

На правах рукописи

УДК 629.788

**БЕЛЯЕВА Екатерина Константиновна**

**МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ  
ПОЛЁТА НА ВЫСОКИЕ ОКОЛОЛУННЫЕ ОРБИТЫ И ПОСЛЕДУЮЩЕГО  
ВОЗВРАЩЕНИЯ НА ЗЕМЛЮ**

Специальность 2.5.16

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва - 2025

Работа выполнена в Публичном акционерном обществе «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» (ПАО «РКК «Энергия»).

Научный руководитель: **Муртазин Рафаил Фарвазович**,  
доктор технических наук, начальник отдела баллистики  
ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Официальные оппоненты: **Петухов Вячеслав Георгиевич**,  
член - корреспондент РАН, доктор технических наук  
Научно-исследовательский институт прикладной  
механики и электродинамики федерального  
государственного бюджетного образовательного  
учреждения высшего образования «Московский  
авиационный институт (национальный  
исследовательский университет)», директор.

**Сазонов Василий Викторович**,  
доктор физико-математических наук, доцент  
Московский государственный университет  
имени М.В. Ломоносова,  
декан факультета космических исследований.

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное учреждение  
науки Институт космических исследований  
Российской академии наук,  
117485, г. Москва, ул. Профсоюзная, д. 84/32.

Защита состоится «11» декабря 2025 года в 14 час 30 мин на заседании  
диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом  
университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный пер., д.10,  
факультет Специального машиностроения, ауд. 407м

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

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения,  
просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1,  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 г.

Учёный секретарь  
диссертационного совета 24.2.331.08  
кандидат технических наук, доцент



А.Ю. Луценко

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы диссертационной работы.** Дальнейшее развитие пилотируемой космонавтики предполагает экспансию за пределы околоземного пространства. Актуальным является планомерное и всестороннее освоение Луны для последующего распространения человеческой деятельности в космосе. Благодаря своему уникальному статусу ближайшего к Земле небесного тела, Луна представляет собой стратегический полигон для апробации технологий, методик и подходов, имеющих фундаментальное значение для исследования других планет Солнечной системы.

Приполярные районы Луны, где была обнаружена вода в виде льда, являются наиболее предпочтительными для планирования развертывания будущей Лунной Базы. Наличие воды на Луне открывает возможности для обеспечения жизнедеятельности будущих экспедиций, производства кислорода и водородного топлива, что существенно снизит зависимость от поставок ресурсов с Земли и повысит автономность миссий.

Важным элементом при реализации лунных миссий может стать лунная орбитальная станция (ЛОС), которая может служить перевалочным пунктом для сборки и заправки космических кораблей (КК), как для высадки экипажа на поверхность Луны, так и для межпланетных полётов. Кроме того, станция будет являться платформой для тестирования технологий длительного пребывания человека в космосе, включая системы жизнеобеспечения, радиационной защиты и управления экипажем за пределами околоземного пространства.

Эффективное функционирование ЛОС и её обслуживание требует минимизации затрат топлива для перелета на окололунные орбиты за счет разработки новых энергетически оптимальных траекторий перелёта Земля-Луна-Земля и создания соответствующих транспортных систем для доставки модулей станции, грузов и экипажа, что особенно важно в условиях ограниченности ресурсов и высокой стоимости космических миссий. Все вышесказанное подтверждает актуальность темы исследования в контексте повышения эффективности освоения космоса.

**Степень разработанности темы.** Методы расчета траекторий полета к Луне и возвращения к Земле включают результаты работ Е.И. Тарасова, В.А. Егорова, Т.М. Эннеева, Д.Е. Охоцимского, В.А. Ильина, Г.С. Нариманова, Л.И. Гусева, М.Д. Кислика, В.В. Ивашкина, А.Г. Тучина, Н.А. Эйсмонта, В.Г. Петухова, Ю.П. Улыбышева, Р.Ф. Муртазина, Е.С. Гордиенко, а также Р. Бэттина, К. Хауэлл, К.Р. Вайтли, Р. Мартинес и других.

В работе используются результаты Р.Ф. Муртазина, обнаружившего «грависферный эффект», заключающийся в интенсивном влиянии Земли на параметры окололунных орбит при прохождении КК в окрестности сферы действия Луны.

**Цель диссертационной работы** – сокращение затрат характеристической скорости при полете КК на высокую круговую полярную окололунную орбиту (ВЛО), на которой предполагается развертывание ЛОС, и при возвращении с этой орбиты на Землю по сравнению с одноимпульсным прямым перелётом.

Для достижения поставленной цели в работе решается следующая **научно-техническая задача**: разработать методики сокращения затрат характеристической скорости за счет грависферного эффекта при проектировании траекторий полета КК

на ВЛО и возвращения с этой орбиты на Землю.

Решались следующие частные **задачи**:

1. Провести анализ методики полета КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта с определением границ его применимости.
2. Разработать методику увеличения количества окон старта при полете КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта.
3. Разработать методику возвращения экипажа на Землю в случае отказа двигательной установки для торможения в окрестности Луны при полете КК на ВЛО.
4. Разработать методику возвращения КК с ВЛО на Землю с использованием грависферного эффекта.
5. Предложить методику оптимального управления транспортной системой для выполнения лунных миссий при полете КК на ВЛО и возвращении с нее на Землю.

**Объектом исследования** являются траектории полета КК на ВЛО и возвращения с этой орбиты на Землю.

**Предметом исследования** являются методики и алгоритмы поиска параметров оптимального управления полетом КК на ВЛО и возвращения с этой орбиты на Землю.

**Метод исследования** выбирался в зависимости от поставленной частной задачи. При разработке методик, связанных с применением круговой ограниченной задачи трёх тел, применялся теоретический метод. Расчет траекторий полета КК при проверке правильности разработанных методик проводился методом численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения в гравитационном поле Земли, Луны и Солнца.

**Научная новизна** диссертационной работы состоит в том, что впервые разработаны научно обоснованные методики проектирования энергетически оптимальных траекторий полета КК на ВЛО и возвращения с неё на Землю за счёт использования грависферного эффекта.

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

1. Анализ методики полета КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта показал, что уменьшение наклона околоземной орбиты старта приводит к невозможности формирования определенных значений высот окололунной орбиты. Использование грависферного эффекта энергетически эффективно в сравнении с прямым перелетом КК с околоземной орбиты на окололунные орбиты высотой более 4 тыс. км.
2. Разработана методика увеличения количества окон старта при полете КК на ВЛО, обеспечивающая возможность осуществления 26 перелетов в год с орбиты околоземной станции. Данное количество перелетов соответствует максимально возможному количеству запусков КК при старте с Земли на ВЛО, что свидетельствует о достижении высокой эффективности использования стартовых возможностей с орбиты околоземной ОС.
3. Разработана методика возвращения экипажа на Землю в случае отказа двигательной установки для торможения в окрестности Луны при полете КК на ВЛО. Методика предполагает выбор варианта безопасного возвращения КК на Землю в зависимости от даты старта по критерию минимизации затрат характеристической скорости. При этом выполняется поворот плоскости

орбиты после возникновения нештатной ситуации (НШС) или перевод КК на переходную высокоэллиптическую орбиту.

4. Разработана методика возвращения КК с ВЛО на Землю с использованием грависферного эффекта, снижающая затраты характеристической скорости в сравнении с прямым одноимпульсным перелётом.
5. Предложена методика управления транспортной системой для выполнения лунных миссий, включающая полет к Луне, посадку на её поверхность и возвращение к Земле с использованием грависферного эффекта. Эффективность методики увеличивается за счет использования многоразового взлётного модуля и многоразового космического корабля.

**Практическая значимость** исследования заключается в возможности применения научно обоснованных и разработанных методик, позволяющих минимизировать затраты характеристической скорости при полете КК на окололунные орбиты и возвращении его на Землю, повысить гибкость планирования миссий и обеспечить безопасность в случае НШС.

**Рекомендации по внедрению.** Предлагается использовать на этапах эскизного проектирования, технического проектирования, создании расчетно-конструкторской документации при разработке сценариев реализации лунной программы.

**Достоверность и обоснованность** научных положений, полученных результатов и выводов подтверждается корректной математической постановкой задачи полета КК на окололунные орбиты на основе методик и программно-математического обеспечения, применяемого в РКК «Энергия».

**Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:**

1. Обоснованные границы применимости грависферного эффекта, позволяющие минимизировать затраты характеристической скорости для полета КК на окололунные орбиты.
2. Методика увеличения количества окон старта для полетов КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта, обеспечивающая гибкость планирования лунных миссий и расширение возможностей запуска.
3. Методика парирования НШС в случае невыдачи тормозного импульса в окрестности Луны, обеспечивающая безопасное возвращение экипажа на Землю с минимальными затратами характеристической скорости.
4. Методика возвращения КК с ВЛО на Землю с использованием грависферного эффекта, требующая меньших затрат характеристической скорости в сравнении с прямым перелетом.
5. Методика управления эффективной транспортной системой для лунных миссий, включающая полет экипажа к ЛОС с использованием грависферного эффекта, выполнение посадки на поверхность Луны и возвращение на Землю.

**Апробация работы.** Основные результаты диссертационной работы были представлены и обсуждались на следующих российских и международных конференциях:

- Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ «Орбита молодежи» (г. Пермь, 2020);
- XLV, XLVI, XLVII, XLVIII, XLIX Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (г.

Москва, 2021, 2022, 2023, 2024, 2025);

- Global Space Exploration Conference - GLEX 2021 (г. Санкт-Петербург, 2021);
- XXII, XXIII Научно-технические конференции молодых ученых и специалистов (МО, г. Королев, 2021, 2024);
- XLIX, L Общественно-научные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина (Смоленская обл., г. Гагарин, 2022, 2023);
- Космонавтика XXI века. Памяти академика В.Ф. Уткина (МО, г. Королев, 2023);
- XIII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (г. Санкт-Петербург 2023);
- 74th International Astronautical Congress – IAC-74 (Азербайджан, г. Баку, 2023).

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано 16 научных работ из них 5 – в изданиях, входящих в перечень ВАК РФ при Министерстве образования и науки России, 2 – в изданиях, индексируемых SCOPUS, 9 тезисов докладов на российских и международных конференциях. Получено 4 патента на изобретение РФ.

**Личный вклад автора.** Представленные в работе научные результаты получены автором лично. Во всех случаях использования результатов других исследований приведены ссылки на источник информации.

#### **Структура и объём работы.**

Структура изложения материала построена в соответствии с перечисленным списком основных задач, раскрывающих тему диссертации, и включает введение, четыре главы, заключение, список литературы, включающий 62 наименования. Текст диссертации изложен на 116 машинописных страницах, содержит 40 рисунков и 17 таблиц.

### **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертационной работы, определена цель и представлен перечень частных задач, которые решены. Раскрыта научная новизна, показаны методы исследования, научные результаты, положения, выносимые на защиту, а также практическая значимость работы. Приведена структура диссертационной работы и дано краткое описание ее разделов.

**В первой главе** проведен анализ существующих проектов реализации лунной программы. Рассмотрены различные варианты окололунных орбит для высадки экипажа на поверхность Луны и использования этих орбит для развертывания ЛОС. Представлена математическая постановка задачи и описан грависферный эффект.

Первоначальный проект российской лунной программы был основан на двухпусковой схеме с использованием сверхтяжелой ракеты-носителя (РН) «Енисей». В рамках этой схемы планировалось доставлять на полярную круговую низкую окололунную орбиту (НОО) высотой ~200 км два модуля: лунный взлетно-посадочный корабль и пилотируемый корабль для последующей высадки экипажа на поверхность Луны (Рис.1).

После приостановки разработки РН «Енисей» в 2021 году была предложена альтернативная схема — четырехпусковая схема на базе РН тяжелого класса «Ангара-А5В». Согласно этой схеме первые два запуска РН обеспечивают вывод и доставку на НОО лунного взлетно-посадочного корабля. Третий и четвертый запуски РН

обеспечивают выведение на ту же орбиту пилотируемого корабля с экипажем для дальнейшей стыковки с лунным взлетно-посадочным кораблем (Рис.1). Учитывая значительные временные интервалы между запусками, вызванные технологией подготовки стартового комплекса, предусмотрена промежуточная операция: пилотируемый корабль с экипажем сначала доставляется на околоземную орбитальную станцию (ОС), где ожидает следующего этапа миссии, а после запуска четвертой РН выполняет перелет к Луне.

Для перехода на НОО при прямом одноимпульсном перелёте продолжительностью 3,5 суток затраты характеристической скорости на торможение у Луны составляют ~900 м/с. Для сокращения затрат при запуске беспилотных миссий возможно использование низкоэнергетических траекторий через область слабой устойчивости (Weak Stability Boundary - WSB) в окрестности точки либрации  $L_1$  Солнце-Земля (Рис.2). В этом случае требуемые затраты характеристической скорости составляют ~750 м/с. Однако эти траектории обладают существенными недостатками: высокая чувствительность к точности задания начальных условий, значительная продолжительность полета – до 120 суток и повышенные требования к

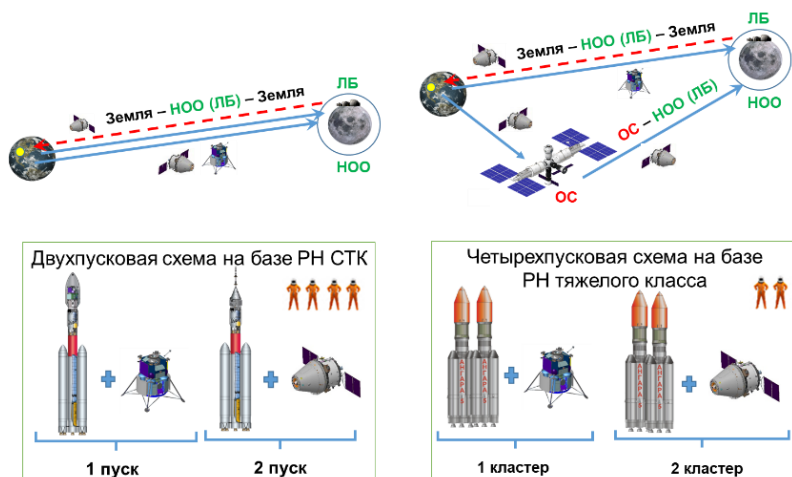


Рис. 1. Схемы возможных реализаций российской лунной программы

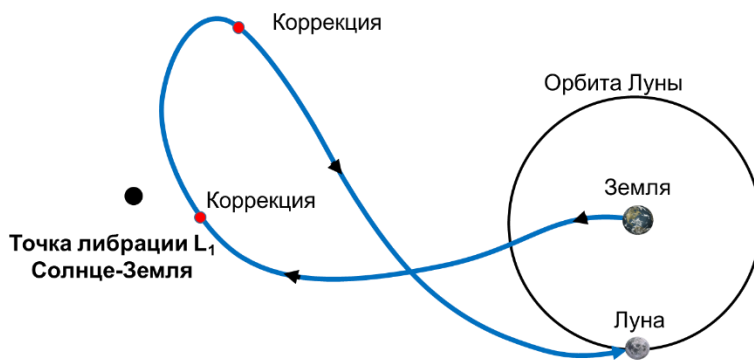


Рис. 2. Низкоэнергетическая траектория WSB

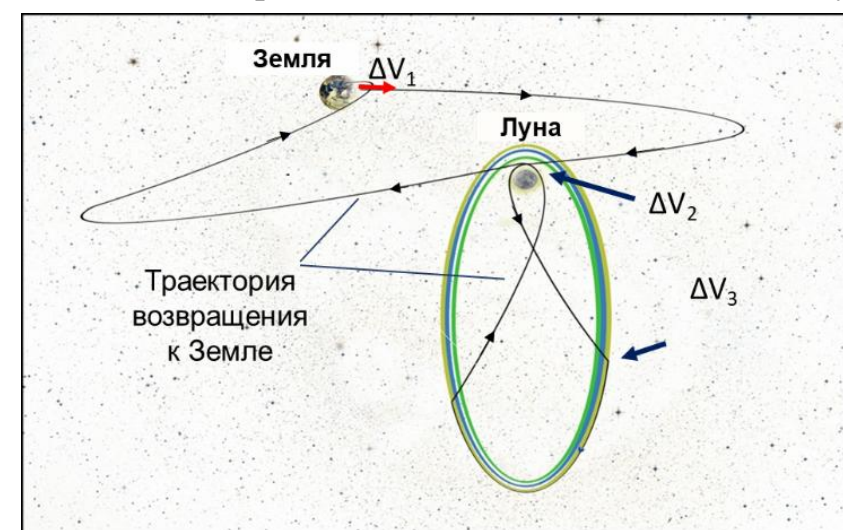


Рис. 3. Схема полета КК на NRHO и возвращения к Земле

точности навигации. Эти факторы делают WSB-траектории неприменимыми для пилотируемых миссий.

