

Акционерное общество «Научно-производственное объединение
им. С.А. Лавочкина» (АО «НПО Лавочкина»)

На правах рукописи



Дмитриев Андрей Олегович

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО
СЕКМЕНТА ЛУННОЙ ОПТИЧЕСКОЙ
НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ**

Специальность 2.5.13. Проектирование, конструкция, производство,
испытания и эксплуатация летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук
Валентин Константинович Сысоев

Химки – 2024

Оглавление

Введение	4
Глава 1 Обзор работ, посвященных построению лунных навигационных систем, и анализ предлагаемых вариантов.....	11
1.1 Обзор перспективных миссий на орбите Луны и ее поверхности в ближайшем будущем и определение требований к лунной навигационной системе	11
1.2 Обзор и анализ вариантов проектов лунных навигационных систем.....	23
1.3 Оценка методов построения лунной навигационной системы	41
1.4 Выводы к Главе 1	44
Глава 2 Лунная оптическая навигационная система: методика проектирования и принципы работы системы	45
2.1 Методика проектирования космического сегмента лунной оптической навигационной системы	45
2.2 Концепция и этапность развития лунной навигационной системы.....	49
2.3 Взаимодействия элементов лунной оптической навигационной системы ...	61
2.3.1 Взаимодействие налунного маяка и полярного орбитального аппарата ...	62
2.3.2 Взаимодействие налунного маяка и аппарата в точке Лагранжа.....	66
2.4 Выводы к Главе 2	69
Глава 3 Определение проектного облика космического сегмента лунной оптической навигационной системы	70
3.1 Определение ключевых параметров оптического тракта при проектировании лунной оптической навигационной системы	70
3.2 Выбор приборов и электронных компонентов для реализации налунного маяка.....	73
3.3 Методика расчета и выбор оптико-электронных параметров оптического тракта ЛОНС	77
3.3.1 Построение методики расчёта характеристик приёмника орбитального аппарата.....	78
3.3.2 Обобщенный алгоритм расчета энергетических характеристик системы связи.....	83
3.3.3 Проектная оценка параметров оптико-электронного тракта ЛОНС.....	86
3.4 Проектирование орбитального сегмента ЛОНС	93
3.5 Выводы к Главе 3	102
Глава 4 Предложения по построению и применению лунной оптической навигационной системы на основе технических средств, развиваемых в ГК «Роскосмос»	104

4.1 Разработка предложений по построению лунной оптической навигационной системы.....	104
4.1.1 Предложения по составу полярного орбитального аппарата	104
4.1.2 Предложения по составу аппарата в точке Лагранжа.....	110
4.1.3 Предложения по составу поверхностного сегмента ЛОНС.....	114
4.2 Выводы к Главе 4.....	123
Заключение.....	124
Список сокращений и условных обозначений	128
Список литературы	132
Приложение	
Акты использования научных результатов диссертационной работы.....	144

Введение

Актуальность темы исследования

Будущее освоение Луны предполагает сложные исследования, проведение которых возможно только при высокоточной навигации объектов, находящихся на Луне: посадочных станций, луноходов, пилотируемых аппаратов.

Земные глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) с успехом функционируют многие годы, обеспечивая пользователей возможностью определения своего положения на поверхности с точностью до 5 м. Имеющиеся технические решения проектирования таких спутниковых систем допустимо применить и для позиционирования объектов на Луне, что является затруднительным по ряду причин:

1. Существующие ГНСС (Galileo, GPS, ГЛОНАСС, Бэйдоу) опираются на сеть многочисленной спутниковой группировки, чтобы у любого наземного клиента системы была возможность в любой момент времени принимать сигналы как минимум от четырёх спутников. По сигналу, принимаемому со спутника, приемник на Земле вычисляет задержку сигнала до каждого спутника и, по известному положению спутников в пространстве относительно друг друга, определяет свои координаты. ГНСС рассчитаны на большое количество потребителей, и их работа оправдана экономической рациональностью: стоимость одного приёмника, существенно ниже стоимости приборов для определения тех же координат другими способами (астрономическими, геодезическими и т.д.) при аналогичной точности. При построении лунной навигации число потребителей в ближайшие годы и десятилетия будет измеряться единицами, что делает стоимость определения координатных измерений одного потребителя несколькими спутниками экономически невыгодной.

2. ГНСС в околоземном пространстве не могут функционировать без поддержки наземных станций по измерению координат КА и геодезического обеспечения. Орбитальные характеристики каждого спутника навигационной группировки должны быть уточнены с помощью эфемеридного обеспечения. Для

поддержки космических навигационных группировок на Земле развернуты несколько сотни наземных станций. Строить аналогичный сегмент на Луне в обозримом будущем не видится возможным как с технической, так и с экономической точек зрения.

3. Требуемый срок службы для современной космической техники составляет не менее 10-15 лет. Следовательно, спутниковая группировка глобальной системы позиционирования должно обновляться, а также резервироваться на случай сбоев. В итоге количество аппаратов группировки будет значительно превышать количество потребителей на лунной поверхности.

Анализ спутниковых систем навигации, основанных на радиотехнических измерениях, показывает, что для построения такой системы на Луне необходимо до 18 спутников и обязательное наличие налунного комплекса. **Актуальность** диссертационного исследования состоит в необходимости создания космического сегмента навигационного обеспечения для Луны с минимальным количеством КА и элементов налунного сегмента, способного функционировать с самого первого этапа и обладающего потенциалом для дальнейшего увеличения точности измерения и охвата лунной поверхности на последующих этапах развертывания.

Степень разработанности темы

Построение автономной радионавигационной системы для Луны, аналогичной земной, представляли в своих работах специалисты из АО «ЦНИИмаш»[1] и АО «ИСС»[2]. Вопрос построения группировки таких спутников рассматривали специалисты АО «НПО Лавочкина» [3].

Радионавигационную систему, опирающуюся на ретрансляцию сигнала земных GPS, разрабатывали как отечественные (ПАО «РКК «Энергия») [4], так и зарубежные группы исследователей (Caltech) [5-6].

Использование сети пенетраторов с радиотехническими устройствами на Луне, которая поддерживается наземной системой радиоинтерферометрии (VLBI) рассматривалось в работе исследовательской группы из Space Initiatives Inc [7].

Таким образом, мировые научно-технические организации при разработке проектов систем для навигации на Луне используют в основном

радионавигационные методы. Проработка оптических методов навигации, лишенных ряда минусов, присущих радионавигации, является недостаточной.

Объектом исследования является космический сегмент для обеспечения навигации на Луне.

Предметом исследования является использование оптических методов и средств при построении лунной навигационной системы.

Целью исследования является разработка методики проектирования космического сегмента лунной оптической навигационной системы, облика и параметров космических аппаратов, входящих в систему.

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие задачи:

1. Разработка показателей и критерия оценки эффективности космических систем для решения задачи позиционирования налунных объектов на основе анализа имеющегося мирового научно-технического опыта в данной области.
2. Разработка проекта варианта построения космического сегмента трехспутниковой системы навигации для Луны на основе оптических средств.
3. Определение рациональных параметров аппаратуры и проектного облика космических аппаратов в точке Лагранжа и на полярной орбите для проектирования орбитального сегмента в составе лунной навигационной системы.
4. Определение состава космических аппаратов с учетом возможностей имеющихся и разрабатываемых отечественных космических аппаратов для реализации лунной навигационной системы.
5. Выбор конструкторских решений и источников излучения для налунного сегмента (светового маяка) исходя из особенностей лунной поверхности.

Научная новизна работы состоит в том, что:

1. Разработана методика проектирования космической системы, решающей задачу позиционирования объектов на поверхности Луны с помощью впервые предложенного метода определения положения объектов на Луне оптическими средствами.

2. Разработан проектный облик космического сегмента лунной оптической навигационной системы, состоящего из двух аппаратов в точках Лагранжа и полярного аппарата связанных с налунными реперными светоизлучающими маяками.

3. Определены рациональные параметры оптического тракта навигационной системы, позволяющие осуществлять навигацию на Луне с наименьшими энергетическими затратами при соблюдении требований по точности и оперативности измерений.

Теоретическая значимость работы состоит в разработке методики проектирования космического сегмента, в проведении исследований и определении рациональных параметров КА для реализации лунной оптической навигационной системы при наличии ограничений.

Практическая значимость результатов состоит в том, что снижается количество КА в системе и уменьшаются затраты и время на проектирование КА и реализацию системы при соблюдении требований по точности и оперативности для лунных потребителей.

