

На правах рукописи

УДК 629.78

**МУРТАЗИН Рафаил Фарвазович**

**БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ  
ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЛУННЫХ МИССИЙ  
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ**

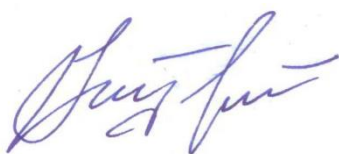
Специальность 2.5.16

Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени

доктора технических наук



Москва - 2021

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

Официальные оппоненты: Член - корреспондент РАН, доктор технических наук  
Петухов Вячеслав Георгиевич  
Научно-исследовательский институт прикладной  
механики и электродинамики федерального  
государственного бюджетного образовательного  
учреждения высшего образования "Московский  
авиационный институт (национальный  
исследовательский университет)", первый заместитель  
директора по науке

Доктор технических наук  
Назаров Анатолий Егорович  
Акционерное общество "Научно-производственное  
объединение им. С.А. Лавочкина", заместитель  
начальника отдела

Доктор технических наук, профессор  
Почукаев Владимир Николаевич  
Акционерное общество «Центральный научно-  
исследовательский институт машиностроения»,  
главный научный сотрудник

Ведущая организация: Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша  
Российской академии наук,  
125047, г. Москва, Миусская пл., д. 4.

Защита состоится «28» апреля 2022 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 «\_\_\_» марта 2022 г.

Учёный секретарь  
диссертационного совета 24.2.331.08  
кандидат технических наук, доцент



А.Ю. Луценко

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы диссертационного исследования.** В настоящее время проявился отчётливый интерес ведущих мировых космических агентств по развёртыванию пилотируемой деятельности за пределами околоземной орбиты. Глобальной целью такого интереса декларируются будущие полёты на Марс с целью последующей его колонизации. Чтобы реализовать эту амбициозную задачу необходимо отработать различные ключевые технологии, связанные с организацией деятельности космонавтов на удалённых от Земли расстояниях. В этом отношении последовательное комплексное освоение Луны, начиная, например, с полётов на лунную орбитальную станцию (ЛОС), является хорошим подспорьем для подготовки к будущим марсианским миссиям. Рассматриваются различные орбиты для возможного места расположения ЛОС. Так, НАСА планирует развернуть ЛОС «Deep Space Gateway» на удалённой гало-орбите NRHO (Near Rectilinear Halo Orbit) с участием партнёров по проекту МКС. В перспективе рассматривается создание Лунных Баз с преимущественным расположением в районе полюсов Луны, в кратерах которых были открыты большие запасы воды в виде льда.

Новые пилотируемые корабли, разрабатываемые в США – «Orion» и в России – «Орёл», которые будут выводиться на ракетах-носителях (РН) сверхтяжелого класса (СТК) с наземных космодромов являются основными транспортными системами для полетов в окололунное пространство. Использование РН СТК в однопусковой схеме позволяет минимизировать риски, связанные с доставкой космического корабля (КК) к объектам лунной инфраструктуры, повышает надёжность всей миссии, т.к. не требуется проведения промежуточных стыковок на орбите ИСЗ перед отлётом пилотируемого корабля к Луне. Простота и надёжность однопусковой схемы стала весомым аргументом её использования в Лунной программе США. Существенным недостатком однопусковой схемы остаётся высокая стоимость эксплуатации сверхтяжёлых РН, что, например, потребовало преждевременного закрытия программы «Аполлон».

Следует отметить, что первоначально НАСА рассматривалась более реализуемая с точки зрения сроков создания РН двухпусковая схема со стыковкой КК и разгонного блока (РБ) на околоземной орбите, которая при активной помощи Центра управления полётами (ЦУП) считалась вполне выполнимой. Отказ от этой схемы произошёл по двум причинам: невысокая надёжность, составившая ~57% в двухпусковых схемах по программе «Джемини» и недостаточная отработка на тот период операции сближения и стыковки.

Для успешной реализации Лунной программы, как в США, так и в СССР с середины 60-х началась интенсивная отработка стыковки на околоземной орбите, завершившаяся первыми успешными стыковками в 1966 году в США и в 1967 году в СССР. В ходе полёта «Джемини-10» было последовательно выполнено сближение с двумя космическими аппаратами (КА) «Аджена». После первой стыковки впервые в космосе отработали двигатели КА «Аджена», выполнявшего в данном случае роль РБ, поднимая апогей орбиты связки выше 700 км. Фактически это был прообраз реализации двухпусковой схемы при полёте к Луне.

Преимуществом двухпусковой схемы является существенное снижение стоимости миссии к Луне за счёт применения РН среднего и тяжёлого класса вместо РН СТК. Так, например, в двухпусковой схеме с использованием РН «Ангара-А5В»

грузоподъёмностью 37.5 т можно доставить на низкую окололунную орбиту КК массой около 17÷18 т. При однопусковой схеме эту же задачу сможет выполнить только РН СТК грузоподъёмностью около 90÷100 т, т.е. потребная грузоподъёмность РН снижается в 2.6 раза.

Недостатком двухпусковых схем, ограничивающих их использование, являются жёсткие требования к окнам отлёта к Луне. Поэтому, в случае невозможности осуществить запуск РБ в срок, по всей видимости, потребуется досрочное прекращение полёта КК. Использование околоземной орбитальной станции (ОС) позволяет разнести по времени пуски КК и РБ, т.е. практически, снять жёсткое требование по окнам отлёта к Луне. При этом надёжность двухпусковой схемы будет соответствовать «классической» однопусковой схеме.

Помимо повышения фактора надёжности, включение в транспортные операции ОС позволяет в будущем решить задачу доставки экипажа на окололунную станцию более эффективно за счёт разработки транспортной системы (ТС) с использованием многоразовых лунных кораблей (МЛК). В этом случае ОС наделяется функцией Космопорта – местом базирования многоразовых кораблей, с которого периодически выполняются пилотируемые полёты для реализации Лунной программы. Примером такой ТС может быть, например, транспортная система «Рывок», представляющая собой транспортный «мост» между околоземной и окололунной станцией. В схеме этой ТС предполагается торможение КК при возвращении от Луны осуществлять либо за счёт атмосферы Земли, либо выполнением тормозного импульса с помощью двигательной установки (ДУ) КК. Можно также использовать ОС-Космопорт для перелётов с околоземной орбиты непосредственно на поверхность Луны, например, с посадкой в районе будущей Лунной Базы (ЛБ), как предполагается в ТС «Рывок-2». Аналогичный подход с использованием форпоста на околоземной орбите предлагается китайскими и американскими специалистами, что подчёркивает актуальность развития двухпусковых схем с использованием промежуточной стыковки КК с ОС перед миссией к Луне.

ОС, как один из элементов ТС, находясь на низкой околоземной орбите, постоянно испытывает воздействие атмосферы. Для обеспечения функционирования ОС необходимо поддержание высоты её орбиты, согласно выбранной высотной стратегии, а по завершению эксплуатации ОС должны быть решены задачи по её управляемому сведению с орбиты. Решение этих задач также рассмотрено в этой работе.

Двухпусковая схема, на которой основана предлагаемая ТС, имеет ограничение, связанное с использованием РБ с низкикипящими компонентами топлива. С одной стороны, это топливо обладает высокой эффективностью, что крайне важно при выполнении лунных миссий, с другой стороны работоспособность такого РБ ограничена по времени несколькими часами, и поэтому необходимо стремиться к сокращению времени до стыковки с ним КК, что требует развития технологии «быстрых» стыковок.

Выполнение Лунной программы требует решения ряда практических проектно-баллистических задач, таких как выбор предпочтительной орбиты для размещения ЛОС или лунного-взлётно-посадочного корабля (ЛВПК) и схема выполнения сближения и стыковки с ними КК, стартующих либо с Земли, либо с орбиты ОС.

В существующей схеме высадки на Луну необходим запуск двух РН СТК,

выводящих к Луне отдельно пилотируемый транспортный корабль (ПТК) «Орёл» и ЛВПК для их последующей стыковки. Согласно «Основам государственной политики РФ в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», утверждённым Президентом РФ 19 апреля 2013 года (№ Пр-906), начиная с 2030 года, с целью построения первой очереди Лунной Базы к 2040 году, предусмотрена ежегодная доставка этой пары на окололунную орбиту. То есть, за десятилетний период понадобится 20 РН СТК и 10 одноразовых ЛВПК и не менее трёх многоразовых ПТК «Орёл», рассчитанных на 3 полёта к Луне, что потребует огромных финансовых затрат. Ещё одним недостатком существующей схемы, как следствие отдельного старта, является не менее чем трёхмесячный срок доставки ЛВПК до Луны, что практически исключает в случае нештатной ситуации (НШС) возможность спасения экипажа Лунной Базы. Таким образом, создание эффективной и оперативной транспортной космической системы для доставки экипажа на Лунную Базу является **актуальной научной проблемой**, стоящей перед пилотируемой космонавтикой в настоящее время.

Предлагаемая работа направлена на разработку новых технологий полётов в околоземном пространстве, которые могут лечь в основу баллистического проектирования лунных миссий, в частности использования в качестве элемента ТС для выполнения лунных миссий околоземной ОС с функцией Космопорта для базирования на ней МЛК. В работе рассмотрены основные динамические операции ОС – маневрирование, управляемый увод с орбиты, сближение с КК. При этом основной практический акцент в работе смещён на использование «быстрых» стыковок, как основной технологии, обеспечивающей возможность выполнения двухпусковых схем для реализации предложенной ТС. Рассмотренные баллистические задачи в окололунном пространстве позволяют обеспечить эффективность, надёжность и безопасность полёта МЛК. По критерию энергомассовой эффективности проведён сравнительный анализ нескольких ТС для доставки МЛК от околоземной ОС к ЛОС или на ЛБ и обратно.

**Степень разработанности темы.** Вопросам теоретического и практического решения различных баллистических задач, входящих в рассмотренную в работе тему посвящено много исследований различных авторов, как в СССР-РФ, так и за рубежом.

Так, предложения по разработке транспортной системы, основанной на многоразовом КК орбитального базирования, появились в 1980-ых годах прошлого столетия и рассматривались в работах В.И. Левантовского и К.П. Феоктистова, а в США у Г. Вудкока, М. Дуке, В. Менделя и Б. Робертса. В наше время такой интерес проявлен со стороны Р. Зубрина, М. Эванса и Л. Грэхема в США, К. Зилонга, В. Джао-Куй и З. Ю-Лин в КНР. Задача управления ОС и КК для реализации Лунной программы рассмотрены в работах В.А. Соловьёва, Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинского, В.Н. Почукаева и других.

Вопросы баллистико-навигационного обеспечения ОС, включающие маневрирование рассмотрены в работах В.Н. Почукаева, И.К. Бажинова, Е.К. Мельникова, Г.С. Заславского, А.И. Смирнова, Г.А. Колегова, Р.А. Дзесова, Р.Ф. Аппазова, Е.С. Макарова, а управляемого сведения ОС с орбиты в работах Л.С. Григорьева, О.Г. Сытина, Ю.П. Улыбышева, Н.М. Иванова, Ю.Г. Сихарулидзе и других.

Важное место в работе посвящено развитию схем сближения. В СССР-РФ этой

проблеме посвящено много работ различных авторов, таких как В.Н. Почукаев, О.Г. Сытин, В.П. Гаврилов, А.А. Баранов, А.Ф. Брагазин, в Европе – Вигберт Фехсе, в США – Кен Янг, Дж. Александер и другие.

Вопросам, связанным с решением ограниченной задачи трёх тел, которые необходимо рассматривать в контексте транспортной космической системы Земля-Луна-Земля посвящены работы В.А. Егорова, Е.И. Тарасова, В.В. Ивашкина, М.С. Константинова, А.Г. Тучина, Ю.П. Улыбышева, Е.С. Гордиенко, а также К. Хауэлл, К.Р. Вайтли, Р. Мартинеса и других.

До настоящего времени комплексных исследований, объединяющих все эти баллистические задачи, с целью построения многофазовой ТС с использованием ОС в качестве Космопорта с учётом многочисленных проектно-баллистических аспектов не проводилось.

**Цель диссертационной работы** – решение **научной проблемы** обеспечения эффективного транспортного потока для выполнения перелётов к Лунной орбитальной станции или к Лунной Базе, для чего были рассмотрены следующие **научно-технические задачи**:

- проведение проектно-баллистического анализа различных вариантов транспортных систем, в основе которых многофазовый корабль, базирующийся на околоземной орбитальной станции;
- исследование возможностей маневрирования станцией в зависимости от её тяговооружённости, включая разработку схем управляемого сведения с орбиты ИСЗ;
- разработка баллистических схем «быстрого» сближения космических кораблей с орбитальной станцией;
- оптимизация двухпусковой схемы для полёта к Луне, включающей «быструю» стыковку космического корабля и разгонного блока в варианте с использованием орбитальной станции, либо при их синхронном запуске;
- разработка оптимальных баллистических схем полёта корабля в окололунном пространстве, среди которых:
  - сближение с ЛВПК или лунной орбитальной станцией;
  - разработка эффективного выведения на высокую круговую окололунную орбиту;
  - парирование НШС, связанной с невыполнением тормозного импульса при переходе корабля на полярную окололунную орбиту.

**Метод исследования**, принятый в работе – расчётно-теоретический. При рассмотрении научно-технических задач, представленных в диссертации, использовались решения уравнений относительного движения, решения матричных уравнений, решение ограниченной задачи трёх тел, численные методы решения дифференциальных уравнений, статистическое моделирование. Также автором при проведении исследований использован личный опыт работ в Главной Оперативной Группе Управления (ГОГУ) по баллистико-навигационному обеспечению управления МКС, управления КК на орбитальном участке, включая сближение и стыковку, а также сведение с орбиты, в том числе такого крупногабаритного объекта как ОС «Мир».

**Объектами исследования** являются околоземная ОС, КК, выполняющий сближение с околоземной ОС, окололунная ЛОС, ТС для обеспечения полётов на окололунную станцию или Лунную Базу, МЛК орбитального базирования,

являющийся главным элементом ТС.

**Предметами исследования** являются схемы маневрирования ОС, схемы спуска с орбиты Земли тяжёлых орбитальных станций, схемы сближения и стыковки, методы торможения при переходе с прилётных от Луны траекторий на орбиту ИСЗ, схемы переходов на окололунную орбиту с прилётной от Земли траектории, анализ эффективности ТС для полётов между Землёй и Луной.

