf{x}_i^{(j+1)})| - |\text{grad} F(\mathbf{x}_i^{(j)})|}, \text{ где } j = 1, 4, 7, \dots, 3n+1, n \in \mathbb{N}_0, \quad (14)$$

j и $j+1$ – номера итераций, найденных по методу Пауэлла или градиентному методу. Этот подход сокращает число итераций с нескольких сотен до 10-15.

• Апсидальные точки определяются с помощью решения уравнения Кеплера в гиперболическом (для поиска периселения π_1 гиперболы подлета T_0) и в эллиптическом (для поиска пери- и апоиселения π_2 и α_1) случаях.

Поиск точек завершается за 2-3 итерации, а время расчета – до 2 – 3 минут.

Как было показано ранее, для импульсного случая при заданном расстоянии r_2 имеем 13 параметров: $i_0, t_1, \gamma_1, \psi_1, \Delta V_1, t_2, \gamma_2, \psi_2, \Delta V_2, t_3, \gamma_3, \psi_3, \Delta V_3$ и 5 граничных условий (4)–(8). Поэтому имеем 8 параметров управления: $x=(t_1, \gamma_1, \psi_1, t_2, \gamma_2, \psi_2, \gamma_3, \psi_3)$. Их будем варьировать с целью минимизации функционала ΔV_f . Это задача нелинейного программирования при наличии ограничений в виде равенств. В качестве начального приближения для данного итерационного процесса оказалось удобным задавать ориентацию тяги либо вдоль, либо против скорости.

При управлении в случае конечной тяги рассматривается двухпараметрический линейный закон ориентации тяги: в оскулирующей плоскости $(\mathbf{rn}) - \gamma(t) = \gamma_0 + \gamma' t$ или $\beta(t) = \beta_0 + \beta' t$; в направлении, ортогональном плоскости $(\mathbf{rn}) -$ однопараметрический $\psi(t) = \psi_0$; в импульсном случае $\gamma' = 0, \beta' = 0$.

Учет возмущений приводит к новым характеристикам оптимального трехимпульсного перехода по сравнению со случаем центрального поля Луны. Выявлено, что часто существует **оптимальное расстояние в удаленной точке r_2^{opt}** , см. Рисунок 3. В зависимости от наклона i_f оно меняется от ~30 до 55 тыс. км. Красная горизонтальная линия на Рисунке 3 соответствует одноимпульсному решению задачи перехода КА на ОИСЛ.

Для малых расстояний r_2 (до ~25 тыс. км), когда возмущения малы, подлетное наклонение i_1 близко к конечному i_f . При увеличении расстояния r_2 рассогласование между наклонениями i_1 и i_f в зависимости от конечного наклонения i_f достигает величины $\cong 45^\circ - 50^\circ$. Поэтому оптимальная траектория получается пространственной (Рисунок 4). Подтверждается правило, что существует величина расстояния в удаленной точке r_2^* (~14.5 тыс. км), до достижения которой выгоднее по суммарной характеристической скорости одноимпульсный, а при дальнейшем его увеличении – трехимпульсный переход. Применение методики позволяет получить энергетические характеристики выведения на высокие круговые ОИСЛ с любыми радиусами a_f и наклонениями i_f из двух областей, отмеченных красным цветом на Рисунке 1. Суммарная характеристическая скорость оптимальной траектории выведения на полярную орбиту радиусом 6 тыс. км в случае импульсной тяги равняется $\Delta V_f \cong 549.04$ м/с, а конечная масса КА $m_f \cong 1691.11$ кг (для начальной массы КА $m_0 \cong 2040$ кг и указанных выше параметров ДУ, время перехода на конечную орбиту равно 03.10.2016 04:50:02 UTC).