Практическая значимость диссертации подтверждается следующим:

- методика построения космического сегмента для осуществления навигации на Луне и определение рациональных параметров оптической приемно-передающей системы внедрены в отчеты составной части научно-исследовательской работы «Обоснование требований к навигации при решении задач на орбите Луны и ее поверхности. Разработка предложений по структуре ОГ и принципам управления ЛНСС» в НИР «Комплексные исследования и научно-техническое обоснование использования перспективных технологий в системе ГЛОНАСС» (НИР «Вызов»), что подтверждается **актом о внедрении научных результатов** АО «ЦНИИмаш»;

- методика построения космического сегмента с применением оптических средств для осуществления навигации на Луне использовалась в предложениях АО «НПО Лавочкина» для проекта лунной программы, а результаты диссертационного исследования использовались при выполнении составной части научно-

исследовательской работы «Исследование проблемных вопросов создания лунного грузового посадочного корабля» (СЧ НИР «Пастораль-2 – НПО-Л – Луна»), что подтверждается **актом о внедрении научных результатов** АО «НПО Лавочкина».

Методология и методы исследования

В работе применены методы системного проектирования космических систем и аппаратов, методы проектирования систем ДЗЗ и расчетные методы определения характеристик оптической аппаратуры.

Модифицирован методический подход, рассмотренный в работах В.В. Хартова, В.В. Ефанова, К.А. Занина, А.А. Лебедева, О.П. Нестеренко, Т.П. Мишуры, А.В. Багрова, С.А. Каплева.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся:

1. Проектный облик космического сегмента, позволяющий минимизировать количество космических аппаратов необходимых для навигационного обеспечения Луны при соблюдении требуемых показателей точности и оперативности.

2. Требования к составу космического сегмента оптической навигационной трехспутниковой системы и космических аппаратов в точках Лагранжа и полярного космического аппарата, базирующихся на проектах АО «НПО Лавочкина».

3. Методика расчета и определения характеристик поверхностного сегмента лунной оптической навигационной системы с использованием маяков на базе ультрафиолетовых светодиодов, позволяющая оценивать минимальную энергетику необходимую для осуществления контроля оптическими средствами при соблюдении требуемых показателей точности и оперативности.

Достоверность и обоснованность исследования обусловлена корректным применением методов рационального проектирования технических систем, методов экспертных оценок и методов проектного моделирования, а также подтверждается адекватностью частных результатов и использованием известных разработок.

Апробация работы

Основные результаты и положения диссертации доложены и обсуждены на международных и всероссийских научных конференциях:

1. Варианты оснащения поверхностных станций для навигации на Луне «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики 2021» (МАИ, 22.11.2021 г.).

2. XLV академические чтения по космонавтике посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Химки, 30 марта-2 апреля 2021 г.).

3. VI Всероссийская молодежная научно-практическая конференция «Орбита молодежи» 2020 (Москва, 28-30 сентября 2020 г.).

4. I международная научно-практическая конференция: «Космическая философия-Космическое право-Космическая деятельность: триединство космического прорыва человечества», цифровая платформа RKO.NBICS.NET (23-24 мая 2020 г.).

5. XLIV академические чтения по космонавтике посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Химки, 28-31 января 2020 г.).

6. V Всероссийская молодежная научно-практическая конференция «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики» (Санкт-Петербург, 16-21 сентября 2019 г.).

7. XVI конференция молодых ученых, посвященная дню космонавтики «Фундаментальные и прикладные космические исследования» (Москва, ИКИ РАН 15-17 апреля 2019 г.).

8. Конференция-форум Федерации космонавтики России «Космос: взгляд в будущее» (МЭИ, 14.12.2017 г.).

9. Всероссийский межотраслевой конкурс научно-технических работ «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики 2017» (МАИ, 21.11.2017 г.).

Содержание диссертации изложено в 8-ми публикациях, в том числе в 4-х публикациях в изданиях Перечня ВАК по специальности 2.5.13. и в 4-х публикациях по смежным специальностям. В представленной библиографии

содержатся ссылки на статьи [8], [9], [10], [11], [12], [13], [14], [15]. Получено 2 патента на изобретение и полезную модель [16], [17]. Имеются награды за выступления по указанной тематике на всероссийских научно-технических конференциях: лауреат Всероссийского межотраслевого конкурса научно-технических работ «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики 2017», победитель конкурса Федерации космонавтики России «Космос: взгляд в будущее» 2017, победитель VI Всероссийского молодежного конкурса научных работ «Орбита молодежи» 2020.

Личный вклад автора

Исследования, результаты которых изложены в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Исследования включают постановку задачи, разработку расчётных и аналитических методов, а также обработку и анализ полученных результатов, представленных в выносимых на защиту положениях. Автор подготовил публикации, отражающие содержание диссертации, и лично выступал с докладами по выполненной работе.

Структура и объем диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы из 105 наименований, изложена на 148 страницах машинописного текста, содержит 44 рисунка, 9 таблиц и 1 приложение. Диссертация соответствует пунктам 1, 2, 3, 5 паспорта специальности 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов».

Глава 1 Обзор работ, посвященных построению лунных навигационных систем, и анализ предлагаемых вариантов

1.1 Обзор перспективных миссий на орбите Луны и ее поверхности в ближайшем будущем и определение требований к лунной навигационной системе

Важнейшей задачей лунных исследований является обеспечение вывода космического аппарата в заданную точку над поверхностью Луны и проведение посадки в эту точку. При полном отсутствии атмосферы на Луне оказываются невозможными зависание над поверхностью и аэродинамическое управление спуском. Поэтому задача навигации должна быть решена исключительно методами точного позиционирования КА во время его полета над Луной и во время его управляемого маневровыми двигателями спуска.

Точность позиционирования КА для решения поставленной задачи должна быть высокой. Накопленная база снимков лунной поверхности имеет разрешение до долей метра по поверхности; это позволяет уже сейчас на основе таких снимков выбирать места для мягкой посадки, свободные от препятствий в виде обрывов или отдельных камней. Отсюда можно сделать вывод, что уровень желательной точности позиционирования КА должен быть сопоставим с линейным размером посадочного модуля, то есть должен составлять единицы метров.

Высокие требования к навигационной точности при проведении посадки вызваны необходимостью экономии топлива для двигателей торможения и маневрирования. Во время полета КА над поверхностью небесного тела плоскость его траектории сохраняет свою пространственную ориентацию, и, если сечение этой плоскостью поверхности Луны не проходит через заданную на ней точку, то возникает необходимость изменения плоскости траектории, которое требует расхода топлива и очень точного вычисления момента и продолжительности включения двигателей.

Оптимизация процесса маневрирования КА для выхода в заданную точку может иметь различное решение в зависимости от того, производится посадка непосредственно из подлетной к Луне траектории, или с промежуточной окололунной орбиты. В первом случае коррекция плоскости траектории может быть проведена на большом удалении от Луны с малым расходом топлива на маневрирование, а во втором — может быть вычислен виток орбиты, который в силу собственного вращения Луны будет максимально близко проходить над выбранной точкой.

Как в том, так и в другом случае, требуется иметь систему мгновенного позиционирования КА в селеноцентрических координатах, при этом точность измерения координат и перехода от селенографических координат к небесно-механическим должна быть не ниже десятков метров.

Также логичным этапом продолжения освоения Луны после временных миссий будет реализация долгоживущей станции в окололунном пространстве и построение лунной базы. Последние два десятилетия национальные космические агентства России, США, Китая и Европы планируют создание лунных исследовательских станций. Отечественные проекты сделают первый шаг с помощью миссии «Луна-25». Затем планируется серия орбитальных, посадочных и возвращаемых аппаратов, а в конце возможность построения полноценной лунной базы.

Сооружение долговременных построек на поверхности Луны ограничено техническими, энергетическими и материальными ресурсами, в связи с дорогостоящей доставкой грузов с Земли. Поэтому встает вопрос очень точного расчета при выборе места строительства базы: как с точки зрения наличия природных материалов для строительства, так и наличия воды, полезных ископаемых и интересных объектов для исследования. Для кооперации живой силы, автоматических налунных аппаратов и грузовых КА потребуется точное навигационное обеспечение.

Все существующие и разрабатываемые в России космические программы исследований Луны ставятся и решаются исходя из уровня достигнутой точности в навигационном обеспечении. Все задачи исследований можно условно разделить на две категории. Первая относится к программам, выполняемым на месте посадки (или в радиусе единиц метров от него), которые носят общий характер и не требуют проведения работ в конкретной точке лунной поверхности. Для выполнения исследований по этим программам вполне достаточно ожидаемого эллипса места посадки 15x30 км, достигнутого отечественной космической техникой.