**Научная новизна** диссертационного исследования заключается в следующем:

- проведена качественная и количественная оценка маневрирования МКС на 15-летнем сроке эксплуатации;
- разработана концепция утилизации околоземной орбитальной станции при ограниченном уровне тяговооружённости;
- разработана концепция квазикомпланарного выведения КК, позволяющая существенно расширить фазовые условия для выполнения «быстрого» сближения и стыковки;
- разработаны баллистические схемы для «быстрого» сближения и стыковки с ОС;
- разработана баллистическая схема сближения с окололунной станцией КК, стартующего с наземного космодрома, позволяющая определить стартовые окна, минимизировать длительность сближения после перехода на окололунную орбиту и расширить возможности по окнам старта КК с Земли;
- разработан эффективный метод выведения КК для сближения и стыковки с окололунной станцией, расположенной на высокой круговой орбите;
- разработан метод безопасного возвращения КК к Земле в случае НШС на этапе его перехода на окололунную орбиту;
- разработана концепция ТС для доставки экипажа на многоразовом пилотируемом корабле орбитального базирования от околоземной ОС к окололунной орбитальной станции либо непосредственно в район Лунной Базы.

**Основные защищаемые положения:**

1. Разработка и практическая реализация «быстрых» четырёхвитковой, двухвитковой и одновитковой схем сближения КК с околоземной ОС.
2. Исследование и разработка способа квазикомпланарного выведения КК на орбиту, позволяющий существенно расширить допустимый фазовый диапазон для реализации «быстрого» сближения с ОС.
3. Исследование и разработка сценария управляемого сведения с орбиты тяжёлых ОС.
4. Разработка способа сближения, стартующего с Земли КК с ЛОС и решение задачи «быстрого» сближения и стыковки двух КК при их синхронном старте с одного космодрома.
5. Разработка «грависферного» выведения КА на высокую лунную орбиту, позволяющего за счёт синергии влияния гравитационных полей Земли и Луны существенно снизить расходы характеристической скорости.
6. Разработка способа выхода из НШС при полёте на окололунные орбиты с полярным наклонением.
7. Разработка и исследование концепции транспортной системы «Рывок» для реализации Лунной программы, позволяющей за счёт включения в систему ОС обеспечить доступ МЛК, как на окололунную орбиту, так и на поверхность Луны.

**Практическая значимость работы:** - разработана методика управляемого сведения с орбиты околоземной ОС;

- разработана и внедрена в практику пилотируемых полётов четырёхвитковая схема сближения;
- разработана и внедрена в практику пилотируемых полётов двухвитковая схема сближения;
- разработана методика квазикомпланарного выведения, позволяющая существенно увеличить фазовый диапазон при проведении «быстрых» схем сближения;
- разработана одновитковая схема сближения с использованием квазикомпланарного выведения;
- разработан алгоритм, позволяющий «быстрое» сближение в двухпусковой схеме отлёта к Луне с орбиты околоземной ОС;
- разработан алгоритм «быстрого» сближения и стыковки для двухпусковой схемы отлёта к Луне при синхронном старте КК и РБ с Земли;
- разработан эффективный «грависферный» метод выведения КК для сближения и стыковки с окололунной станцией, расположенной на высокой круговой орбите;
- для принятой в РФ двухпусковой схемы высадки на Луну разработаны:
  - баллистическая схема сближения КК, стартующего с наземного космодрома, с окололунной станцией;
  - способ срочного возвращения на Землю при полёте КК на полярную окололунную орбиту;
- разработана концепция транспортных космических систем с МЛК орбитального базирования, совершающего перелёты между околоземной ОС и ЛОС (ТС «Рывок») и между ОС и Лунной Базой (ТС «Рывок-2»);

**Достоверность и обоснованность научных положений, выводов и рекомендаций** подтверждается корректной математической постановкой задачи сближения КА на околокруговых орбитах, задачи спуска КА в атмосфере, использования основных положений ограниченной задачи трёх тел, а также использованием методик и программно-математического задела, применяемых в РКК «Энергия» при проведении работ связанных с баллистико-навигационным обеспечением полёта Российского сегмента МКС, проектированием перспективных РН и ПТК и использование специализированного баллистического программно-ориентированного комплекса Satellite Tool Kit (версия 9.2.2) для дополнительной верификации. Разработанные баллистические схемы «быстрого» сближения и стыковки с МКС получили практическую апробацию в почти 40 полётах российских транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) «Союз-МС» и транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс-МС» при сохранении запланированного профиля полёта МКС.

**Реализация результатов работы.** Результаты научных исследований использовались при отработке «быстрых» схем сближения с МКС. Разработанная коллективом авторов баллистическая схема, использовалась в 2001 году при сведении с орбиты ОС «Мир». Баллистическая схема сведения с орбиты МКС, разработанная международной двусторонней группой принята в качестве основной и вошла в совместный проектный документ. Схемы сближения с ЛОС, способ эффективного выведения на высокую окололунную орбиту, выходы из НШС при выполнении полётов на окололунную орбиту вошли в проектные документы по разработке ПТК, РН СТК, Лунной программы.



**Апробация работы.** Результаты диссертации и основные положения докладывались на Всероссийских научных конференциях:

- девяти Академических Королёвских Чтениях по космонавтике (г. Москва) в 2013-2021гг,
- XXXVII (2014г), XXXVIII (2015г) научно-технических конференциях Гагаринские Чтения (г. Гагарин) и на Международных научных конференциях:
- Международный Астронавтический конгресс: IАС-60 (Дайджон, Южная Корея, 2009), IАС-61 (Прага, Чехия, 2010), IАС-62 (Кейптаун, Южная Африка, 2011), IАС-63 (Неаполь, Италия, 2012), IАС-64 (Пекин, Китай, 2013), IАС-65 (Торонто, Канада, 2014), IАС-67 (Гвадалахара, Мексика, 2016), IАС-68 (Аделаида, Австралия, 2017), IАС-70 (Вашингтон, США, 2019), IАС-72 (Дубай, ОАЕ, 2021);
- IAA conference "Human Space Exploration-2016" (Май, 2016, Королёв, Россия);
- Global Space Exploration Conference – GLEX-2021, Санкт-Петербург, Россия, 2021,
- а также обсуждались на заседаниях научно-технического совета РКК «Энергия» и получили одобрение.

**Личный вклад автора.** Все результаты, приведённые в диссертации получены лично автором, либо в коллективе авторов. Лично автором - разработана и внедрена в практику пилотируемых полётов четырёхвитковая и двухвитковая схемы сближения, разработана методика квазикомпланарного выведения, позволяющая существенно увеличить фазовый диапазон при проведении «быстрых» схем сближения, разработана одновитковая схема сближения с использованием квазикомпланарного выведения, разработан алгоритм «быстрого» сближения и стыковки для двухпусковой схемы отлёта к Луне при одновременном старте КК и РБ с Земли, разработаны баллистические схемы сближения с окололунной станцией КК, стартующего с наземного космодрома, разработан эффективный метод выведения КК для сближения и стыковки с окололунной станцией, расположенной на высокой круговой орбите, разработан алгоритм выхода из НШС при полёте на полярную окололунную орбиту, разработана и исследована концепция ТС «Рывок» и «Рывок-2», включающих многоразовые пилотируемые корабли орбитального базирования на околоземной ОС для полётов к окололунной орбитальной станции, либо в район Лунной Базы.

**Публикации.** Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 37 печатных работах, включающих 16 статей в научных изданиях из перечня ВАК Минобрнауки РФ, 9 статей в журналах из баз данных Web of Science и Scopus, 12 статей в виде докладов на Международных Конгрессах. По теме диссертации получено 15 патентов на изобретения.

**Структура и объём работы.** Структура изложения материала построена в соответствии с перечисленным списком основных задач, раскрывающих тему диссертации.

Диссертационная работа включает введение, шесть глав, общие выводы и заключение, список литературы и приложение. В первых двух главах описаны основные аспекты баллистического обеспечения при эксплуатации околоземных орбитальных станций, а в главах с третьей по шестую приведены баллистические характеристики возможных лунных миссий, «быстрые» схемы сближения на окололунных орбитах и схемы полета к Луне с использованием околоземной

орбитальной станции для обеспечения транспортных операций. Общий объём диссертации 300 страниц, в которых содержится 111 рисунков, 36 таблиц, а список использованных источников включает 170 наименований.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** после обоснования актуальности темы определяется цель диссертации и представляется перечень научно-технических задач, требующих решения, показана научная новизна исследований и приведены сведения об апробации результатов и их реализации, личном вкладе и публикациях по теме диссертации.

**В первой главе** представлена история развития и дальнейшая перспектива околоземных ОС и рассмотрены основные баллистические задачи, возникающие при их эксплуатации. Находящаяся сегодня на орбите МКС является платформой для проведения широкого спектра научных исследований в космосе, и нет сомнения, что орбитальные станции будут продолжать использоваться и в дальнейшем.

Находясь на низкой околоземной орбите ОС подвержена воздействию атмосферы Земли, приводящему к снижению высоты орбиты, что требует систематического проведения коррекций для обеспечения заданной высотной стратегии. Выполняя манёвры поддержания орбиты необходимо стремиться обеспечить баллистические условия для предстоящих стыковок ОС с кораблями посещения и посадок пилотируемых кораблей в сроки, определяемые программой полёта.

Таким образом, можно говорить о необходимости формирования рабочей орбиты ОС на заданную дату в рамках общей задачи поддержания эксплуатационной высоты ОС. С учётом большой интенсивности полётных операций на МКС, включающих полёты кораблей посещения от многих стран-участниц проекта, эта задача является очень актуальной. К этому необходимо добавить наметившуюся в последнее время тенденцию перехода на «быстрые» схемы сближения. Небольшие, по сравнению с длинными двухсуточными схемами, диапазоны начальных фазовых углов для реализации «быстрых» схем предъявляют повышенные требования к стратегии маневрирования ОС.

Все проведённые коррекции за 15-летний период можно условно разбить на несколько групп, различающихся по поставленным перед ними целям (рисунок 1).

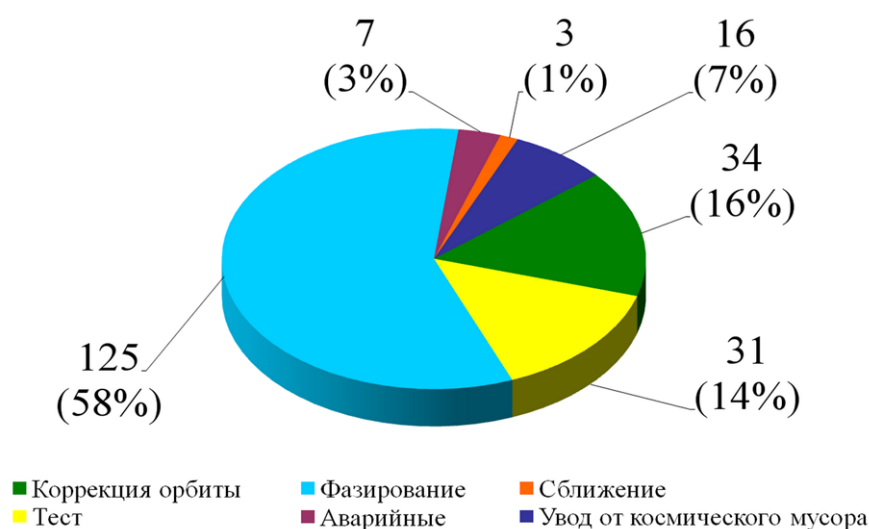


Рисунок 1. Структура проведённых манёвров

Самая многочисленная группа представляет собой коррекции фазирования орбиты МКС, обеспечивающие баллистические условия для сближения и посадки Шаттлов, кораблей «Союз» и «Прогресс». Помимо фазирования, эти коррекции обеспечивают поддержание высоты орбиты МКС в соответствии с выбранной стратегией.

Также в структуре представлена группа манёвров уклонения от космического мусора, которые стали выполняться только на МКС. За 15-летний период полёта МКС (с 1998 по 2013 год) было выполнено 216 коррекций. Суммарный расход топлива, выраженный в характеристической скорости, начиная с первой стыковки с STS Шаттл, составил около 443 м/с, средняя величина коррекции ~2.1 м/с, а среднее число коррекций в год ~14.0.

Проведённый анализ основных среднегодовых показателей маневрирования орбитальных станций, являющихся предшественницами МКС: ОС «Салют-6», «Салют-7» и «Мир» (таблица 1) показал, преимущество ОС «Мир», которое объясняется оптимальным соотношением тяговооруженности. По-видимому, при сохранении тяговых характеристик корректирующих двигателей масса будущих орбитальных станций не должна превышать 150÷200 тонн.

Таблица 1.

| ОС      | Число коррекций | Суммарная коррекция, м/с | Средняя коррекция, м/с | Средняя высота орбиты, км | Средний индекс солнечной активности $F_{10.7}$ |
|---------|-----------------|--------------------------|------------------------|---------------------------|------------------------------------------------|
| Салют-6 | 10.5            | 99.7                     | 9.5                    | 345.6                     | 177.43                                         |
| Салют-7 | 8.8             | 85.4                     | 9.7                    | 339.5                     | 107.25                                         |
| Мир     | 6.1             | 28.0                     | 4.6                    | 369.9                     | 130.17                                         |
| МКС     | 14.0            | 29.4                     | 2.1                    | 370.5                     | 117.25                                         |

Ещё одной важной задачей является проблема утилизации ОС, представляющей из себя очень крупный объект, который, при неуправляемом сходе с орбиты с образованием несгораемых элементов, может разрушить критически важные объекты наземной инфраструктуры (например, АЭС и т.д.). В главе 1 представлен подход, использованный при разработке баллистической схемы сведения с орбиты ОС «Мир».

При проектировании баллистической схемы предполагалось два этапа решения задачи – этап формирования предпусковой орбиты и этап схода ОС с орбиты. При этом параметры предпусковой орбиты должны быть таковы, чтобы при невыполнении манёвра схода с орбиты в основные сутки была возможность его выполнения в следующие, резервные сутки, т.е. предпусковая орбита должна быть достаточно высокой.

Проведённый анализ различных баллистических схем прицельного затопления ОС, привёл, в конечном счёте, к выбору четырёхвитковой трёхимпульсной схемы (рисунок 2). Эта схема, не являющаяся самой эффективной по использованию имеющегося топлива, была признана наиболее простой, надёжной и предельно компактной, с минимальным количеством операций маневрирования и ориентации. В этой схеме на 15-ом и 16-ом суточных витках проводились манёвры

формирования предпусковой орбиты, а на 2-ом суточном витке выполнялся завершающий манёвр схода с орбиты.

