МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»

Институт № 6 Аэрокосмический **Кафедра** 610

Группа М6О-208М-21 **Направление подготовки** 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика

Магистерская программа Организация и обеспечение космических полетов

Квалификация **магистр**

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА МАГИСТРА

На тему: Исследование возможностей реализации Российской лунной программы

Автор ВКРМ Богданова Наталия Андреевна (_____)
(фамилия, имя, отчество полностью)

Научный руководитель Тушавина Ольга Валериановна (_____)
(фамилия, имя, отчество полностью)

Рецензент Шкаплеров Антон Николаевич (_____)
(фамилия, имя, отчество полностью)

К защите допустить

Заведующий кафедрой 610 Тушавина Ольга Валериановна (_____)
(№ каф) (фамилия, имя, отчество полностью)

_____ 2023 г.

Москва 2023 г.

(двусторонняя печать)

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»

Институт № 6 **Аэрокосмический** **Кафедра**

Группа М6О-208М-21 **Направление подготовки** 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика

Магистерская программа Организация и обеспечение космических полетов

Квалификация **магистр**

УТВЕРЖДАЮ

Заведующий кафедрой 610 О.В Тушавина
(№ каф.) (подпись) (инициалы, фамилия)
04.10. 2021 г.

ПЛАН РАБОТЫ
над выпускной квалификационной работой магистра

Обучающийся Богданова Наталия Андреевна
(фамилия, имя, отчество полностью)
Руководитель Тушавина Ольга Валериановна
(фамилия, имя, отчество полностью)
к.т.н., доцент, зав.кафедры 610 МАИ (НИУ)
(ученая степень, ученое звание, должность и место работы)

1. Наименование предварительной темы (тематики) Исследование возможностей реализации Российской лунной программы

2. Срок сдачи обучающимся законченной работы 25.05.2023 г.

3. Цель Исследование возможностей реализации Российской лунной программы

Перечень иллюстративно-графических материалов*при наличии**:**

№ п/п	Наименование	Количество листов
1.	Рис. 1.1. Ракетно-космический комплекс Н1-Л3	
2.	Рис. 1.2 Лунный орбитальный корабль	

3.	Рис. 1.3 Лунный посадочный модуль советской лунной программы	
4.	Рис. 1.4. Пилотируемый транспортный корабль «Аполлон»	
5.	Рис. 1.5 Лунный модуль программы «Аполлон»	
6.	Рис.1.6 Ракета-носитель «Сатурн-5»	
7.	Рис. 1.7 Лунная программа в период с 2021-2030 гг.	
8.	Рис.1.8 Компоновочная схема пилотируемого транспортного корабля	
9.	Рис.1.9. Перспективный лунный взлетно-посадочный корабль	
10.	Рис. 1.10. Компоновочная схема ЛЭК	
11.	Рис. 1.11. «Многопусковая» схема с использованием РН «Ангара А5-В»	
12.	Рис. 1.12. Полет к Луне по пространственной траектории	
13.	Рис. 1.13. Переход КА на орбиту Луны	
14.	Рис. 2.1 Концептуальный вшешний вид ЛОС	
15.	Рис. 2.2. Американский космический корабль «Orion»	
16.	Рис. 2.3. Эскиз ПТК «Орел»	
17.	Рис. 2.4. Циклограмма «двухпусковой» схемы с «быстрым» сближением при отлете к Луне	
18.	Рис.2.5. Баллистическая схема сближения РБ и КК	
19.	Рис.2.6. Траектория полета КК после отстыковки от орбитальной станции	
20.	Рис.2.7. Затраты характеристической скорости в «двухпусковой» схеме в зависимости от фазы и разницы высот	
21.	Рис. 2.8. Расширение допустимого фазового дипазона в «двухпусковой» схеме при использовании квазикомпланарного выведения	
22.	Рис.2.9. Геометрия трасс орбит КК и РБ при разнице по времени запуска и одинаковых наклонениях	
23.	Рис. 3.1.Радиационные пояса Земли	
24.	Табл.3.1. Характеристики источников космического излучения	
25.	Табл.3.2. Характерные величины дозовых нагрузок для современных пилотируемых космических полетов и нормативы по ограничению дозового воздействия в наземной и космической практике	
26.	Табл.3.3. Кратковременный облет Луны	
27.	Табл. 3.4 Кратковременное пребывание на лунной поверхности	
28.	Рис.3.2. Космический корабль или станция на	

	поверхности Луны с магнитной защитой	

4. Перечень задач, решаемых для достижения поставленной цели

№ п/п	Наименование задачи	Срок выполнения	Примечание
1.	Провести аналитический обзор современного состояния и способов реализации российской лунной программы	15.11.2022	
2.	Рассмотреть характерные этапы лунной программы и возможные схемы полета лунного экспедиционного комплекса	15.12.2022	
3.	Провести проектно-баллистический анализ лунных траекторий	15.01.2023	
4.	Провести анализ возможности использования «быстрой» схемы сближения ля реализации двухпусковых схем полета к Луне	15.02.2023	
5.	Провести исследования основных особенностей радиационного воздействия на экипаж и перспективных методов защиты при выполнении лунной экспедиции	15.03.2023	
6.	Сделать выводы по работе	15.04.2023	

5. Исходные материалы и пособия

1. Егоров В. А. О траекториях возвращения от Луны к Земле / В. А. Егоров, Л. И. Гусев. – Москва : Наука, 1980. – 544 с.

2. Егоров В. А. Пространственная задача достижения Луны / В. А. Егоров. – Москва : Наука, 1965. – 216 с.

3. Левантовский В. И. Механика космического полёта в элементарном изложении / В. И. Левантовский. – Москва : Наука, 1980. – 512 с.

4. Легостаев В. П. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / В. П. Легостаев, В. А. Лопота. – Москва : РКК «Энергия», 2011. – 584 с. – ISBN 978-5-91820-046-9.

5. Муртазин Р. Ф. Проведение «быстрого» сближения космического корабля и разгонного блока при двухпусковой схеме отлёта к Луне / Р. Ф. Муртазин, Н. А. Чудинов // Космонавтика и ракетостроение. – 2020. – № 5 (116). – С. 20-30.

6. Муртазин Р. Ф. Синхронный старт космических кораблей при двухпусковой схеме их полёта к Луне / Р. Ф. Муртазин // Космонавтика и ракетостроение. – 2015. – № 1 (80). – С. 56-62.

7. Орлов О. И. Радиационный фактор при лунных миссиях / О. И. Орлов, М. И. Панасюк, В. А. Шуршаков // Авиакосмическая и экологическая медицина. – 2019. – Т. 53, № 4. – С. 5-18.

8. Павленко В.И. Высокоэффективный конструкционный полимерный материал для защиты от космической радиации / В.И. Павленко, Н.И. Черкашина, А.А. Курицын, Е.В. Попова, Л.А. Умнова // Пилотируемые полеты в космос. – 2022. – № 2 (43)/ – С.106-109.

9. Narici L., Casolino M., Di Fino L. Perfomances of Kevlar and Polyethylene as Radiation Shielding on board the ISS in High Latitude Radiation Environment // Scientific Reports. – 2017. – Vol.7 – pp. 16-44.

10. Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу : утверждены Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. N Пр-906 // Консультант Плюс : сайт. – URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_145908/ (дата обращения: 17.06.2023).

11. Стратегия развития пилотируемой космонавтики на период до 2035 года : утверждена 06.05.2015 руководителем Федерального космического агентства // Центральный научно-исследовательский институт машиностроения. Центр пилотируемых программ : официальный сайт. – URL: https://tsniimash.ru/science/scientific-and-technical-centers/center-for-manned-programs/about-the-center/ (дата обращения: 17.06.2023).

6. Дата составления плана_____04.10.2021 г._____

Руководитель_____О.В. Тушавина_____
(подпись)

Обучающийся_____Н.А. Богданова_____
(подпись)

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ_____11

Глава 1. АНАЛИТИЧЕСИЙ ОБЗОР СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И СПОСОБОВ РЕАЛИЗАЦИИ РОССИЙСКОЙ ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ 15

1.1. Краткий обзор планов и реализованных экспедиций на Луну 15

1.2. Характерные этапы будущей Российской лунной программы 26

1.3. Возможные схемы сборки и полета лунного экспедиционного комплекса 28

1.4. Проектно-баллистический анализ лунных траекторий 32

Глава 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ «БЫСТРОЙ» СХЕМЫ СБЛИЖЕНИЯ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ДВУХПУСКОВЫХ СХЕМ ПОЛЕТА К ЛУНЕ 38

2.1. Использование околоземной ОС в качестве элемента двухпусковой схемы «быстрого» сближения космического корабля и разгонного блока для полета к Луне 38

2.2. Моделирование «быстрой» схемы сближения по двухпусковой схеме 44

2.3. Результаты моделирования двухпусковой схемы с «быстрым» сближением 46

2.4. «Быстрая» стыковка при реализации синхронного старта двух космических объектов 48

Глава 3. ОСОБЕННОСТИ РАДИАЦИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ ЛУННЫХ МИССИЯХ И ОСНОВНЫЕ ПОДХОДЫ К ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА 53

3.1. Радиационные условия при лунных миссиях 53

3.2. Характеристики дозового воздействия на экипаж для некоторых сценариев лунных миссий 59

3.3. Перспективные методы защиты КА и космонавтов при лунных миссиях 64

ЗАКЛЮЧЕНИЕ 67

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК 69

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

АМС – автоматическая межпланетная станция

ВА- возвращаемый аппарат

ГКЛ – галактические космические лучи

ГК – грузовой корабль

ДУ САС – двигательная установка системы аварийного спасения

ДУ КА – двигательная установка космического аппарата

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель

ИМБП РАН – Институт медико-биологических проблем Российской Академии Наук

ИКИ РАН – Институт космических исследований РАН

ИСЗ – искусственный спутник Земли

КА – космический аппарат

КК – космический корабль

КП – космическое пространство

КВТК – кислородно-водородный разгонный блок

ЛВПК – лунный взлетно-посадочный корабль

ЛВПК – Гр – лунный взлетно-посадочный корабль грузовой модификации

ЛГПК – лунный грузовой посадочный корабль

ЛОС – лунная орбитальная станция

ЛЭК – Лунный экспедиционный комплекс

ЛОК – лунный орбитальный корабль

МОБ – межорбитальный буксир

МКС – международная космическая станция

мЗв – миллизиверт

НИП – научно-измерительный пункт

НПО им. Лавочкина – научно-производственное объединение

НИИЯФ МГУ – научно-исследовательский институт ядерной физики Московского государственного университета

НОО – низкая окололунная орбита

НШС- нештатная ситуация

ОИСЛ – орбита искусственного спутника Луны

ОИСЗ – орбита искусственного спутника Земли

ОС– орбитальная станция

ОКБ – опытно-конструкторское бюро

ПТК-НП – пилотируемый транспортный корабль нового поколения

ППТС – перспективная пилотируемая транспортная система

ПТК-Л – лунный пилотируемый транспортный корабль

РН – ракета-носитель

РПЗ – радиационные пояса Земли

РТБ – разгонно-тормозной блок

РКК – ракетно-космический комплекс

РКК «Энергия» - ракетно-космическая корпорация

РБ – разгонный блок

СА – солнечная активность

СКЛ – солнечные космические лучи

СМТ – средства межорбитальной транспортировки

СТК – ракетный комплекс сверхтяжелого класса

СПС – солнечные протонные события

США – Соединенные Штаты Америки

СССР – Союз Советских Социалистических Республик

СОЖ – система обеспечения жизнедеятельности

ТЗЧ – тяжелые заряженные частицы

ТС – транспортная система

Введение

Согласно руководящим документам по космической деятельности России («Основы государственной политики Российской Федерации в области

космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», «Стратегия российской пилотируемой космонавтики на период до 2035 года») одной из главных стратегических целей российской пилотируемой космонавтики на сегодняшний день является исследование и освоение Луны. Это связано с тем, что Луна находится в доступном околоземном пространстве и предоставляет уникальные возможности для проведения научных исследований, а также для отработки технологий межпланетных пилотируемых перелетов. Уникальность Луны определяется рядом факторов, которые присущи только ей, причем с учетом относительно близкого расположения к Земле:

- сохранность геологических условий (процессов) на Луне в неизменном виде с момента ее образования;
- отсутствие магнитного поля;
- нахождение вне воздействия магнитосферы Земли;
- отсутствие атмосферы;
- относительно низкий сейсмический шум;
- низкие температуры на теневой стороне;
- наличие ископаемых ресурсов.

При соответствующем оснащении Луны научным инструментарием, она может стать уникальным комплексом, имеющим важнейшее значение для изучения фундаментальных проблем Солнечной системы. Промышленное освоение Луны открывает перед нами огромные возможности.

За прошедшие полвека к Луне было направлено более 50 автоматических и пилотируемых аппаратов. Получен большой объем для исследований. 7 октября 1959 г. с помощью советской автоматической станции «Луна-3» впервые было получено изображение обратной стороны Луны, 3 февраля 1966 г. АМС «Луна – 9» впервые совершила посадку на лунную поверхность. А в

ходе реализации американской программы «Аполлон» была осуществлена высадка человека на поверхность Луны.

Ученые и сейчас продолжают интересоваться Луной. Планируются новые исследовательские миссии с помощью автоматических аппаратов, но миссии исключительно автоматических космических аппаратов не в состоянии решить широкий спектр задач, ведь речь идет не только про исследование, но и про освоение лунной поверхности, поэтому активное участие человека в реализации лунных миссий является гарантией стабильного развития всей планеты.

Актуальность работы определяется тем, что перед Россией стоит задача по обеспечению полета человека на Луну в 2030 году.

Необходимо отметить, что следующие миссии на Луну будут более сложными по сравнению с полетами на низкой околоземной орбите, а также с предыдущими пилотируемыми полетами с кратковременными посадками на поверхность Луны.

Это связано со спецификой будущих экспедиций на Луну, использованием передовых космических технологий и задачами, которые не характерны для предыдущих миссий в рамках других пилотируемых космических программ

Цель работы

Исследовать возможности реализации Российской лунной программы.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие взаимосвязанные задачи:

1. Провести аналитический обзор планов и реализованных экспедиций на Луну.
2. Рассмотреть характерные этапы лунной программы и возможные схемы полета лунного экспедиционного комплекса.
3. Провести проектно-баллистический анализ лунных траекторий.

4. Исследовать возможность использования «быстрой» схемы сближения и «быстрой» стыковки при синхронном старте для реализации схем полета к Луне.
5. Провести исследования основных особенностей радиационного воздействия на экипаж и перспективных методов защиты при выполнении лунной экспедиции.
6. Сделать выводы по работе.

Личный вклад автора

Работа представляет собой самостоятельное исследование, результаты которого основаны на анализе фактического материала, собранного автором. Вклад автора заключается в определении проблемы в целом и частных исследовательских задач, анализе и обобщении полученных результатов, разработке предлагаемых решений для формулирования результатов работы.

Структура и объем работы Выпускная квалификационная работа магистра состоит из введения, 3 глав, заключения и библиографического списка; содержит 70 страниц основного текста, 24 рисунка, 5 таблиц, библиографический список из 11 наименований.

Во введении обосновывается актуальность выбранной темы ВКР-М, а также сформулированы цель и задачи работы.

В первой главе проведен аналитический обзор планов и реализованных экспедиций на Луну. Рассмотрены характерные этапы лунной программы и возможные схемы полета лунного экспедиционного комплекса. Проведен проектно-баллистический анализ лунных траекторий.