В дополнение к рассмотренной методике получения **оптимального решения** разработаны ее упрощенные варианты при учете возмущений: методика построения трехимпульсного перехода в апсидальном случае импульсной тяги (**апсидальное решение**) и методики оптимизации траекторий трехимпульсного перехода на высокую ОИСЛ в случае импульсной и конечной тяги с декомпозицией управления по отдельным импульсам (**квазиоптимальное решение**). Апсидальное решение немного проигрывает квазиоптимальному решению по конечной массе КА (около ~1 кг) и по суммарной характеристической скорости (около ~2 м/с). А квазиоптимальное – уступает оптимальному менее, чем 0.1 м/с и 0.1 кг по

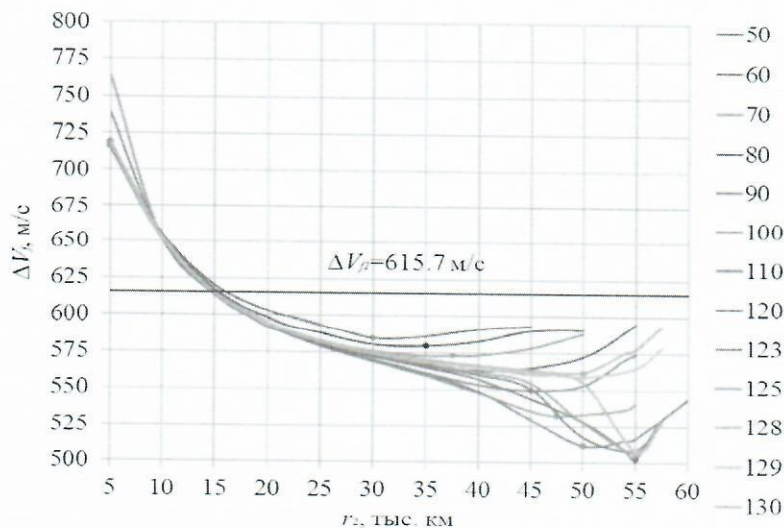


Рисунок 3. Зависимости суммарной характеристической скорости ΔV_f трехимпульсного перехода на ОИСЛ радиусом $a_f=6$ тыс. км от расстояния r_2 для наклонений i_f (разные цвета в легенде)

учёте возмущений) для орбиты радиусом 6 тыс. км в зависимости от конечного наклонения i_f (от 50° до 120°) составил по суммарной характеристической скорости от ~ 30.5 до ~ 113 м/с и по конечной массе КА от ~ 17 до ~ 65 кг.

Для оптимального и квазиоптимального решений при учете возмущений от полей Земли, Луны и Солнца **точки приложения импульсов и тяги не являются апсидальными и направление тяги отклоняется от вектора текущей скорости**. Так угол достигает $\beta_2 \cong 18^\circ$, угол γ_2 отличается от 90° , а угол ψ_2 достигает до 3° - 5° . Для первого и третьего импульсов сдвиг

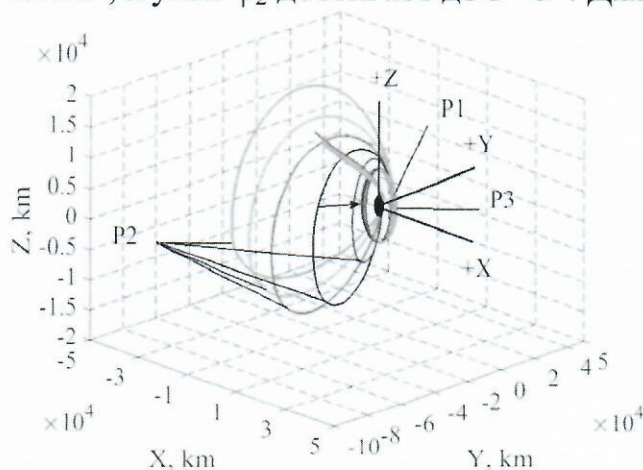


Рисунок 4. Траектории трехимпульсного перелета на полярную ОИСЛ радиусом $a_f=6$ тыс. км в СгСК: —, —, —, —, — — 15, 30, 40, 45, 50 тыс. км - траектории для разных расстояний r_2