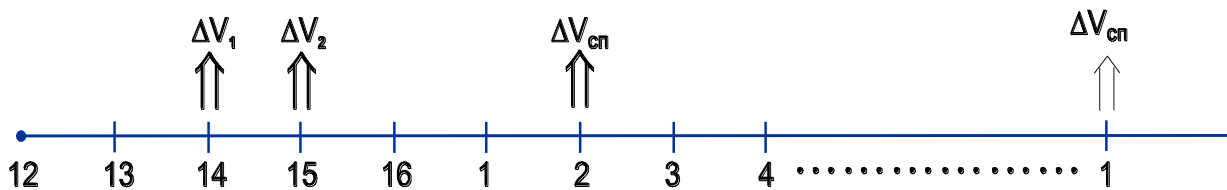


Рисунок 2. Трёхимпульсная схема сведения с орбиты ОС «Мир»

В 2011 году НАСА и Роскосмос создали двухстороннюю группу для разработки управляемого сведения с орбиты МКС, которая взяла за основу баллистическую схему, успешно реализованную при операциях со станцией «Мир». Предполагается, что полёт МКС продлится, как минимум до 2024 года и основные отличия в будущей схеме связаны с тем, что масса МКС по сравнению с ОС «Мир» больше, чем в три раза. Это приводит к расширению части витка, на котором выполняется заключительный импульс, что значительно снижает его эффективность из-за гравитационных потерь и приводит к увеличению величины заключительного импульса. И если для ОС «Мир» главным ограничивающим фактором было недостаточное количество топлива для сведения с орбиты, то в случае МКС таким фактором является низкая суммарная тяговооружённость всех доступных источников тяги при выдаче заключительного импульса.

Требованием к вариантам сведения МКС с орбиты является непревышение протяжённости в 6000 км следа обломков, для чего высота перигея орбиты (Нп) после заключительного импульса должна быть ниже 72 км. Проведённые расчёты шести вариантов определили начальные условия для их реализации. Варианты, представленные в таблице 2, различаются количеством двигателей, участвующих в выполнении заключительного импульса.

Таблица 2.

Величина заключительного импульса ΔV и потребное топливо

| № | Двигатели             | Топливо,<br>кг | ΔV,<br>м/с | Нп / На,<br>км | Число резерв. витков |             |
|---|-----------------------|----------------|------------|----------------|----------------------|-------------|
|   |                       |                |            |                | тек. сутки           | след. сутки |
| 1 | Служебный модуль (СМ) | 800            | 4.5        | 119 / 145      | 1                    | -           |
| 2 | 1 Прогресс+ СМ        | 1856           | 12.0       | 131 / 157      | 3                    | -           |
| 3 | 2 Прогресс            | 1945           | 12.3       | 131 / 157      | 3                    | -           |
| 4 | 2 Прогресс + СМ       | 2198           | 13.3       | 131 / 157      | 3                    | -           |
| 5 | 3 Прогресс            | 2678           | 15.6       | 153 / 186      | 5                    | 3           |
| 6 | 3 Прогресс + СМ       | 3378           | 20.1       | 156 / 192      | 8                    | 3           |

В таблице представлены потребная масса топлива, достигаемый тормозной импульс ΔV, параметры перигея Нп и апогея На предпусковой орбиты, а также

число резервных витков для сведения с орбиты в основную дату и на следующий день.

Рисунок 3 демонстрирует следы обломков МКС внутри штатного района для всех восьми резервных попыток сведения с орбиты в основной день и трёх резервных попыток на следующий день при реализации варианта 6.

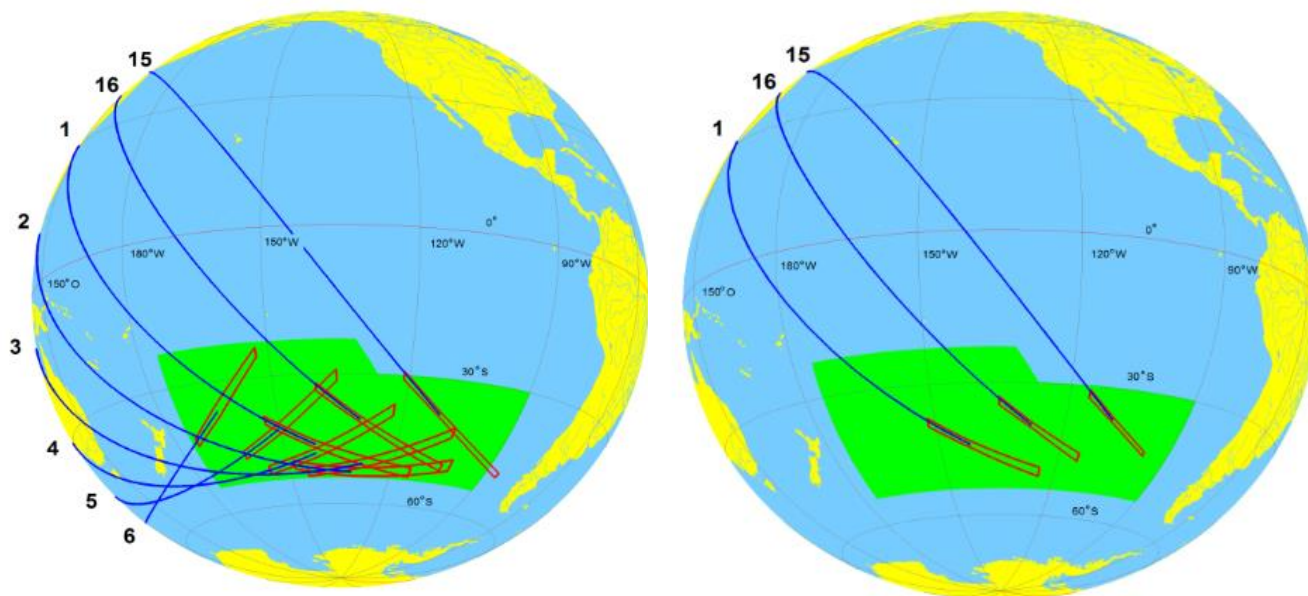


Рисунок 3. Следы обломков МКС для варианта 6 при сведении с орбиты в основной и на следующий день в зависимости от суточного витка спуска

Из-за ограничений по располагаемому топливу, во всех сценариях сведения МКС с орбиты используется естественное снижение высоты орбиты с 400 км до высоты 279 км, продолжительность которого варьируется от 3 до 17 месяцев. Результаты исследования показывают, что масса потребного топлива на сведение с орбиты потребует от 4250 до 7450 кг в зависимости от выбранного сценария.

**Во второй главе** представлен обзор методов решения задач сближения, являющейся наиболее актуальной задачей при эксплуатации ОС. Рассмотрены основные принципы решения задачи сближения с использованием теории относительного движения. Представлены теоретические основы, использующие матричный подход при решении уравнения коррекции и основные ограничения, возникающие при планировании полёта многофункциональной ОС.

В качестве практического примера использования представленного математического аппарата был рассмотрен перелёт КК «Союз Т-15» от одной орбитальной станции к другой и обратно, выполненный в 1986 году, и который может служить прообразом для операций будущего околоземного Космопорта.

При разработке баллистической схемы основной проблемой была ограниченность располагаемого топлива в КК. Для успешного формирования рабочей орбиты ОС «Мир» необходимо было решить задачу относительного расположения трёх объектов.

Из-за прецессии, различие по высоте приводит к суточному относительному смещению узлов орбит станций, что, через определённый период времени потребует проведения манёвра для сведения орбит в одну плоскость. Чтобы избежать

повышенных расходов топлива предполагалось чередовать высотное расположение станций для смены знака смещения узлов и сокращения накопленного рассогласования между плоскостями, которое сначала обнулится, затем начнёт увеличиваться, но уже в противоположную сторону вплоть до очередной смены высотного расположения станций.

Итоговые затраты ТПК «Союз Т-15» на две стыковки составили ~300 кг топлива, а затраты характеристической скорости на формирование необходимого относительного движения обеих станций потребовало ~66 м/с (11 импульсов), что в пересчёте на топливо составило около 745 кг.

Для комплексного понимания подробно рассмотрена эволюция развития схем сближения от первых «быстрых» стыковок, выполненных в СССР и США, до двухсуточной схемы при полётах к ОС «Мир» и МКС. Сложность возвращения к «быстрым» стыковкам на современном этапе заключается в необходимости учитывать многочисленные ограничения, связанные с удовлетворением запланированной программы полёта американского сегмента МКС, которая не может быть изменена в угоду выполнения «быстрых» стыковок.

Ограничением для «быстрых» схем сближения КА с МКС является достижимая точность обеспечения необходимой фазы, которая, исходя из возможностей наземного контура управления (НКУ) российского ЦУП, составляла  $20^\circ$  на момент выведения КА. К тому же, предложенные методы выхода из НШС в случае «быстрых» стыковок, должны были гарантировать безопасность экипажа на всех этапах полёта. Применяв в итоге схему с расчётом двухимпульсного манёвра на первом витке полёта по номинальному вектору выведения РН, удалось реализовать компланарную шестичасовую четырёхвитковую схему (рисунок 4). Начиная с первой отработки четырёхвитковой схемы в 2012 году на ТГК «Прогресс-М-16», к декабрю 2020 года выполнено 29 успешных стыковок по этой схеме. По сравнению с двухсуточной схемой полёт КК и ТГК сократился в 8.5 раз.

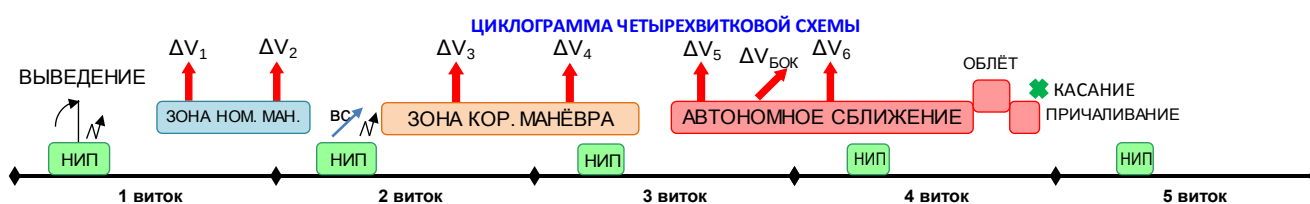


Рисунок 4. Циклограмма основных событий в четырёхвитковой схеме сближения

В качестве выхода из НШС, связанной с аварией системы управления КК рассматривался переход к одно- или двухсуточной схеме с подходом к МКС, как «снизу», так и «сверху». Актуальность рассмотрения выходов из НШС при реализации «быстрой» схемы сближения подтверждается практикой пилотируемых полётов. Так, в 2015 году при полёте ТПК «Союз ТМА-М12» перед началом выполнения корректирующего манёвра на 2-ом витке выявилась НШС, приведшая к отказу БЦВК, после чего был выполнен переход на двухсуточную схему сближения.

На рисунке 5 представлен уточнённый фазовый диапазон четырёхвитковой схемы с учётом НШС, выходом из которой будет переход к односуточной схеме сближения по результатам статистического моделирования для высоты орбиты МКС 352 км.



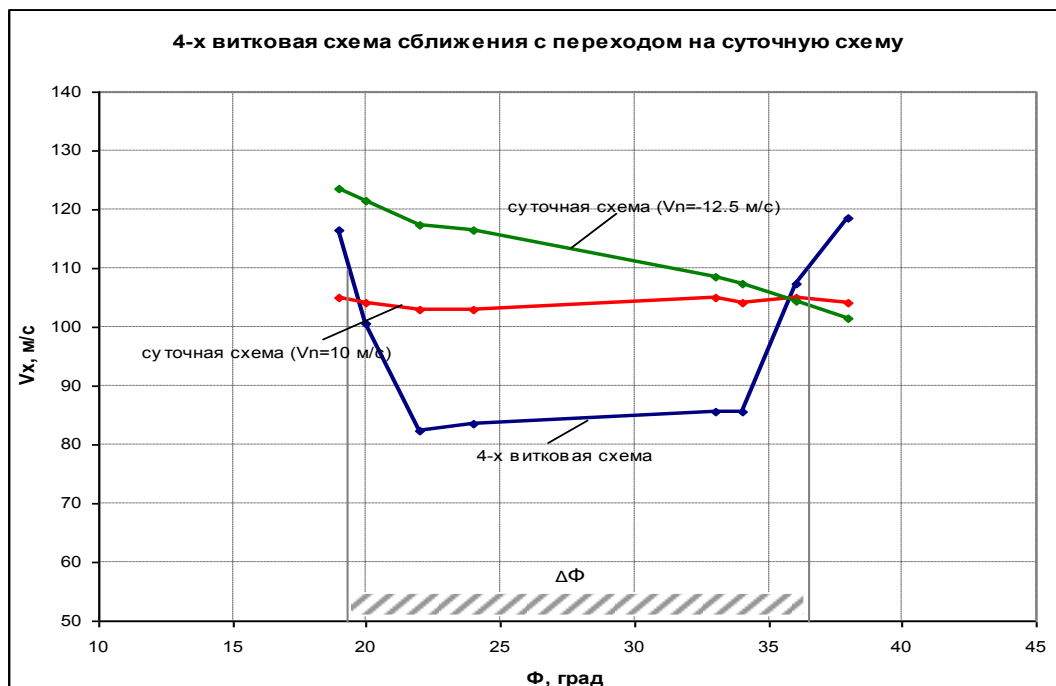


Рисунок 5. Затраты характеристической скорости с учётом НШС

Дальнейшее ускорение «быстрых» схем требует внедрения новых методов, позволяющих реализовать сближение при очень маленьком допустимом фазовом диапазоне относительно оптимального фазового угла (таблица 3).