Во второй главе рассматривается возможность использования «быстрой» схемы сближения для реализации двухпусковых схем для отлета на Луну, которые позволят решать задачи лунной программы. В этой главе также представлена ретроспектива использования двухпусковых схем в прошлом и рассмотрены две новые схемы. В первой схеме с двумя запусками

используется околоземная орбитальная станция, которая позволяет распределять запуски КК и РБ по времени. Во второй схеме с двумя пусками рассматривается возможность "быстрой стыковки" с синхронным запуском КК и РБ с одного космодрома.

В третьей главе были рассмотрены вопросы медико-биологического обеспечения лунных миссий, касающиеся радиационной безопасности экипажей, а именно исследованы основные особенности радиационного облучения во время лунных миссий и сформулированы предложения по обеспечению защиты экипажа от радиации при выполнении лунной экспедиции.

Глава 1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И СПОСОБОВ РЕАЛИЗАЦИИ РОССИЙСКОЙ ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ

1.1. Краткий обзор планов и реализованных экспедиций на Луну

В Советском Союзе Особое конструкторское бюро-1 Сергея Павловича Королева практически с самого начала космической эры работало над осуществлением пилотируемых полетов на Луну, для освоения Луны было предусмотрено использование ракет-носителей сверхтяжелого класса.

На рисунке 1.1. изображен проект ракетно-космического комплекса Н1-Л3, который был разработан ОКБ-1, он состоял из ракеты-носителя Н1 и системы Л3, выводимой на опорную орбиту.

Куйбышевское ОКБ-276 Н.Д. Кузнецова разработало трехступенчатую ракету-носитель Н1, которая имела поперечное деление ступеней с жидкостным ракетным двигателем. Заправка всех ступеней осуществлялась углеводородным топливом и переохлажденным жидким кислородом.

Двигатели были изготовлены по замкнутой схеме. На этапе планирования конструкции ставка делалась непосредственно на высокие удельные характеристики. Они превышали аналогичные величины американской РН «Сатурн-5». Надежный контроль двигателя в полете осуществлялся при помощи специальной системы, которая отключала аварийный двигатель и симметричный аварийному двигатель если технические параметры выходили за определенные рамки.

На этапе системного проектирования предполагалось, что в условиях отказа четырех двигателей 1-ой ступени, двух двигателей 2-ой ступени, одного двигателя 3-ей ступени ракета Н1 смогла бы набирать высоту.

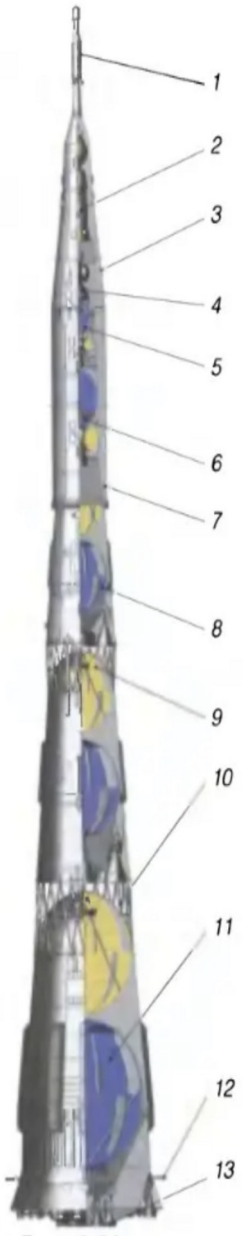

Рисунок 1.1. – Ракетно-космический комплекс Н1-Л3

1 – ДУ САС; 2-ЛОК; 3- уводимая часть головного обтекателя; 4 - ЛК; 5 – корректирующе-тормозной блок Д; 6 – разгонный блок Г; 7 – основная часть головного обтекателя; 8 – третья ступень РН – блок В; 9 – вторая ступень РН – блок Б; 10- решетчатый межступенчатый переходник; 11 – первая ступень – блок А; 12 – решетчатые стабилизаторы первой ступени; 13 – ДУ первой ступени

11-12 суток – столько должна была длиться экспедиция на Луну на комплексе Н1-Л3. Были запланированы следующие этапы:

1. Выведение системы Л3 на околоземную орбиту с экипажем из двух космонавтов.
2. Блок Г переводил систему Л3 на траекторию полета к Луне, и далее, после выработки топлива блок Г отделялся.
3. Разгон системы до заданной скорости. Выполнение необходимых коррекций траектории и переход на ОИСЛ. Выполнение всех указанных операций происходит с помощью блока Д. Полет к Луне занимает 3,5 суток, продолжительность полета по окололунной орбите - до 4 суток.
4. Система Л3 переводится с круговой орбиты на эллиптическую окололунную.
5. Один космонавт переходит из орбитального в посадочный корабль. Шлюзом являлся бытовой отсек орбитального корабля.
6. Орбитальный корабль (рис.1.2) расстыкуется с лунной посадочной системой. С помощью блока Д происходит торможение лунной посадочной системы.
7. Отделение и увод в сторону блока Д.
8. С помощью ракетного блока лунного космического корабля, получившим название блок Е, на этом этапе выполняются все необходимые операции, а именно дополнительное торможение посадочного модуля, спуск, маневрирование для выбора точки посадки и сама посадка.
9. Космонавт находится на Луне от 6 до 24 часов, выполняя исследовательскую программу.
10. Используя блок Е, посадочный корабль (рис.1.3) взлетает с поверхности Луны, выходит на орбиту и состыковывается с орбитальным кораблем.
11. Через открытый космос космонавт осуществляет переход из посадочного корабля в орбитальный.

12. Бытовой отсек с пристыкованным посадочным кораблем отстреливается. Используя собственный ракетный блок, орбитальный корабль выводится на траекторию полета к Земле.
13. При необходимости траектория корректируется.
14. Отсеки корабля разделяются непосредственно перед входом в атмосферу.
15. СА входит в атмосферу со 2-ой космической скоростью, осуществляется управляемый спуск и экипаж приземляется на территории СССР.

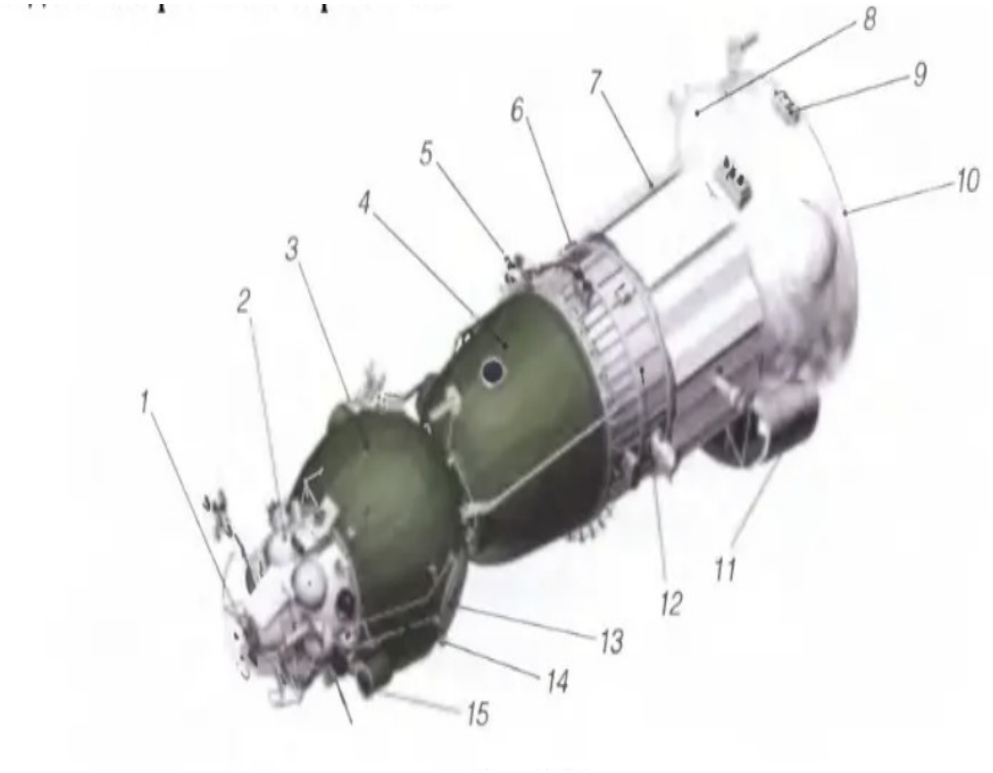

Рисунок. 1.2. – Лунный орбитальный корабль

1 – стыковочный узел; 2 – отсек двигателей ориентации и причаливания; 3 – бытовой отсек; 4 – спускаемый аппарат; 5 – узел крепления манипулятора; 6 – двигатели причаливания и ориентации; 7 – радиатор системы терморегулирования; 8 – баки электрохимического генератора; 9 – двигатели ориентации; 11 – агрегаты электрохимического генератора; 12 – приборный отсек; 13 – выходной люк; 14 – поручни; 15 – блистер

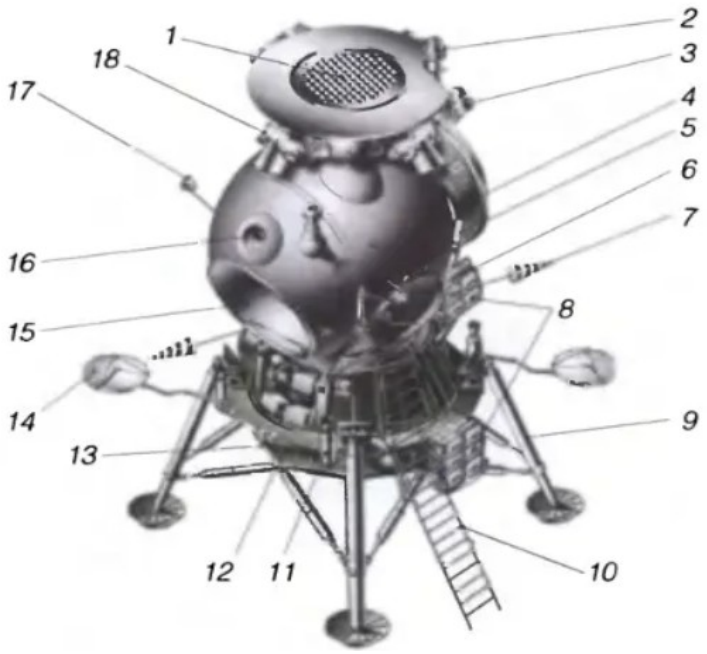

Рисунок. 1.3. – Лунный посадочный корабль советской лунной программы

1 – стыковочный узел; 2 – датчик прицеливания; 3 – юстировочные датчики; 4 –приборный отсек; 5 – телекамера; 6 – выходной люк; 7 – всенаправленная антенна; 8 – источники питания; 9 – опорная стойка с амортизатором; 10 – трап; 11 – ракетный двигатель твердого топлива прижатия; 12 – лунный посадочный агрегат; 13 – двигательная установка блока Е; 14 – остронаправленная антенна (2 шт.); 15 – вогнутость для иллюминаторов; 16 – иллюминатор наблюдения за стыковкой; 17 – антенны системы сближения; 18 – блок двигателей ориентации

21 февраля 1969 г. был осуществлен 1-ый пуск Н1, но на 55-й секунде полета возник пожар в хвостовом отсеке ракеты.

3 июля 1969 года был произведен второй пуск, но через 0,4 секунды двигатель взорвался, и в хвостовом отсеке начался пожар.

27 июня 1971 г. состоялся 3-ий запуск. Через 50 секунд РН начала вращаться по крену и полет был аварийно прекращен.

23 ноября 1972 г. был осуществлен 4-й запуск ракеты-носителя Н1. На РН были установлены штатные орбитальный и посадочный корабли. Планировалось, что лунный комплекс выполнит полноценную летную программу с посадкой на Луну, взлетом и стыковкой в беспилотном режиме. Но на 107 секунде РН взорвалась.

К началу 1974 г. была собрана ракета Н1 № 8Л, с установкой на ней модернизированных двигателей НК-15. Ее пуск был запланирован на август 1974 года, этим пуском планировалось полностью выполнить всю программу с посадкой на Луну в беспилотном варианте, но в мае 1974 года работы по программе Н-1 – Л3 были прекращены.

По американской программе «Аполлон» было выполнено 17 полетов (6 беспилотных и 11 пилотируемых).

Хронология пилотируемых полетов по американской лунной программе «Аполлон» выглядит следующим образом:

11 октября 1968 г. «Аполлон-7» - Проведены 1-ые испытания космического корабля «Аполлон» на околоземной орбите.

21 декабря 1968 г. «Аполлон-8» - Был совершен 1-ый пилотируемый облет Луны, вход в атмосферу со 2-ой космической скоростью.

3 марта 1969 г. «Аполлон-9» - Были испытаны основной и лунный корабль на околоземной орбите и также была проведена отработка перестроения отсеков.

18 мая 1969 г. «Аполлон-10» - На околоземной орбите проведены испытания основного и лунного корабля, выполнена отработка перестроения отсеков и маневрирования на лунной орбите.

16 июля 1969 г. «Аполлон-11» - 1-ая высадка на Луну.

14 ноября 1969 г. «Аполлон-12» - 2-ая высадка на Луну.

11 апреля 1970 г. «Аполлон-13» - Планировалась высадка на Луну, но из-за аварии корабля, она не состоялась. Астронавты облетели Луну и вернулись на Землю.

31 января 1971 г. «Аполлон-14» - 3-я высадка на Луну.

26 июля 1971 г. «Аполлон-15» - 4-ая высадка на Луну. Экипаж выполнил первый полет с лунным ровером.

16 апреля 1972 г. «Аполлон-16» - 5-ая высадка на Луну.

7 декабря 1972 г. «Аполлон -17» 6-ая высадка на Луну.

На рисунке (1.4.) представлен космический корабль "Аполлон", для достижения кораблем Луны использовалась однопусковая схема, «Аполлон» состоял из основного блока, лунной кабины и лунного модуля. Основной блок, или, так называемый, командно-служебный модуль, был разделен на отсек экипажа и отсек с двигателем, а лунная кабина, в свою очередь, была разделена на ступени для посадки и взлета.

Корабль мог вместить 3 астронавта. Отсек экипажа, он же спускаемый аппарат, который использовался для возвращения на Землю, посредством приводнения, имел массу ~5,56 т. Масса служебного отсека, с полностью заправленными топливом баками, была ~23,3 т. В служебном отсеке находился маршевый жидкостной ракетный двигатель тягой до 9,94 тс, с помощью которого можно было корректировать траекторию полета к Луне, выводить корабль на селеноцентрическую орбиту, а также использовать его для перевода космического корабля на траекторию полета к Земле и для того, чтобы скорректировать эту траекторию.