Несмотря на то, что НОО является оптимальной при реализации высадки экипажа на поверхность Луны, орбитальные параметры делают её неподходящей для размещения ЛОС.

Лунная программа NASA «Artemis» включает создание ЛОС «Gateway» на высокоэллиптической гало-



орбите типа NRHO (Near-Rectilinear Halo Orbit) со значениями периселения 1,5 тыс. км и апоселения 70 тыс. км (Рис.3). Эта орбита, математически обоснованная Кейтлин Хауэлл, обладает оптимальными условиями для связи с Землей и доступом к лунной поверхности. Затраты характеристической скорости на торможение у Луны для перехода на NRHO при старте с околоземной орбиты наклонением  $51,6^\circ$  составляют  $\sim 480$  м/с. Однако, NRHO является динамически неустойчивой орбитой и при отсутствии прецизионных корректирующих манёвров или их неточном исполнении существует риск потери станции.

В своих работах Р.Ф. Муртазин предлагает развертывание ЛОС на полярной ВЛО высотой 10 тыс. км. Затраты характеристической скорости на торможение у Луны для нее, составляют  $\sim 650$ - $860$  м/с в зависимости от наклонения околоземной орбиты старта. Использование грависферного эффекта позволяет снизить этот показатель до  $\sim 335$  м/с. Существенным достоинством ВЛО является ее динамическая устойчивость в сравнении с NRHO.

Использование грависферного эффекта заключается в следующем: первоначально к КК, находящемуся на околоземной орбите, прикладывается отлётный импульс для перехода на транслунную траекторию. Параметры импульса и момент его приложения определяются исходя из такого условия, что после движения по транслунной траектории КК приблизится к Луне на расстоянии  $H_{\pi 1}$  (Рис.4). Далее выполняется первый тормозной импульс  $\Delta V_1$ , который переводит КК на переходную высокоэллиптическую орбиту с апоселением  $H_a$ , расположенным вблизи границы грависферы Луны. При движении КК по переходной высокоэллиптической орбите за счет влияния Земли наблюдаются два эффекта: снижение апоселения и повышение периселения. По достижению заданного значения периселения  $H_{\pi 2}$  через один виток выполняется заключительный тормозной импульс  $\Delta V_3$ , обеспечивающий переход КК на целевую ВЛО.

Для качественной оценки возможностей грависферного эффекта, позволяющего изменять периселений орбиты без использования двигательной установки, были применены теоретические результаты М.Л. Лидова. Однократно осредненная модель движения КК в околослунном пространстве позволяет выполнить качественную оценку воздействия гравитационного поля Земли на элементы орбиты даже при значительных упрощениях.

**Во второй главе** проведен анализ методики полета КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта и определены границы ее применимости. Предложена методика по увеличению количества окон старта при перелете КК с околоземной ОС на ВЛО с использованием грависферного эффекта. Также проведен анализ методики парирования НШС в случае отказа двигательной установки в окрестности Луны при полете КК на ВЛО, включающей переход КК на переходную высокоэллиптическую орбиту вокруг Луны.

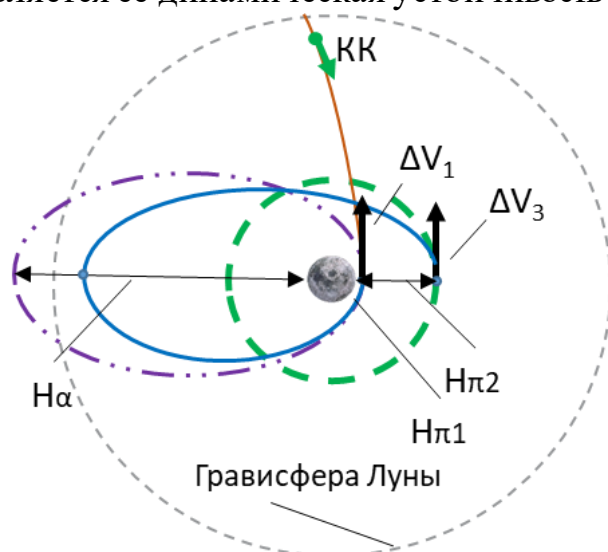


Рис. 4. Схема полета КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта



На Рисунке 5 показаны изменения параметров переходной высокоэллиптической орбиты после приложения импульса  $\Delta V_1$  до импульса  $\Delta V_3$  для различных дат старта на интервале в один лунный месяц.

В зависимости от даты старта изменяются подлетное наклонение и высота апоселения, обеспечивающие нужные параметры орбиты в периселении через один виток. Затраты характеристической скорости при использовании грависферного эффекта варьируются от 330 м/с до 480 м/с при старте с околоземных орбит наклонением  $51,6^\circ$  и  $97^\circ$ .

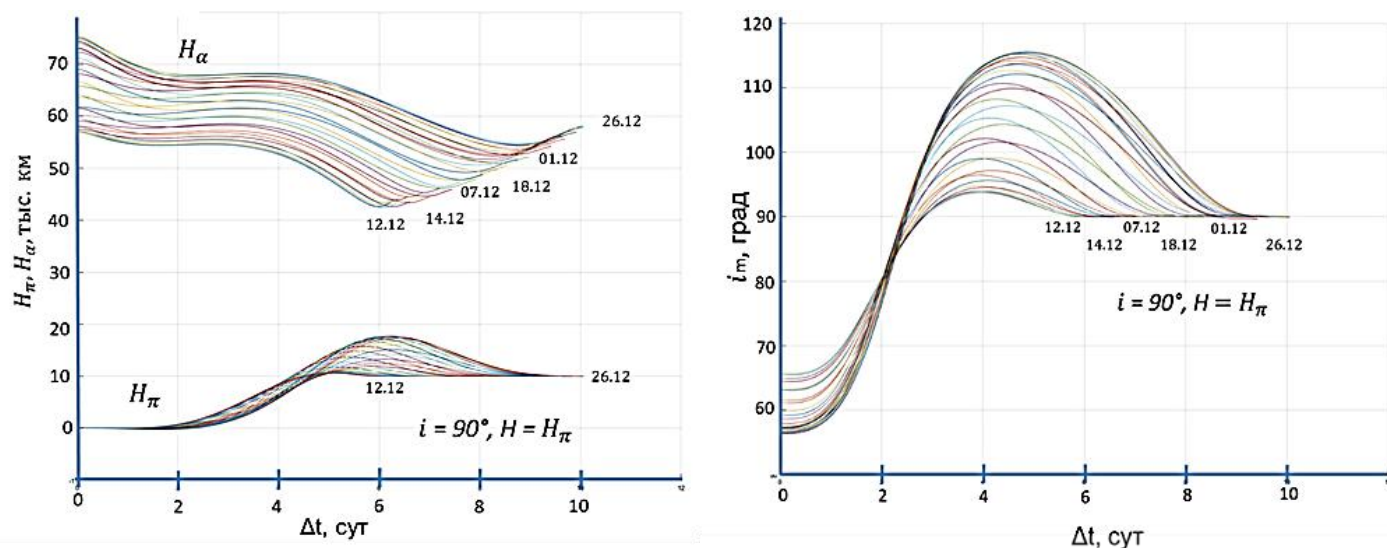


Рис. 5. Эволюция высоты апоселения, высоты периселения и наклонения переходной орбиты в течение одного витка при различных датах старта

Наклонение околоземной орбиты старта влияет на максимально возможную высоту окололунной круговой орбиты, сформированную при полете КК с использованием грависферного эффекта (Рис.6). Так при старте с околоземной орбиты наклонением  $97^\circ$  можно использовать грависферный эффект для перехода на орбиты любой высоты (рассмотрены высоты до 20 тыс. км). Но при наклонении  $51,6^\circ$  максимальная высота ВЛО ограничена 14 тыс. км, а при  $28^\circ$  — 10 тыс. км.