Таблица 3.

| Схема сближения             | 1-вит | 2-вит | 3-вит  | 4-вит  |
|-----------------------------|-------|-------|--------|--------|
| Оптимальный фазовый угол    | 4°    | 15°   | 25°    | 30°    |
| Допустимый фазовый диапазон | 0.4°  | 6÷8°  | 12÷18° | 20÷25° |

Для расширения допустимого фазового диапазона был разработан способ квазикомпланарного выведения, когда наклонение орбиты выведения КК незначительно отличается от наклонения орбиты КА-цели, или в нашем случае МКС. Идея способа заключается в следующем. Меняя время старта КК в сторону задержки или опережения относительно номинального времени, можно сформировать необходимый фазовый угол для выбранной схемы сближения. Этого будет достаточно для проведения плоской «фазовой» части «быстрого» сближения, но появится межорбитальный угол  $i_{R0}$ , величина которого определяется разницей между фактическим  $\lambda_{ВУ}$  и потребным  $\lambda_{ВУ0}$ . значениями восходящего узла орбиты МКС:  $\Delta\lambda_0 = \lambda_{ВУ} - \lambda_{ВУ0}$ . Для определения  $i_{R0}$ , используется формула косинусов для прямоугольного сферического треугольника:

$$i_{R0} = \arccos(\cos^2 i_{МКС} + \sin^2 i_{МКС} \cos \Delta\lambda_0)$$

Обеспечение допустимого фазового диапазона в 20° путём варьирования времени старта приведёт к рассогласованию в восходящих узлах в  $\Delta\lambda_0 = \pm 0.65^\circ$  и, согласно формуле, к появлению межорбитального угла  $i_{R0} = \pm 0.51^\circ$ , что потребует проведения дополнительного манёвра  $\Delta V_{БОК}$  в точке пересечения плоскостей. Для уменьшения затрат топлива на выполнение  $\Delta V_{БОК}$  изменим наклонение орбиты КА путём

введения управления по каналу рыскания на участке работы третьей ступени РН (рисунок 6).

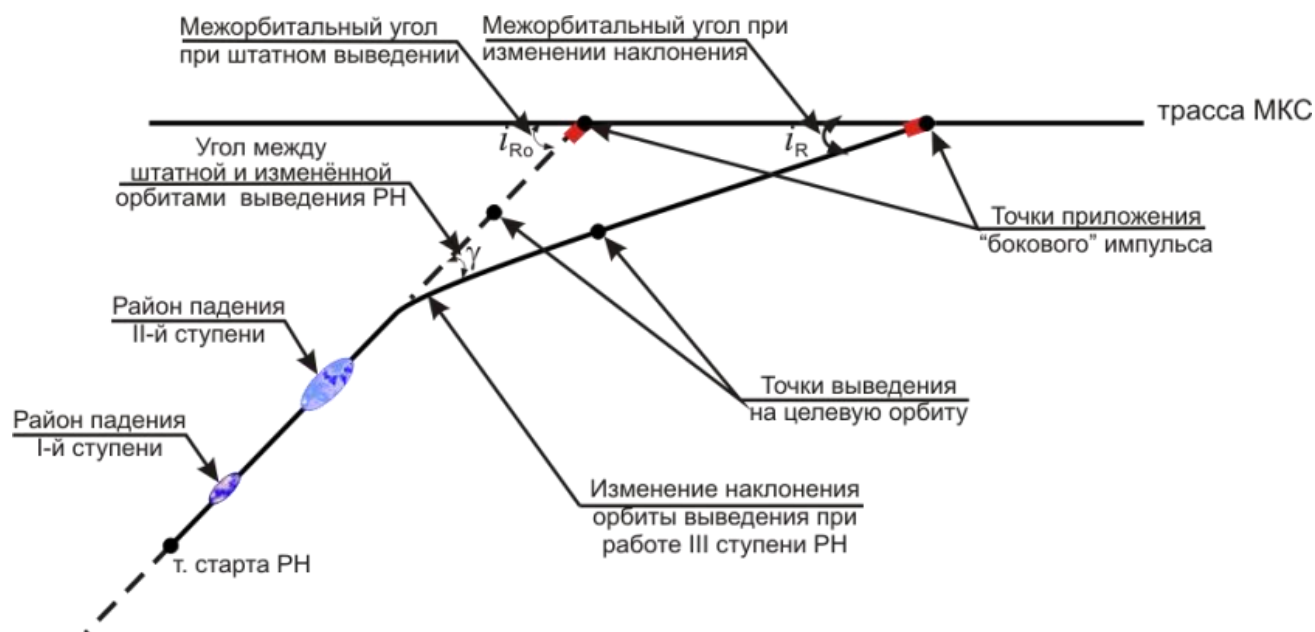


Рисунок 6. Геометрическая интерпретация квазикомпланарного выведения

Как следует из рисунка 6, изменение азимута стрельбы при выведении КК на угол  $\gamma$  приводит к появлению угла  $i_R$  между плоскостью орбиты КК и МКС. Из геометрических соображений понятно, что его величина станет меньше первоначального межорбитального угла  $i_{R0}$ , а значит, понадобится меньший боковой импульс  $\Delta V_{\text{бок}}$  на последующее согласование плоскостей орбит. Определение коэффициента эффективности  $K_{\text{эф}} = i_{R0}/i_R$ , позволяющего оценить результативность предложенного способа, подробно представлено в Приложении.

В таблице 4 для космодромов Байконур и Восточный представлены затраты на  $\Delta V_{\text{бок}}$ , фактическое изменение наклона КА  $\gamma$  и коэффициент эффективности  $K_{\text{эф}}$  на обеспечение допустимого фазового диапазон  $\Delta\Phi$  заданной размерности, являющегося линейной функцией  $\Delta\lambda_0$ . Широта космодрома Восточный ( $\varphi_{\text{ГЦ}}$ ) ближе по отношению к наклонению орбиты выведения и  $K_{\text{эф}}$  при запуске КК на наклонение  $51.6^\circ$  существенно выше.

Таблица 4.

| к. Байконур ( $\varphi_{\text{ГЦ}} = 46.5^\circ$ с.ш.)  |                     |                               |                 |                 |
|---------------------------------------------------------|---------------------|-------------------------------|-----------------|-----------------|
| $\Delta\lambda_0$ , град                                | $\Delta\Phi$ , град | $\Delta V_{\text{БОК}}$ , м/с | $\gamma$ , град | $K_{\text{ЭФ}}$ |
| +0.65                                                   | 9.96                | 25.3                          | 0.180           | 2.62            |
| -0.65                                                   |                     | 24.9                          | -0.178          | 2.66            |
| к. Восточный ( $\varphi_{\text{ГЦ}} = 51.8^\circ$ с.ш.) |                     |                               |                 |                 |
| 0.65                                                    | 9.96                | 0.23                          | 0.002           | 284             |
| 4                                                       | 61.3                | 8.8                           | 0.068           | 46.1            |
| 6.8                                                     | 104                 | 25.5                          | 0.196           | 27.2            |

Разработка способа квазикомпланарного выведения позволила приступить к реализации двухвитковой схемы сближения, в которой было принято решение оставить на заключительном участке хорошо зарекомендовавший себя участок



автономного сближения и сократить общее число манёвров дальнего сближения по сравнению с четырёхвитковой схемой с четырёх до одного (рисунок 7).

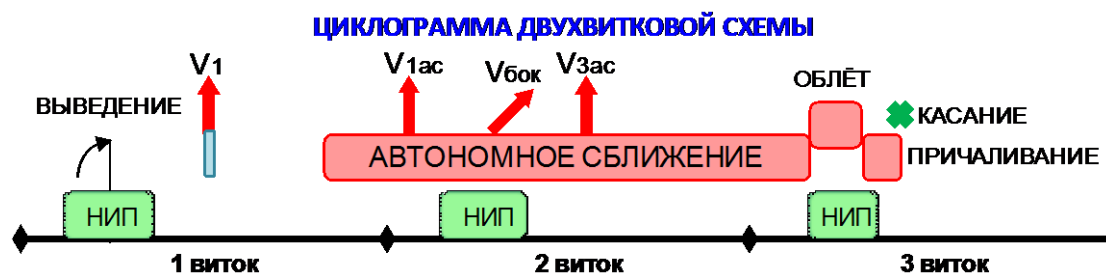


Рисунок 7. Циклограмма двухвитковой схемы сближения

Основными предпосылками для перехода к ещё более укороченным схемам сближения ТПК «Союз-МС» с МКС стали новые возможности РН «Союз-2-1а» с цифровой системой управления, обеспечивающей высокую точность выведения и использование автономной системы навигации (АСН), позволяющей на всех участках полёта иметь информацию о фактических параметрах орбиты КК.

В двухвитковой схеме размер допустимого фазового диапазона составляет около  $5^\circ$  и его расширение возможно за счёт квазикомпланарного выведения, требующего выполнения бокового импульса для парирования межорбитального угла. Если совместить выполнение бокового импульса с импульсом сближения в плоскости орбиты, то можно добиться снижения штрафа за некомпланарность, т.к. геометрическая сумма компонент «совмещённого» импульса заведомо меньше арифметической суммы. На рисунке 8 представлены затраты характеристической скорости в зависимости от начальной фазы при сближении КК по двухвитковой схеме с МКС для двух вариантов выведения: компланарного (синий цвет) и квазикомпланарного (красный цвет) с учётом совмещения бокового и трансверсального импульсов.

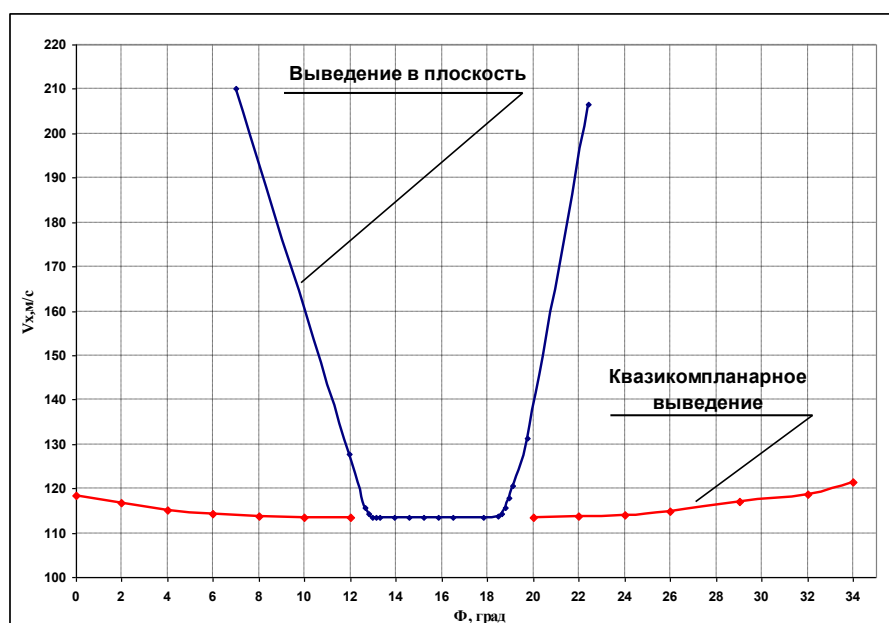


Рисунок 8. Затраты характеристической скорости для двухвитковой схемы

Как видно из графиков, при квазикомпланарном выведении «полка», определяющая допустимый фазовый диапазон, расширяется с  $6.5^\circ$  до  $29^\circ$  при

незначительных (до  $3\div 5$  м/с) дополнительных затратах на парирование межорбитального угла.

«Сверхбыстрая» двухвитковая схема была впервые успешно реализована при проведении сближения ТКК «Прогресс-МС-09» в июле 2018 года. К октябрю 2021 года было выполнено 8 успешных стыковок по этой схеме, из них 3 на пилотируемом КК «Союз-МС». Благодаря сокращению числа динамических операций «быстрые» схемы сближения позволили сэкономить топливо за счёт сокращения расходов на поддержание режимов ориентации КК. Так, если 4-х витковая экономит около 30-35 кг по сравнению с двухсуточной схемой, то двухвитковая дополнительно снижает расход на  $15\div 20$  кг, доведя суммарный эффект от внедрения «быстрых» схем до  $50\div 55$  кг или около 6% полной заправки КК «Союз-МС».

Дальнейший переход к одновитковой схеме рассматривается в рамках её использования в будущей Лунной программе. При этом необходимо стремиться упростить схему полёта, чтобы в случае необходимости иметь возможность реализации ручного режима управления КК на заключительном участке. Поэтому предлагается схема с использованием квазикомпланарного выведения КК и сближением с коэллиптической орбиты, которое успешно применялось при реализации программы «Аполлон». Использование этого метода повышает надёжность и безопасность стыковки в случае срыва режима автоматического сближения, за счёт удобства управления КК в ручном режиме, не требующего специальных средств измерения взаимного положения КК и ОС.

**В третьей главе** рассмотрено современное состояние и способы реализации Лунной программы, сформированной в течение 2010-2016 гг. кооперацией ведущих предприятий Роскосмоса и институтов РАН. После анализа значительного количества проектов по фундаментальным и прикладным исследованиям был сделан вывод, что Луна может стать удобным и доступным полигоном в частности для отработки новейших технологий освоения космического пространства. Такого же вывода придерживается и большинство передовых зарубежных космических агентств.

Исследование и освоение Луны в РФ можно представить в виде последовательных этапов. На начальном этапе (до 2025 года) планируется отработка КК «Орёл» с полётом к МКС в беспилотном (2023) и пилотируемом вариантах (2025). Затем последует облёт Луны, предшествующий высадке человека на поверхность Луны (2030), и создание первых элементов посещаемой Лунной Базы в минимальной конфигурации.

Для программы освоения Луны рассмотрена концепция ЛОС-Космопорт, позволяющая использовать гибкие схемы перелётов от Земли к ЛОС, а затем от ЛОС к Луне. ЛОС строится из модулей, обеспечивающих жизнедеятельность космонавтов в дальнем космосе. На начальном этапе функционирования ЛОС будет отработан широкий спектр технологий, а также мониторинг окружающей среды.

Если сравнивать с прямыми схемами высадки экипажа на Луне, подобными полётам по программе «Аполлон», наличие ЛОС позволит:

- снизить размерность КК для перелёта от Земли на окололунную орбиту;
- обеспечить доставку по отдельности элементов лунного корабля, например, посадочную и взлётную ступень, с использованием эффективных, но более

длительных баллистических схем, например, с помощью межорбитальных буксиров на малой тяге;

- реализовать облик лунного корабля в многоразовом исполнении с включением функции его дозаправки от ЛОС.

В качестве орбиты для ЛОС специалистами NASA предлагается удалённая гало-орбита NRHO. Любая удалённая орбита требует повышенных затрат топлива для перелёта лунного корабля на поверхность Луны и обратно. С другой стороны, главными преимуществами расположения Космопорта на удалённой орбите по сравнению с низкой окололунной орбитой (НОО) являются большие возможности по доставке на ЛОС экипажа, грузов и компонентов лунного посадочного корабля при использовании одной и той же РН. Этот показатель составляет ~15%, что дает возможность существенно снизить стоимость строительства и эксплуатации ЛОС либо за счёт сокращения числа запускаемых РН, либо за счёт использования РН меньшей грузоподъемности. ЛОС также может выполнять функцию хранилища, на котором можно накапливать сборочные элементы лунного посадочного корабля и выполнять профилактические работы.