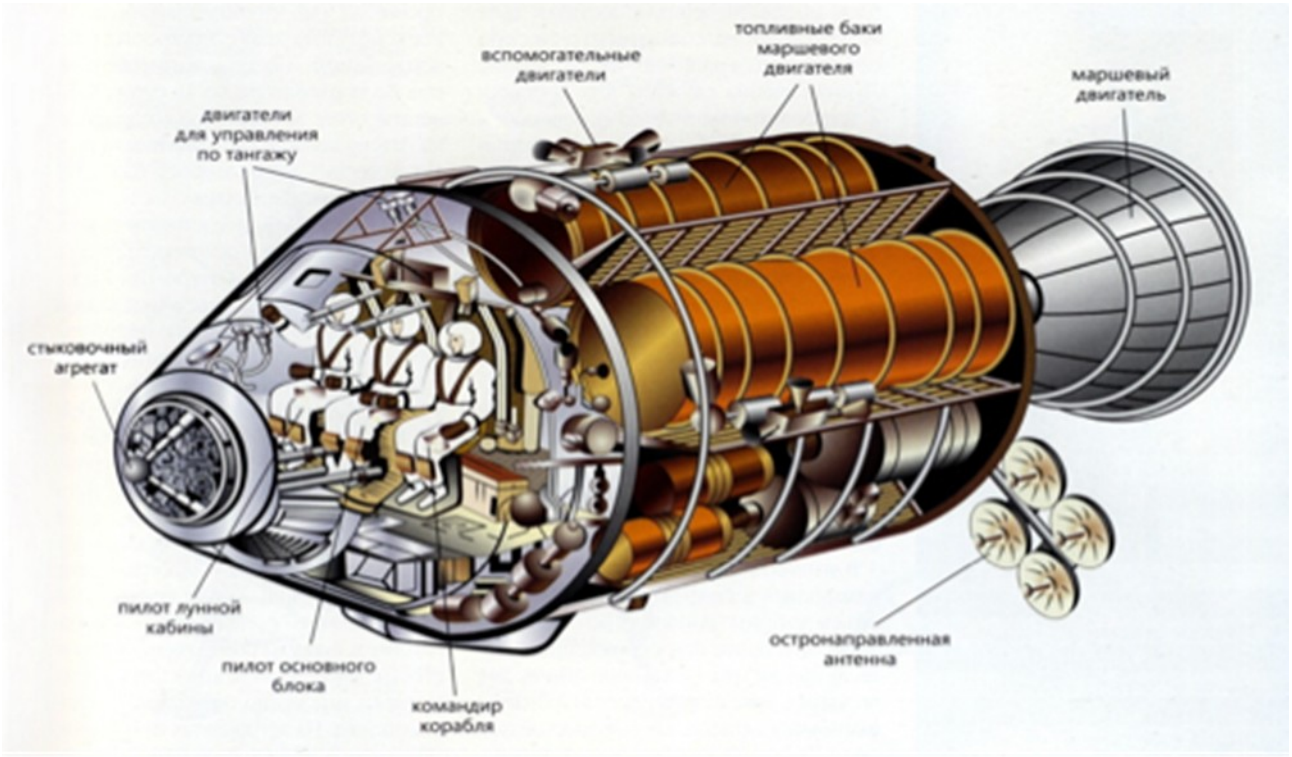

Рис.1.4. – Пилотируемый космический корабль «Аполлон»

Перелет двух астронавтов с селеноцентрической орбиты на поверхность Луны (командира и пилота лунного модуля) осуществлялся с помощью лунного модуля(рис.1.5). Также лунный модуль обеспечивал пребывание астронавтов на Луне в течение 3-х суток, возврат экипажа на селеноцентрическую орбиту и его стыковку с основным блоком, где находился третий астронавт или так называемый пилот командного модуля. Масса лунного модуля была приблизительно 15 т. Он состоял из двух ступеней, которые имели отдельные ДУ – посадочную и взлетную. Посадочная ступень оставалась на лунной поверхности, так как использовалась только как стартовое устройство для взлетной ступени.

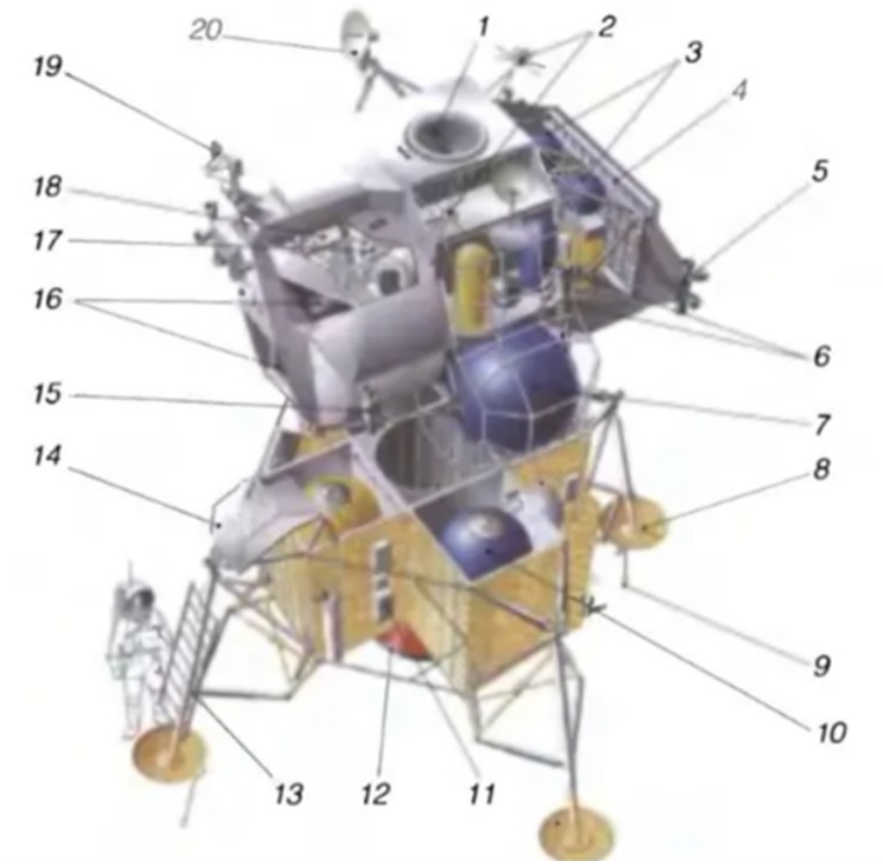

Рис. 1.5. – Лунный модуль программы «Аполлон»

1-люк стыковочного узла отсека экипажа СМ и лунного корабля LM; 2-две антенны метрового диапазона; 3 – баллоны со сжатым кислородом; 4 – терморегулирующая панель; 5, 15 – блоки микро-ЖРД системы ориентации; 6 – баки с компонентами топлива микро-ЖРД системы ориентации; 7 – сферический бак горючего ЖРД взлетной ступени; 8 – посадочная опора; 9-щуп отключения ЖРД посадочной ступени; 11- блоки аппаратуры в грузовом отсеке посадочной ступени; 12 – ЖРД посадочной ступени с регулируемой тягой; 13 – трап для схода астронавта на поверхность Луны; 14 – площадка с поручнями для схода на трап; 16 – посадочные иллюминаторы; 17 – система жизнеобеспечения; 18 – пульт управления LM; 19 – антенна радиолокатора сближения; 20 – остронаправленная антенна связи дециметрового диапазона

Космодром, с которого осуществлялся запуск корабля «Аполлон» находился на мысе Канаверал. РН «Сатурн-5», выводившая корабль, состояла

из трех ступеней. Разделение ступеней было поперечное. На 1-ой ступени S-IC было установлено 5 жидкостных ракетных двигателей F-1, каждый двигатель, работая на керосине и жидком кислороде, мог развить тягу на уровне моря ~690 тс, а в пустоте ~793 тс. Вторая ступень S-II имела 5 кислородно-водородных ЖРД J-2, каждый из которых могу развивать в пустоте тягу ~104 тс. Третья ступень была оснащена S-IV одним ЖРД J-2. Между основным блоком и 3-ей ступенью корабля «Аполлон» был установлен переходник, в нем на начальных этапах полета был размещен лунный модуль. ДУ САС находилась над отсеком экипажа, на ферме.

Стартовая масса «Сатурн-5» (рис.1.6) с КК «Аполлон» была приблизительно 2950 тонн. Когда 1-ая и 2-ая ступень отделялась, а также частично вырабатывалось топливо 3-ей ступенью, корабль с 3-ей ступенью суммарной массой 130 тонн выходил на околоземную орбиту высотой приблизительно в 185 км. За два витка проверялась работа всех основных систем, затем опять запускалась 3-я ступень, которая обеспечивала переход на отлетную траекторию, и далее осуществлялась операция перестроения. Основной блок, который управлялся пилотом командного модуля, отделялся от 3-ей ступени, разворачивался на 180° и происходила стыковка к лунному модулю. Так можно было обеспечить переход астронавтов в лунный модуль, используя герметичный туннель. Затем корабль отделялся от 3-ей ступени и выполнял маневр увода.



Рисунок 1.6. –Ракета-носитель «Сатурн-5»

1 – ДУ САС; 2- командный модуль СМ корабля «Аполлон»; 3 – переходник; 4 – ступень S-2 с двигателями RL-10; 5 – ступень S-4B с двигателями J2; 6 – ступень S-2C с двигателями J2, 7 – ступень S-1C с двигателями F-1; 8 – двигатели F-1; 9 – хвостовые стабилизаторы

Переход на селеноцентрическую орбиту был осуществлен через 76 часов после старта КК "Аполлон" с Земли с помощью маршевого двигателя основного блока. Сначала была выбрана эллиптическая орбита 310Х110 км, затем орбита высотой около 110 км, близкая к круговой. По завершению этапа расстыковки модулей выполнялся перевод лунного модуля на траекторию

посадки с высотой периселения ~ 15 км. В периселении лунный модуль тормозился и совершалась посадка на Луну.

После того как работы на Луне были завершены, командир экипажа и пилот лунного модуля доставлялись на борт основного блока взлетной ступенью. Завершался обратный перелет с селеноцентрической орбиты к Земле непосредственно разделением служебного отсека и СА за ~ 20 минут до входа в атмосферу. Максимальное значение аэродинамического качества, которым обладал спускаемый аппарат при движении в атмосфере было 0,45.

За всю программу «Аполлон» на поверхности Луны успешно работали 12 астронавтов в составе 6 экипажей. Экипажи доставили около 400 кг лунного вещества для дальнейшего изучения его учеными. Полеты «Аполлонов» до сих пор являются одними из наиболее выдающихся достижений человечества. Но оказалось, что достижение Луны - очень дорогостоящее мероприятие, даже для одной из богатейших стран мира. Поэтому, выполнив главную политическую задачу на тот момент, а именно, достигнув приоритета в высадке человека на Луну, Соединенные Штаты Америки приняли решение отказаться на несколько последующих десятилетий от пилотируемых полетов на Луну.

1.2. Характерные этапы будущей Лунной программы

1-ый этап лунной программы можно назвать подготовительным (до 2025 года). На данном этапе предполагается отрабатывать пилотируемый транспортный корабль «Орел» с полетом к Международной космической станции, сначала в беспилотном варианте, а затем с полетом к МКС в пилотируемом режиме. В это же время планируется разрабатывать средства выведения СТК, с помощью которых можно будет обеспечить возможность отправки ПТК «Орел», а в дальнейшем и ЛВПК на ОИСЛ.

Запланировано, что в рамках 2-ого этапа будет реализован облет Луны (2025-2030 г.). Для этого будет использован космический корабль «Орел» (беспилотный, пилотируемый вариант с 4-мя космонавтами). Уже в конце 20-х годов предполагается завершение отработки и испытание космического ракетного комплекса сверхтяжелого класса, а также новых разгонных блоков. На данном этапе также будут отрабатываться грузовая модификация ЛВПК (ЛВПК-Гр), многоразовые межорбитальные буксиры, энергетические жилые и лабораторные модули.

Первая высадка космонавта на поверхность Луны предполагается на 3-ом этапе (2030 год и далее). Если миссия будет выполнена успешно, то далее будут создаваться первые элементы лунной посещаемой базы в минимальной конфигурации. Затем будет разрабатываться инфраструктура, чтобы производить компоненты и ресурсы системы жизнеобеспечения с целью обеспечить возможность постоянного присутствия человека на Луне, а также создать научные и экспериментальные, производственные комплексы. На рисунке 1.7. представлена Лунная программа на период до 2035 года.

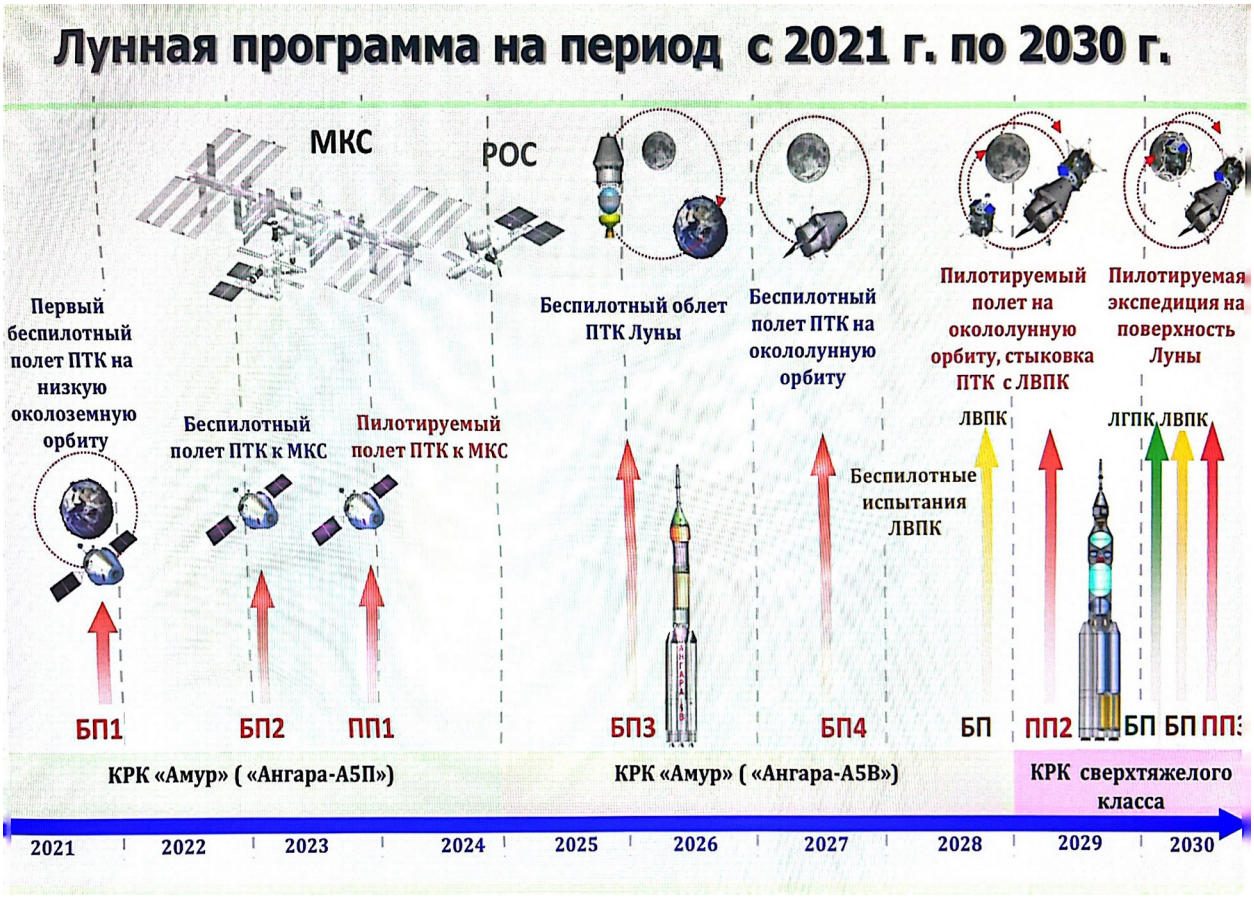

Рисунок 1.7. – Лунная программа на период с 2021 г. по 2030 г.

1.3. Возможные схемы сборки и полета лунного экспедиционного комплекса

Специалисты сходятся во мнении, что разработка полноценной ППТС является гарантией освоения лунной поверхности, поэтому РФ планирует создать перспективную пилотируемую транспортную систему (ППТС), которая будет включать в себя пилотируемый транспортный корабль (ПТК) рис. 1.8., лунный взлетно-посадочный корабль (ЛВПК) рис.1.9, также средства их доставки к Луне.