В то же время многие задачи лунных исследований связаны с необходимостью более детального выбора точек исследования, в частности, при сборе и анализе образцов лунного грунта вследствие его очевидной неоднородности. Такого рода исследования вынуждают прибегнуть к мобильным лабораторным установкам, например, луноходам, поскольку именно они позволяют вплотную приблизиться к интересным структурным деталям лунной поверхности и получить представление об их виде. Ограниченность массы полезной нагрузки на борту луноходов только в некоторых случаях позволяет ограничиться применением дистанционных методов анализа исследуемых образцов. В тех случаях, когда для проведения более глубокого анализа образцов требуется тяжелое оборудование, от таких исследований приходится отказываться, хотя иногда оказывается возможным «промежуточное» решение — сбор нужных образцов манипуляторами лунохода для последующей доставки их для обработки на тяжелую посадочную станцию с необходимым оборудованием, или даже для отправки собранных образцов на Землю. Легкие луноходы могут также нести бурильные установки для неглубокого бурения, но от задач, связанных с глубоким бурением, пока приходится отказываться при проработке мобильных миссий.

Вместе с тем очень многие задачи научных исследований могли бы быть решены, если бы была обеспечена доставка научного оборудования в конкретную точку лунной поверхности с высокой точностью места посадки. Например, если доставить бурильную установку глубокого бурения в точку, удаленную от заданной точки исследования не далее, чем допускает развертывание бурильного

устройства, то это позволило бы отказаться от намного более дорогой мобильной установки криогенного или глубокого бурения.

Экономический эффект от применения высокоточной навигации на Луне можно оценить, если сравнивать стоимость выполнения одинаковых научных исследований различными подходами. Например, в случае проведения исследований на границе вечного затенения в околополюсных горных районах Луны, при эллипсе ошибок мягкой посадки 15x30 км научное оборудование можно гарантированно доставить в точку исследований только луноходом с ресурсом хода не менее 15 км (и то — только в случае, когда посадочная площадка подходящего рельефа располагается вплотную к точке исследований). Если же точность посадки будет доведена до 10 м, то научное оборудование для исследований можно будет доставить непосредственно к месту проведения работ. Экономическая выгода от использования второго подхода будет равна разности стоимости лунохода и его доставки на Луну, и стоимости навигационного оборудования, которое обеспечит прецизионную посадку модуля непосредственно в заданную точку.

Уровень точности позиционирования на Луне при проведении запланированных научных исследований:

Миссия «Луна-25»: немногочисленные научные задачи миссии имеют глобальный характер. Запланированная точность координат места посадки по баллистическим расчетам (15x30 км) считается достаточной [18]. Служебная система светоизлучающих маяков предназначена для точного определения места посадки на детальных снимках области запланированного прилунения с целью апостериорного анализа режима мягкой посадки и моделирования его модификаций в режиме управляемого спуска на площадку с известной топографией. Дублированная система светоизлучающих маяков (для регистрации их сигнала с борта ИСЛ и для наземных телескопических наблюдений) позволит в любом случае получить точные координаты места посадки с ошибкой, не превышающей 130 метров.

Миссия «Луна-26»: КА миссии будет находиться на полярной орбите Луны [19]. Основная научная задача — картирование лунной поверхности с высоким

линейным разрешением (5,3 м с высоты орбиты 100 км; 2,7 м – с высоты 50 км), что позволит построить топографическую модель отснятого участка с горизонтальным разрешением порядка 10 м. Координатная привязка получаемых снимков («картирование») научными бортовыми приборами не предусмотрена. Ожидаемая точность координатного обеспечения полученных снимков — несколько сотен метров (через сопоставление полученных снимков со снимками Lunar Reconnaissance Orbit [20]).

Остальное научное оборудование связано с исследованием свойств межпланетного пространства вблизи Луны, и не требует высокоточной координатной привязки мест проведения измерений.

Служебная система миссии «Луна-26» система измерения лунных координат (СИЛК) будет включать в себя лазерный прожектор, предназначенный для освещения всей области лунной поверхности, попадающей в кадр бортовой телекамеры. Прожектор будет включаться только при пролете над территориями Луны, в которых имеются лазерные уголкового отражатели. Задача СИЛК – получение световых откликов от уголкового отражателей.

Миссия «Луна-27»: тяжелая посадочная станция для исследования наличия и характеристик подповерхностного льда [21]. Области возможного залегания водяного льда — это компактные территории, и даже для обеспечения посадки миссии в нужном месте требуется более высокая точность навигации, чем для миссии «Луна-25». Миссия «Луна-27» будет осуществлять комплексную работу на лунной поверхности (бурильная установка и система анализаторов летучих компонентов грунта), соединяя таким образом наработки миссий «Луна-25» и «Луна-26». Орбитальная миссия «Луна-26» должна провести дистанционные исследования и выбрать наиболее подходящие площадки для последующих спускаемых аппаратов. И первым из них станет посадочный аппарат миссии «Луна-27», который будет исследовать поверхность в районе южного полюса Луны, в том числе криогенным бурением до глубины двух метров. Специалисты Института геохимии и аналитической химии РАН, которые изучают свойства лунного грунта

в разных геологических районах, со своей стороны хотели бы иметь уровень координатной привязки точек взятия образцов грунта на уровне десятков метров.

Миссия «Луна-28»: основная задача миссии – обеспечить доставку на Землю и проведение детального анализа состава летучих соединений и воды в южном полярном реголите для выяснения условий происхождения и эволюции Луны и также на предмет исследования присутствующих в нем сложных молекулярных соединений [22]. Бурильная система будет смонтирована на самой посадочной платформе, поэтому место посадки должно быть очень точно обеспечено. Миссия «Луна-28» также будет иметь небольшой луноход, для расширения зоны контактных исследований в месте посадки. Навигация лунохода планируется «по счислению» — по измерению пройденного пути с учетом изменений направления движения. Такая относительная координатная привязка точек измерений является вынужденным решением, так как на данный момент не имеется готовых решений для обеспечения точного измерения положений аппарата на поверхности Луны.

Планируемые Российские обитаемые базы на Луне: первые идеи таких баз были описаны еще в конце прошлого века [23] и сейчас снова становятся актуальными – в отдаленных планах Роскосмоса обозначена задача построения долговременной базы на Луне [24-25]. Пока что эти планы основываются на линейной экстраполяции технических решений для построения сборных конструкций из доставляемых по отдельности элементов. Этот подход может быть реализован только в случае обеспечения навигации в окололунном пространстве и в процессе мягкой посадки на лунную поверхность с метровой точностью. Многотонные строительные модули практически невозможно перемещать по поверхности Луны для их жесткой стыковки между собой. Скорее всего, можно ожидать, что между собой модули будут связаны гибкими гофрированными или надувными соединительными секциями. Размеры этих секций не могут быть по длине больше 2÷3 метров, поэтому потребуется обеспечение точности доставки всего комплекта деталей постройки с точностью не более метров. Такая задача может быть решена имеющейся техникой спуска КА на реактивной тяге, но потребуется создание навигационной системы соответствующего уровня точности.

Программа Китая по высадке на Луну: активность Китая в лунной гонке крайне высока; возможно, в обозримом будущем Китай станет главным игроком в гонке за лунные ресурсы [26]. Китай торопится закрепить свое присутствие на поверхности Луны, и намерен в короткое время осуществить доставку на Луну серии исследовательских автоматов (включая луноходы), в том числе и на обратную сторону Луны, а также осуществить пилотируемые экспедиции на Луну. В открытых публикациях не освещаются подходы китайской космонавтики к навигационному обеспечению объявленных миссий. Скорее всего китайские специалисты используют картографию лунной поверхности, выполненную американским Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO). Низкая координатная точность этих координатных систем вынудит Китай практически повторять уже проведенные другими странами исследования глобального характера, а пилотируемые миссии направлять на обширные равнинные участки лунной поверхности. Китайцами уже запатентованы несколько вариантов космических навигационных систем, но в этих патентах используются только данные лазерной дальнометрии, то есть предлагаемые китайцами решения остаются основанными на моделях движения Луны без привязки к каркасу селенографических координат.

Лунные проекты НАСА: американцы никаких конкретных планов в отношении Луны не имеют. США то заявляет о намерении «вернуться на Луну» после знаменитых пилотируемых миссий «Аполлонов», то выдвигают в качестве приоритетных направлений космических программ пилотируемые миссии к Марсу. Складывается впечатление, что США хотели бы остаться в лидерах мировой космонавтики, но никак не могут решить, кого им следует «обгонять» в первую очередь. Поскольку беспилотные исследования Марса идут уже много лет со стабильной успешностью, а для пилотируемых экспедиций на Марс нет научных задач (только политические), можно с большой степенью уверенности предположить, что НАСА ограничится только громогласными заявлениями о марсианских планах, но никакой серьезной подготовки пилотируемых экспедиций к Марсу проводить не будет.