В главе рассмотрены преимущества отдельной доставки посадочного (ПМ) и взлётно-посадочного модулей (ВМ) лунного корабля к ЛОС. В качестве основного критерия транспортной системы ЛОС-Луна предлагается принять конструктивную массу герметичной кабины ВМ, от величины которой в основном определяется комфортность работы экипажа. Представленные сравнительные результаты для удалённой орбиты NRHO и НОО при использовании двух РН грузоподъемностью ~80 т для отдельной доставки КК с экипажем и ЛВПК показывают, что конструктивная сухая масса ВМ в обоих вариантах близка и составляет ~ 4.1 т, несмотря на существенную разницу по  $V_x$  на взлётно-посадочные операции для удалённой орбиты и НОО, составляющую ~1.4 км/с (5,5 км/с против 4,1 км/с). Для NRHO полная масса ЛВПК перед полётом на поверхность Луны составила 31.6 т, а для НОО 20 т.

Для повышения сухой массы предлагается вместо одноразового ВМ использовать МЛК с местом базирования на ЛОС, который в связке с доставляемым разгонным блоком торможения (РБТ) образует ЛВПК. Если возложить на РБТ выполнение суммарного импульса величиной 2.5 км/с, а все остальные операции возложить на МЛК, то удастся достигнуть конструктивной массы МЛК уже в 5.0 т, что почти на 20% выше по сравнению с двухступенчатым ЛВПК.

**В четвёртой главе** рассматриваются двухпусковые схемы отлёта к Луне, позволяющие решать задачи Лунной программы.

В первой схеме рассматривается вариант доставки экипажа на окололунную орбиту КК на РН тяжёлого класса по двухпусковой схеме, включая промежуточную стыковку с ОС. Потребность в такой схеме может возникнуть в качестве упреждающей до ввода в эксплуатацию РН СТК. Использование ОС позволяет разнести по времени запуски КК и РБ, что приводит к существенному увеличению надёжности двухпусковой схемы, т.к. при задержке старта РБ экипаж пилотируемого КК ожидает следующего благоприятного окна для отлёта к Луне, находясь на ОС. Применение высокоэффективных кислородно-водородных РБ, но с ограниченным сроком работоспособности, требует использования «быстрой» схемы стыковки КК и РБ, циклограмма которой представлена на рисунке 9.

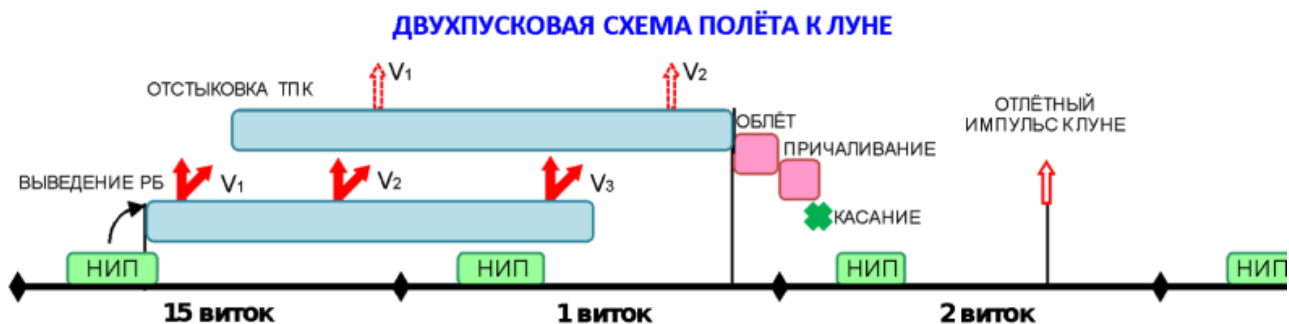


Рисунок 9. Циклограмма двухпусковой схемы с «быстрым» сближением при полёте к Луне

Тремя импульсами, включая импульс довыведения на опорную орбиту, РБ выводится на целевую коэллиптическую орбиту, располагающуюся ниже ОС. По факту успешного выведения РБ на опорную орбиту КК отстыковывается от ОС и после выполнения двух импульсов переходит на коэллиптическую орбиту для последующего сближения и стыковки с РБ.

Как уже отмечалось выше, главным условием реализации «быстрых» схем сближения является наличие необходимой начальной фазы. Расчёты показывают, что ширина «полки» для каждого значения разницы высот орбит  $\Delta H$  не превосходит  $10^\circ$ . За счёт объединения всех фазовых диапазонов при  $\Delta H$  от 5 до 100 км, можно получить суммарный фазовый диапазон до  $\Delta\Phi \sim 19^\circ$ , достаточный для реализации двухвитковой схемы сближения при компланарном выведении КК в плоскость орбиты ОС.

Условия для оптимального плоского отлёта к Луне определяются положением в плоскости ОС «упреждённой» точки, которой Луна достигнет за время перелёта к ней КК. Такие условия или окно для перелёта повторяются один раз в  $9 \div 10$  дней. Маловероятно, что начальный фазовый угол на момент появления окна перелёта окажется внутри узкого диапазона в  $19^\circ$ , составляющего лишь около 5% от полного диапазона фазовых углов. Для ещё большего расширения фазового диапазона предлагается использовать квазикомпланарное выведение с согласованием плоскостей орбит ОС и РБ. Рисунок 10 демонстрирует расширение допустимого фазового диапазона  $\Delta\Phi$  при использовании квазикомпланарного выведения.

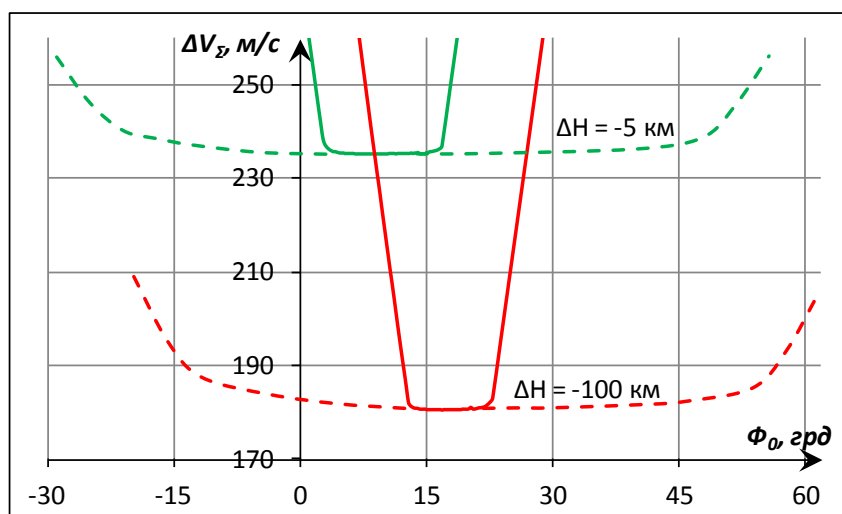


Рисунок 10. Расширение допустимого фазового диапазона  $\Delta\Phi$  в двухпусковой схеме при использовании квазикомпланарного выведения

При таком подходе суммарный допустимый диапазон  $\Delta\Phi$  можно расширить до  $80\div 85^\circ$ . Если ОС расположить на орбите трёхсуточной кратности ( $H = 398$  км при наклонении  $i = 51.6^\circ$ ), то каждому открытию окна для оптимального отлёта к Луне фазовые условия будут гарантированно находиться в необходимом диапазоне.

Во второй двухпусковой схеме рассмотрена «быстрая» стыковка при синхронном запуске КК и РБ с двух стартовых площадок одного космодрома и без использования орбитальной станции, для доставки грузов или топлива на ЛОС. При всей экзотичности такого подхода, в 60-ых годах прошлого века был реализован старт двух космических аппаратов с минимальной задержкой времени с космодрома Байконур.

При синхронном одновременном запуске двух КА с одного космодрома оба объекта сразу после выведения будут находиться в близкой окрестности друг от друга. Но основной риск при синхронном запуске двух КА связан с отсутствием возможности парирования НШС в случае экстренной отмены запуска одного из КА, для чего требуется рассмотреть мероприятия по минимизации возможного ущерба.

Избежать опасного сближения, а заодно и риска невыполнения всей миссии из-за отмены запуска первого КА, можно за счёт задержки старта одного КА относительно другого. Второй по порядку КА может стартовать, например, по завершению участка работы первой ступени РН с первым КА. В этом случае сразу после выведения на орбиту оба объекта окажутся на небольшом расстоянии, определяющем фазовый угол. За время задержки старта одного из КА Земля, вместе с космодромом, развернётся на некоторый угол, что приведёт к рассогласованию также плоскостей орбит.

Допустим, стартовая позиция КК, запускаемого первым на орбиту с наклонением  $i$ , имеет географические координаты  $\varphi_{ст}$  и  $\lambda_{ст}$ , а стартовая позиция РБ, запускаемого вторым на орбиту с тем же наклонением, отличается только по долготе  $\lambda_{2ст}$ , имея при этом ту же широту  $\varphi_{ст}$ . Такое предположение правомочно, т.к. обе стартовые позиции находятся в пределах одного космодрома и незначительное различие позиций по широте в наших дальнейших рассуждениях не будет иметь принципиального значения. Тогда, через промежуток времени  $\Delta t$ , к моменту запуска РБ, его стартовая позиция, за счёт вращения Земли с угловой скоростью  $\omega_3$ , переместится относительно плоскости орбиты КК в новое положение, повернувшись на угол  $\omega_3 \cdot \Delta t$ . Межорбитальный угол  $i_R$  (рисунок 11) можно определить из уравнения:  $\cos i_R = \cos^2 i + \sin^2 i \cdot \cos \Delta\lambda$ .

Для устранения межорбитального угла  $i_R$  потребуется выполнение бокового импульса  $\Delta V$  в одной из двух точек пересечения плоскостей орбит. Пусть  $\Phi$  - фазовый угол между КА, являющийся функцией временной задержки стартов  $\Delta t$ :

$$\Phi = \frac{\Delta t}{T} \cdot 360^\circ \sim \Delta t \cdot 4^\circ,$$

где  $T$  – период опорной орбиты выведения КК.

Задержки между стартами  $\Delta t \sim 4\div 5$  мин достаточно, чтобы РН, выводящий на орбиту КК вышел на стационарный режим работы последней ступени. Статистика запусков показывает, что вероятность аварии РН на этом участке практически нулевая, что с большой долей вероятности гарантирует успешное выведение КК на орбиту.

При задержке старта  $\Delta t \sim 4$  мин и наклонении орбиты  $i = 51.6^\circ$  межорбитальный угол составит  $i_R = 0.784^\circ$ , что потребует приложения к КК бокового импульса  $\Delta V \sim 102$  м/с для согласования плоскостей. За счёт выведения КК и РБ на разные наклонения можно дополнительно уменьшить величину бокового импульса. Суть предлагаемого способа демонстрирует рисунок 11, на котором представлена трасса РБ (красная линия), трасса КК (синяя линия) без изменения наклонения, но с малой задержкой по времени старта и трасса КК (зелёная линия) с различием в наклонениях орбит на угол  $\Delta i$ .

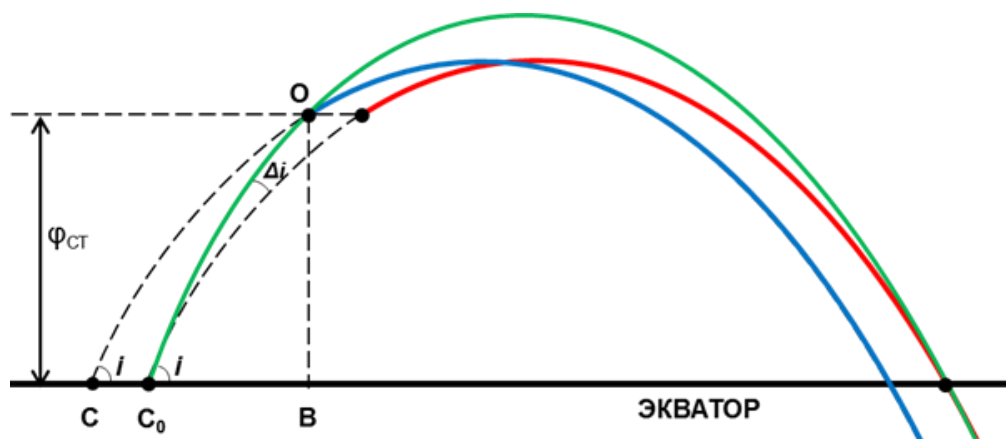


Рисунок 11. Геометрия трасс орбит КК и РБ при выведении на разные наклонения

Как видно из рисунка 11, разница в  $\Delta i$  должна приводить к совпадению восходящих узлов орбит КК и РБ в точке  $C_0$ , которая определяется следующим образом.

Так как дуга  $\widehat{CC_0} = \Delta\lambda = \omega_3 \cdot \Delta t + \lambda_{1\text{ст}} - \lambda_{2\text{ст}}$ , то, рассматривая сферические прямоугольные треугольники  $\triangle OCB$  и  $\triangle OC_0B$ , можно получить разницу  $\Delta i$ , при которой орбиты пересекаются на экваторе в восходящем узле.

$$\Delta i = \frac{\sqrt{\operatorname{tg}^2 i - \operatorname{tg}^2 \varphi_{\text{ст}}}}{2 \cdot \operatorname{tg} \varphi_{\text{ст}}} \cdot \sin 2i \cdot (\omega_3 \cdot \Delta t + \lambda_{1\text{ст}} - \lambda_{2\text{ст}})$$

При широте стартовой площадки  $\varphi_{\text{ст}} = 46.5^\circ$ , соответствующей космодрому Байконур, согласно формуле для  $\Delta i$  потребная разница в наклонениях  $\Delta i = 0.321^\circ$  (против  $0.784^\circ$  при компланарном выведении) и соответственно величина бокового импульса составит только  $\Delta V \sim 42$  м/с, а эффективность использования выведения с различным наклонением для космодрома Байконур составит  $K_{\text{эф}} \sim 2.445$ . При равенстве наклонения орбиты и широты стартовой площадки, т.е. при  $i = \varphi_{\text{ст}}$ , разница  $\Delta i$  стремится к нулю и, следовательно, дополнительная  $\Delta V \sim 0$ . Такая возможность может быть реализована при практически синхронном запуске КК и РБ на наклонение  $i = 51.6^\circ$  с космодрома Восточный ( $\varphi_{\text{ст}} = 51.8^\circ$ ).

**Пятая глава** посвящена рассмотрению различных баллистических схем, обеспечивающих эффективность и безопасность сближения на окололунной орбите.