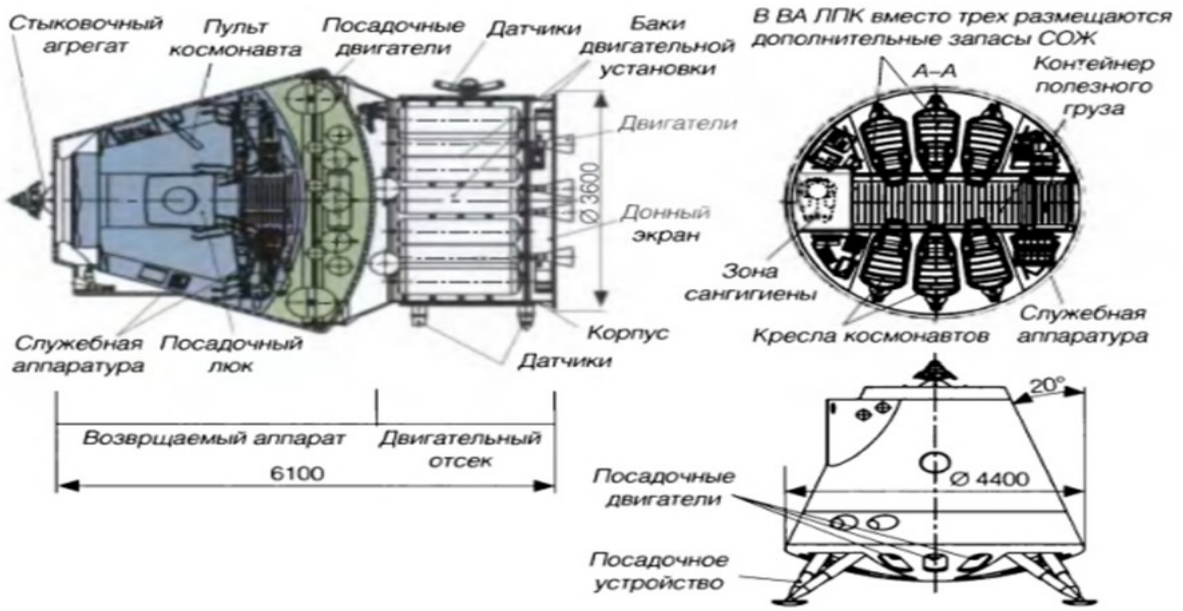

Рисунок 1.8. – Компоновочная схема пилотируемого транспортного корабля



Рисунок 1.9 – Внешний вид перспективного лунного взлетно-посадочного корабля

Основная функция ПТК заключается в обеспечении полной безопасности экипажа при полете к Луне и возвращении его на Землю. В свою

очередь ЛВПК будет доставлять космонавтов на лунную поверхность и возвращать экипаж на ОИСЛ, где будет находится ПТК. В качестве опции рассматриваются схемы с дополнительным лунным грузовым посадочным кораблем (ЛГПК). Предполагается использование ракет-носителей (РН) и средств межорбитальной транспортировки (СМТ) для доставки ПТК и ЛВПК к Луне. Задачи и схема полета, по которой будет работать транспортное средство, определяют его внешний вид и габариты.

Возможны следующие варианты сборки лунного экспедиционного комплекса (рис.1.10.):

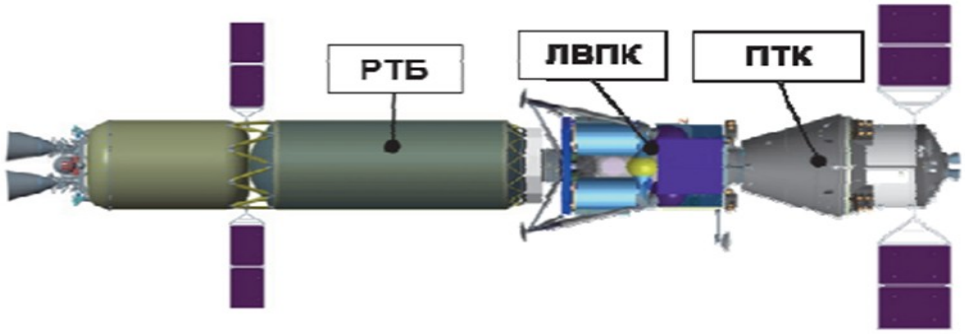

Рисунок 1.10. – Компоновочная схема ЛЭК

Вариант 1 соответствует «однопусковой» схеме, где ЛЭК (рис. 1.10) полностью собирается на Земле, а затем выводится на опорную околоземную орбиту, осуществляется операция фазирования с Луной и далее выполняется перелёт на окололунную орбиту. На ОИСЛ ЛЭК будет делиться на два модуля: лунный взлётно-посадочный корабль (ЛВПК) прилуняется, обеспечивает жизнедеятельность космонавтов непосредственно на лунной поверхности и затем возвращает экипаж на селеноцентрическую орбиту, где экипаж ожидает ПТК, который производит стыковку со взлётной капсулой ЛВПК и возвращается с космонавтами на Землю.

Вариант 2 соответствует «двухпусковой» схеме, где сборка лунного экспедиционного комплекса осуществляется на опорной околоземной орбите после двух пусков носителей: первым пуском происходит выведение беспилотного ЛВПК и общий межорбитальный буксир (МОБ), а следующим

пуском выводится ПТК. Комплекс собирается на ОИСЗ и далее он стартует к Луне. Все последующие операции проводятся, как в варианте номер 1.

Вариант 3 соответствует «многопусковой» схеме, в этом случае лунный взлетно-посадочный корабль и ПТК со своими РБ доставляются на орбиту искусственного спутника Земли раздельно и также по отдельности доставляются на селеноцентрическую орбиту, где они стыкуются для того, чтобы космонавты могли перейти из ПТК в ЛВПК, далее они разделяются, и последующие операции будут проводится, как в вариантах 1 и 2.

Проанализировав данные варианты, можно сделать вывод, что их различие заключается в грузоподъёмности носителя, который осуществляет выведение лунного экспедиционного комплекса или его элементов на орбиту искусственного спутника Земли, а также наличии/отсутствии операций стыковки/расстыковки элементов комплекса на ОИСЗ или на ОИСЛ, которые влияют на надёжность и массовые характеристики проводимых операций.



Рисунок 1.11 – «Многопусковая» схема с использованием РН «Ангара-А5В»

1.4. Проектно-баллистический анализ лунных траекторий

Траектория движения КК от Земли до Луны и в обратную сторону проходит в пространстве между 2-умя притягивающими центрами, а именно, Земли и Луны.

При стандартном проектно-баллистическом исследовании обычно используется допущение об импульсном приращении скорости, потому что активные участки полета, где используется двигательная установка космического аппарата составляет малую часть всей траектории. Для осуществления пролета пассивного участка можно учитывать только гравитацию Земли, Луны и Солнца, остальными силами, такими как сила притяжения других планет нашей Солнечной системы, даже самой большой планеты – Юпитера, а также аэродинамической, магнитоэлектрической силой и силой светового давления, возможно пренебречь.

Пассивный участок траекторий сближения КА проходит в гравитационном поле Земли и Луны и его можно определить, используя ограниченную задачу 3-х тел, пассивный участок начинается как только выполняется отлетный импульс, и еще до завершения 1-ого витка вокруг Земли КА входит в грависферу Луны. Одними из главных задач, которые были рассмотрены в данной работе - это расчет траектории полета к Луне, переход на ОИСЛ и еще расчет траекторий возврата от Луны к Земле.

Траекторию полета от Земли к Луне можно разбить на следующие основные этапы:

- выведение космического аппарата на промежуточную околоземную орбиту;

- ожидание на орбите оптимальной точки выполнения отлетного импульса;

- разгон космического аппарата, как правило с помощью разгонного блока, до скорости, необходимой для его перелета к Луне;

- достижения области воздействия гравитационного поля Луны с последующим движением космического аппарата внутри нее.

Достижение Луны осуществимо только по так называемым пространственным траекториям (рис.1.12), так как берется в учет, что промежуточные орбиты российских космических аппаратов, на которых будут включаться разгонный блок имеют наклонение i не менее 51.6°, что больше предельно возможного наклонения Луны относительно экватора Земли (~28°). Если полет проходит по пространственной траектории, то достижение Луны возможно реализовать в любую дату. Нужное время старта можно определить, используя долготу восходящего узла перелетной орбиты.

Достигнув области воздействия гравитационного поля Луны возможно облететь Луну, выполнить импульсный переход на орбиту Луны, совершить биэллиптический переход на заданную окололунной орбиту и осуществить прямую посадку на лунную поверхность.

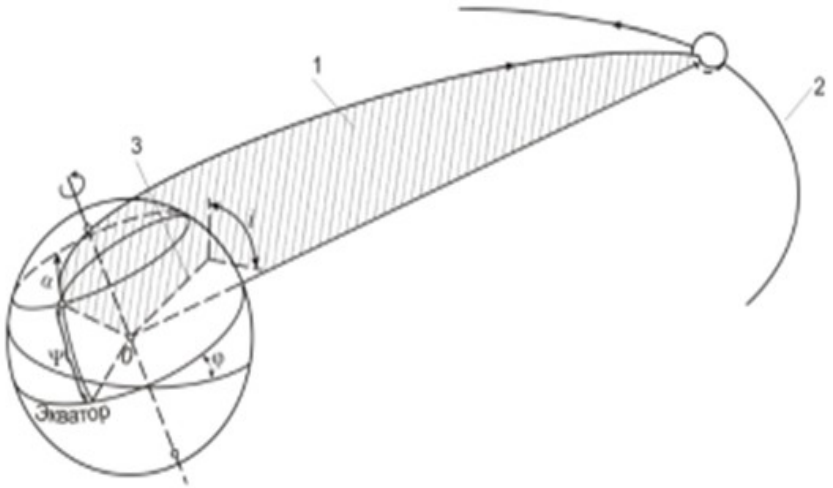

Рисунок 1.12. – Полет к Луне по пространственной траектории

1-плоскость орбиты КА, 2-траектория орбиты Луны, 3-линия пересечения плоскости экватора Земли с плоскостью орбиты КА

Достигнув грависферы Луны, движение космического аппарата в поле лунного тяготения становится основным, а селеноцентрическая орбита космического аппарата – гиперболической, в соответствии с интегралом энергии. Чтобы перейти на орбиту искусственного спутника Луны нужно уменьшить селеноцентрическую скорость до эллиптической, используя торможение космического аппарата с помощью двигательной установки.

Пусть V'_2 селеноцентрическая скорость космического аппарата на входе в область воздействия в гравитационное поле Луны, а Rп – значение переселения его гиперболической траектории. Скорость космического аппарата в периселении подлетной гиперболы Vп будет определяться из интеграла энергии:

$$V_п^2 = V_2'^2 - \frac{2fm_л}{\Delta_л} \cdot \left(1 - \frac{\Delta_л}{R_п}\right),$$

где $\Delta_л$ – размер грависферы Луны

Чтобы перейти на круговую орбиту с радиусом Rп (рис.1.13) потребуется тормозной импульс ΔVт = Vп – Vкр, где Vкр – скорость на круговой селеноцентрической орбите с радиусом Rп.

Если выдать тормозной импульс меньший, чем ΔVт, то в итоге орбита будет эллиптической с радиусом в апоселении R α >Rп

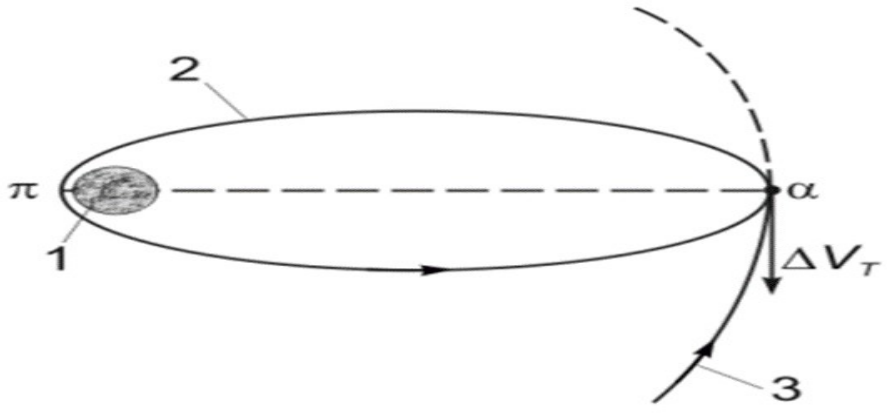

Рисунок 1.13. – Переход КА на орбиту Луны

1 – Луна, 2 – орбита КА с заданным положением переселения и апоселения (π,α), 3 – подлетная гиперболическая орбита

Траектории возвращения КА от Луны к Земле берут свое начало внутри лунной грависферы, на 1-ом обороте вокруг Луны КА покидает область воздействия гравитационного поля Луны, и далее начинает сближение с Землей, именно поэтому проводя анализ траектории возвращения, допускается рассмотреть селеноцентрическую дугу конических сечений отдельно от геоцентрической.

Используя интегралы энергии и площадей для геоцентрического участка траектории можно получить:

$$R_2 V_{2\tau} = R_{max} V_\pi$$

$$V_\pi = V_{пар}\sqrt{1+\gamma-\nu}$$

Где $V\pi$ – геоцентрическая скорость космического аппарата в перигее, $R_2V_2\tau$ – геоцентрический радиус и трансверсальная компонента скорости КА на границе лунной грависферы соответственно; $\gamma = (V_2/Vпар)^2$; $\nu = R_{max}/R_2$; Vпар – значение параболической скорости на расстоянии R_{max} от центра Земли, где R_{max} – это радиус верхней границы земной атмосферы.

Если $\nu = R_{max}/Rл = 1/60$, где Rл – радиус орбиты Луны, то воспользовавшись равенствами

$$R_2 V_{2\tau} = R_{max} V_\pi$$

$$V_\pi = V_{пар}\sqrt{1+\gamma-\nu}$$

возможно рассчитать, что трансверсальная компонента скорости в момент выхода космического аппарата из области действия гравитационного поля Луны не должна превышать $V^*\tau = 0{,}2$ км/с. Полагая, что орбита Луны круговая

(скорость Луны Vл ~ 1 км/с), возможно определить минимальную селеноцентрическую скорость КА в момент выхода из лунной грависферы:

$$V_* = V_Л - V_\tau^* = 0.8 \text{ км/с}$$

То есть величина V* более чем в два раза превышает селеноцентрическую скорость на круговой орбите с радиусом, который соответствует радиусу лунной грависферы, она будет составлять примерно 0,4 км/с. Следуя из этого, можно сказать, что дуга траектории возвращения - это гипербола, а соответствующая значению V* начальная скорость у Луны - V_1 является минимальной, позволяющая перелет к Земле на расстояние R_{max} и ее можно определить из интеграла энергии:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2\mu_Л}{R_Л} - \frac{2\mu_Л}{\Delta_Л} + V_*^2} \approx 2.5 \text{ км/с},$$

Где μл – гравитационный параметр Луны, Δл – радиус грависферы Луны.

Если космический аппарат находится на лунной поверхности, то данную скорость нужно придать КА, чтобы он вернулся к Земле, минуя промежуточный выход на окололунную орбиту. В том случае если КА находится на ОИСЛ, то тогда, самая минимальная величина отлетного импульса ΔV составит

ΔV = V_1 - Vкр, где Vкр – круговая скорость КА на этой окололунной орбите.

Получается, что в случае низкой окололунной орбиты, на которой Vкр ≈1.7 км/с, минимально возможный импульс будет составлять 0.8 км/с. Увеличить отлетный импульс могут следующие ограничения: положение фактической точки старта на Луне, условия входа в атмосферу Земли, заданное время перелета к Земле, потери от гравитации при выдаче отлетного импульса.