Пятая глава посвящена анализу характеристик оптимального трехимпульсного перехода на высокие круговые орбиты ИСЛ в случае

характеристической скорости и конечной массе КА. Импульсное решение берется начальным приближением для конечной тяги двигателя. Учет ее конечности незначительно увеличивает характеристическую скорость: гравитационные потери не превышают 0.1 м/с. Выигрыш наилучшего трехимпульсного перехода по сравнению с одноимпульсным (при

относительно перицентра мал (~ 5 – 15 секунд), а для второго он составляет ~ 6 часов для расстояния $r_2=45$ тыс. км и увеличивается при росте r_2 . Отметим, что второй импульс уменьшается по сравнению с апсидальным решением. В случае конечной тяги при выполнении третьего маневра выход на заданную величину большой полуоси a_f определяется итерационно, при этом момент выключения ДУ находится при помощи вычисления производной большой полуоси конечной ОИСЛ по времени торможения da/dt .

неограниченной тяги с упрощенным вариантом управления, когда импульсы сообщаются в апсидальных точках, либо вдоль, либо против скорости (**апсидальное решение**). Такая методика позволяет получить по многим параметрам практически те же результаты, что методика получения **оптимального решения**. Результаты проведенного анализа подтверждают существование критического расстояния r_2^* , а также выводы о поведении основных энергетических и геометрических зависимостей (по конечным наклонению i_f и Ω_f), сделанные в главе 4.

Для даты и времени подлета КА к Луне t_0 : 29.09.2016 года 03:31:55 UTC, показано, что варианты подлета с севера N и с юга S существенно отличаются по характеристикам. Выигрыш трехимпульсного перехода над одноимпульсным по суммарной характеристической скорости $\delta V_f^{(1-3)}$ и по конечной массе КА $\delta m_f^{(3-1)}$ с ростом радиуса конечной ОИСЛ a_f от 4 до 8 тыс. км увеличивается:

- от ~ 23 до ~ 61 м/с ($\delta V_f^{(1-3)}$) и от 12.7 до ~ 35 кг ($\delta m_f^{(3-1)}$) для $i_f=60^\circ$;
- от ~ 80 до ~ 148 м/с ($\delta V_f^{(1-3)}$) и от 45 до ~ 86.2 кг ($\delta m_f^{(3-1)}$) для $i_f=90^\circ$;
- от ~ 81 до ~ 175 м/с ($\delta V_f^{(1-3)}$) и от 45.7 до ~ 102.5 кг ($\delta m_f^{(3-1)}$) для $i_f=120^\circ$.

Выигрыш трехимпульсного возмущенного перехода по сравнению с трехимпульсным кеплеровским вариантом по характеристической скорости ($\delta V_f^{(2-3)}$) и конечной массе КА ($\delta m_f^{(3-2)}$) с ростом радиуса конечной ОИСЛ a_f от 4 до 8 тыс. км увеличивается:

- от ~ -19.5 до ~ -12.7 м/с ($\delta V_f^{(2-3)}$) и от ~ -11.3 до ~ -7 кг ($\delta m_f^{(3-2)}$) для $i_f=60^\circ$ (знак «-» означает, что «кеплеровская» скорость меньше «возмущенной»);
- от ~ 39.6 до ~ 63.9 м/с ($\delta V_f^{(2-3)}$) и от ~ 22.4 до ~ 37.8 кг ($\delta m_f^{(3-2)}$) для $i_f=90^\circ$;
- от ~ 38.9 до ~ 80.5 м/с ($\delta V_f^{(2-3)}$) и от ~ 22.1 до ~ 47.8 кг ($\delta m_f^{(3-2)}$) для $i_f=120^\circ$.