В главе также рассмотрены основные типы удалённых орбит, на которых могут быть развёрнуты ЛОС. В качестве базовой орбиты для окололунной станции предлагается круговая высокая лунная орбита (ВЛО) с  $H_{\text{ВЛО}} \sim 10$  тыс. км, которая, с точки зрения устойчивости, несомненно лучше орбиты NRHO, но проигрывает по энергетике доставки на неё КК. Так, в схеме перелёта на орбиту NRHO используется активный пертурбационный манёвр у Луны и затраты характеристической скорости

составляют  $\Delta V_{NRHO} \sim 450 \div 500$  м/с в зависимости от даты запуска. Для достижения ВЛО при наиболее простом и быстром «прямом» способе с торможением в периселении прилётной орбиты  $\Delta V_{ПРМ} \sim 630$  м/с.

Для снижения затрат скорости можно использовать биэллиптический трёхимпульсный переход. Первым тормозным импульсом КА переводится на высокоэллиптическую орбиту, в апоселении которой выполняется разгонный импульс для поднятия высоты периселения до  $H_{ВЛО}$ . И, наконец, тормозным импульсом, выполняемом в периселении переходной орбиты, КА окончательно переводится на орбиту ВЛО.

Варьируя высотой апоселения  $H_a$ , при «биэллиптическом» переходе можно добиться снижения затрат скорости при выведении на ВЛО на  $0.1 \div 0.25$  км/с относительно «прямого» перехода. Так, если выбрать высоту апоселения переходной орбиты  $H_a = 50$  тыс. км, то  $\Delta V_{БЭЛ} = 490$  м/с, т.е. затраты на «биэллиптический» переход фактически идентичны затратам скорости при переходе КА на NRHO.

Можно ещё уменьшить затраты на достижение ВЛО если воспользоваться «грависферным» способом, являющимся дальнейшим развитием «биэллиптического» способа. Согласно этому способу после импульса  $\Delta V_2$  формируется переходная эллиптическая орбита с высотой апоселения  $H_a$  вблизи грависферы Луны, т.е. на высоте  $\sim 65 \div 75$  тыс. км, обозначенная фиолетовым цветом на рисунке 12. Под действием гравитационных возмущений происходит непрерывная трансформация этой орбиты с изменением высоты апоселения и периселения и суть способа заключается в выборе высоты апоселения  $H_a$  таким образом, чтобы без выполнения импульса  $\Delta V_3$  конечная высота периселений  $H_{\pi_2}$  после прилёта туда КА достигла высоты ВЛО. В периселении выполняется тормозной импульс  $\Delta V_4$  для понижения апоселения до высоты ВЛО, после чего КА окончательно переводится на ВЛО.

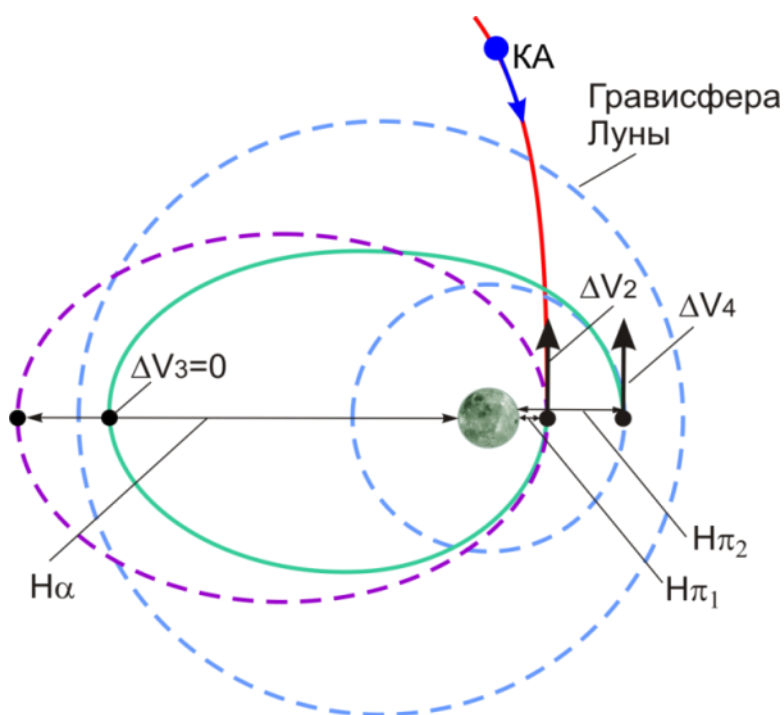


Рисунок 12. «Грависферный» переход на ВЛО



Проведённые расчёты показывают, что в оптимальную дату суммарные затраты перехода на ВЛО составят  $\Delta V_{\text{ГСФ}} = \Delta V_2 + \Delta V_4 = 0.335$  км/с, что на 0.15 км/с меньше по сравнению с доставкой КА на NRHO.

Преимущество «грависферного» способа относительно «биэллиптического» достигается за счёт:

- уменьшения величины импульса  $\Delta V_2$ , т.к. при высоте апоселения  $H_a$  переходной орбиты выбирается вблизи  $65 \div 75$  тыс. км;
- отсутствия необходимости проведения разгонного импульса  $\Delta V_3$ , т.к. формирование необходимой высоты периселения обеспечивается «естественным» путём за счёт гравитационных возмущений от Земли;
- снижения величины тормозного импульса  $\Delta V_4$ , т.к. из-за гравитационных возмущений через виток полёта КА примерно на 20 тыс. км уменьшается и высота апоселения  $H_a$  переходной эллиптической орбиты.

Длительность «грависферного» перехода, за счёт удалённости апоселения переходной эллиптической орбиты, составит 6.5 суток. Поэтому, «грависферный» переход на ВЛО наиболее целесообразно использовать при доставке на ЛОС беспилотных модулей и грузов, для которых увеличенное время перелёта не является критичным фактором.

Следующая задача рассматривает сближение и стыковку КК, стартующего с наземного космодрома к ЛОС. Выведение КА при старте с Земли на произвольную орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) с заданным наклоном может быть реализовано в каждые сутки. При этом плоскость этой орбиты, определяемая долготой восходящего узла  $\Omega_M$ , может существенно отличаться от плоскости орбиты ЛОС.

Подбором даты старта КА можно достигнуть точности приближения к плоскости орбиты ЛОС  $\Delta \Omega_M \sim 13 \div 14^\circ$ . Для точного «попадания» в заданную плоскость потребуется варьирование временем перелёта к Луне в диапазоне  $\pm 0.5$  суток, что фактически является «фазированием» для урегулирования орбиты по значению восходящего узла  $\Omega_M$ . При этом фазовый угол между КА и ЛОС никак не регулируется и может принимать произвольное значение от 0 до  $180^\circ$ . Эта ситуация подобна запуску КА к околоземной ОС в произвольную дату, и для устранения фазового рассогласования также требуется переход КА на фазирующую орбиту, располагающуюся либо выше, либо ниже орбиты ЛОС. Для целевой круговой орбиты ЛОС высотой 200 км рассматриваются фазирующие орбиты с высотой периселения  $H_p$  в диапазоне  $100 \div 200$  км и высотой апоселения  $H_a$  в диапазоне  $200 \div 600$  км (см. рисунок 13). Выбирая промежуточную орбиту фазирования из этого диапазона, будет достаточно пяти витков для устранения любого фазового рассогласования.

Для орбит фазирования со средней высотой, меньшей, чем у орбиты ЛОС, подход КА к ЛОС выполняется в направлении «снизу» и «сзади», а со средней высотой большей, чем у орбиты ЛОС – «сверху» и «спереди».

Оценки показывают, что при пятивитковом фазировании максимальное значение затрат на сближение  $\Delta V_{\text{СБЛ}}$  составит около 70 м/с.

После фазирования, находясь в нескольких километрах от ЛОС, наиболее практично организовать заключительное сближение с коэллиптической орбиты, имеющей постоянную разницу высот по отношению к орбите ЛОС. Затраты на заключительном участке по этой схеме составят около 10 м/с. Полные затраты на

сближение, включая фазирование и переходный заключительный участок составят около 80 м/с.

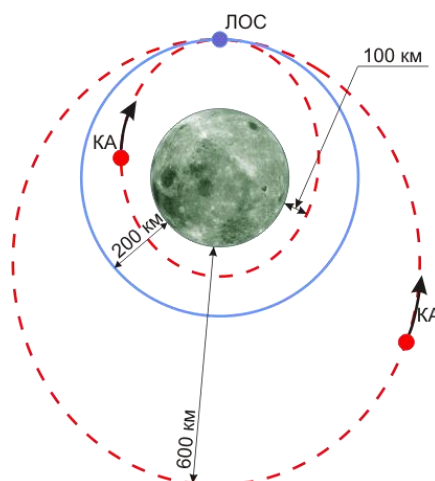


Рисунок 13. Орбиты фазирования, выбранные для сближения с ЛОС

Проведённая выше оценка затрат на сближение показывает, что, если их величина достаточно приемлема с точки зрения «земного» сближения, то в «лунном» варианте, где цена затрат значительно возрастает, необходимо искать способы для их снижения. В работе предлагается вариант с квазикомпланарным выведением непосредственно в окрестность коэллиптической орбиты. Суть этого способа заключается в «прямом» выведении не только на коэллиптическую орбиту, но и в точку пересечения орбит, чтобы момент исполнения импульса  $V_2$  был совмещён с боковым импульсом  $V_6$  (рисунок 14). Это достигается незначительным изменением наклонения орбиты прилёта.

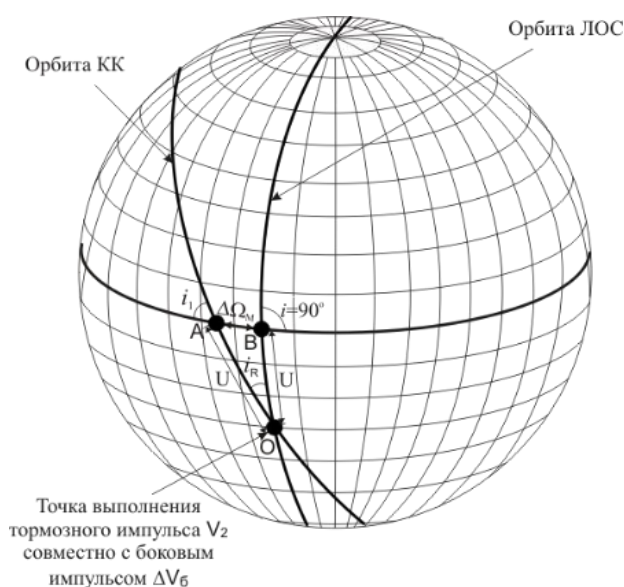


Рисунок 14. Прямое квазикомпланарное выведение на орбиту ЛОС

Из геометрии сферический прямоугольный треугольник  $\Delta AOB$  при аргументе широты  $u \sim 300^\circ$  (т. О на рисунке 14) и  $\Delta\Omega_M \sim 0.5^\circ$  следует, что межорбитальный угол  $i_R = 0.55^\circ$ , а необходимое изменение наклонения прилётной орбиты относительно полярной орбиты ЛОС составит  $\Delta i_1 \sim 0.27^\circ$ .

На «фоне» большого тормозного импульса  $V_2$  для перевода КА на орбиту ИСЛ ( $\sim 900$  м/с) боковой импульс  $V_6$ , составляющий около 15 м/с, не приведёт к

увеличению суммарного тормозного импульса. Таким образом, затраты на сближение  $\Delta V_{\text{СБЛ}}$  будут включать в себя только затраты на заключительный участок (около 10 м/с), а продолжительность полёта КА после импульса  $V_2$  до стыковки с ЛОС не превысит 0.5 витка.

Характеристики двух рассмотренных схем по затратам скорости на достижение окололунной орбиты  $\Delta V_{\Sigma}$  по затратам скорости на сближение  $\Delta V_{\text{СБЛ}}$  и длительности сближения после перехода на окололунную орбиту до стыковки с ЛОС, представлены в таблице 5.

Таблица 5.

| Схема сближения             | $\Delta V_{\Sigma}$ , м/с | $\Delta V_{\text{СБЛ}}$ , м/с | $\Delta T_{\text{СБЛ}}$ , витки |
|-----------------------------|---------------------------|-------------------------------|---------------------------------|
| «Классическое» фазирование  | -                         | ~80                           | ~ 6                             |
| Квазикомпланарное выведение | $\pm 10$                  | ~10                           | ~ 0,5                           |

Метод квазикомпланарного выведения КА на заданную орбиту ИСЛ можно применить и для расширения окна старта. Несмотря на то, что варьировать наклонением прилётной орбиты придётся в большем диапазоне, чем в рассмотренном выше примере, появляется мультипликативный эффект и, наряду с дополнительными датами старта удаётся получить общее снижение затрат на перелёт к Луне. Расчёты показывают, что расширение окна старта до трёх попыток может потребовать парирования погрешности по  $\Delta \Omega_M$  на  $\pm 6^\circ$  и, соответственно, изменения наклонения прилётной орбиты  $i_1$  на  $\pm 3^\circ$  относительно полярного. За счёт увеличения длительности перелёта, ведущего к уменьшению слагаемых  $V_1$  и  $V_2$ , уменьшается значение скорости  $V_{\Sigma 6}$  на выполнение перелёта.

Ещё одной важной задачей, без решения которой нельзя было бы планировать полёты на полярную окололунную орбиту, является разработка выхода из НШС, связанной с невыполнением тормозного манёвра для перехода на окололунную орбиту. Как правило, этот импульс выполняет РБ, а КК с помощью уже собственной ДУ впоследствии выполняет импульс отлёта к Земле. При этом затраты характеристической скорости для перехода на орбиту и отлёт с орбиты практически одинаковы. При проведении пилотируемых полётов на Луну по программе «Аполлон» КК находился на возвратной траектории и в случае невыполнения тормозного манёвра после облёта Луны возвращался к Земле. Такой подход реализуем только для орбит наклонением  $\sim 180^\circ$  и в случае полётов на полярную окололунную орбиту неприменим. В работе представлен способ выхода из НШС, основанный на свойстве лунных орбит через четверо суток после прилёта обеспечивать условия для оптимального отлёта к Земле.