Чтобы достигнуть Землю при отлете от Луны очень важно, чтобы в момент покидания грависферы Луны селеноцентрическая скорость КА была противоположна геоцентрической переносной скорости Луны Vл.

Глава 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ «БЫСТРОЙ» СХЕМЫ СБЛИЖЕНИЯ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ДВУХПУСКОВЫХ СХЕМ ПОЛЕТА К ЛУНЕ

2.1. Использование околоземной ОС в качестве элемента двухпусковой схемы для «быстрого» сближения космического корабля и разгонного блока для полета к Луне.

Одним из наиболее перспективных направлений реализации будущих пилотируемых программ можно считать использование лунной орбитальной станции (рис.2.1). ЛОС может использоваться в качестве транспортного узла для различных логистических задач, например, для подготовки ЛВПК к посадке на поверхность Луны или для формирования экспедиционного корабля для исследования дальнего космоса (Марс, астероиды и т.д.). На данный момент разрабатывается КК "Orion" (рис.2.2) в США и ПТК "Орел" (рис.2.3) в России, для выведения их на ОИСЗ планируется использовать ракету-носитель СТК. Обычно полезная нагрузка РН СТК включает в себя КК и РБ, которые обеспечивают отлетный импульс на Луну и выдают тормозной импульс у Луны при переходе на лунную орбиту. Альтернативным вариантом для этого подхода может быть двухпусковая схема с двумя запусками с отдельными выводами КК и РБ. Тогда для запуска космических объектов потребуется меньшая грузоподъемность, что позволит использовать ракету-носитель тяжелого класса. Конечно, запуск КК и РБ с использованием РН СТК сопряжен с меньшим риском, так как отсутствует необходимость проведения двух близких по времени успешных запусков тяжелого класса для создания на околоземной орбите отлетного лунного комплекса.

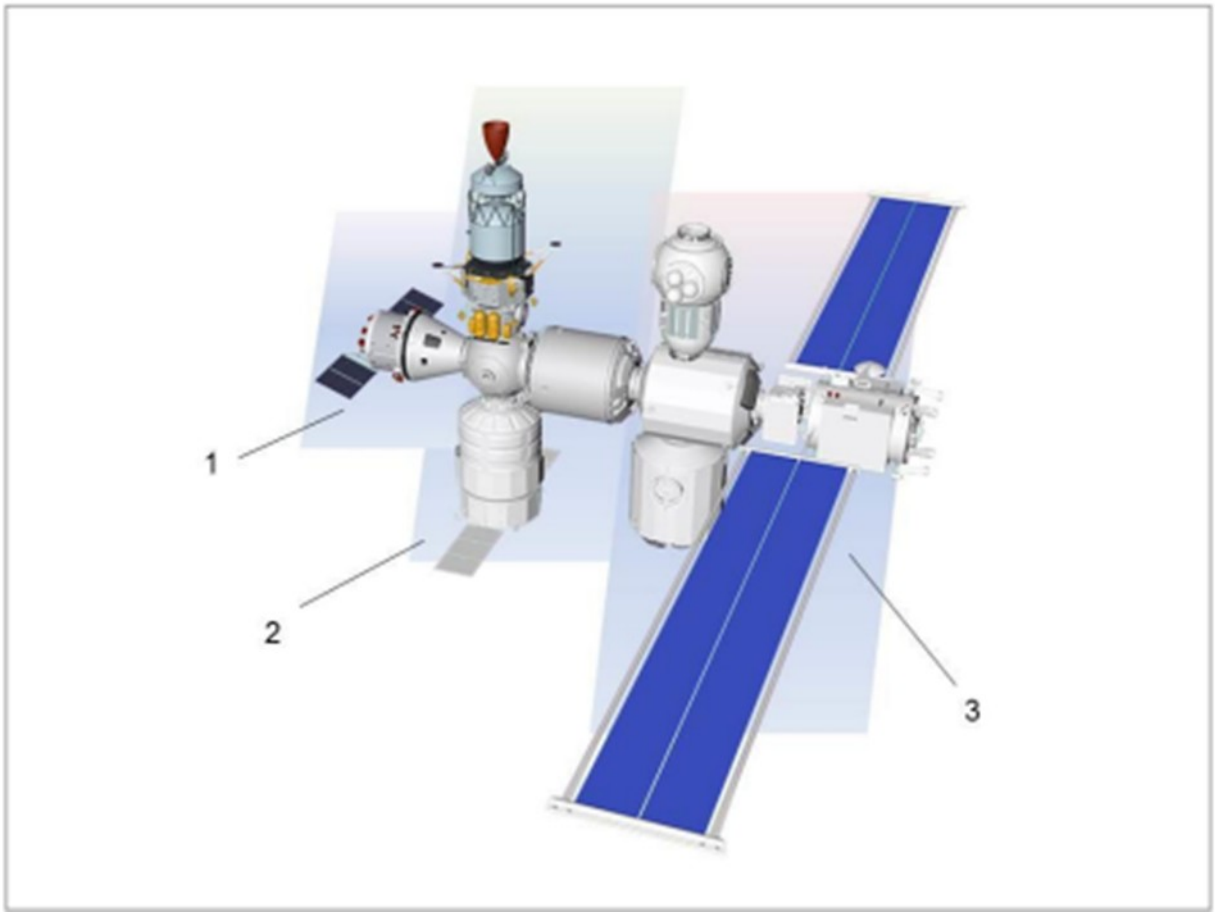

Рисунок 2.1. – Концептуальный внешний вид ЛОС

где 1- пилотируемый транспортный корабль «Орел»; 2 – логистическая инфраструктура, используемая для поддержания посадок на Луну; 3- Лунная орбитальная станция на начальной фазе



Рисунок 2.2. – Американский космический корабль «Orion»

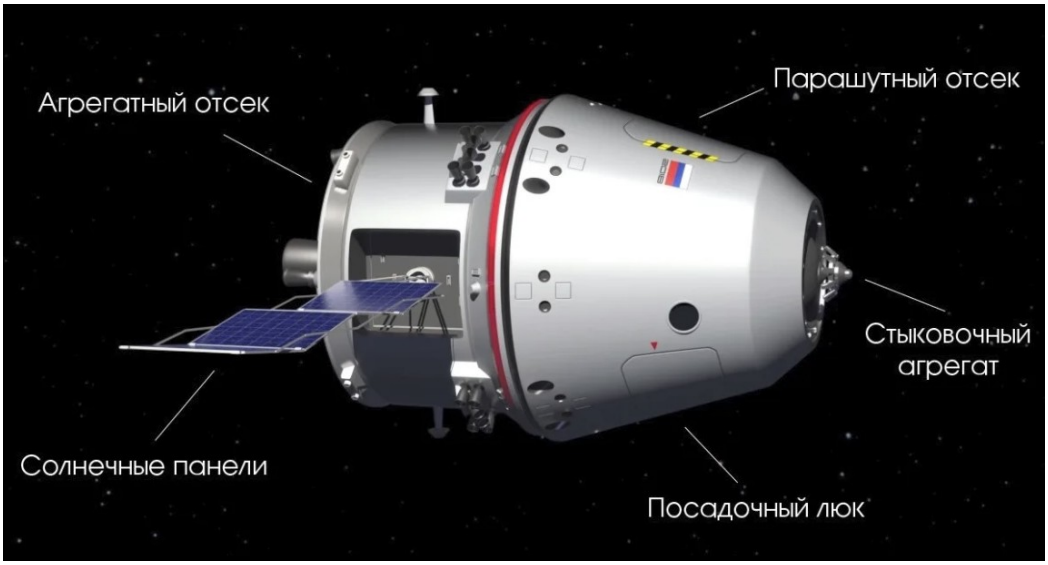

Рисунок 2.3. – Эскиз ПТК «Орел»

Однопусковая схема использовалась в программе Apollo в Соединенных Штатах Америки в 1961 году, но можно отметить, что этот вариант не был основным с момента начала реализации американской лунной программы. Существовал вариант, который предусматривал классическую схему с двумя запусками со стыковкой КК и РБ на ОИСЗ. Предполагалось, что стыковка двух объектов на ОИСЗ будет менее сложной, чем на удаленной лунной орбите. После достижения Луны этот сценарий предполагал посадку космического корабля с последующим запуском КК по траектории к Земле, минуя промежуточную стыковку на лунной орбите. Еще летом 1961 года этот вариант был основополагающим, поскольку меньшая РН требовала значительно меньше времени на разработку и, конечно же, меньше затрат. Но в итоге, летом 1962 года было принято решение осуществлять полет на Луну по однопусковой схеме, используя только одну сверхтяжелую РН и с выполнением промежуточной расстыковки и стыковки лунного корабля, представлявшего собой небольшой посадочный модуль.

Однако у этого подхода было одно ограничение - небольшой размер лунного космического корабля, который позволял доставлять на Луну только 2 астронавта с максимальной продолжительностью пребывания около трех дней.

Поскольку сегодня конечной целью является развертывание лунной базы, планируется, что будущие миссии будут более представительными и продолжительными, поэтому на следующих этапах реализации Лунной программы для доставки астронавтов на поверхность Луны потребуются наиболее эффективные транспортные методы. Например, одним из перспективных подходов можно считать использование двухпусковой схемы, более того, в пользу этого говорит более чем пятидесятилетний опыт как стыковки, так и эксплуатации орбитальных станций. В программе «Джемини» были осуществлены первые полеты по двухпусковой схеме. В период с 1965-1966 г. было выполнено 10 полетов КК «Джемини». Эта космическая программа проводилась с целью подготовки к будущим экспедициям на Луну по программе «Аполлон», в ней отрабатывались процедуры по сближению и стыковки, работа астронавтов вне корабля. Также, чтобы подтвердить возможность выполнения полета на Луну, был выполнен одинаковый по длительности полет в 12 суток. Ступень РН «Аджена» использовалась в качестве КА-мишени для отработки сближения, она по сути являлась разгонным блоком со стыковочным узлом.

Во время полета космического корабля "Джемини-10" было выполнено сближение со стыковкой двух таких космических аппаратов "Аджена". Вторая стыковка должна была состояться с космическим кораблем "Аджена-8", который в то время находился на орбите около 5 месяцев, то есть фактически время запуска космического корабля "Джемини-10" в данном случае было синхронизировано со вторым космическим аппарата "Аджена". Первая стыковка была выполнена спустя 6 часов после запуска КК, после чего двигатели КА "Аджена-10" были включены, и апогей орбиты был поднят на 700 км, для выполнения фазирование с КК «Аджена-8", завершив фазирование двигатели КА «Анджена-10» были снова включены и связка снизилась на орбиту 400 км чтобы состыковаться с КА «Аджена-8». Фактически, это был первый пример схемы с двумя запусками, в которой разгонный блок выводил

космический корабль на высокую эллиптическую орбиту. Также две стыковки КК с различными КА были успешно совершены за один полет, но уже с конкретными прикладными целями, например, в полете корабля "Союз Т-15 КК" в 1986 году. Тогда КК пролетел между двумя орбитальными станциями (ОК "Мир" и "Салют-7"), выполнил 3 сближения и 3 стыковки. Прототипом будущих лунных экспедиций по схеме с двумя пусками можно считать полет КК "Джемини-11", выполненный в сентябре 1966 года. Сближение и стыковка с КА производились через 94 минуты после старта по "быстрой" схеме с выдачей импульсов с помощью двигателей КА "Аджена-11", суммарная величина которых составляла около 670 м/с. Все отдельные операции, выполненные во время полетов КК «Джемини 10,11» могут быть использованы в перспективной космической транспортной системе для выполнения полетов за пределы околоземной орбиты по схеме с двумя запусками.

Как показывает пример рассмотренных полетов КК "Джемини-10,11" и КА "Аджена-8, 10, 11", для реализации схемы из двух пусков необходим последовательный запуск двух космических аппаратов, причем один из этих космических аппаратов должен быть разгонным блоком для выполнения отлетного импульса с околоземной орбиты. Величина отлетного импульса превышает 3,1 км/с, что предъявляет повышенные требования к энергетическим возможностям ускорителя. Использование двух запусков значительно снизило бы стоимость экспедиции на Луну, поскольку вместо сверхтяжелой ракеты-носителя, стоимость производства которой значительно возрастает по мере увеличения грузоподъемности РН, можно использовать РН меньшего класса. Например, при схеме с двумя пусками с использованием двух ракет-носителей тяжелого класса "Ангара-А5В" грузоподъемностью 37,5 тонн можно доставить на НОО КК «Орел» массой 20 т. В однопусковой схеме для решения похожей задачи потребуется уже РН СТК грузоподъемностью около 100 тонн, то есть требуемая грузоподъемность РН в схеме двойного

пуска может быть снижена в 2,5 раза. Основным недостатком схемы с двумя запусками является ее строгая зависимость от успеха двух запусков, поскольку при отложенных запусках окно запуска для оптимального отлета на Луну закрывается, а следующее окно может быть открыто не ранее, чем через 9-10 дней, что может привести к срыву всей экспедиции. Существует высокая вероятность задержки одного из КА. Например, 4 из 7 полетов (около 57%) по программе «Джемини», в которых использовались два запуска КА (КК «Джемини» и КА «Аджена»), потребовали радикальных изменений в программе полета с переносом дат запуска. Для устранения данного недостатка возможно включить в двухпусковую схему околоземную орбитальную станцию в качестве базы, где космонавты могли бы ожидать успешный запуск разгонного блока. Используя такой подход возможно разнести пуски КК и РБ по времени, таким образом убирается жёсткое требование по окнам отлёта к Луне, а надёжность двухпусковой схемы станет практически такой же, как и у однопусковой схемы.

Использование ОС в будущем позволит намного эффективнее решить проблему полета космонавтов на лунную станцию с использованием многоразовых космических транспортных систем (ТС). В качестве такой системы можно рассмотреть ТС «Рывок», которая позволит перемещать астронавтов между околоземной и окололунной станциями на многоразовом пилотируемом космическом корабле (МПК), базой которого будет околоземная орбитальная станция. Считается, что многоразовый пилотируемый космический корабль будет использовать атмосферу Земли для торможения до первой космической скорости.

2.2. Моделирование «быстрой» схемы сближения по двухпусковой схеме

Использование низкокипящих компонентов топлива позволяет повысить энергоэффективность РБ, но это означает довольно ограниченный срок службы, измеряемый часами. Поэтому разгонный блок должен выполнить отлетный импульс к Луне в течение первых нескольких часов после выведения. С другой стороны, чтобы снизить риски двухпусковой схемы, космонавтам следует ожидать РБ на орбитальной станции. Воспользуемся опытом "быстрых" схем, для сближения КК с РБ по двухпусковой схеме полета к Луне, используя орбитальную станцию в качестве базы (рис.2.4).

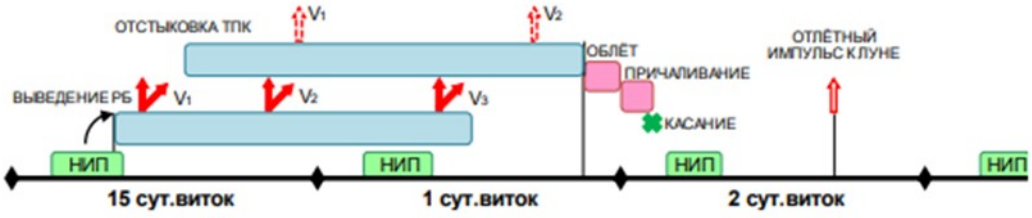

Рисунок 2.4. – Циклограмма двухпусковой схемы с «быстрым» сближением при отлете к Луне

Предлагается рассмотреть схему, где запуск разгонного блока осуществляется с космодрома Восточный в Амурской области на орбиту с параметрами Нп/Нα =170/200 км, и далее, выдается 3 импульса, с помощью которых РБ выводится на целевую орбиту. В этом случае коэллиптическая орбита считается целевой орбитой по отношению к орбитальной станции (рис. 2.5).