Было выявлено, что использование грависферного эффекта становится целесообразным при полете КК на окололунные орбиты высотой более 4 тыс. км (Рис.7). Для высот менее 4 тыс. км затраты характеристической скорости соизмеримы с прямым одноимпульсным перелетом, а при увеличении высоты целевой окололунной орбиты затраты характеристической скорости при

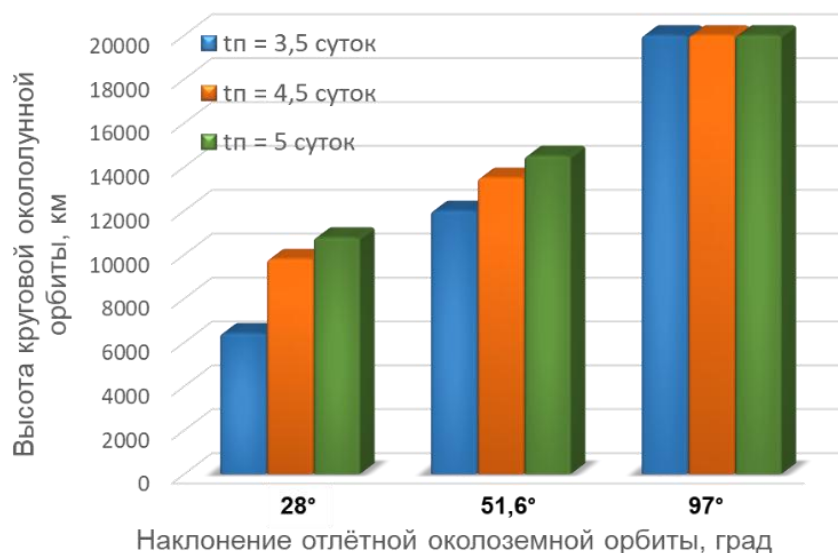


Рис. 6. Максимально возможная высота окололунной орбиты от наклонения околоземной при использовании грависферного эффекта

прямом перелёте в 2,5 раза превосходят затраты при использовании грависферного эффекта.

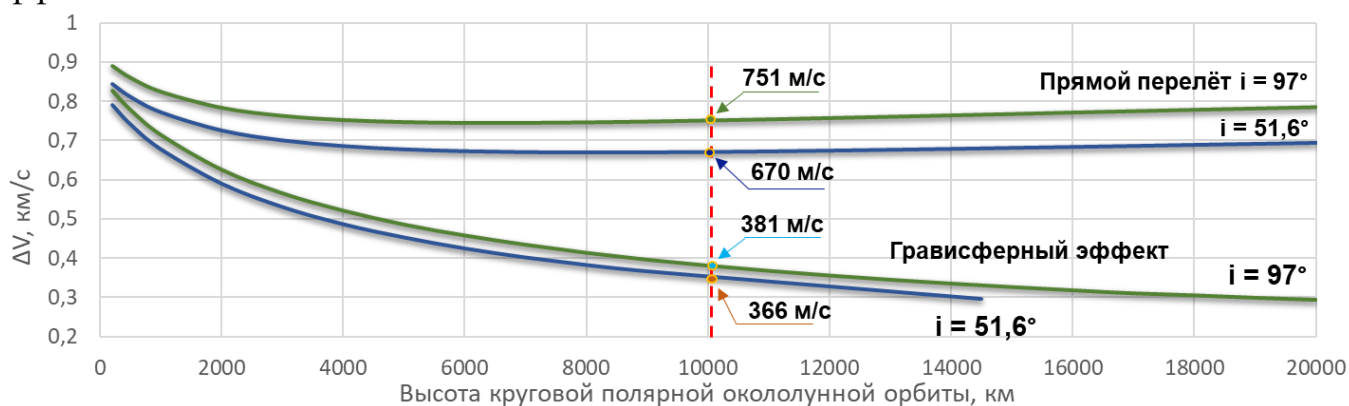


Рис. 7. Суммарные затраты характеристической скорости  $\Delta V$  при полёте КК на круговые окололунные орбиты различных высот при прямом одноимпульсном перелёте и с применением грависферного эффекта

Для обеспечения возможности частого выполнения перелётов от околоземной ОС к ЛОС предложена методика по увеличению числа окон старта. Эта задача является актуальной, так как при пилотируемых полетах экипаж перед отлетом к Луне будет находиться на борту околоземной ОС.

При проведении расчетов принято: околоземная ОС находится на солнечно-синхронной орбите наклонением  $97^\circ$ , ЛОС расположена на ВЛО со значением долготы восходящего узла  $\Omega_{\text{ЛОС}} = 120^\circ$  в инерциальной селеноцентрической системе координат.

Для перелёта с орбиты околоземной ОС по направлению к Луне существует 26 возможностей в год или 26 окон старта. При полете КК с околоземной ОС в каждое окно старта для перелета к Луне, открывающееся через 15 суток, КК достигает ВЛО с долготой восходящего узла, отличающейся на  $\sim 15^\circ$  от старта в предыдущее окно. Попадание в фиксированную плоскость ВЛО при полете с околоземной ОС наступает каждые 180 суток. Поэтому использование грависферного эффекта при перелете с орбиты околоземной ОС на ВЛО с фиксированным значением  $\Omega_{\text{ЛОС}}$  обеспечивает попадание 2-3 раза в год. Это обусловлено вращением Луны вокруг Земли и прецессией околоземной орбиты старта.

В работе представлены два метода, позволяющие увеличить количество окон старта для перелета между околоземной ОС и фиксированной ВЛО. Первый метод основан на варьировании величины подлетного наклонения у Луны. В классическом варианте перелета с грависферным эффектом, описанном в работах Р.Ф. Муртазина, подлетное наклонение у Луны меньше  $90^\circ$ . Однако, при увеличении подлетного наклонения более  $90^\circ$  увеличивается интегральное влияние Земли на переходную высокоэллиптическую орбиту со стороны Земли, что позволяет изменять положение её плоскости в более широком диапазоне, чтобы на конец перелёта обеспечить достижение заданной плоскости ВЛО. Варьирование подлетного наклонения позволяет увеличить число возможностей достижения ВЛО с заданной  $\Omega_{\text{ЛОС}}$  до 5 раз на интервале в один год.

Второй метод связан с выполнением дополнительного бокового импульса в апоселении переходной высокоэллиптической орбиты для изменения положения её плоскости в пространстве. При таком методе количество окон старта, на которых

достигается ВЛО с заданной  $\Omega_{\text{ЛОС}}$ , увеличивается до 23-х, что составляет  $\sim 90\%$  всех потенциальных возможностей. Максимальное значение бокового импульса, полученное при проведении расчётов, составило около 200 м/с. Однако использование метода с выполнением бокового импульса в апоселении не позволяет обеспечить условия перелёта с достижением целевой  $\Omega_{\text{ЛОС}}$  для трех окон старта.

Этот недостаток можно устранить за счёт синтеза двух описанных методов. Синтез методов позволяет обеспечить попадание на орбиту ЛОС 26 раз в год, т.е. тоже число окон перелёта к ЛОС от околоземной ОС, что и при прямом перелете КК с Земли (Рис.8).

В работе предложена методика парирования НШС, связанной с отказом двигательной установки разгонного блока для торможения в окрестности Луны. Эта методика включает переход КК на переходную высокоэллиптическую орбиту ожидания для дальнейшего возвращения КК на Землю с целью минимизации суммарных затрат характеристической скорости.