В случае НШС КК отделяется от РБ и выполняет манёвр  $V_1$  для перехода на высокоэллиптическую орбиту с периодом обращения орбиты  $T$  (рисунок 15). Через время  $\Delta T \sim 4$  суток КК, находясь в периселении, выполняет отлётный импульс  $V_2$  для возвращения к Земле, при этом  $\Delta T$  и  $T$  должны удовлетворять тождеству:

$$\Delta T = (2n-1) \cdot T/2 + \Delta t,$$

где  $n$  – натуральное число, характеризующее количество прохождений апоселения при нахождении на высокоэллиптической окололунной орбите,  $\Delta t$  – время, определяемое от последнего прохождения апоселения высокоэллиптической орбиты до момента выполнения отлётного импульса  $V_2$ . Расчёты показывают, что затраты характеристической скорости на реализацию этого способа не превышают 750 м/с.

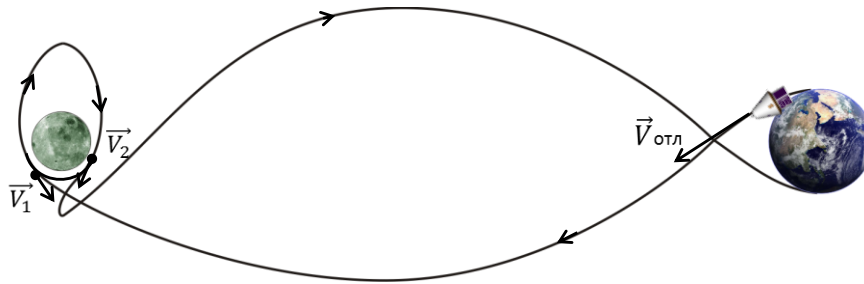


Рисунок 15. Баллистическая схема возвращения КК к Земле в случае НШС

На все три представленные баллистические схемы получены Патенты РФ на изобретения и предполагается их использование при реализации российской лунной программы.

В заключительной **шестой главе** рассмотрены баллистические аспекты различных вариантов транспортной системы (ТС) с многоразовым кораблём, выполняющим доставку экипажа от околоземной станции или к окололунной орбитальной станции (ТС «Рывок») или непосредственно к Лунной базе (ТС «Рывок-2»). Для выведения многоразового корабля на окололунную орбиту предлагается двухпусковая схема, позволяющая существенно снизить требования, предъявляемые к грузоподъёмности РН.

На рисунке 16 представлена схема функционирования ТС «Рывок» для перелётов многоразового пилотируемого корабля (МПК) между ОС и ЛОС с аэроторможением в атмосфере по методу «тормозных» эллипсов при переходе на орбиту ОС при возврате от Луны.

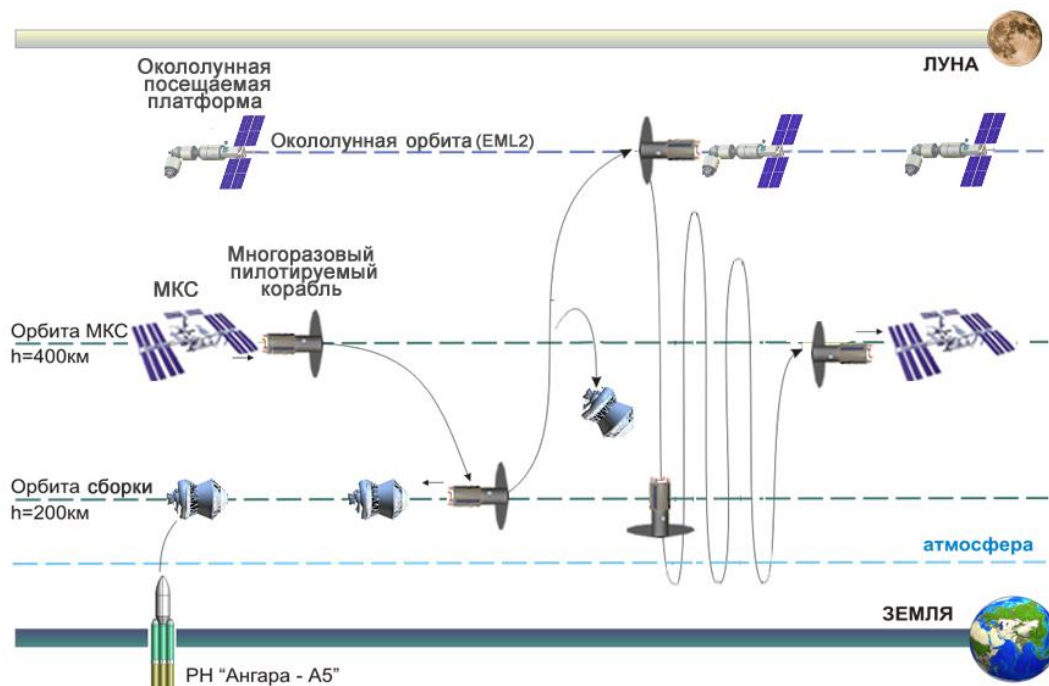


Рисунок 16. Схема функционирования ТС «Рывок» с аэроторможением у Земли

В этой схеме МПК использует многоразовый тормозной щит (рисунок 17а). Время торможения в атмосфере составляет около полутора суток, а нагрев теплозащитного покрытия (ТЗП) МПК в диапазоне 1200-1500°C, соответствующем возможностям отечественных углеродсодержащих материалов для многоразовой ТЗП.

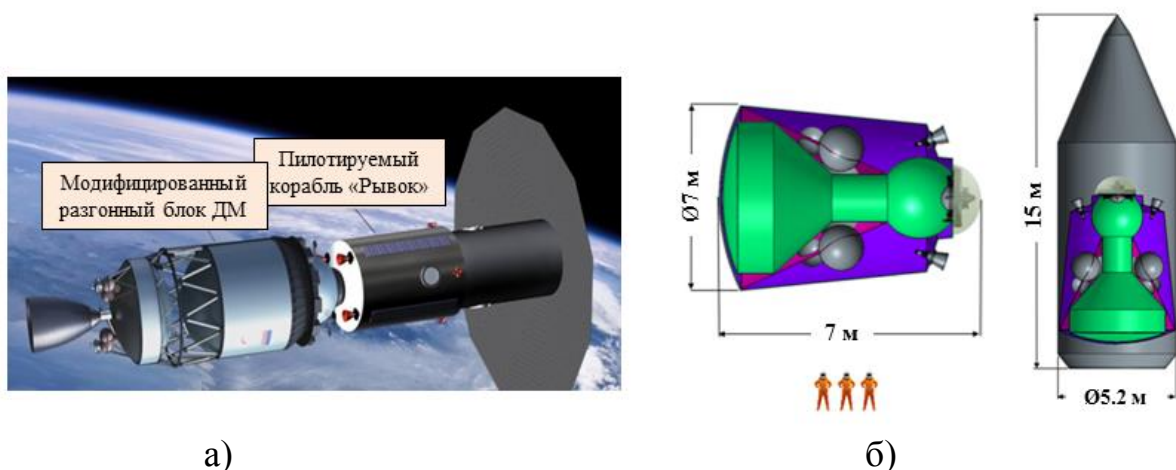


Рисунок 17. Облик МПК: а) с многоразовым аэродинамическим щитом в связке с РБ и б) одноразовым щитом

Ещё быстрее достичь орбиты ОС можно используя «гибридную» схему с одноразовым щитом (рисунок 17б), позволяющей минимизировать время прохождения радиационных полей Ван Аллена (рисунок 18).



Рисунок 18. «Гибридная» схема торможения МПК при переходе на орбиту ОС

В этой схеме используется выведение на промежуточную орбиту «ожидания» «технологического» КА, полезным грузом которого должны быть одноразовый аэродинамический зонт и топливо для дозаправки МПК на орбите. После стыковки и дозаправки на орбите «ожидания», КА отстыковывается, а МПК выполняет импульс  $V_{кор}$ , после чего перигей орбиты оказывается внутри атмосферы. После снижения высоты апогея орбиты за счёт аэроторможения до высоты орбиты ОС тормозной щит отстреливается, а МПК выполняет импульс  $V_{пер}$  для поднятия перигея и окончательного перехода на орбиту ОС. Расчёты показывают, что, при конструктивной массе МПК  $M_K = 6.5$  т для реализации ТС «Рывок» по «гибридной» схеме достаточно двух РН типа «Ангара-А5» грузоподъёмностью 25 т для выведения РБ и «технологического» КА.

Дальнейшим развитием ТС «Рывок» стали различные схемы ТС «Рывок-2» для доставки МЛК непосредственно в район ЛБ. Одна из рассмотренных в работе схем ТС «Рывок-2» с РН СТК, представлена на рисунке 19.

Последовательность операций в ТС «Рывок-2» следующая.

1. После выведения РН СТК с полезной нагрузкой (ПН) в составе: РБ, посадочная ступень (ПС) и заправочно-тормозной блок (ЗТБ). МЛК с экипажем отстыковывается от ОС и, используя «быструю» схему сближения, стыкуется с ПН.
2. Схемой предусмотрено, что после стыковки топливо в баках МЛК практически отсутствует. Объем баков МЛК рассчитан на топливо массой  $M_1$ , которого должно быть достаточно для взлёта с Луны. Заправка выполняется от ЗТБ до момента выполнения отлётного импульса к Луне, что повышает безопасность экипажа.
3. После выполнения отлётного импульса к Луне РБ отделяется, а переход на окололунную орбиту выполняет ЗТБ, на что должно быть израсходовано топливо массой  $M_2$ . На орбите ИСЛ связка ПС+МЛК отделяется и осуществляет посадку на Луну, используя двигатели ПС. ЗТБ остаётся на орбите в ожидании МЛК и в случае его срочного взлёта на орбиту ИСЛ должен обеспечить условия для стыковки путём изменения плоскости орбиты.

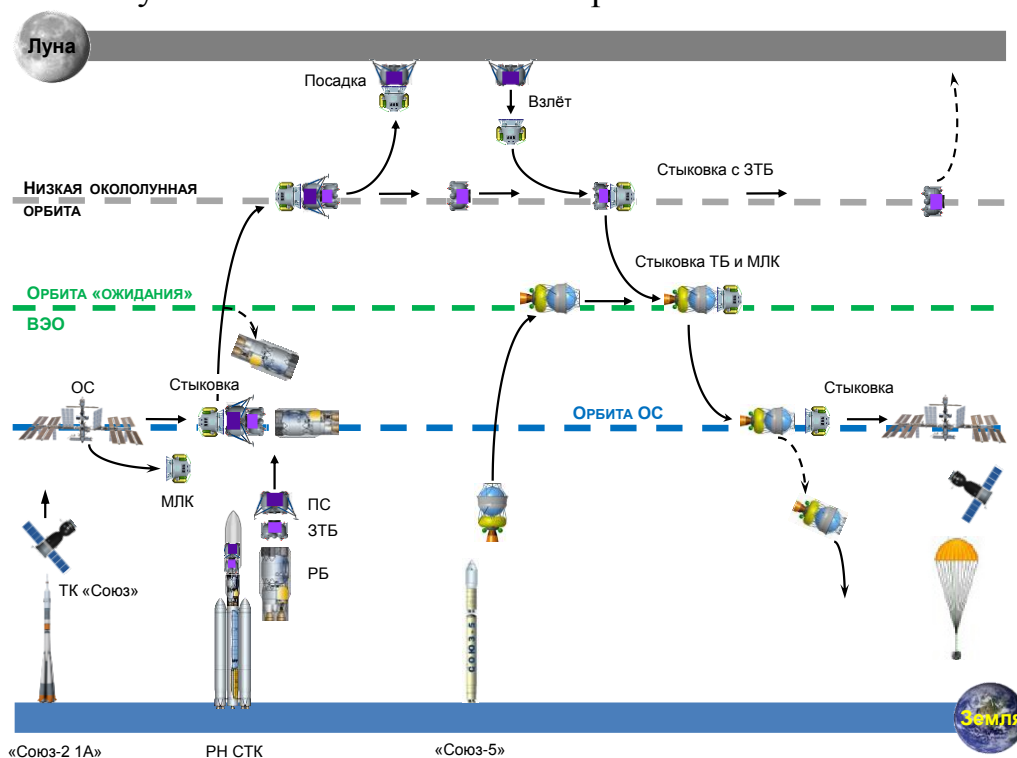


Рисунок 19. Схема функционирования ТС «Рынок-2» на базе РН СТК

4. После взлёта с Луны МЛК вновь стыкуется с ЗТБ, от которого выполняет вторую заправку топливом в количестве  $M_3 \leq M_1$ , которого должно быть достаточно для выполнения отлётного импульса и тормозного импульса у Земли при переходе на высокую эллиптическую орбиту (ВЭО).
5. После отделения от ЗТБ МЛК выполняет отлётный импульс и переходит на траекторию с пролётом у Земли на высоте орбиты станции  $H_{OC}$ . Возможность отлёта к Земле по оптимальной траектории появляется со скважностью один раз в 14 дней, что составляет половину лунного месяца. С другой стороны, возможность попадания в плоскость орбиты околоземной станции появляется один раз в 10÷11 суток. Временной период одновременного выполнения обоих условий составляет около 70 суток, что определяет длительность экспедиции на



Лунной Базе, которая должна быть кратной этой величине - 70 суток, 140 суток и т.д.

6. В перигее прилётной орбиты МЛК выполняет импульс  $\Delta V_1$  и переходит на ВЭО, где стыкуется с «ожидающим» его тормозным блоком (ТБ). Заправки топливом ТБ должно быть достаточно для выполнения импульса  $\Delta V_2$  в перигее ВЭО для перехода МЛК на орбиту ОС. Баллистическая схема импульсного перехода на орбиту ОС с ВЭО представлена на рисунке 20.

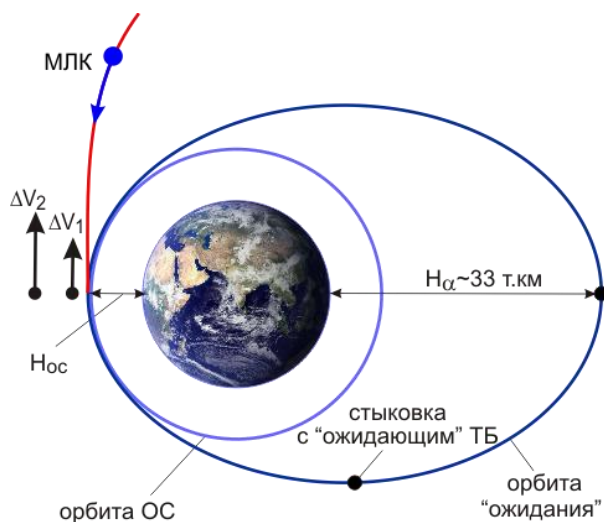


Рисунок 20. Схема импульсного торможения МЛК у Земли в ТС «Рывок-2» с использованием ТБ на ВЭО

Если в качестве средств выведения в ТС «Рывок-2» рассматривать РН СТК грузоподъемностью 103.0 т для выведения ПН, и РН среднего класса типа «Союз-5» грузоподъемностью 17.0 т для выведения ТБ, то достижимая конструктивная масса МЛК составит 4.0 т при потребной массе топлива в 3.5 т. Таким образом полная масса МЛК при взлёте с Луны составит  $M_0 = 7.5$  т. При расчётах принималось, что удельный импульс ДУ РБ и ТБ составляет  $P_{уд} = 365$  с.