В рамках **анализа влияния взаимного положения** Луны, Земли и Солнца рассмотрены три интервала дат перехода t_0 на высокую круговую полярную ОИСЛ радиусом $a_f=6$ тыс. км: 1) 2016-2017 гг., 2) 2018 – 2019 гг., 3) 2020-2021 гг. Для каждого из интервалов выбраны по 16 дат, соответствующих разным положениям Земли на орбите вокруг Солнца и Луны на орбите вокруг Земли, и по 8 наилучших траекторий трехимпульсного перехода, которые можно использовать для выведения на орбиты ЛСС. Для таких траекторий выигрыш трехимпульсного перехода при учете влияния гравитационных полей Земли, Солнца и Луны с его нецентральностью (8х8) над одноимпульсным составил по характеристической скорости $\delta V_f^{(1-3)}$ и конечной массе КА $\delta m_f^{(3-1)}$:

- для первого интервала – от ~ 87 до ~ 122 м/с и от ~ 49.8 до ~ 70.1 кг;
 - для второго интервала – от ~ 94.5 до ~ 106 м/с и от ~ 54.2 до ~ 61 кг;
 - для третьего интервала – от ~ 97.8 до ~ 119 м/с и от ~ 56.1 до ~ 68.5 кг.
- Большинство наилучших траекторий реализуется при подлете с юга S .

Выяснилось, что на рассмотренных трех интервалах времени t_0 можно обеспечить выведение КА на следующие углы долготы восходящего узла Ω соответствующие им конфигурации ЛСС:

- для 1 интервала – $0^\circ, 30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 180^\circ, 210^\circ, 270^\circ$ и конфигурации

ЛСС с $\Omega \in \{0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ\}$ и $\Omega \in \{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$;

- для 2 интервала – $0^\circ, 30^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ$ и конфигурации ЛСС с $\Omega \in \{0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ\}$ и $\Omega \in \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$;
- для 3 интервала – $0^\circ, 30^\circ, 90^\circ, 210^\circ, 270^\circ$ и конфигурация ЛСС с $\Omega \in \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$.

Для наилучших траекторий выигрыш по характеристической скорости ΔV_f для перехода на высокую орбиту ИСЛ и по конечной массе Δm_f спутника слабо меняется от года к году. Это дает основание полагать, что, выбирая дату подлета КА к Луне t_0 и расстояние r_2 в точке сообщения промежуточного импульса можно вывести КА с полезной массой ~ 1700 кг.

Подобный анализ был проведен для интервала дат с 01.01.2023 по 31.12.2027. Полученные результаты подтвердили ранее сделанные выводы.

В приложении представлены изолинии с УВС $T_y \geq 1.5$ лет на плоскости $[a_0, i_0]$ для рассмотренных в главе 3 дат, схема построения траектории трехимпульсного перехода КА на высокую околокруговую ОИСЛ с большими наклонениями, алгоритмы поиска апсидальных точек, основные зависимости энергетических и геометрических характеристик задачи построения трехимпульсного перехода на высокую ОИСЛ. **В заключении** формулируются основные результаты и выводы по диссертационной работе.

Основные результаты работы

1. Разработана методика анализа эволюции орбит ИСЛ. Ее применение к задаче выведения КА на орбиты ЛСС выявило, что существуют две устойчивые области для построения системы на интервале с мая 2016 по апрель 2019 года: первая – $i_0 \in (63^\circ, 67^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км; вторая – $i_0 \in (113^\circ, 116^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км.
2. Разработана методика оптимизации траектории трехимпульсного перехода на высокие орбиты ИСЛ радиусом 4 – 9 тыс. км с большими наклонениями. Выявлено, что оптимальный трехимпульсный переход на такие орбиты энергетически выгоднее, чем одноимпульсный.
3. Выявлено, что в отличие от классического решения в центральном поле Луны, при учете возмущений от гравитационных полей Луны, Земли и Солнца часто существует оптимальное максимальное селеноцентрическое расстояние трехимпульсного перехода. Оно в зависимости от даты подлета КА к Луне, от варианта подлета с севера N или с юга S для конечных наклонений $i_f \in [50^\circ; 130^\circ]$ меняется от ~ 30 до 55 тыс. км, при этом суммарная характеристическая скорость ΔV_f для перехода на круговую орбиту радиусом 6 тыс. км меняется от 502 до 582 м/с. Показано, что в реальном поле точки приложения импульсов не являются апсидальными, а вектор тяги в этих точках отклоняется от текущей скорости.
4. Суммарные характеристические скорости при реализации апсидальной, квазиоптимальной и оптимальной траекторий очень близки, их отличие составляет менее 2 м/с; а конечная масса КА отличается не более, чем на 1 кг.
5. Выигрыш оптимального трехимпульсного перехода КА высокие круговые орбиты радиусами 4 – 9 тыс. км с селенографическими