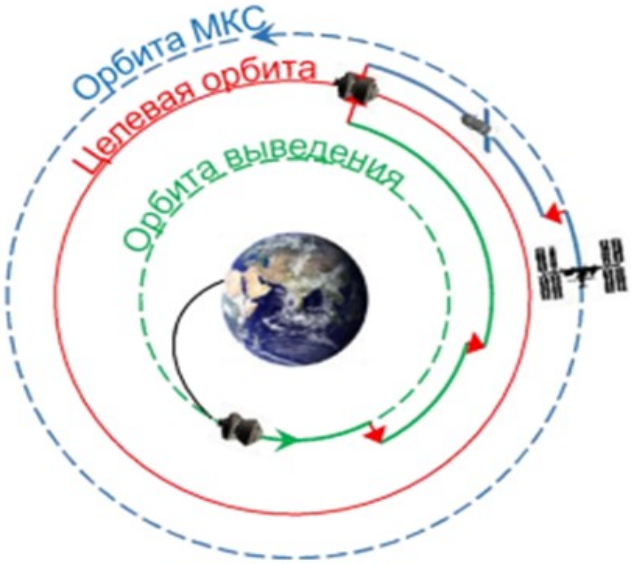

Рисунок. 2.5. – Баллистическая схема сближения РБ и КК

Как только разгонный блок будет выведен на опорную орбиту, наступит время для операций КК. Учитывая коэллиптичность целевой орбиты, после завершения отстыковки КК от орбитальной станции, для выхода на целевую орбиту, где его ожидает разгонный блок, достаточно выполнить два импульса (рис.2.6.).

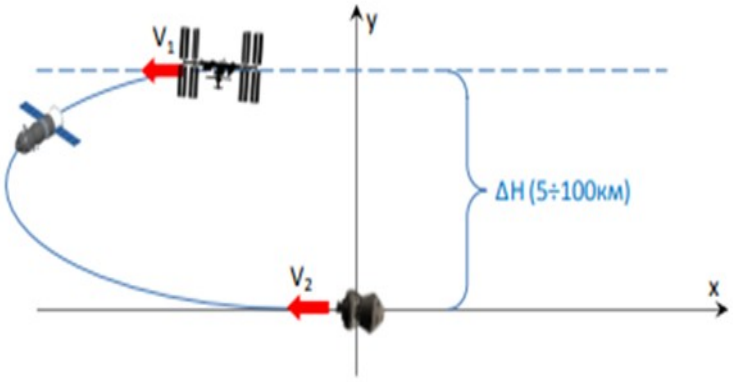

Рисунок 2.6. – Траектория полета КК после отстыковки от орбитальной станции

2.3. Результаты моделирования двухпусковой схемы с «быстрым» сближением

Для успешного "быстрого" сближения необходимо обеспечить необходимый начальный фазовый угол между стыкуемыми космическими аппаратами. На рисунке 2.7. изображены зависимости характерной скорости РБ для вывода его на целевую орбиту от значений начальных фаз между РБ и ОС. Различные кривые соответствуют различным разницам высот орбит непосредственно орбитальной станции и также целевой коэллиптической орбиты ΔН (рис.2.7). Допустимые диапазоны ΔФ, которые определяются горизонтальной "полкой" для рассматриваемых значений ΔН, не превышают 10º.

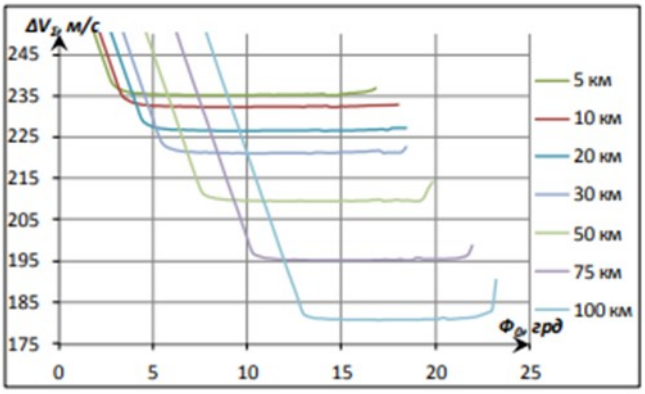

Рисунок 2.7. – Затраты характеристической скорости в двухпусковой схеме в зависимости от фазы и разницы высот ΔН

Суммарный диапазон ΔФ, если объединить все "полки", соответствующие перепадам высот ΔН от 5 до 100 км, составляет ~ 19°: с Ф = 4° для ΔН = 5 км до Ф = 23° для ΔН = 100 км. С одной стороны, ширина этого диапазона превышает диапазон фаз для схемы сближения с двумя витками (~8°), а с другой стороны, размер диапазона недостаточен для того, чтобы решить задачу отлета на Луну. Это объясняется следующим образом. Как известно, скорость вращения Луны вокруг Земли (~ 13,2 ° / сутки) и скорость прецессии плоскости орбиты орбитальной станции направлены в противоположных направлениях при наклонение 51,6 ° (~ 5 ° / сутки), поэтому суммарный, относительно Луны, суточный угловой поворот плоскости орбиты составит ~ 18,2 °, а возможность

оптимального отлета на Луну будет появляться через 180 °/18,2 ° суток или один раз в 9-10 дней. Маловероятно, что при открытии окна для оптимального отлета на Луну начальная фаза Ф для "быстрого" сближения будет находиться в пределах узкого диапазона ΔФ ~ 19 °, определенного выше, что составляет всего около 5% от общего диапазона начальных фаз. Для решения этой проблемы можно использовать метод квазикомпланарного выведения, на рисунке 2.8 показано расширение допустимого фазового диапазона ΔФ до требуемого уровня около 85 °.

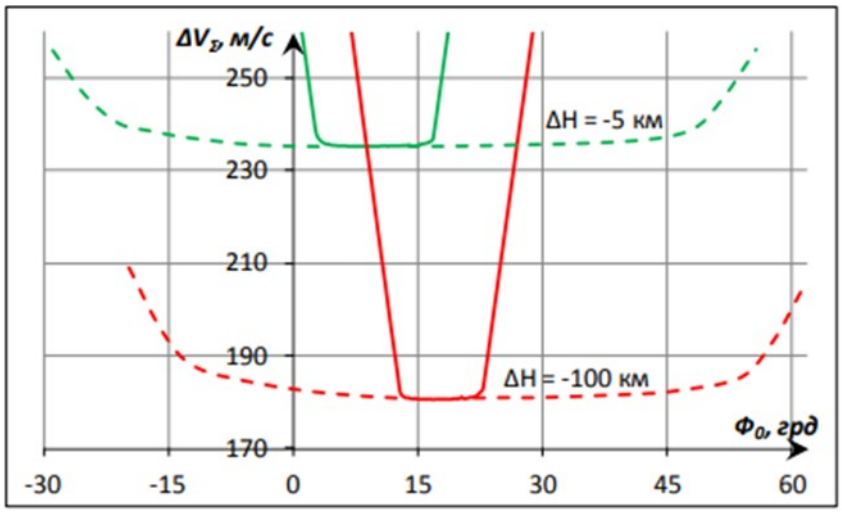

Рисунок 2.8. – Расширение допустимого фазового диапазона ΔФ в «двухпусковой» схеме при использовании квазикомпланарного выведения

Для снижения затрат на сближение боковые компоненты добавляются к импульсам перехода разгонного блока на целевую орбиту для согласования плоскостей орбит орбитальной станции и РБ во время квазикомпланарного выведения, для двухвитковой схемы сближения. Для того, чтобы уменьшить боковые составляющие для вывода разгонного блока на орбиту с наклонением i=51,6° возможно использование космодрома Восточный. На рисунке 2.8 показано, что суммарный допустимый диапазон ΔФ расширяется с учетом требуемого перепада высот от 5 до 100 км до 80-85°. Для обеспечения повторяемости условий для схемы с двумя запусками необходимо перевести ОС на кратную орбиту, затем фазовые условия повторяются в течение нескольких дней. Тогда в случае открытия окна отлета на Луну в каждые 9

суток, для орбиты трехсуточной кратности (H = 398 км при наклонение i = 51,6 °), фазовые условия будут повторяться каждый раз, когда окно будет открываться.

2.4. «Быстрая» стыковка при реализации синхронного старта двух космических объектов

Стыковка использовалась для реализации различных программ пилотируемых космических полетов, включая лунные экспедиции и эксплуатацию околоземных орбитальных станций. В целях подготовки к полетам на Луну внимание было уделено "быстрой" стыковке, начиная с первой, выполненной в полете космического корабля "Джемини-8" в 1966 году. Последующие стыковки, которые выполнялись в рамках экспериментальной программы полета, тоже осуществлялись по "быстрым" схемам продолжительностью 1-5 витков. Построение необходимой относительной геометрии орбит стыкующихся КК на момент начала эксперимента позволило осуществить "быстрые" схемы.

На сегодняшний день Российская Федерация полностью обладает технологией стыковки, которая является обычной операцией. Примером этого является опыт эксплуатации Международной космической станции, когда только за первые 15 лет эксплуатации МКС было успешно завершено 142 стыковки. Благодаря этому опыту стало возможным опять вернуться к организации двухпусковых схем при отлете к Луне.

Компоненты используемого топлива определяют эффективность разгонного блока. Например, пара кислород-керосин дают удельный импульс ДУ Руд до 370 секунд. А если использовать пару кислород и водород, то можно получить даже больший удельный импульс - до 470 секунд. Недостатком этих пар топлива можно назвать необходимость заправлять в РБ компоненты топлива, находящиеся в жидком состоянии, то есть захоложенных до низких температур, это существенно влияет на продолжительность

работоспособности разгонного блока. Следовательно, использование эффективной РБ в схеме с двумя пусками напрямую связано с необходимостью сократить время до стыковки КК и РБ, чтобы как можно раньше выполнить отлетный импульс.

В программе «Джемини» была использована схема, где последовательно производился запуск КК и РБ. Расположение космодрома позволяло осуществлять запуски на одну и ту же орбиту дважды в день, первым запуском на восходящую, а вторым на нисходящую часть витка. К сожалению, космодромы Российской Федерации, с которых осуществляются запуски российских КА, не имеют такой возможности.

Ниже представлена двухпусковая схема "быстрой" стыковки с почти одновременным запуском 2-ух КА с разных стартовых площадок одного космодрома. Такая возможность, как последовательный запуск 2-ух КА с минимальным временным сдвигом была продемонстрирована еще в СССР с Байконура в 1960-х годах. Возможно использовать эту схему без участия орбитальной станции, например, для доставки грузов и топлива на лунную орбиту. Эта схема также может потребоваться для срочной отправки КК на Луну в случае выполнения спасательной операции, когда нет времени ждать благоприятного окна для запуска.

Синхронный запуск двух КА с одного космодрома приведет к тому, что оба объекта будут расположены рядом друг с другом сразу после запуска. Эта схема очень похожа на схему с "прямым" выведением, которая использовалась СССР при отработке первых стыковок, которые, в свою очередь, были "быстрыми". С другой стороны, существует повышенный риск столкновения КА, уже находящегося на орбите, во время или сразу после запуска. Однако основной риск при синхронном запуске 2-ух КА заключается в том, что нет возможности парировать аварийную ситуацию, если запуск какого-либо из КА необходимо прервать в случае необходимости. Практически это означает, что на орбите может находиться только один КА, что в итоге может привести к

отмене стыковки и всей экспедиции. Но опасного сближения можно избежать, используя небольшую задержку в запуске одного космического корабля относительно другого. Как только 1-ая ступень РН первого КА завершит работу может стартовать второй КА. Таким образом, оба КА окажутся на небольшом фазовым угле сразу после выхода на орбиту. Во время задержки запуска одного из космических аппаратов Земля вместе с космодромом повернется на определенный угол, что приведет к несовпадению плоскостей орбиты. На рисунке 2.9 показана геометрия орбит обоих КА, когда они выведены на орбиты с одинаковым наклонением и с небольшой разницей во времени старта.

Предположим, что стартовая позиция - КК (поз.1), которая выводится на орбиту первой с наклонением i, имеет географические координаты $\varphi_{ст}$ и $\lambda_{1ст}$, а стартовая позиция разгонного блока (поз. 2), который запускается вторым на орбиту с тем же наклонением, отличается только по долготе $\lambda_{2ст}$, но при этом имеет ту же широту $\varphi_{ст}$. Это предположение приемлемо, поскольку обе стартовые площадки находятся в пределах одного и того же космодрома, и небольшая разница в широтном положении не будет иметь принципиального значения в наших дальнейших рассуждениях. Пусть кривая АО будет следом плоскости орбиты КК. В момент запуска РБ его стартовая позиция находится в плоскости орбиты КК. Однако через некоторое время Δt, из-за вращения Земли с угловой скоростью $\omega_З$, стартовая позиция переместится относительно этой плоскости в новое положение (поз.3). Это произойдет в результате поворота на угол $\omega_З \Delta t$. Пусть кривая ВО будет плоскостью орбиты РБ, тогда, в соответствии с рисунком 2.9, i_R - это межорбитальный угол, $A\hat{B}$ угол между восходящими узлами орбит КК и РБ:

$$A\hat{B} = \Delta\lambda = \omega_З \Delta t + \lambda_{1ст} - \lambda_{2ст}.$$

Для того, чтобы устранить межорбитальный угол i_R необходимо будет выполнить боковой импульс ΔV в одной из двух точек пересечения плоскостей

орбит. Ф - фазовый угол между КА (рисунок 2.9) является функцией временной задержки стартов Δt:

где Т – период опорной орбиты выведения КК.

Для того чтобы ракета-носитель, выводящая КК на орбиту, перешла на стационарный режим работы последней ступени, достаточно задержки между запусками Δt~4÷5 минут. Как показывает статистика запусков, вероятность аварии с РН на данном этапе практически равна нулю, что, вероятно, гарантирует успешный вывод КК на орбиту. Это позволяет избежать ошибок, связанных с экстренной отменой запуска или потерей при выводе 1-го объекта.

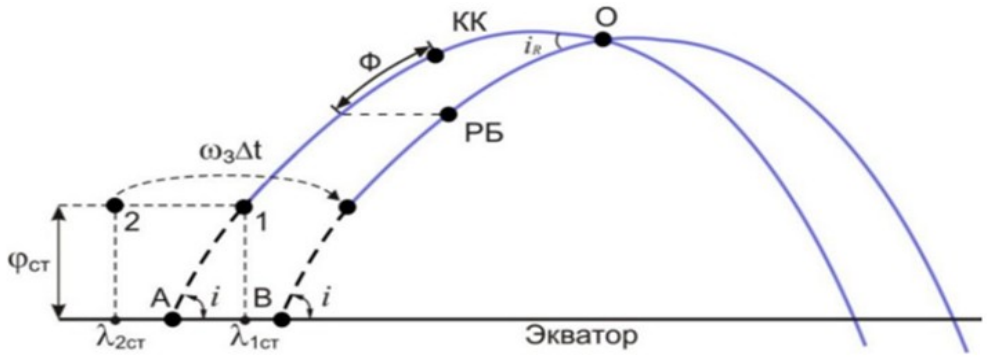

Рисунок 2.9. – Геометрия трасс орбит КК и РБ при разнице в Δt по времени запуска и одинаковых наклонениях

Значения задержки запуска второго объекта Δt и разницы высот опорных орбит стыкуемых объектов Δh определяют продолжительность сближения. Для получения скорости парирования фазового угла dF/dt можно использовать схему сближения, в которой разгонный блок стартует позже и находится ниже:

$$\frac{d\Phi}{dt} \sim 0.078 \cdot \Delta h \text{ град/виток}$$

Если старт времени задерживается на Δt, то это приводит к изменению фазового угла между объектами на величину Ф~Δt · 4°.