Огромный технологический и экономический потенциал США будет в ближайшие годы основой для космических программ США. Проникновению США в космос способствуют намерения некоторых частных фирм принять участие в освоении ресурсов космоса. В условиях существующего отсутствия международного космического права частный бизнес будет стремиться к бесконтрольному захвату внеземных территорий и ресурсов. Пока что эти устремления не подкреплены ни научным знанием свойств ближнего космоса, ни, тем более, ясными бизнес-планами в отношении конкретных направлений космической деятельности. Скорее всего, эти стремления окажутся развернутыми в сторону Луны как наиболее близкого к Земле космического тела. Примитивный «захват» территорий на Луне рано или поздно потребует проведения «межевания», так что задача высокоточного позиционирования на Луне должна быть в центре внимания НАСА. В настоящее время американцы обладают массивом фотографий, перекрывающим всю поверхность Луны, и обеспечили координатную привязку этих снимков с формальной точностью около 90 метров.

Исследования Луны в программах НАСА не являются приоритетными. Однако, именно американцы в результате своей миссии Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) [27-29] получили самую качественную карту распределения силы тяжести по поверхности Луны, что является серьёзным шагом в баллистическом обеспечении лунных миссий.

На следующее десятилетие у НАСА имеются потенциальные проекты ч полетом на Луну или запуском окололунной станции. И специалисты справедливо отмечают, что главная проблема — это отсутствие высокоточной навигации для осуществления сложных лунных проектов с кооперацией нескольких аппаратов. Для этого специалисты думают какими средствами расширить возможности земного GPS или разработать другие пути решения навигационной задачи.

Для оценки расстояний можно использовать визуальные ориентиры известных размеров. Но все налунные объекты, например, кратеры и их координаты и габариты известны также с большой погрешностью, что мешает прецизионной навигации с использованием их за визуальную опорную точку.

Так, например, при прошлых лунных миссиях американские астронавты должны были добраться до кратера с исследовательской миссией, но заблудились и вернулись на посадочный аппарат, впоследствии выяснив, что разминулись с картером в считанные метры – из-за особенностей лунного рельефа и небольшого отличия реальной местности от изображенной на картах они его не увидели. В современном мире требования к безопасности астронавтов выросли, а вероятность ошибиться в координатах цели может стать фатальной.

Поэтому ряд научно-исследовательских работ НАСА во главе с Роном Ли, работавшим над навигацией движения марсианских роверов «Spirit» и «Opportunity», направлен на решение навигационной задачи. На основе современных сенсоров, камер и датчиков движения будет осуществляться контроль за движением астронавтов на лунной поверхности. Принцип работы заключается соединении изображений, полученных при съемке лунной поверхности с орбиты и съемки луны с стационарных станций на лунной поверхности и скафандров космонавтов. Затем с помощью компьютерной обработки все виды снимков соединяются в единую систему, дополненную данными с датчиков движения на подвижных лунных объектах (включая астронавтов), а также коррекций по сигналам от земных навигационных спутников. В конце планируется моделировать карту лунного ландшафта и передавать ее потребителям на лунной поверхности. Исследователи назвали систему Системой Пространственной Ориентации и Информации для Астронавтов на Луне (Lunar Astronaut Spatial Orientation and Information System, LASOIS).

Индийская организация космических исследований (ISRO): Индия стремится занять свое место в гонке за лунные ресурсы. Не имея ресурсов для развития пилотируемой космонавтики, Индия ведет разведку Луны беспилотными автоматическими аппаратами. Пока что потребности Индии в навигационном обеспечении её луноходов минимальны, а проводимые на поверхности Луны исследования носят глобальный характер и не требуют высокоточной навигации.

Японское космическое агентство (JAXA): Япония сосредоточила усилия на программах, связанных с разведкой ресурсов космоса и подготовкой к их

освоению. Еще в 1994 году, когда НАСА выступило с инициативой широкой международной кооперации в освоении Марса, Япония согласилась только на сотрудничество в работах, связанных с лунным сегментом программы, ясно дав понять, что Марс ей не интересен. На первом этапе своих национальных исследований Луны Япония провела фотосъемку поверхности Луны. Координатная привязка снимков не проводилась. Тем не менее, Япония на следующем этапе своих исследований ставит задачу проведения миссии с мягкой посадкой на Луну и исследование окрестностей места посадки мобильными роботами-луноходами. В некотором смысле проведенный японцами эксперимент по управляемому спуску Кагуйи и его жесткой посадки с последующим нахождением ударного кратера можно рассматривать как попытку установления связи между условной системой координат, построенной на снимках лунной поверхности на подлетной траектории, и небесномеханической системой координат, использованной при баллистическом расчете траектории спуска.

В планах Японии стоит строительство постоянной базы в области Южного полюса Луны с помощью роботов, и доставка на неё пилотируемой экспедиции. Эта национальная программа не предполагает широкого соучастия в ней иностранцев, поэтому и вопросы навигационного обеспечения своих миссий японцы, видимо, намерены решать своими силами. Никаких публикаций о работах в этом направлении нет.

Европейское космическое агентство (ЕКА) не настолько глубоко консолидировано в отношении освоения ресурсов космоса, как другие национальные космические агентства. Смутные отдаленные планы ЕКА тоже предусматривают строительство стационарной базы на Луне с постоянным экипажем космонавтов. Со ссылкой на ЕКА время от времени появляются публикации о проектах такой базы. Ни в одном из них вопросы навигационного обеспечения даже не поднимаются.

Резюмируя все вышенаписанное, можно сказать, что область необходимого навигационного обеспечения разделяется на поверхность Луны и окололунное космическое пространство. На лунной поверхности потребителями навигационных

систем будут неподвижные посадочные станции и подвижные объекты (луноходы и космонавты). В окололунном космическом пространстве потребителями являются орбитальные космические аппараты (с орбитами до 10000 км над поверхностью Луны) и аппараты посадочных миссий, совершающие маневры для осуществления посадки в определённую область лунной поверхности.

Для построения лунной навигационной системы необходимо провести исследовательские работы по уточнению основных селенодезических параметров, которые необходимы для функционирования любой лунной навигационной системы [30-31].

Основные задачи селенодезического обеспечения:

- 1) уточнение основных селенодезических параметров;
- 2) построение лунной системы координат с четко ориентированными координатными осями и точкой отсчета;
- 3) вычисление основных параметров вращения Луны (ПВЛ) и общелунного эллипсоида, а также движения системы Земля-Луна;
- 4) построение более точной модели гравитационного поля Луны (ГПЛ) по данным миссии GRAIL и будущим миссиям, а также определение следующих гравитационных показателей:
 - несферичность лунного гравитационного потенциала,
 - приливные деформации в теле Луны,
 - гравитационные воздействия Земли и Солнца на Луну;

Только после уточнения всех этих данных можно будет говорить, о том, что глобальная задача навигации на Луне решена. Однако это потребует большого количества как теоретических научных исследований и практических лунных миссий.

На сегодняшний день существует довольно подробная карта поверхности Луны [20] день, полученная в результате длительных наземных наблюдений и исследований поверхности Луны космическими аппаратами.

Глобально согласованная геологическая карта представляет из себя бесшовную карту масштаба 1:5000000 с кратким описанием картографических

единиц, полученных из шести цифровых геологических карт с последней актуальной информацией. Эти карты показывают 6 сторон Луны (центральная, ближняя, дальняя, южная северная, западная и восточная) и выпущены в 2013 году. Данная компиляция позволяет обновлять данные, добавлять новые карты, а также позволяет накладывать новые карты с более высоким разрешением (например, данные широкоугольную мозаичной камеры мисси Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) и цифровую модель рельефа, полученную лазерным дальномером Lunar Orbiter) на старые советские и международные карты лунной поверхности. Однако до сих пор, зарубежные и отечественные [32] версии селенографических карт, основанные на наблюдении геологических объектов, отличаются друг от друга на величины от 300 м до 3 км. Данные исследования и полученные по их результатам карты [30-32] могут служить фундаментом при создании лунной навигационной системы.

Прежде всего необходимо определиться с точностями, которые должны послужить исходными данными для будущей лунной навигационной системы. Эти точности определяются составом будущих лунных миссий и требованиями аппаратов в них участвующих. Как показано в Таблице 1.1 требования к точности навигационного обеспечения будут увеличиваться от сотен до единиц метров, для разных групп потребителей на лунной поверхности: неподвижные посадочные станции, передвижные средства (луноходы) для доставки полезной нагрузки, перевозки научных образцов и экипажа космонавтов, а также сложные миссии, включающие все вышеописанные системы.

Помимо поэтапного увеличения точности навигационного обеспечения лунных миссий также будут увеличиваться зоны и районы, требующие обеспечения: от локальных зон в несколько километров до всей поверхности Луны.