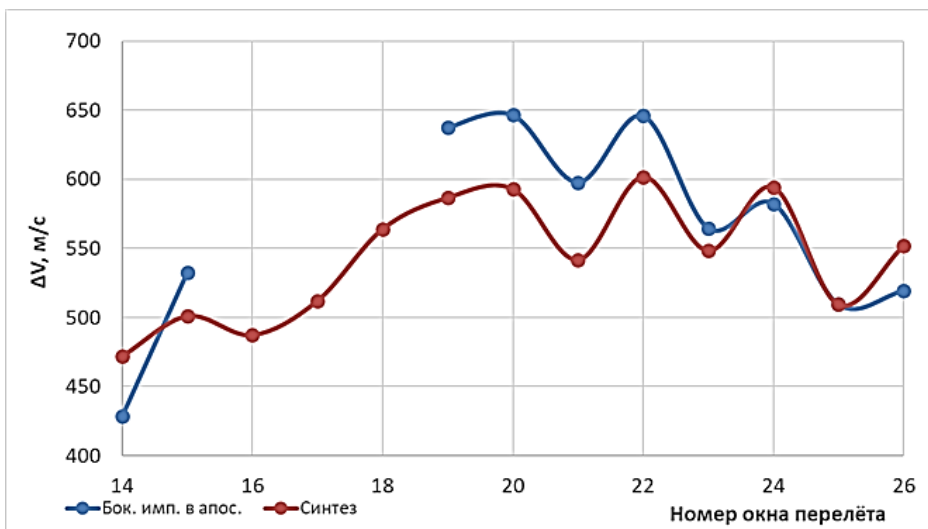


Рис. 8. Суммарные затраты характеристической скорости  $\Delta V$  при полёте КК от околоземной ОС к ЛОС

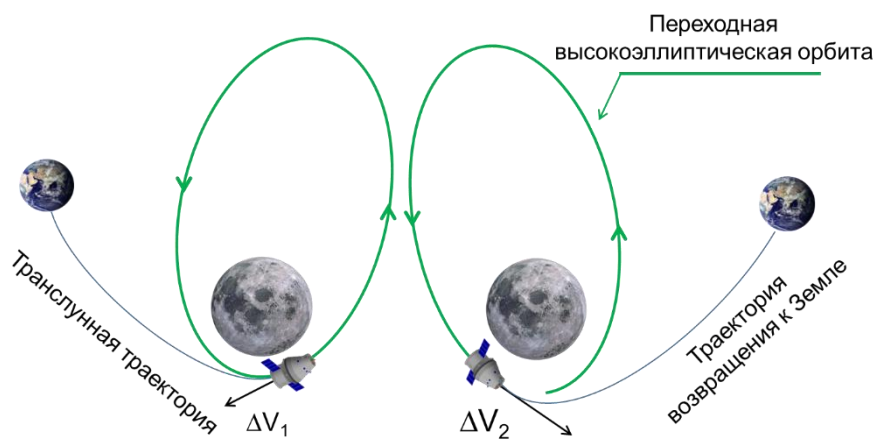


Рис. 9. Схема выхода из НШС

Методика парирования НШС основана на том, что при отказе двигательной установки разгонного блока КК с помощью собственной двигательной установки выполняет тормозной импульс  $\Delta V_1$  для перехода на высокоэллиптическую окололунную орбиту. Через один виток в окрестности периселения

высокоэллиптической орбиты выполняется импульс  $\Delta V_2$  для возвращения КК к Земле. Параметры переходной орбиты и момент приложения импульса  $\Delta V_2$  выбираются исходя из возможности обеспечения перелета КК к Земле с минимальными затратами характеристической скорости (Рис.9). Методика парирования НШС разработана для перелетов КК на НОО. При этом суммарные затраты характеристической скорости не превышают 1000 м/с.

В работе рассмотрена возможность применения этой методики при полете КК на ВЛО. Результаты моделирования показывают, что для возвращения КК с целью

минимизации суммарных затрат характеристической скорости менее 1200 м/с, необходимо выбирать один из двух вариантов в зависимости от даты старта: перевод КК на высокоэллиптическую орбиту или разворот плоскости сразу после НШС (Рис.10).

В третьей главе описана методика возвращения КК с ВЛО к Земле с использованием грависферного эффекта.

Схема возвращения КК к Земле с (Рис.11) аналогична схеме полета на ВЛО: в оптимальный момент времени к КК, находящемуся на ВЛО, прикладывается первый разгонный импульс  $\Delta V_1$  для перевода КК на высокоэллиптическую орбиту с высотой апоселения  $H_{\alpha 1}$ . Под

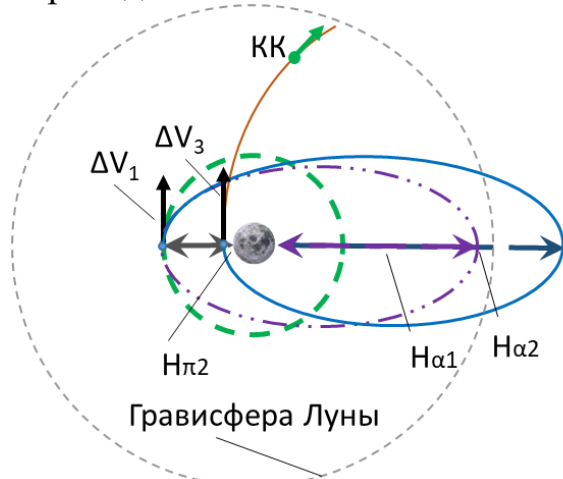


Рис. 11. Схема полета КК с ВЛО к Земле с использованием грависферным эффектом

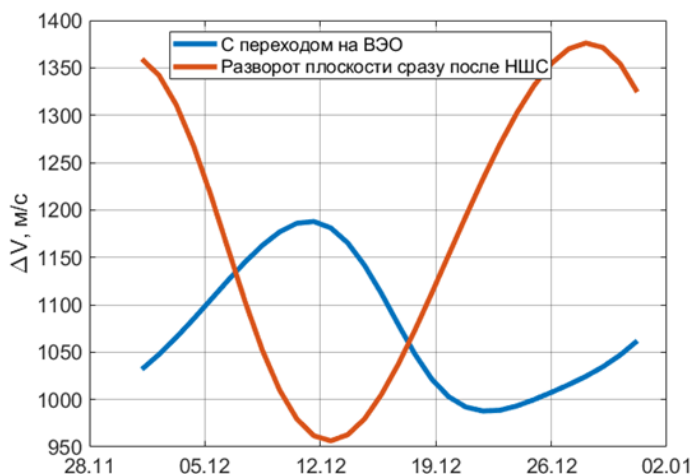


Рис. 10. Суммарные затраты характеристической скорости  $\Delta V$  при возвращении КК к Земле

действием гравитационных полей Земли и Луны происходит непрерывная трансформация промежуточной орбиты, приводящая к увеличению высоты апоселения  $H_{\alpha 2}$  и снижению высоты периселения  $H_{\pi 2}$ . Кроме изменения формы орбиты наблюдается изменение положения плоскости переходной орбиты в пространстве (Рис.12). Подбирая высоту апоселения  $H_{\alpha 1}$  можно добиться того, что через один виток, когда КК будет находиться в окрестности периселения переходной высокоэллиптической орбиты, её плоскость достигнет положения, которое обеспечивает оптимальный перелёт КК к Земле после выполнения разгонного импульса  $\Delta V_3$ .

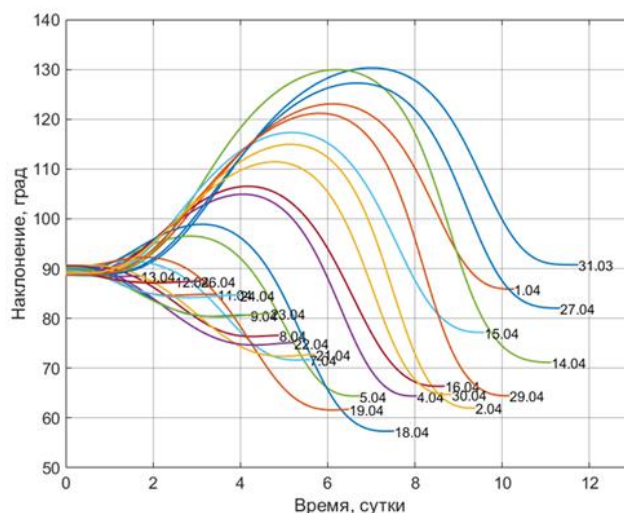
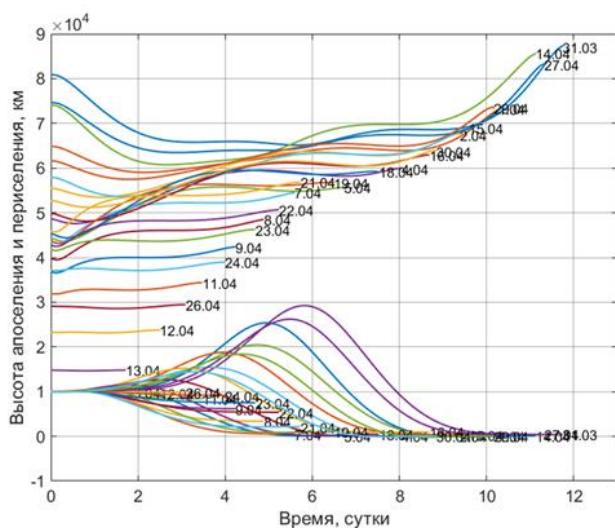