Соответственно, потребная длительность сближения составит:

$$N = \frac{\Phi}{\frac{d\Phi}{dt}} \sim 51 \cdot \frac{\Delta t}{\Delta h}$$

где N - число витков, необходимое для выполнения сближения.

При разнице высот орбит между КК и Δh = 50 км каждая дополнительная минута задержки по времени запусков Δt увеличивает длительность сближения на 1 виток. Таким образом, при 1-ой минуте задержки сближение выполняется за один виток, при 2-ух минутах – за два витка и так далее. Чтобы сократить продолжительность сближения, можно не только уменьшить задержку при старте Δt, но и увеличить разницу высот Δh орбит стыкуемых объектов.

Глава 3. ОСОБЕННОСТИ РАДИАЦИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ ЛУННЫХ МИССИЯХ И ОСНОВНЫЕ ПОДХОДЫ К ОБЕСПЕЧЕНИЮ РАДИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА

3.1 Радиационные условия при орбитальных и лунных миссиях

Космическое излучение является неизбежным фактором космических полетов, воздействие радиации на экипаж во время лунных миссий вызвано воздействием:

- галактических космических лучей (ГКЛ) на всех этапах полета;

- электронов и протонов естественных радиационных поясов Земли (РПЗ) во время короткого пересечения РПЗ (рис. 3.1.) во время полета на Луну и обратно;

- солнечных протонных событий (СПС) с выделением космических солнечных лучей (СКЛ) в основном во время полета за пределами магнитосферы Земли, на орбитах, близких к Луне, и на ее поверхности;

- вторичное излучение, возникающее в результате взаимодействия высокоэнергетических частиц ГКЛ, РПЗ и СКЛ с конструктивными элементами и материалами КА, лунного грунта, а также непосредственно в теле космонавта.

Галактические космические лучи являются постоянно действующим источником радиации в космосе, в котором присутствуют практически все элементы периодической системы. Основной особенностью ГКЛ как источника облучения в космосе является разнообразный зарядовый состав и

широкий энергетический спектр, что обуславливает высокую проникающую способность частиц и затрудняет защиту от ГКЛ.

Солнечные космические лучи – энергичные заряженные частицы, ускоренные во вспышках на Солнце. Такие вспышки происходят достаточно часто, в годы высокой солнечной активности – один раз в неделю. Основной особенностью потоков СКЛ является случайный характер их появления и широкий диапазон возможных значений потока, достигающего орбиты Земли.

Существование радиационных поясов Земли обусловлено равновесием между постоянно протекающими процессами накопления заряженных частиц в области захвата и их выбывания за счет различных механизмов потерь. Для РПЗ, являющихся по самой своей природе весьма динамичным образованием, характерны многообразные пространственные и временные вариации, амплитуда которых может достигать нескольких порядков величины, а временные масштабные меняются от нескольких минут до нескольких лет. РПЗ образованы заряженными частицами с энергиями от 100 кэВ до 1000 МэВ, захваченными геомагнитным полем. 98 % частиц РПЗ составляют электроны и протоны.

Характеристики источников космической радиации систематизированы в таблице 3.1.

Таблица 3.1. Характеристики источников космического излучения

	Источники космического излучения		
	РПЗ	ГКЛ	СКЛ
Состав	В основном протоны и электроны	Практически все элементы. В основном протоны	В основном протоны
Энергетический спектр	p: 100 кэВ – 1000 МэВ; e: 20 кэВ – 10 МэВ	$10^6 – 10^{21}$ эВ	~10 МэВ – 1000 МэВ
Коэффициент качества	1.3 – 2.5	4 – 5	1.5 – 2

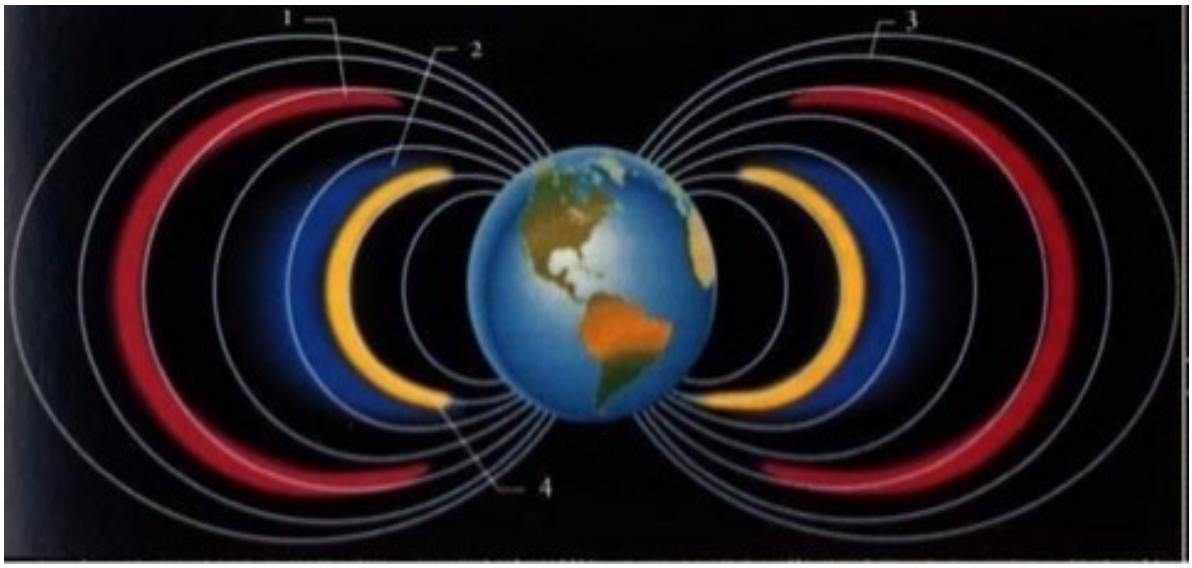

Рисунок. 3.1. – Радиационные пояса Земли

1 – внешний радиационный пояс Земли (высота до 40000 км); 2 – внутренний радиационный пояс (высота до 30 000 км); 3 – магнитные силовые линии; 4 – третий радиационный пояс, обнаружен со спутников и образован межгалактическими космическими лучами

На сегодняшний день в Российской Федерации действуют нормы радиационной безопасности, рассчитанные на длительные полеты вблизи Земли. Сегодня как в Российской Федерации, так и в других странах, осуществляющих пилотируемые космические полеты, отсутствуют стандарты

радиационной безопасности, характерные для лунных и межпланетных экспедиций. При всем разнообразии подходов к нормированию во время космического полета можно выделить две важные особенности:

- невозможность в полной мере применить подходы и стандарты радиационной безопасности, используемые в наземной практике, для нормализации радиационного фона в космосе в течение определенного периода полета (месяц, год и т. д.). Это связано со значительно более высокой радиационной нагрузкой при орбитальных космических полетах, чем дозовая нагрузка на специалистов атомной отрасли, даже в условиях отсутствия радиационных воздействий;

- соответствие дозовой нагрузки для космонавтов и работников атомной отрасли на протяжении всей профессиональной деятельности: предполагается, что доза за карьеру составляет 1000 мЗв.

Принимая во внимание результаты многолетних наблюдений, можно установить, что доза облучения на космической станции на типичной высоте орбиты 400 км и наклонением 51,6° примерно в 200 раз превышает средний фон естественного излучения на Земле и, следовательно, при облучении человека в нормальных земных условиях. Так, космонавт со средней суточной дозой 0,6 мЗв/сут в течение года полета на МКС получает дозу 220 мЗв/год, что более чем в десять раз превышает дозу, допустимую для работника атомной отрасли в год (в среднем 20 мЗв/год). Однако, указанная годовая доза для космонавтов во время орбитальных полетов (~220 мЗв/год) приемлема по критерию радиационной безопасности, поскольку современные российские стандарты ограничивают дозу 500 мЗв/год для кроветворных органов космонавтов. Характерная форма энергетического спектра частиц, и радиационная нагрузка, зависят от различных факторов космического полета. Эти факторы включают в себя продолжительность, траекторию, Солнечную активность (СА), материал и толщину защитных экранов. Каждый источник

космического излучения имеет свой уникальный энергетический спектр частиц.

Для учета радиационного воздействия на космонавтов и технические системы, а также для количественной оценки этих параметров, были созданы компьютерные модели потоков частиц полей космических лучей и моделей взаимодействия этих частиц с материалами защитных экранов. Разница между лунными и орбитальными полетами заключается в удалении от Земли и полете за пределы магнитосферы Земли. Это влияет на радиационное облучение космонавтов и технических систем следующим образом: увеличивается вклад в полную дозу ГКЛ, вероятность значительного увеличения дозы СКЛ повышается, вклад РПЗ в полную дозу зависит от выбора конкретной траектории космического корабля и времени пересечения наиболее опасных зон, а также на внутреннюю протонную и внешнюю электронную дозы.

Давайте последовательно проанализируем, как эти факторы влияют на радиационную обстановку в околоземном пространстве.

На низкой околоземной орбите на высоте 400 км в отсеке космической станции в невозмущенных условиях (за исключением СКЛ) вклад ГКЛ составляет около 50 процентов от общей дозы от всех источников космического излучения, то есть 0,3 мЗв /сут. Вне магнитосферы Земли мощность дозы ГКЛ увеличивается в несколько раз по сравнению с орбитой МКС. Это увеличение связано с отсутствием эффекта "затенения" Земли в половине полного телесного угла и отсутствием защитного эффекта магнитосферы.

Мощность дозы непосредственно в окололунном пространстве, с учетом 30% экранирования ГКЛ Луной (при полетах на Луну на низких орбитах экранирующий эффект может приближаться к 50%), считается равной 1,2 мЗв/сут.

Международный стандарт Международной организации по стандартизации (ISO) является наиболее широко используемой моделью радиационного облучения ГКЛ в настоящее время. Он был разработан на основе консенсуса между профессионалами, работающими в этой области. Эта модель позволяет прогнозировать потоки частиц ГКЛ (от протонов до урана) в зависимости от СА, который измеряется сглаженными (± 6 месяцев) среднемесячными числами Вольфа. Отмечается, что многие авторы традиционно используют модель, учитывающую изменение СА, но с использованием менее очевидного параметра солнечной модуляции, который определяется данными нейтронного мониторинга.

Недавно была опубликована новая модель ГКЛ, учитывающая современные экспериментальные данные о потоках ГКЛ в межпланетной среде.

Потоки частиц ГКЛ, включая протоны и ядра химических элементов, меняются в течение 11-летнего цикла СА, от максимума в годы минимального СА до минимума в годы максимального СА. Количество частиц ГКЛ на низких орбитах существенно уменьшается из-за отклонения их магнитным полем Земли. На ГСО и во всей внешней зоне РПЗ поток частиц ГКЛ практически идентичен потоку частиц в межпланетном пространстве. Энергетические спектры ГКЛ имеют характерную особенность - наличие пика модуляции при энергиях в сотни МэВ, который вызван влиянием потоков плазмы и магнитных полей Солнца, а его амплитуда зависит от фазы СА.

При планировании длительных космических полетов для определения дозовых нагрузок необходимо знать значение СА, определяемое числами Вольфа (W), которые, согласно моделям потока ГКЛ, определяют амплитуду. Это может быть сделано на основе прогностических моделей солнечной активности. Однако следует отметить, что на сегодняшний день не существует точных прогностических моделей для СА. Следовательно, необходимо использовать модели, относящиеся к "экстремальным", то есть описывающие

модуляцию ГКЛ при самых низких прогнозируемых значениях СА в будущем. Особенно при низких значениях СА следует ожидать увеличения потоков ГКЛ. Одна из этих моделей изменения потоков ГКЛ, основанная на прогнозе СА, показывает монотонный рост потоков ГКЛ в будущем. Это, несомненно, должно привести к увеличению доз облучения ГКЛ для будущих запланированных лунных экспедиций, которые могут достигать 20% в зависимости от определенного временного интервала экспедиции.

Солнечные космические лучи, возникающие в результате протонных событий на Солнце — сильных солнечных событий - возникают спорадически и имеют высокую интенсивность, которая может на много порядков превышать фоновые значения ГКЛ, а также имеют достаточно высокие энергии, иногда до нескольких гигаэлектронвольт. Солнечные космические лучи (СКЛ) при вторжении в атмосферу и магнитосферу Земли увеличивают радиационный риск для пассажиров на борту высотных полярных авиалайнеров и космонавтов. Кроме того, СКЛ приводят к увеличению количества помех в работе спутниковой электроники, вызывают затруднения в работе радиосвязи, оптического и электронного оборудования на спутниках и способствуют истощению озонового слоя в полярных регионах. События, связанные с СКЛ, трудно предсказать. Более десятка мощных событий СКЛ мы можем ожидать в течение солнечного цикла продолжительностью 11 лет. Проникающие в магнитосферу Земли потоки СКЛ, вызванные большими солнечными вспышками, могут привести к сбоям в работе автоматики при запуске ракет-носителей. Это может повлиять на надежность запуска и привести к потере данных в системе управления ракеты-носителя. В сентябре 2001 года запуск спутника Kodiak Star был отложен на 24 часа из-за сильной солнечной вспышки, которая произвела поток протонов, превышающий допустимый уровень.

В высоких широтах нашей планеты, солнечные протоны, обладающие большой энергией, кроме радиационного риска для пассажиров высотных

самолетов, также вызывают необычную ионизацию ионосферы. Это приводит к явлению, известному как ППШ (поглощение в полярной шапке), которое сильно влияет на радиоволны и может затруднить связь с пилотами и навигацию. Поглощение может продолжаться до 10 дней и дольше.

3.2 Характеристики дозового воздействия на экипаж для некоторых сценариев лунных миссий

Дозы космического излучения во время полета на Луну зависят от многих факторов:

- траектории (рассматриваются в краткосрочной перспективе - всего на несколько часов)

- пересечения протонного (внутреннего) и электронного (внешнего) РПЗ; в зависимости от траектории доза может варьироваться в несколько раз;

- фазы цикла СА (минимальная или максимальная СА или промежуточная фаза, доза может варьироваться на десять процентов; ниже рассматриваются полеты вблизи минимума СА, когда дозы ГКЛ максимальны и вкладом в СКЛ можно пренебречь);

- защиты (массы) лунного космического корабля (доза может значительно различаться для различных вариантов защиты отсеков; по оценкам, средняя алюминиевая защита составляет 10 г / см2);

- возникновение СПС, даже в течение минимального периода СА (однако дозы могут изменяться в десятки или сотни раз с небольшой вероятностью по сравнению с исходной информацией)

- длительность миссии, ее сценарий

Значения доз для различных сценариев лунных миссий, описанные в таблице 3.2., используются для консервативных оценок доз. Эти оценки являются средними, но усреднение было сделано скорее в направлении

передозировки, чтобы предотвратить недооценку ожидаемых дозовых нагрузок в интересах радиационной безопасности экипажа.