наклонениями от 50° до 130° над одноимпульсным переходом на интервале дат с сентября 2016 года по декабрь 2027 года составил по суммарной характеристической скорости $\delta V_f^{(1-3)}$ от 23 м/с до 175 м/с и по конечной массе КА $\delta m_f^{(3-1)}$ от 12 кг до 102.5 кг. Выбирая дату подлета КА к Луне и оптимальное расстояние в точке сообщения промежуточного импульса r_2 , можно вывести КА массой ~ 1700 кг на орбиты ИСЛ с любыми селенографическими ДВУ. При этом большинство наилучших траекторий реализуется при подлете с юга S.

Основные публикации по теме диссертации в изданиях из рекомендованного ВАК РФ перечня:

1. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Лю В.. Анализ оптимальных манёвров разгона и торможения космического аппарата при его полёте к Луне. // «Космонавтика и ракетостроение», 2015. №1 (78). С. 37 –47. (0,69 п.л./0,3 п.л.).
2. Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полёта к Луне // «Вестник НПО им. С.А. Лавочкина». 2016. №1 (31). С. 15 – 25. (0,69 п.л./0,4 п.л.).
3. Gordienko E.S. Khudorozhkov P.A. On Choosing a Rational Flight Trajectory to the Moon // Solar System Research, 2017. V.51. №7. P. 676-686. (0,69 п.л./0,4 п.л.).
4. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Анализ оптимального трехимпульсного перехода на орбиту искусственного спутника Луны. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2016, №. 3. С. 1 – 24. DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1472. (1,5 п.л./0,75 п.л.).
5. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Использование трехимпульсного перехода для выведения космического аппарата на орбиты искусственного спутника Луны//«Космические исследования», 2017. Т. 55, №3. С. 207 – 217. (0,69 п.л./0,35 п.л.).
6. Gordienko E. S., Ivashkin V. V. The use of three-impulse transfer to insert the spacecraft into the high Moon Artificial Satellite orbits // Cosmic Research, 2017. V. 55. № 3. P. 196–206. (0,69 п.л./0,35 п.л.).
7. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы // «Вестник НПО им. С.А. Лавочкина». 2014. №4 (34). С.40 – 54. (0,94 п.л./0,35 п.л.).
8. Gordienko E. S., Ivashkin V. V., and Simonov A. V.. Analysis of Stability of Orbits of Artificial Lunar Satellites and Configuring of a Lunar Satellite Navigation System // Solar System Research, 2017. V. 51. № 7. P. 654–668. (0,94 п.л./0,35 п.л.).
9. Гордиенко Е.С. Исследование оптимального трехимпульсного перехода на высокую орбиту ИСЛ// Инженерный журнал: наука и инновации, 2017. № 9. С 1 – 24. DOI 10.18698/2308-6033-2017-9-1667. (1,5 п.л.)

Гордиенко Евгений Сергеевич

Разработка методики оптимального выведения космического аппарата на
высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны

Автореферат

Подписано к печати __.__.201__. Заказ №

Объем 1,0 п.л. Тираж 100 экз.

Типография МГТУ им. Н. Э. Баумана
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д.5
(499) 263-62-01