Рис. 12. Эволюция высоты апоселения, высоты периселения и наклона переходной орбиты в течение одного витка при различных датах старта с ВЛО



При прямом одноимпульсном перелёте с орбиты Луны для возвращения КК к Земле в течение одного лунного месяца существует лишь два окна старта каждые ~14 суток, с затратами характеристической скорости ~650 м/с. При старте в другие окна необходимы дополнительные затраты характеристической скорости, достигающие ~1300 м/с, связанные с выполнением бокового импульса для коррекции орбитальной плоскости (Рис.13.). Затраты характеристической скорости зависят от величины угла между линией Земля-Луна и нормалью к плоскости орбиты  $\varphi$  в момент

выдачи отлетного импульса  $\Delta V_3$ .

При возвращении КК к Земле с использованием грависферного эффекта наибольшие затраты характеристической скорости на интервале в один лунный месяц не превышают 650 м/с, в то время как в наилучшие даты возможно выполнить отлёт с затратами ~380÷450 м/с (Рис.13). Это соответствует затратам характеристической скорости при полете КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта, что подтверждает принцип «зеркальности».

Подбирая момент выдачи первого импульса  $\Delta V_1$  и высоту апоселения  $H_{a1}$ , можно добиться, что к моменту выдачи разгонного импульса  $\Delta V_3$ , плоскость переходной орбиты развернется таким образом, что угол между линией Земля-Луна и нормалью к плоскости орбиты примет значение, соответствующее оптимальному отлету к Земле (Рис.14).

В ходе исследования была определена область момента времени выдачи первого разгонного импульса  $\Delta V_1$ , соответствующего минимальным затратам характеристической скорости, для отлёта к Земле. Было определено, что для оптимального отлета в любую дату старта значение аргумента

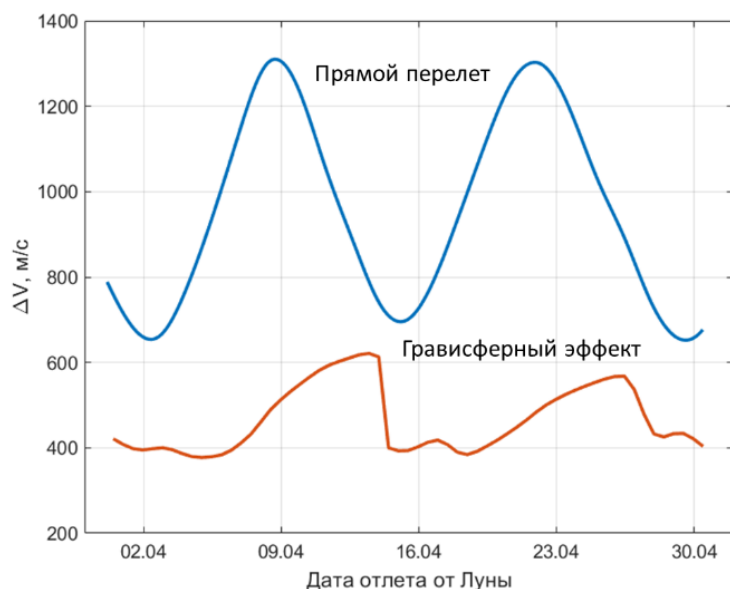


Рис.13. Суммарные затраты характеристической скорости  $\Delta V$  при полете КК к Земле

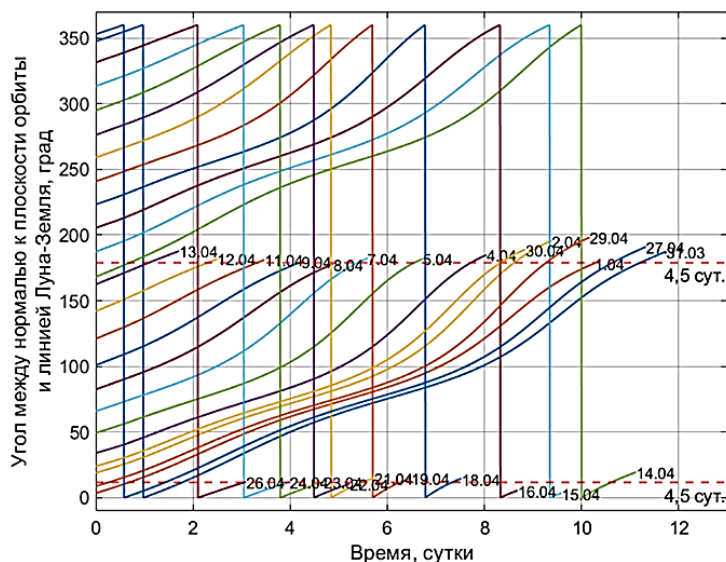


Рис. 14. Изменение угла между нормалью к плоскости ВЛО и линией Луна-Земля за один виток

широты  $u$  в момент выдачи  $\Delta V_1$  должно соответствовать данному неравенству  $\varphi - 90^\circ < u < \varphi$  (Рис.15).

В четвёртой главе описаны два варианта транспортных систем для выполнения лунных миссий, включающих полет КК на ВЛО, высадку экипажа на поверхность Луны и возвращение его к Земле.

Проведено проектно-баллистическое моделирование транспортных систем, в состав которых входят ЛОС на ВЛО высотой 10 тыс. км, многоразовый лунный корабль (МЛК) в качестве взлётно-посадочного модуля, посадочная ступень (ПС) и межорбитальный буксир (МБ), предназначенный для доставки топлива для МЛК и межорбитальных операций. МЛК входит в состав ЛОС и курсирует с экипажем между лунной поверхностью и ЛОС. ПС и МБ являются одноразовыми и доставляются с Земли на ЛОС для каждой высадки экипажа на поверхность Луны.

Особенностью предлагаемых транспортных систем является использование грависферного эффекта, позволяющего сократить затраты характеристической скорости на достижение ВЛО в сравнении с прямым перелетом и, тем самым, отказаться от применения РН сверхтяжелого класса в пользу РН тяжелого класса.

Первый вариант транспортной системы обеспечивает доставку одноразового КК с экипажем на ЛОС (Рис.16). Для выполнения посадки экипажа на поверхность Луны на орбите ЛОС выполняется сборка лунного взлетно-посадочного корабля, состоящего из МЛК с экипажем, ПС и МБ. Далее этот корабль переводится с ВЛО на НОО с помощью МБ и последующей их расстыковкой. Спуск МЛК с экипажем на поверхность с НОО осуществляется за счет ПС.

Взлет экипажа для стыковки с МБ на НОО и дальнейшим возвращением на ЛОС после завершения миссии на поверхности Луны обеспечивается МЛК.

Для возвращения экипажа с ЛОС на Землю используется одноразовый КК, выполняющий посадку на поверхность Земли.

Транспортная система основана на четырехпусковой схеме запусков РН тяжелого класса. Запуск первой РН обеспечивает доставку заправленной ПС на ЛОС. Запуск второй РН предназначен для доставки заправленного МБ на ЛОС. Третья РН выводит одноразовый КК с экипажем на орбиту околоземной ОС. Четвертая доставляет разгонный блок на орбиту околоземной ОС для стыковки с КК и выдачи отлетного импульса к Луне.

За один пуск РН тяжелого класса обеспечивает доставку на ЛОС полезную нагрузку массой 13,8 т.

В результате сборки лунного взлетно-посадочного корабля с экипажем на орбите ЛОС его суммарная масса составляет 21,5 т, включая в себя МЛК сухой массой 3,7 т. и позволяя доставить на лунную поверхность экипаж из четырех человек.