Таблица 3.2. – Характерные величины дозовых нагрузок для современных пилотируемых космических полетов и нормативы по ограничению дозового воздействия в наземной и космической практике

Период экспонирования	Доза, мЗв
Фоновая доза на поверхности Земли за сут/год	0,003/1,1
Доза на борту космической станции за сут/год	0,6/220
Доза от мощного солнечного протонного события на околоземной орбите	6
Доза от мощного солнечного протонного события вне магнитосферы Земли	600
Основные дозовые пределы для космического полета (кроветворная система) за ~1 сут/ за 1 мес/ за 1 год	150/250/500
Дозовый предел за 1 год для персонала группы А на Земле (в среднем за 5 лет)	20
Профессиональный предел дозы космонавта и наземного персонала группы А	1000
Доза в межпланетном пространстве за сут	1,8
Доза в ближайшем окололунном пространстве за сут	1,2
Доза на поверхности Луны за сут	1,2
Доза на поверхности Марса за сут	0,7

Приведем пример расчета доз с использованием данных из табл.3.2 для некоторых типичных сценариев полета на Луну.

Краткий облет Луны:

- 1 сутки на околоземной орбите;

- 1 сутки полета с Земли на Луну;

- 7 суток на лунной орбите;

– 1 сутки - возвращение на околоземную орбиту;

- 1 сутки на околоземной орбите до посадки на Землю.

Расчет доз для этого случая представлен в табл. 3.3.

Таблица 3.3. – Кратковременный облет Луны

Этап полета	Длительность, сут	Доза за сут, мЗв/сут	Доза за этап, мЗв
1) Пребывание на околоземной орбите до отлета к Луне	1	0,6	0,6
2) Полет от Земли до Луны	1	1,8	1,8
3) Пребывание на окололунной орбите	7	1,2	8,4
4) Возврат на околоземную орбиту	1	1,8	1,8
5) Пребывание на околоземной орбите до посадки на Землю	1	0,6	0,6
Итого	11		13,2

Доза 13,2 мЗ, полученная в этом сценарии, намного меньше указанной выше нормы в течение 1 месяца (250 мЗ). Соблюдение условий радиационной безопасности в полете возможно. Доза, полученная за 11 дней во время полета на Луну, равна 13,2 мЗ/0,6 ≈ 22 дня полета на орбите МКС по критерию общей дозы ионизирующего космического излучения.

Если пребывание на лунной орбите продлить до 1,5 месяцев по выбранному сценарию, то с учетом перелета с Земли и обратно полная доза для такой миссии составит уже 58,8 мЗ, то есть намного меньше 250 мЗ, что

соответствует критерию полной дозы ионизирующего космического излучения на орбите МКС, равному ≈ 98 дням.

Краткое пребывание на поверхности Луны (в соответствии со сценарием полета миссий НАСА "Аполлон"):

- 1 сутки на околоземной орбите;
- 1 сутки полета с Земли на Луну;
- около 1 суток на лунной орбите;
- 3 суток на поверхности Луны;
- 1 сутки - возвращение на околоземную орбиту;
- 1 сутки на околоземной орбите до посадки на Землю.

Расчет доз для этого случая представлен в табл.3.4.

Таблица 3.4. – Кратковременное пребывание на лунной поверхности

Этап полета	Длительность, сут	Доза за сут, мЗв/сут	Доза за этап, мЗв
1) Пребывание на околоземной орбите	1	0,6	0,6
2) Полет от Земли до Луны	1	1,8	1,8
3) Пребывание на окололунной орбите	1	1,2	1,2
4) Пребывание на поверхности Луны	3	1,2	3,6
5) Возврат на околоземную орбиту	1	1,8	1,8
6) Пребывание на околоземной орбите до посадки на Землю	1	0,6	0,6
Итого	8		9,6

Как известно из опубликованных источников, во время полетов «Аполлон» на Луну в 1969-1972 годах измерения доз проводились индивидуальными дозиметрами. Однако, такой подход не позволял определить эквивалентную дозу и учитывать вклад всего энергетического спектра в дозу ионизирующего излучения.

Поскольку продолжительность миссий Аполлона составляла от 6 до 12,5 дней, общее количество доз, измеренных за всю миссию, составляло от 1,6 до

11,4 мГр, в то время как среднесуточные дозы варьировались от 0,22 до 1,27 мГр /сут. Использование среднего показателя качества ГКЛ (QF = 3,5) дает эквивалентные дозы в диапазоне от 6 до 40 мЗ, которые сопоставимы со значением дозы в 10 мЗ, полученным для аналогичной миссии (табл. 3.3).

Необходимо обратить внимание, что оценки дозовой нагрузки приведенные в таблице.3.2 и 3.3. будут выполнены в течение рассматриваемого периода миссии без учета вклада в дозу СКЛ. Исключительно благоприятная космическая погода во время полетов на Луну миссий "Аполлон" обусловила относительно низкий уровень радиации, наблюдаемый астронавтами.

Однако известно, что, например, во время мощной СПС в августе 1972 года общая доза на пути к Луне в обычном, плохо защищенном отсеке корабля была бы в десять раз выше для каждого члена экипажа, что согласно оценкам превышает 500 мЗ. Другими словами, если бы полет не был отложен (по техническим причинам), то через несколько дней члены экипажа получили бы дозу, превышающую текущий годовой лимит для МКС.

Однако, миссия "Аполлон" привела к негативным последствиям для астронавтов, хотя дозы облучения были относительно низкими. Эти последствия были вызваны воздействием различных факторов космического пространства, таких как космические лучи, невесомость и пониженное магнитное поле более чем в тысячу раз по сравнению с земными условиями (гипомагнитная среда).

3.3. Перспективные методы защиты КА и космонавтов при лунных миссиях

Для конструкторов космических аппаратов космическая радиация является значительной проблемой, поскольку они стремятся защитить космонавтов, которые проводят долгое время в космосе и подвергают свою жизнь опасности. Традиционные материалы, такие как алюминий,

используемые сейчас для изготовления космических аппаратов, задерживают некоторые космические частицы, но для продолжительных полетов в космосе требуется более надежная защита. Для защиты космического корабля можно использовать определенные материалы, например, полипропилен или воду, которые обладают хорошими защитными свойствами. Однако, для достижения необходимой степени защиты, потребуется большое количество этих материалов, что приведет к неприемлемо большому весу корабля.

Поэтому для защиты предлагается рассмотреть композиционные материалы на основе полимеров. Полимерный композит включает в себя фторопластовую матрицу, наполненную модифицированными висмутсодержащими и вольфрамсодержащими радиационно-защитными наполнителями. В таблице 3.5. представлены данные физико-механических свойств полимерного защитного композита для защиты от космической радиации, также для сравнения в таблице 3.5. приведены значения и для металлического Al. Известно, что в полимерах при прохождении электронов гораздо менее интенсивно генерируется вторичное рентгеновское излучение по сравнению с металлическими веществами. В работе [9] представлены космические испытания на способность полимеров – кевлара и полиэтилена – защищать от радиации, включая прямые измерения базовой линии фона (без защиты). Измерения выполнялись на борту МКС (Модуль «Коламбус») в рамках программ ESA, спонсируемой ALTEA-shield. Установлено, что кевлар обладает характеристиками радиационной защиты, сравнимыми с полиэтиленом, достигая мощности дозы на 32±2% и снижения мощности эквивалентной дозы на 55±4% (для экрана 10г/см^2).

Таблица 3.5. - Сравнительная характеристика физико-механических свойств материалов

Параметр	Значение	
	Предлагаемый полимерный композит	Металлический Al
Плотность, г/см^3	4,05	2,70
Микротвердость по Виккерсу HV/1 (нагрузка 1 кг), HV	39	37
Предел прочности при сжатии, МПа	135,6	50
Пластическая деформация, %	2,5	50

Анализ таблицы 3.4. показал, что предлагаемый композит превосходит металлический Al по физико-механическим характеристикам. Плотность защитного композита в 1,5 раза выше, чем у алюминия, при этом предел прочности при сжатии в 2,7 раза больше, чем у алюминия.

В качестве защиты от космической радиации также рассматривается возможность использования топливных баков космических аппаратов, содержащих жидкий водород, которые можно разместить вокруг отсека с экипажем. Космическое излучение теряет энергию при столкновении с протонами атомов, что лежит в основе идеи защиты от радиации. Протоны в ядре атома водорода «тормозят» радиацию, благодаря чему он обеспечивает некоторую защиту. В элементах с более тяжелыми ядрами протоны загораживают друг друга, поэтому космические лучи не достигают их.

Еще один из способов для отражения летящих частиц – это мощные магниты (рис.3.2), тороидальный сверхпроводящий магнит с напряженностью поля не позволит большей части космических лучей проникнуть в кабину космонавтов, расположенную внутри магнита, и тем самым снизит суммарные дозы радиации от космического излучения в десятки и более раз.

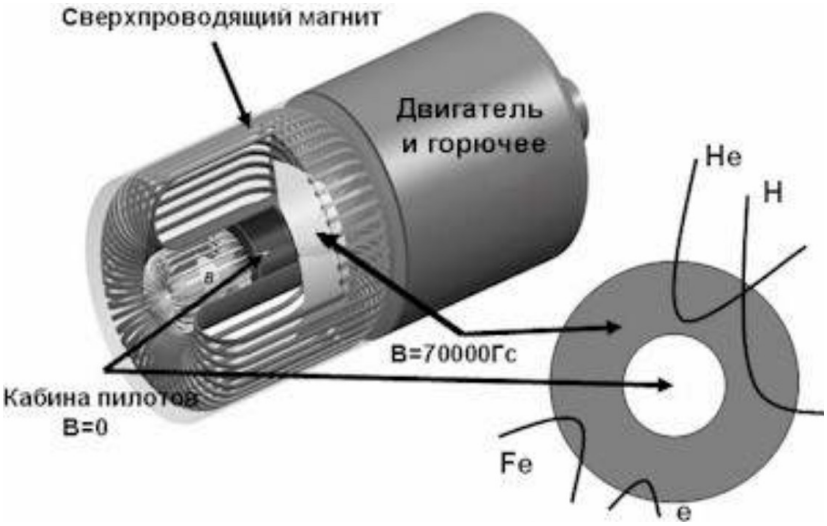

Рисунок. 3.2. - Космический корабль или станция на поверхности Луны с магнитной защитой

Но магниты очень тяжелы и пока неизвестно, насколько опасным для космонавтов окажется магнитное поле, достаточно мощное, чтобы отражать космическую радиацию.

Заключение

В рамках выпускной квалификационной работы магистра было проведено исследование возможностей реализации Российской лунной программы.

Для достижения поставленной цели был проведен аналитический обзор современного состояния и способов реализации Российской лунной программы, проведен проектно-баллистический анализ лунных траекторий, проанализирована возможность использования «быстрой» схемы сближения и

«быстрой» стыковки при синхронном старте для реализации схем полета к Луне и исследованы основные особенности радиационного воздействия на экипаж и перспективные методы защиты при выполнении лунной экспедиции.

Результаты проведенного исследования можно сформулировать в виде следующих выводов:

1. Осуществление пилотируемого перелета на Луну возможно с использованием нескольких вариантов сборки и полета лунного экспедиционного комплекса, главное их различие заключается в грузоподъемности носителя, который осуществляет выведение ЛЭК или его элементов на ОИСЗ, а также наличии/отсутствии операций стыковки/расстыковки элементов комплекса, которые влияют на надежность и массовые характеристики проводимых операций.
2. Проведенный проектно-баллистический анализ показал, что достигнуть Луны можно только по так называемым пространственным траекториям. Достижение Луны возможно в любую дату при использовании пространственных траекторий. Необходимое время старта определяется долготой восходящего узла пролетной орбиты. При отлете от Луны к Земле, как показали расчеты, минимально возможный импульс составляет 0,8 км/с.
3. Использование «быстрой» схемы сближения позволит реализовать двухпусковую схему отлета к Луне. Двухпусковая схема полета к Луне, включает стыковку пилотируемого корабля и РБ на околоземной орбите, снижает потребную грузоподъемность ракеты-носителя в 2,5 раза по сравнению с однопусковой схемой, но снижает безопасность эксплуатации из-за возможного позднего запуска одного из стыкуемых космических объектов. Преодоление недостатка возможно при включении орбитальной станции в схему с двумя запусками.
4. Синхронный запуск позволит реализовать двухпусковую схему полета на Луну с оптимальными условиями для выхода на целевую орбиту со стыковкой объектов по «быстрой» схеме. Для защиты от столкновения

при синхронном запуске рекомендуется ввести небольшой временной сдвиг между запусками обоих космических аппаратов. Благодаря введению небольшой разницы в наклонении орбиты стыкуемых объектов, межорбитальный угол, возникающий из-за временной задержки стартов, можно эффективно парировать.

5. На основании рассмотренного материала можно сделать вывод, пилотируемые полеты на Луну возможны, но для успешного выполнения длительных космических полетов необходимо создание высокоэффективной радиационной защиты. Для защиты от космической радиации целесообразно использовать композиционные материалы, в особенности полимерные. Такие материалы могут быть получены на основе фторопластовой матрицы и модифицированных висмутсодержащих и вольфрамсодержащих радиационно-защитных наполнителей. Материал обладает высокими защитными свойствами по отношению к электронному, протонному и гамма-излучению.
6. Поскольку наших знаний о радиобиологических эффектах ТЗЧ от ГКЛ при мощных событиях СКЛ недостаточно, представляется разумным ограничить продолжительность лунных миссий на первом этапе 1,5 месяцами. В будущем продолжительность лунных миссий может быть увеличена по мере накопления данных о медицинском обслуживании, методах и средствах радиационной защиты.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Егоров В. А. О траекториях возвращения от Луны к Земле / В. А. Егоров, Л. И. Гусев. – Москва : Наука, 1980. – 544 с.
2. Егоров В. А. Пространственная задача достижения Луны / В. А. Егоров. – Москва : Наука, 1965. – 216 с.
3. Левантовский В. И. Механика космического полёта в элементарном изложении / В. И. Левантовский. – Москва : Наука, 1980. – 512 с.

4. Легостаев В. П. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / В. П. Легостаев, В. А. Лопота. – Москва : РКК «Энергия», 2011. – 584 с. – ISBN 978-5-91820-046-9.
5. Муртазин Р. Ф. Проведение «быстрого» сближения космического корабля и разгонного блока при двухпусковой схеме отлёта к Луне / Р. Ф. Муртазин, Н. А. Чудинов // Космонавтика и ракетостроение. – 2020. – № 5 (116). – С. 20-30.
6. Муртазин Р. Ф. Синхронный старт космических кораблей при двухпусковой схеме их полёта к Луне / Р. Ф. Муртазин // Космонавтика и ракетостроение. – 2015. – № 1 (80). – С. 56-62.
7. Орлов О. И. Радиационный фактор при лунных миссиях / О. И. Орлов, М. И. Панасюк, В. А. Шуршаков // Авиакосмическая и экологическая медицина. – 2019. – Т. 53, № 4. – С. 5-18.
8. Павленко В.И. Высокоэффективный конструкционный полимерный материал для защиты от космической радиации / В.И. Павленко, Н.И. Черкашина, А.А. Курицын, Е.В. Попова, Л.А. Умнова // Пилотируемые полеты в космос. – 2022. – № 2 (43)/ – С.106-109.
9. Narici L., Casolino M., Di Fino L. Perfomances of Kevlar and Polyethylene as Radiation Shielding on board the ISS in High Latitude Radiation Environment // Scientific Reports. – 2017. – Vol.7 – pp. 16-44.
10. Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу : утверждены Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. N Пр-906 // Консультант Плюс : сайт. – URL: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_145908/ (дата обращения: 17.06.2023).
11. Стратегия развития пилотируемой космонавтики на период до 2035 года: утверждена 06.05.2015 руководителем Федерального космического агентства // Центральный научно-исследовательский институт машиностроения. Центр пилотируемых программ :

официальный сайт. – URL: https://tsniimash.ru/science/scientific-and-technical-centers/center-for-manned-programs/about-the-center/ (дата обращения: 17.06.2023).