Таким образом для проведения будущих научных исследований на поверхности Луны понадобится высокоточное навигационное обеспечение, способное связывать результаты миссий в разных точках лунной поверхности с точность до 10 м.

Таблица 1.1 – Требования к лунной навигационной системе

Тип объекта	Точность измерения координат	Точность измерения скорости	Точность измерения угловых координат	Частота измерений	Число потребителей	Доступность сигнала
Единичные посадочные КА	100-200 м	1-10 м/с	0.2-1 ⁰	10 с	<5	Непрерывно
Луноходы	10-50 м	0.5-5 м/с	0.2-0.5 ⁰	10 с	<10	Непрерывно
Кооперация из посадочных КА, строительство базы	5-10 м	0.1-1 м/с	0.1-0.2 ⁰	1 с	∞	Непрерывно

Резюмируя все вышесказанное можно сформулировать основные требования к будущей проектируемой лунной навигационной системе:

- координатное обеспечение всех видов потребителей на поверхности Луны (стационарных, подвижных и заходящих на посадку) на уровне, аналогичном глобальным навигационным системам Земли;
- обеспечение глобального контроля за всей зоной исследований (в конечном счете за всей поверхностью Луны) и возможность постоянной доступности для потребителей навигационных данных.

Предпочтительной задачей является обеспечение навигации на лунной поверхности. Вспомогательной задачей обеспечение более точной навигации в окололунном пространстве, опираясь на данные с лунной поверхности.

1.2 Обзор и анализ вариантов проектов лунных навигационных систем

Современный уровень развития координатно-навигационного обеспечения для Луны можно описать в три этапа. Структура этих этапов, включающих уже работающие системы, научных предложения и проекты показана на Рисунке 1.1.

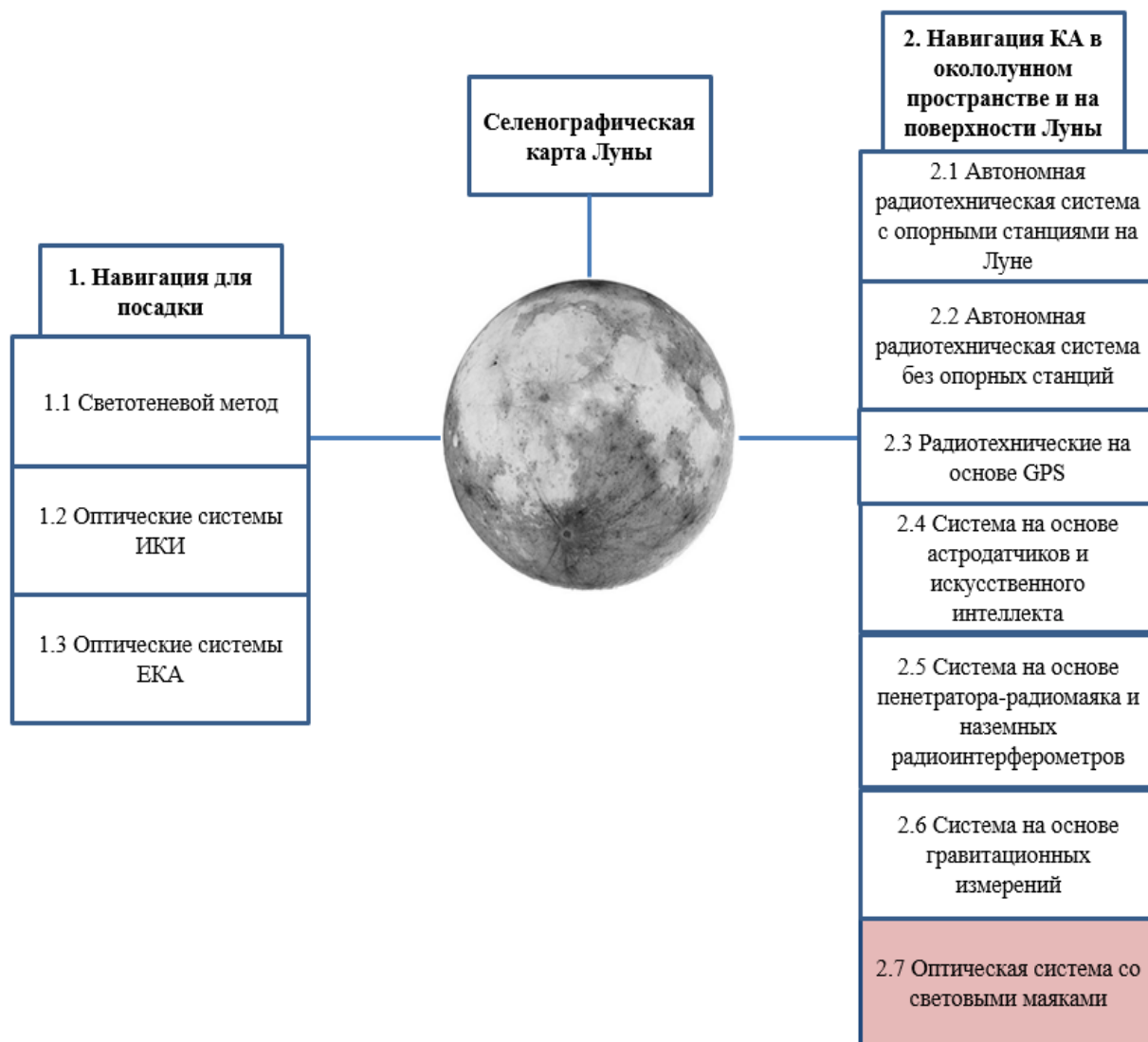


Рисунок 1.1 – Схема лунных навигационных систем

Прежде всего решалась задача составления селенографической карты. О ней уже говорилось в прошлом разделе. Далее основной задачей исследователей было обеспечение посадки КА на лунную поверхность. Такие системы основаны на применении телевизионных комплексов. Одним из первых методов решения проблемы посадки был светотеневой метод [33] (п.1.1 Рисунок 1.1).

Анализируя изображения участка лунной поверхности при различных углах освещения от Солнца, можно сопоставить положение Солнца и размер теней от различных лунных объектов (кратеров, гор и т.д.). Предполагаемое место для посадки выбирается вместе с наименьшим количеством теней, как потенциально более ровное (Рисунок 1.2). КА получает изображение подспутниковой

поверхности со своего бортового видеокомплекса и сравнивает его с изображениями этой зоны, полученной ранее, при аналогичных параметрах освещения Солнцем.

Во время спуска соотношение света и тени в кадре надира спускаемого аппарата анализируется в режиме онлайн. Бортовой компьютер определяет состояние самой большой незатененной области в центре поля зрения и управляет регулировкой горизонтального движения таким образом, чтобы эта область все время оставалась в центре кадра.

Отсутствие теней в кадре означает, что данная область наиболее безопасная и все двигательные корректировки должны быть направлены на стремление к ней.

Звездные датчики постоянно контролируют значения азимутальных углов, чтобы иметь возможность контроля снижения вертикальных составляющих, пока горизонтальная скорость управляется бортовым комплексом по данным с камер. Двигаясь к безопасной зоне количество теней в кадре должно только снижаться при приближении к поверхности, а горизонтальная скорость коррелируется с границами теней в кадре.

В процессе уменьшения масштаб отображения будет только увеличиваться. По скорости перемещения в горизонтальном направлении резких границ теней можно определить горизонтальную скорость спускаемого аппарата (SA) и снизить ее до требуемого значения, все еще имея запас во времени, отведенном для погашения вертикальной скорости. На этом этапе, согласно датчикам ориентации звезды, необходимо привести ориентацию СА к требуемым значениям азимутальных углов.

При оценочной продолжительности спуска на финальном этапе посадки в 10 с и частоте кадров бортового видеокомплекса 30 кадров в секунду у бортового комплекса управления будет для анализа 300 вариантов положения КА в разные моменты времени.