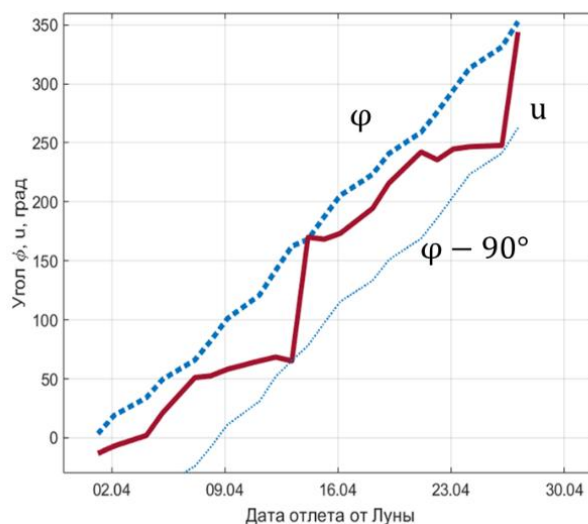


Рис. 15. Аргумент широты  $u$ , угол  $\varphi$  и угол  $\varphi - 90^\circ$  на момент выдачи импульса  $\Delta V_1$

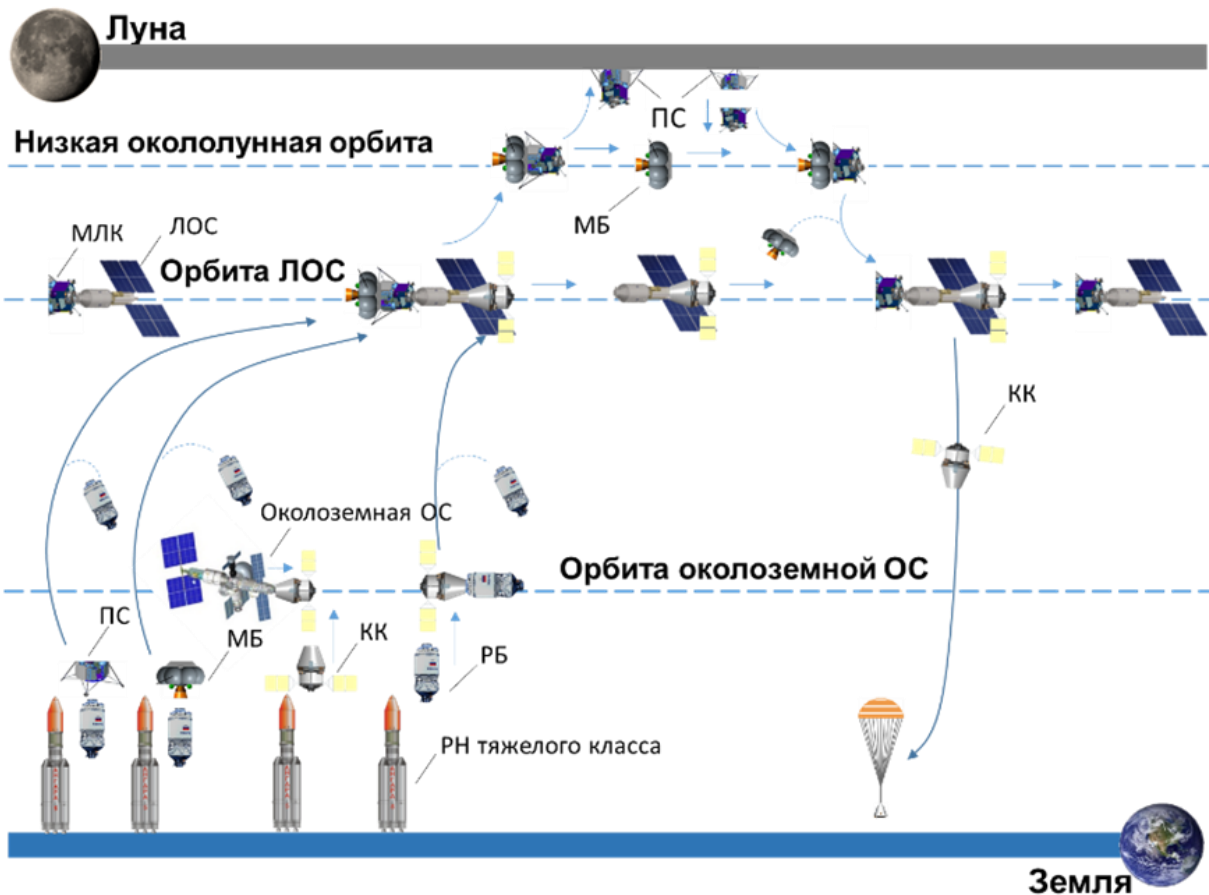


Рис. 16. Схема управления транспортной системой с использованием ЛОС, многоразового взлетного модуля и одноразового космического корабля

Второй вариант транспортной системы аналогичен предыдущему, но вместо одноразового КК, выполняющего посадку на поверхность Земли, предполагается использование многоразового космического корабля (МКК), который будет осуществлять перелеты между околоземной ОС и ЛОС (Рис.17).

Второй вариант транспортной системы реализуется по четырехпусковой схеме трех РН тяжелого класса и одной РН среднего класса. Запуски первой и второй РН обеспечивают доставку ПС и МБ на ЛОС аналогично первому варианту транспортной системы. Для доставки экипажа на околоземную ОС используется КК, выводимый РН среднего класса. Четвертая РН выводит разгонный блок для заправки МКК на орбите околоземной ОС и дальнейшей выдачи отлетного импульса к Луне.

Операции, выполняющиеся на ЛОС для обеспечения посадки экипажа на поверхность Луны идентичны операциям первого варианта транспортной системы.

По завершению миссии во втором варианте транспортной системы при возвращении МКК с ЛОС на околоземную ОС используется аэроторможение. Поэтому перигей орбиты возвращения к Земле должен находиться в атмосфере Земли. При этом сухая масса МЛК остается неизменной в сравнении с первым вариантом транспортной системы – 3,7 т, как и масса лунного взлетно-посадочного корабля в сборе для выполнения высадки экипажа на поверхность – 21,5 т., а сухая масса МКК составит 10 т.