Сравнение транспортной системы «Рывок-2» с планируемой на сегодня российской транспортной схемой высадки космонавтов на поверхность Луны показывает следующее. По схеме ТС «Рывок-2» суммарная грузоподъемность всех задействованных РН составит 120 т, а согласно сегодняшним планам для решения задачи высадки на Луну понадобится две РН СТК суммарной грузоподъемностью 206 т. Кроме того, МЛК является полностью многоразовым кораблём, который может быть использован неоднократно на этапе эксплуатации Лунной базы. В случае же существующей концепции для каждой лунной миссии потребуются дорогостоящий одноразовый ЛВПК и лишь частично многоразовый ПТК «Орёл».

Проведённый сравнительный анализ по критерию энергомассовой эффективности  $K_{\Sigma} = \mu_{\Sigma} = \frac{m_k}{\sum m_{oi}}$ , где  $m_k$  – конструктивная масса МЛК или ВМ, а  $\sum m_{oi}$  – суммарная грузоподъемность всех задействованных РН в ТС, различных предложенных вариантов ТС «Рывок-2» с планируемой на сегодня в качестве основной, схемой высадки на Луну показывает преимущество ТС «Рывок-2» в 1.14÷1.26 (в зависимости от варианта). По оперативности доставки экипажа на Лунную Базу транспортная система «Рывок-2» превосходит принятую на сегодня двухпусковую схему с раздельным стартом ПТК «Орёл» и ЛВПК: 10-15 дней против 3-х месяцев.



## **Выводы по работе.**

В диссертации представлены методы и алгоритмы баллистического проектирования пилотируемых полетов в ближнем и дальнем космосе. На основе решенных в работе новых и неоднократно проверенных на практике методов, применяемых в околоземном пространстве, сформулированы и решены баллистические задачи для их использования при освоении Луны и окололунного пространства. Некоторые из предложенных решений могут быть использованы и при освоении других планет Солнечной системы, например, Марса.

К решенным практически и описанным в диссертации задачам относятся:

- задача маневрирования и поддержания орбиты МКС для обеспечения Программы полёта Российского сегмента;
- реализация баллистической схемы прицельного затопления ОС «Мир»;
- внедрение в практику пилотируемых полётов четырёхвитковой и двухвитковой «быстрых» схем сближения.

Основные результаты работы заключаются в следующем:

1. Проведён сравнительный анализ маневрирования МКС и предшествующих орбитальных станций с целью определения наиболее оптимального облика будущей ОС;
2. Разработана методика управляемого сведения с орбиты МКС с учётом пониженного уровня тяговооружённости;
3. Обоснована возможность перехода к «быстрым» схемам сближения с ОС на современном этапе развития отечественной космической техники;
4. Разработан метод квазикомпланарного выведения на орбиту ИСЗ для расширения баллистических условий реализации «быстрого» сближения;
5. Разработаны структура и технология управления полётом при реализации Лунной программы;
6. Развита концепция ЛОС на удалённой высокой орбите ИСЛ, обеспечивающая условия для постепенного квантового формирования МЛК для посадки на Луну без использования РН СТК;
7. Разработана и обоснована баллистическая «грависферная» схема эффективного выведения на высокую круговую орбиту Луны, использующая синергию гравитационных полей Земли и Луны;
8. Разработан алгоритм «быстрого» сближения и стыковки для двухпусковой схемы полёта к Луне при синхронном старте КК и РБ с Земли;
9. Разработан алгоритм «быстрого» сближения для двухпусковой схемы полёта к Луне с проведением промежуточной стыковки КК и ОС;
10. Разработана эффективная баллистическая схема квазикомпланарного выведения на орбиту ИСЛ КК, стартующего с наземного космодрома, для сближения и стыковки с ЛОС;
11. Разработан способ срочного возвращения на Землю при полёте КК на полярную окололунную орбиту;
12. Разработана концепция ТС «Рывок» и ТС «Рывок-2» для доставки многоразового корабля от ОС к ЛОС и на ЛБ

По большинству из полученных результатов работы автором получены патенты РФ на изобретения.

### **Основное содержание диссертации отражено в работах:**

1. Mission Profile of Targeted Splashdown for Space Station Mir / R. Murtazin [et al.] // Journal of Spacecraft and Rocket, 2003. V. 40. № 5. P. 665-671 (0,4 п.л. /0,1 п.л.).
2. Murtazin R., Budylov S. Short Rendezvous Missions for Advanced Russian Human Spacecraft // 60<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2009, IAC 2009. Daejeon, 2009. P. 3238-3246 (0,6 п.л. /0,5 п.л.).
3. Murtazin R., Budylov S. Short Rendezvous Missions for Advanced Russian Human Spacecraft // Acta Astronautica. 2010. V. 67. № 7-8. P. 900-909 (0,6 п.л. /0,5 п.л.).
4. Murtazin R., Petrov N., Ulybyshev Yu. Launch Strategy for manned Spacecraft: Improving Safety or Increasing of Launch Mass? // 61<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2010, IAC 2010. Prague, 2010. P. 3177-3183 (0,4 п.л. /0,1 п.л.).
5. Murtazin R., Petrov N., Ulybyshev Yu. Launch Strategy for manned Spacecraft: Improving Safety or Increasing of Launch Mass? // Acta Astronautica. 2011. V. 69. № 7-8. P. 644-649 (0,4 п.л. /0,1 п.л.).
6. Murtazin R., Petrov N. Short Profile for the Human Spacecraft Soyuz-TMA Rendezvous Mission to the ISS // 62<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2011, IAC 2011. Cape Town, 2011. P. 3294-3300 (0,4 п.л. /0,3 п.л.).
7. Murtazin R., Petrov N. Short Profile for the Human Spacecraft Soyuz-TMA Rendezvous Mission to the ISS // Acta Astronautica. 2012. V. 77. P. 77-82 (0,4 п.л. /0,3 п.л.).
8. Муртазин Р.Ф. Баллистическое обеспечение схем быстрого сближения космического корабля с орбитальной станцией // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 4(69). С. 142-149 (0,5 п.л.).
9. «Быстрая» схема сближения: МКС становится ближе / Р.Ф. Муртазин [и др.] // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 8. С. 116-120 (0,3 п.л. /0,1 п.л.).
10. Murtazin R., Petrov N. Usage of pre-flight data in short rendezvous mission of Soyuz-TMA spacecraft // 63<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2012, IAC 2012. Naples, 2012. P. 3886-3891 (0,4 п.л. /0,3 п.л.).
11. Murtazin R. Rendezvous missions: from ISS to lunar space station // 64<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2013, IAC 2013. Beijing, 2013. P. 3576-3581 (0,4 п.л.).
12. Murtazin R., Petrov N. Usage of pre-flight data in short rendezvous mission of Soyuz-TMA spacecrafts // Acta Astronautica. 2014. V. 93. P. 71-76 (0,4 п.л. /0,3 п.л.).
13. Murtazin R. Rendezvous missions: from ISS to lunar space station // Acta Astronautica. 2014, V. 101. № 1. P. 151-156 (0,4 п.л.).
14. Murtazin R., Zaborskaya E. ISS maneuvering: 15 years of experience // 65<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2014, IAC 2014. Toronto, 2014. P. 3113-3120 (0,5 п.л. /0,25 п.л.).
15. Анализ влияния времени запуска транспортного корабля на обеспечение условия компланарности орбит транспортного корабля и станции при их встрече / Р.Ф. Муртазин [и др.] // Пилотируемые полёты в космос. 2014. №1(10). С. 41-50 (0,6 п.л. /0,2 п.л.).
16. Муртазин Р.Ф. Использование квазикомпланарной орбиты выведения для быстрой доставки космического корабля к орбитальной станции // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1(74). С. 42-49 (0,5 п.л.).

17. Murtazin R. Profiles of Quick Access to the Orbital station for Modern Spacecraft // Cosmic Research. 2014. V. 52. № 2. P. 153-165 (0,8 п.л.).
18. Муртазин Р.Ф. Синхронный старт космических кораблей при двухпусковой схеме их полёта к Луне // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1(80). С. 56-62 (0,4 п.л.).
19. Murtazin R. Sheme of Rendezvous Mission to Lunar Orbital Station by Spacecraft Launched from Earth // Cosmic Research. 2016. V. 54. № 3. P. 253-259 (0,4 п.л.).
20. Murtazin R. Quasi-Coplanar Insertion to Implement Quick Two-Orbit Rendezvous Profile of Soyuz Spacecraft // 67<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2016, IAC 2016. Guiadalajara, 2016. P. IAC-16, B3.4-B6.5, 11, x32386 (0,4 п.л.).
21. Murtazin R. Space Transportation System of a new Generation for the Lunar Space Exploration Program // 67<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2016, IAC 2016. Guiadalajara, 2016. P. IAC-16, D2, 4,7, x32426 (0,4 п.л.).
22. Муртазин Р.Ф. Двухвитковая схема сближения космического корабля «Союз» с Международной космической станцией // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 1 (94). С. 30-37 (0,5 п.л.).
23. Муртазин Р.Ф., Заборская Е.С., Александров А.П. Сравнительный обзор стратегии маневрирования МКС // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2017. № 2. С. 27-35 (0,5 п.л. /0,2 п.л.).
24. Муртазин Р.Ф. Транспортная космическая система нового поколения для обеспечения лунных экспедиций // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 2(95). С. 55-63 (0,5 п.л.).
25. ISS Controlled Deorbit: Challenges and Solutions / R. Murtazin [et al.] // 68<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2017, IAC 2017. Adelaide, 2017. P. 5376-5386 (0,7 п.л. / 0,3 п.л.).
26. The Cislunar Spaceport: An Effective Approach for the Crew Delivery to the Lunar Surface Solutions / R. Murtazin [et al.] // 68<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2017, IAC 2017. Adelaide, 2017. P. 3185-3190 (0,4 п.л. /0,1 п.л.).
27. Orbital Spaceport - a new profession for the Earth-orbit space stations / R. Murtazin [et al.] // 69<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2018, IAC 2018. Bremen, 2018. P. IAC-18, A5,1,11, x45893 (0,4 п.л. /0,1 п.л.).
28. Соловьёв В.А., Любинский В.Е., Муртазин Р.Ф. Управление полётами КА при реализации Лунной программы // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2019. № 4. С. 29-36 (0,4 п.л. /0,1 п.л.).
29. Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение КА на высокую круговую окололунную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 3 (108). С. 5-12 (0,6 п.л.).
30. Муртазин Р.Ф. Транспортная космическая система «Рывок» для обеспечения лунных миссий с использованием «гибридной» схемы торможения // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2019. № 6. С. 7-15 (0,5 п.л.).
31. Макушенко Ю.Н., Муртазин Р.Ф., Зарубин Д.С. Космический порт для доставки экипажа на поверхность Луны // Космическая техника и технологии. 2019. № 2(25). С. 5-13 (0,6 п.л. /0,15 п.л.).
32. Murtazin R., Sevastyanov N., Chudinov N. Fast rendezvous profile evolution: From ISS to lunar station // 70<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2019, IAC 2019. Washington, 2019. P. IAC-19\_B3\_4-B6.4\_1\_x49206 (0,4 п.л. /0,2 п.л.).
33. Murtazin R., Sevastyanov N., Chudinov N. Fast rendezvous profile evolution: From ISS to lunar station // Acta Astronautica. 2020. V. 173. P. 139-144 (0,4 п.л. /0,2 п.л.).

34. Муртазин Р.Ф. Транспортная космическая система «Рывок-2» для доставки экипажа на лунную базу // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 8. С. 3-9 (0,5 п.л.).
35. Муртазин Р.Ф., Чудинов Н.А. Проведение «быстрого» сближения космического корабля и разгонного блока при двухпусковой схеме отлёта к Луне // Космонавтика и ракетостроение. 2020. № 5(116). С. 20-30 (0,6 п.л. /0,3 п.л.).
36. Соловьёв В.А., Муртазин Р.Ф., Мельников Е.К. Хроника необыкновенного космического путешествия (Баллистический анализ полёта транспортного пилотируемого корабля «Союз Т-15») // Космическая техника и технологии. 2021. № 2(33). С. 107-118 (0,8 п.л. /0,4 п.л.).
37. Муртазин Р.Ф., Беляева Е.К. 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.).
38. Способ управления движением активного космического объекта, стыкуемого с пассивным космическим объектом: патент 2490181 РФ / Р.Ф. Муртазин, Ю.Н. Борисенко; опубл. 20.08.2013. Бюл. №23.
39. Способ управления движением стыкуемых космических объектов: патент 2562902 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 10.09.2015. Бюл. №25.
40. Способ управления движением активного космического объекта, стыкуемого с пассивным космическим объектом: патент 2562908 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 10.09.2015. Бюл. №25.
41. Способ управления транспортной космической системой: патент 2605463 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 20.12.2016. Бюл. №35.
42. Способ управления космическим аппаратом для облёта Луны: патент 2614446 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 28.03.2017. Бюл. №10.
43. Способ управления космическим аппаратом при облёте Луны: патент 2614464 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 28.03.2017. Бюл. №10.
44. Способ управления транспортной космической системой: патент 2614466 РФ / Р.Ф. Муртазин, Ю.Н. Макушенко, И.С. Радугин; опубл. 28.03.2017. Бюл. № 10.
45. Способ управления движением космическим объектом при сближении с другим космическим объектом: патент 2657704 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 14.06.2018. Бюл. №17.
46. Способ управления движением космического объекта при перелёте с орбиты Земли на орбиту Луны: патент 2709951 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 23.12.2019. Бюл. №36.
47. Способ управления транспортной космической системой: патент 2725007 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 26.06.2020. Бюл. № 19.
48. Способ управления транспортной космической системой при перелёте космического корабля с Луны на орбиту Земли: патент 2725091 РФ / Р.Ф. Муртазин; опубл. 29.06.2020. Бюл. №19.
49. Способ управления космическим кораблём при полёте к Луне: патент 2734705 РФ / Р.Ф. Муртазин, Е.К. Беляева; опубл. 22.10.2020. Бюл. №30.