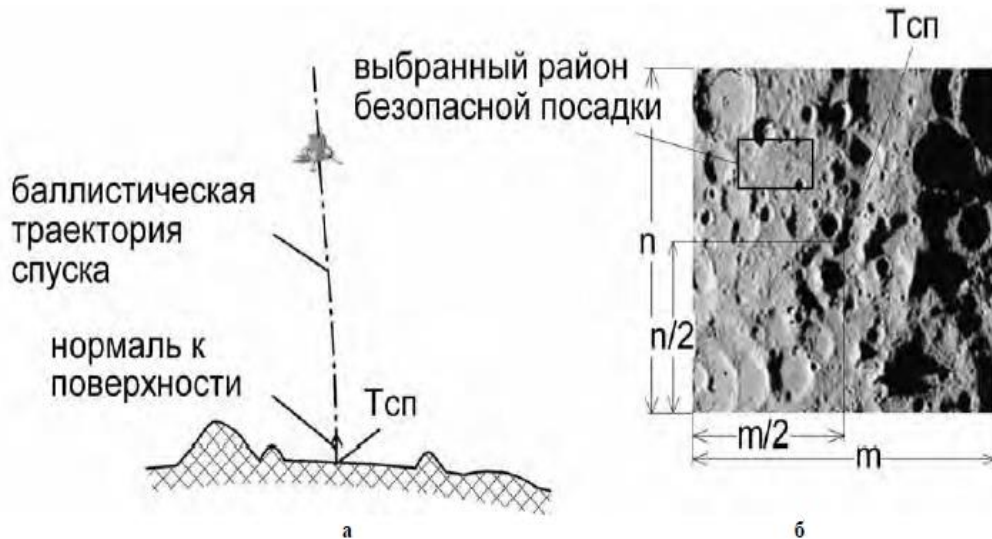


Рисунок 1.2 – Схема реализации светотеневого метода посадки

За счет сложности обработки и ограниченного количества кадров, а также невозможности работы на неосвященных зонах Луны у этого способа есть ряд ограничений.

Второй метод — это предложение широкоугольной камеры от ИКИ РАН [34] (п.1.2 Рисунок 1.1). Для осуществления контроле при посадке предлагается использовать сверхширокоугольную навигационную камеру с углом зрения 180° , которая будет постоянно контролировать подспутниковое пространство. С помощью данной камеры возможно реализовать:

- относительную навигацию на сверхнизких высотах на финальном участке главного торможения по сдвигу реперных точек на ряде контрольных изображений;
- оценку орбитального положения КА относительно горизонта Луны;
- значения боковой горизонтальной скорости КА по сдвигу реперных точек на ряде контрольных изображений и моделирование предположительной точки посадки на финальном этапе спуска;
- абсолютную навигацию орбите Луны и на первом этапе главного торможения по реперным точкам на поверхности Луны, что даст возможность определения положения КА при спуске с точность до 100 м;

Результатом этих работ является проект камеры обзора системы посадки

(КОСП), который планируется использовать на миссии «Луна-27». Однако стоит отметить, что максимально полную информацию о навигационных параметрах КА возможно получить только при работе данной камеры совместно с звездными датчиками, лазерными высотомерами, лидарами и инерциальными датчиками положения.

Дальнейшее развития оптического контроля, это совместный контроль лунной поверхности камерой и инструментом для получения данных о расстоянии до поверхности. Здесь следует отметить работы ЕКА [35-36] (п.1.3 Рисунок 1.1).

Вспомогательные системы для высокоточной посадки, разработанные в НАСА и ЕКА, имеют в своей основе принципы схожие с предполагаемой системой для КА «Луна-27». В основном это взаимодействие астродатчиков, оптических комплексов наблюдения и приборов для получения данных о расстоянии до поверхности (дальномеры, альтиметры, ЛИДАР и т.п.), конфигурация представлена на Рисунке 1.3.

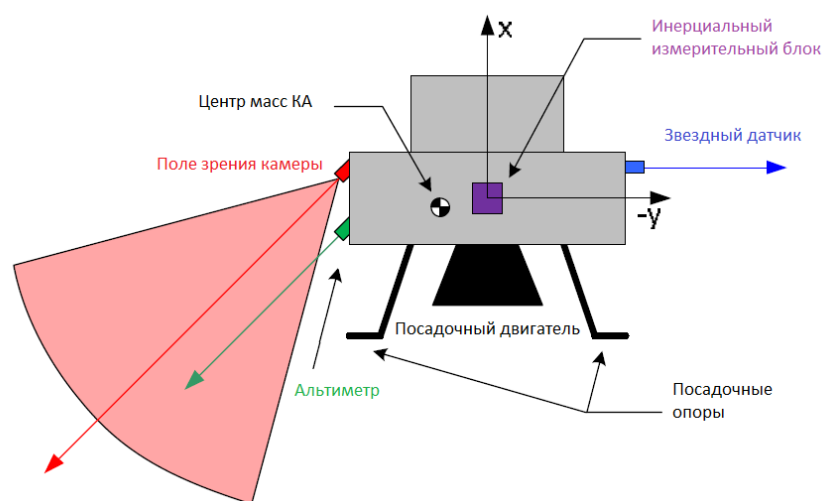


Рисунок 1.3 – Конфигурация оптической системы посадки

Оптические системы посадки позволяют проводить измерения с низкой задержкой независимо от наземных комплексов, обеспечивая автономию.

Эти проекты предлагают методы навигации, также базирующиеся на анализе изображений с камер КА. Главный недостаток этих методов – зависимость от

привязки к геологическим объектам Луны. Эти методы заключаются в измерении угловой скорости и вектора скорости космического аппарата по анализу реперов на последовательных изображениях лунного рельефа. Однако помимо привязки к геологическим объектам Луны (кратерам, горам и т.д.), которые сами определены с довольно большой погрешностью, данные методы еще и сильно зависят от освещенности подспутниковой области в определённый момент времени. Математические модели построенные по данным методам показали, что эта с помощью них можно оценивать скорость аппарата с точностью до 0,1 м/с и положение с точностью до 100 м.

И наконец рассмотрим последний этап развития навигационного обеспечения для Луны – глобальные навигационные системы. Имеющиеся технические решения проектирования земных спутниковых систем (ГЛОНАСС, GPS и др.) можно перенести и для позиционирования объектов на Луне. Большинство этих систем имеют радиотехнические методы определения координат, но имеются и альтернативные подходы к решению навигационных задач.

Первым рассмотрим проект, предложенный исследователями из АО «ЦНИИмаш» и АО «ИСС» в работах [1-3] (п.2.1. Рисунок1.1), который является попыткой максимально использовать принципы работы земной автономной радионавигационной системы и перенести эти их на Луну. Общая схема такой системы показано на Рисунке 1.4.

Эта радионавигационная система, аналогична земной ГЛОНАСС и даже предполагает использование КА, созданные для нее. Для оптимального покрытия потребуется до 18 космических аппаратов на лунной орбите и сеть поверхностных станций. Преимущество данной концепции - возможность глобального покрытия и автономность, недостаток – сложная и дорогая инфраструктура, которая не коррелируется с относительно небольшим количеством потребителей на Луне в ближайшее время.

По данным исследователей из АО «ИСС», представленным в работе [2], навигационное обеспечение Луны делится на два сегмента: поверхность Луны и окололунное космическое пространство.