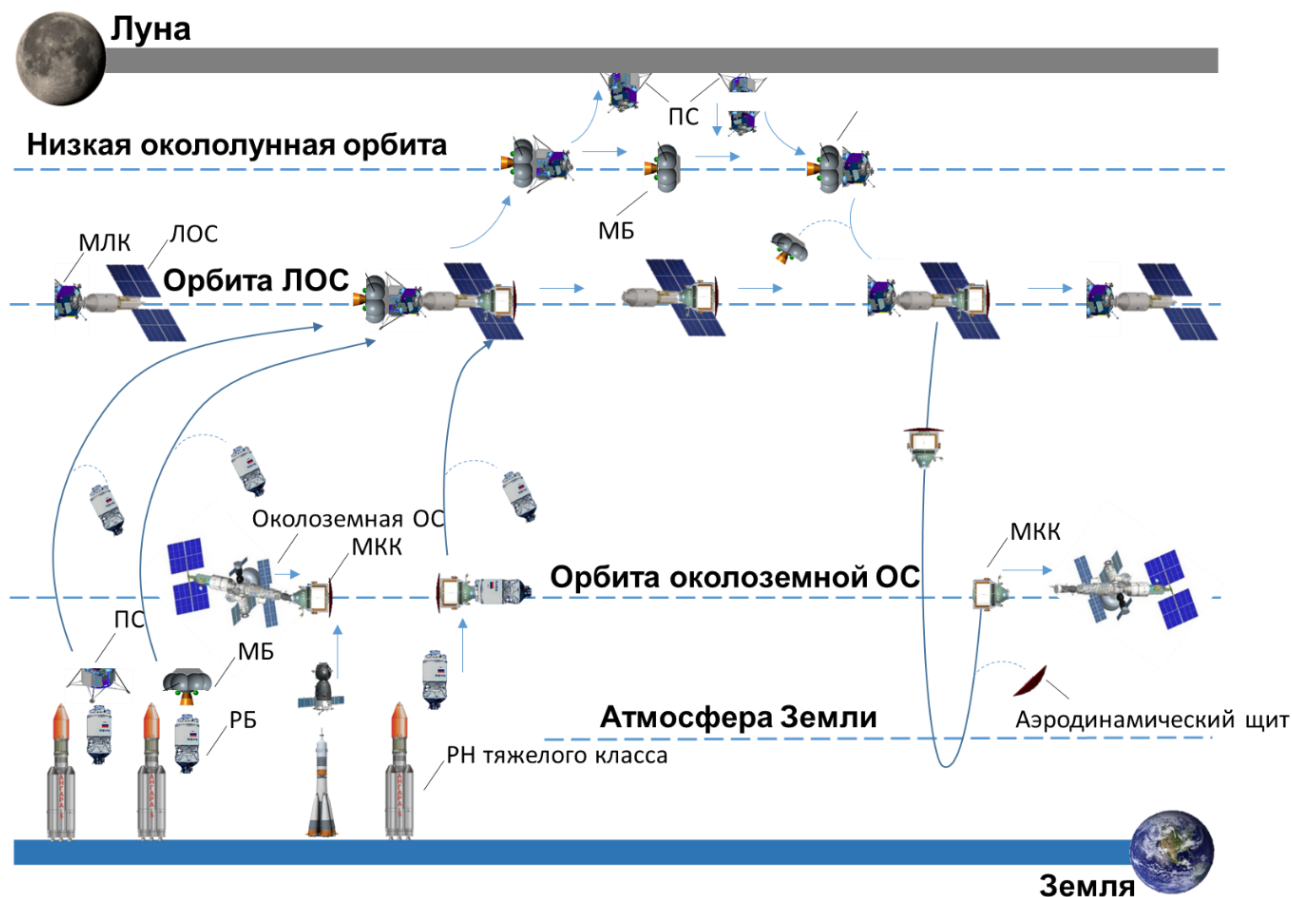


Рис. 17. Схема управления транспортной системой с использованием ЛОС, многоразового взлетного модуля и многоразового космического корабля

Экономическая целесообразность предлагаемых транспортных систем обеспечивается за счет отказа от использования РН сверхтяжелого класса и перехода с полностью одноразового на многоразовый взлетный модуль.

Для проведения сравнительного анализа различных транспортных систем введен коэффициент энергомассовой эффективности  $K_Э = \mu_{к\Sigma} = m_k / \sum m_{0i}$ , где  $m_k$  – масса взлетного модуля, а  $\sum m_{0i}$  – суммарная грузоподъемность всех задействованных РН.

Проведенный сравнительный анализ показывает, что коэффициент  $K_Э$  первого варианта рассмотренной транспортной системы с одноразовым КК на 13% выше, чем у двухпусковой схемы, требующей применения двух РН сверхтяжелого класса.

Большой прирост коэффициента  $K_Э$  – 42% достигается при использовании второго варианта транспортной системы за счет использования МКК, выполняющего перелеты между околоземной ОС и ЛОС без посадки на Землю.

Таким образом, предложенные методики управления транспортными системами, основанные на использовании ЛОС, многоразовых элементов и траекторий полета с применением грависферного эффекта, обеспечивают не только экономическую выгоду, но и повышают устойчивость и гибкость реализации лунных миссий.

**В заключении** сформулированы основные результаты и выводы по диссертационной работе.

## ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

Проведенное исследование было направлено на разработку энергетически оптимальных методик управления КК при полете на ЛОС, развернутой на ВЛО, с использованием грависферного эффекта.

В результате работы были получены следующие основные выводы:

- Проведен анализ методики полета КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта. Суммарные затраты характеристической скорости при старте с околоземной орбиты наклонением  $51,6^\circ$  составляют **~330 – 420 м/с**, а при старте с орбиты наклонением  $97^\circ$  – **~360 – 480 м/с**. При **уменьшении наклонения околоземной орбиты** старта **область применимости** грависферного эффекта **сужается**. Перелеты с использованием грависферного эффекта целесообразны на окололунные орбиты высотой **более 4 тыс. км**.
- Разработана методика увеличения количества окон старта при полете КК к ЛОС на ВЛО, которая обеспечивает гибкость планирования миссий и расширяет возможности запуска. Синтез приложения бокового импульса в апоселении переходной высокоэллиптической орбиты с варьированием подлетного наклонения **увеличивает число возможностей до 100% или 26 возможных окон старта на интервале в один год**.
- Предложена методика возвращения КК на Землю в случае отказа двигательной установки для торможения в окрестности Луны при полете на ВЛО. Данная методика позволяет обеспечить безопасное возвращение экипажа с минимальными затратами характеристической скорости предполагая выбор одного из двух вариантов в зависимости от даты старта: поворот плоскости сразу после НШС или переход КК на высокоэллиптическую орбиту. При использовании методики суммарные затраты характеристической скорости **не превышают 1200 м/с**.
- Разработана методика возвращения КК с ВЛО к Земле с использованием грависферного эффекта. **Затраты суммарной характеристической скорости** при использовании грависферного эффекта в оптимальные даты старта составляют **~380-450 м/с**, что на **~200-270 м/с** меньше, чем при прямом одноимпульсном перелёте.
- Разработана методика управления двумя вариантами транспортных систем для выполнения лунных миссий, включающих полет КК на ВЛО с использованием грависферного эффекта, высадку экипажа на поверхность Луны и возвращение его к Земле. Использование многоразового лунного взлетного модуля **повышает эффективность транспортной системы на 13%** в сравнении с двухпусковой схемой на базе РН сверхтяжелого класса. При этом использование многоразового космического корабля для доставки экипажа на ЛОС **повышает эффективность транспортной системы на 42%**.

## **ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Использование грависферного эффекта при перелётах между Землёй и высокой окололунной орбитой / Беляева Е.К. [и др.] // Космические исследования. 2025. Т.63. №3. С. 294-306. (1,2 п.л./0,4 п.л)
2. Беляева Е.К. Высокая круговая орбита как альтернатива для развертывания лунной орбитальной станции // Космонавтика и ракетостроение. 2025. №1(138). С. 27-38. (1 п.л.)
3. Беляева Е.К., Муртазин Р.Ф., Беглов Р.И. Эффективная транспортная система для доставки экипажа на Лунную Базу // Космическая техника и технологии. 2024. № 2 (45). С. 131-143. (1,5 п.л./0,5 п.л)
4. Беляева Е.К., Муртазин Р.Ф. Парирование переносов запусков в четырёхпусковой схеме высадки на поверхность Луны // Космическая техника и технологии. 2022. №4(39). С. 94-100. (0,875 п.л./0,4 п.л.)
5. Беляева Е.К., Муртазин Р.Ф. Обеспечение возвращения космического корабля к Земле в случае нештатной ситуации при полёте на полярную окололунную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 4(121). С. 41-47. (0,4 п.л./0,2 п.л.)
6. Belyaeva E., Murtazin R. Deployment of Lunar Orbital Station in High Circular Orbit: Alternative to NRHO // 74<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2023, IAC 2023. Baku, 2023. IAC-23-C1,IPB,1,x76190. (1 п.л./0,5 п.л.)
7. Belyaeva E., Murtazin R., Soloviev V. Return of a manned spacecraft to Earth in case of a contingency during a flight to the polar lunar orbit // Global Space Exploration Conference, GLEX-2021. St. Petersburg, 2021. GLEX-2021,2,4,4, x62086. (0,4 п.л./0,15 п.л.)
8. Способ управления космическим кораблём при полёте к Луне: патент 2734705 РФ / Р.Ф. Муртазин, Е.К. Беляева; опубл. 22.10.2020. Бюл. №30.
9. Способ управления транспортной космической системой для посадки на Луну: патент 2816601 РФ / Р.Ф. Муртазин, Е.К. Беляева; опубл. 02.04.2024. Бюл. №10.
10. Способ управления транспортной космической системой для посадки на Луну с возвратом на околоземную орбитальную станцию: патент 2816907 РФ / Р.Ф. Муртазин, Е.К. Беляева; опубл. 08.04.2024. Бюл. №10.
11. Способ управления космическим аппаратом при возврате к Земле с окололунной орбиты: патент 2821199 РФ / Р.Ф. Муртазин, Е.К. Беляева, Ю.В. Супрунов; опубл. 18.06.2024. Бюл. №17.