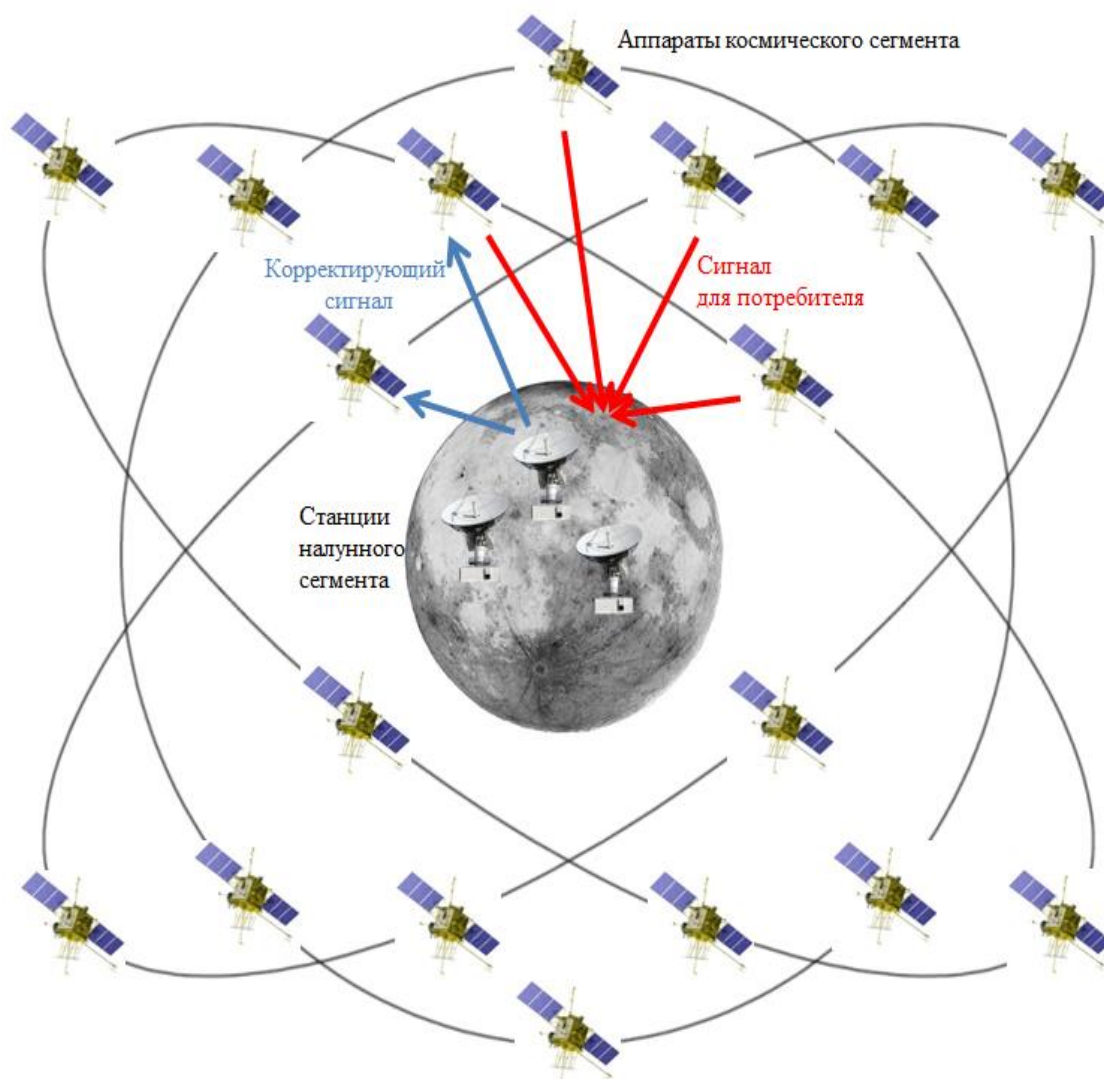


Рисунок 1.4 – Схема радионавигационной системы из 18 спутников в трех плоскостях. Синими стрелками обозначены сигналы из налунных пунктов, красными стрелками сигналы для потребителя.

Окололунным космическим пространством авторы считают сферическую область с радиусом 20 000 км от центра Луны, в которую попадают:

- космические аппараты, осуществляющие орбитальные маневры для перехода на другую окололунную орбиту;
- космические потребители, осуществляющие пассивный полет по окололунным орбитам;
- космические потребители, осуществляющие орбитальные маневры на подлетных траекториях для попадания в заданный район поверхности Луны или совершающие возвращаемый полет с поверхности Луны.

Основной задачей авторы все же считают обеспечение навигации на подлете, а не на поверхности. Навигационное обеспечение потребителей осуществляется на участках орбитального полета, включающих зоны выдачи импульсов двигателей для орбитального маневра. Чем дольше участок навигационного обеспечения, тем точнее определяется орбита и соответственно место посадки на поверхность Луны.

Согласно результатам исследований, глобальное обеспечение навигационной информацией (100 % однократное покрытие) потребителей на поверхности Луны реализуется следующими вариантами орбитальных группировок (ОГ):

- 8 КА на орбите высотой 4260 км с наклоном 58°, размещенных равномерно в 2 плоскостях;
- 10 КА на орбите высотой 1500 км с наклоном 58°, размещенных равномерно в 2 плоскостях;
- 18 КА на орбите высотой 1000 км с наклоном 58°, размещенных равномерно в 3 плоскостях.

Только вариант с трёхплоскостной орбитальной группировкой обеспечивает трехкратное глобальное стопроцентное покрытие поверхности Луны, варианты с двумя плоскостями годятся только для дальномерной навигации.

Исходя из этого варианты с 8-10 спутниками годятся для неполного покрытия лунной поверхности, работы без режима реального времени и с вспомогательными дальнометрическими системами, например, с земной поддержкой.

Оптимальным же вариантом для глобальной навигационной системы для Луны является вариант 18 КА размещенных в трех плоскостях.

Некоторым развитием идей предыдущего проекта служит следующий проект (п.2.2 Рисунок 1.1 и Рисунок 1.5) основанный на использовании сокращенной орбитальной группировки из 6 спутников и межспутниковой лазерной навигационно-связной системы (МЛНСС). Данная система потребует более высокоточной аппаратуры для осуществления высокоточного контроля орбитального положения спутниковой группировки.

Авторы утверждают, что система, благодаря прецизионной точности определения орбиты, и постоянного контроля ее радиолиниями МЛНСС, будет автономна и не потребует, как налунного сегмента, так и постоянной связи с земными навигационными средствами, а вся корректировка взаимного положения и связь с потребителями будет осуществлять исключительно силами спутниковой группировки.

Третий метод построения радионавигационной системы (п.2.3 Рисунок 1.1 и Рисунок 1.4) это система, осуществляющая опору на сигналы земного навигационного обеспечения (GPS, Galileo и др.). Для работы системы предполагается получать сигналы от околоземного сегмента с помощью мощной приемной аппаратуры на поверхности Луны или на окололунных спутниках-ретрансляторах [4-6]. Экспериментальные работы по разработке высокочувствительных приемников уже ведутся.

На разных околоземных орбитах находится более 80 навигационных спутников американской российской системой ГЛОНАСС, системы GPS и европейской системы Galileo. Помимо своего стандартного режима работы – передачи сигнала наземным потребителям, они способны излучать и в направлении от Земли для других космических аппаратов. Современные радиопередатчики способны передавать сигнал на расстояния до 400000 км, и смогут обслуживать и окололунную орбиту. Однако в каждый момент времени доступность КА разная и для лунной орбиты будут «видимыми» от 6 до 12 КА. Следует отметить, что авторы рассматривают только навигацию на видимой стороне Луны.

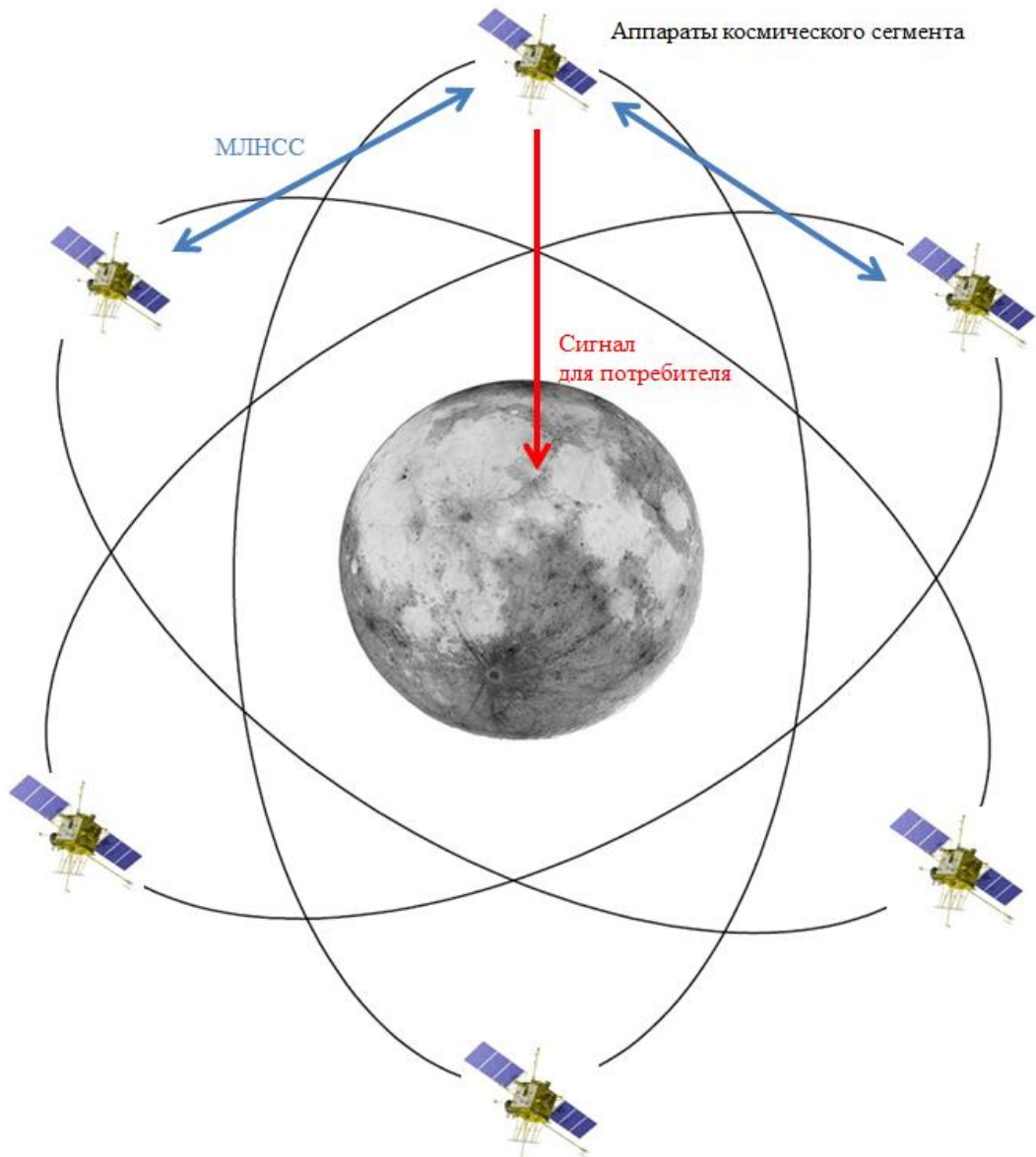


Рисунок 1.5 – Схема самоопределяющейся радионавигационной системы из 6 спутников. Синими стрелками показано прецизионная линия связи между КА, красной стрелой показан сигнал для потребителя.

В приполярных регионах Луны связь между околоземными спутниками и налунными потребителями затруднена из-за того, что земные навигационная группировка находится очень низко над горизонтом. Рельеф Луны может препятствовать прохождению сигналов. Поэтому предлагается использовать 2 спутника-ретранслятора на 12-часовых орбитах с наклоном 58° (Рисунок 1.6). Авторы рассВ варианте созвездия А космический аппарат будет находиться в

одной плоскости для обеспечения охвата одного полушария, при этом одна LRS будет действовать как запасная. Спутники-ретрансляторы могут находиться как в ортогональных плоскостях и покрывать оба полушария, так и одной плоскости для охвата одного полушария с резервированием приема сигнала.

В НАСА уже проводятся работы как по разработке таких ретрансляторов, так и по разработке высокочувствительных приёмных систем для них – это проект NavCube [37]. Целью проекта является создание навигационного высокочувствительного приёмника, который может работать как на наземных станциях, так и на спутниках-ретрансляторах и способен быстро получать и обрабатывать сигналы от околоземной GPS даже в зонах с частичной видимостью и большими помехами. В этом приёмнике помимо приема GPS будет функция работа с магнитным полем Земли для улучшения характеристик приема сигнала.

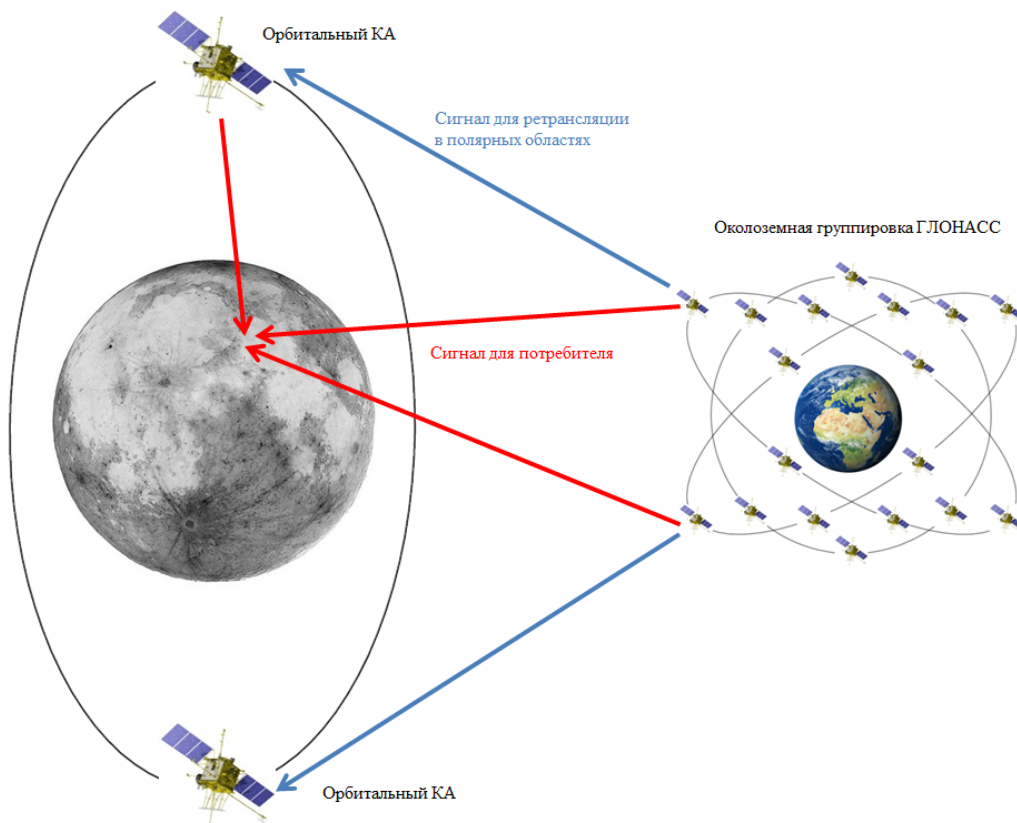


Рисунок 1.6 – Схема радионавигационной системы, опирающейся на околоземную спутниковую группировку. Синими стрелками показан радиосигнал для спутников ретрансляторов, красными стрелками сигнал для потребителей

Четвертый метод (п.2.4 Рисунок 1.1) заключается в использовании посадочных станций и луноходов без внешней поддержки. Он основан на сложном математическом моделировании, включающем в себя данные с большого числа приборов: показаний с звёздных датчиков (от двух до четырех), датчиков вертикали, гироскопов и самой современной геодезической карты Луны. Самым очевидным преимуществом данного метода является его автономность от других систем и аппаратов. Минусы: сложная математика, использование только на поверхности Луны и обязательное наличие необходимых приборов на аппарате.

Вариант данного метода от китайских исследователей предлагается реализовывать на основе системы SINS (Strapdown Inertial Navigation System) [38], осуществлявшей ориентацию и навигацию лунохода по звёздным датчикам. Этот метод состоит из двух этапов: определения начального местоположения и навигации. Определение начального местоположения аппарата состоит из предварительного определения положения относительно геологических объектов Луны и навигации по астроориентирам. Затем навигационный алгоритм в режиме реального времени проводит накопление измерений и компенсацию ошибок. Информация со звёздных датчиков уточняет информацию относительно геодезических объектов.

На похожих принципах основан метод, предложенный сотрудниками АО «НПО Лавочкина» и Института астрономии РАН [16]. «Способ высокоточного позиционирования аппарата на поверхности Луны» состоит в измерении с двух звёздных датчиков положения относительно звездного неба вместе с измерением местной вертикали с помощью датчика вертикали в нескольких моментах времени синхронизированных с помощью бортового синхронизирующего устройства. Затем бортовой вычислительный комплекс по ряду данных для нескольких моментов времени и заложенной математической модели движения Луны определяет широту позиционируемой точки как усредненное значение высоты полюса Луны над местным горизонтом, а долготу позиционируемой точки как усредненную разность прямых восхождений местного и нулевого меридианов, вычисленных для нескольких моментов времени.

Сочетание измерений положения налунного объекта относительно звезд и построение вертикали вместе с заданной математической моделью движения Луны относительно звезд позволяет определить широту и долготу аппарата сначала в селеноцентрической системе координат, а потом и в глобальной.

Еще одним вариантом налунной навигации без внешней поддержки являются системы с использованием искусственного интеллекта (ИИ). ИИ связывает большой массив снимков лунного ландшафта, сделанных во время лунных миссий за всю историю. На основе нейронной сети эти снимки объединяются в виртуальную карту Луны высокого разрешения.

Клиент на поверхности Луны загружает в систему еще один снимок и нейронная сеть определяет его место на своей виртуальной карте.

Пятый проект представляет из себя использования использования налунных радиоизлучающих пенетраторов [7] (п.2.5 рис 1.1). Совокупность этих пенетраторов образуют единую сеть связи на поверхности Луны, которая связана с наземными центрами радиоинтерферометрии со сверхдлинными базами Very Long Baseline Interferometry (VLBI), в частности с американскими VLBA как показано на Рисунке1.7.

Данная система под названием LunaCell основана на развертывание сети пенетраторов с радиосистемами на поверхности Луны. Каждый пенетратор будет иметь приемно-передающий радиокomплекс и вспомогательный набор датчиков. Доставляться пенетраторы будут сбросом с космического аппарата.

После сброса каждый пенетратор будет посылать сигналы в предполагаемую зону соседних пенетраторов, а также получать от них сигналы. Хвостовая часть пенетратора сделана более широкой, чтобы не углубляться в грунт и оставаться на поверхности для работы радиопередающего комплекса и антенн. По сигналам от всех доступных пенетраторов каждый элемент сети получит информацию о своем местоположении относительно других пенетраторов.

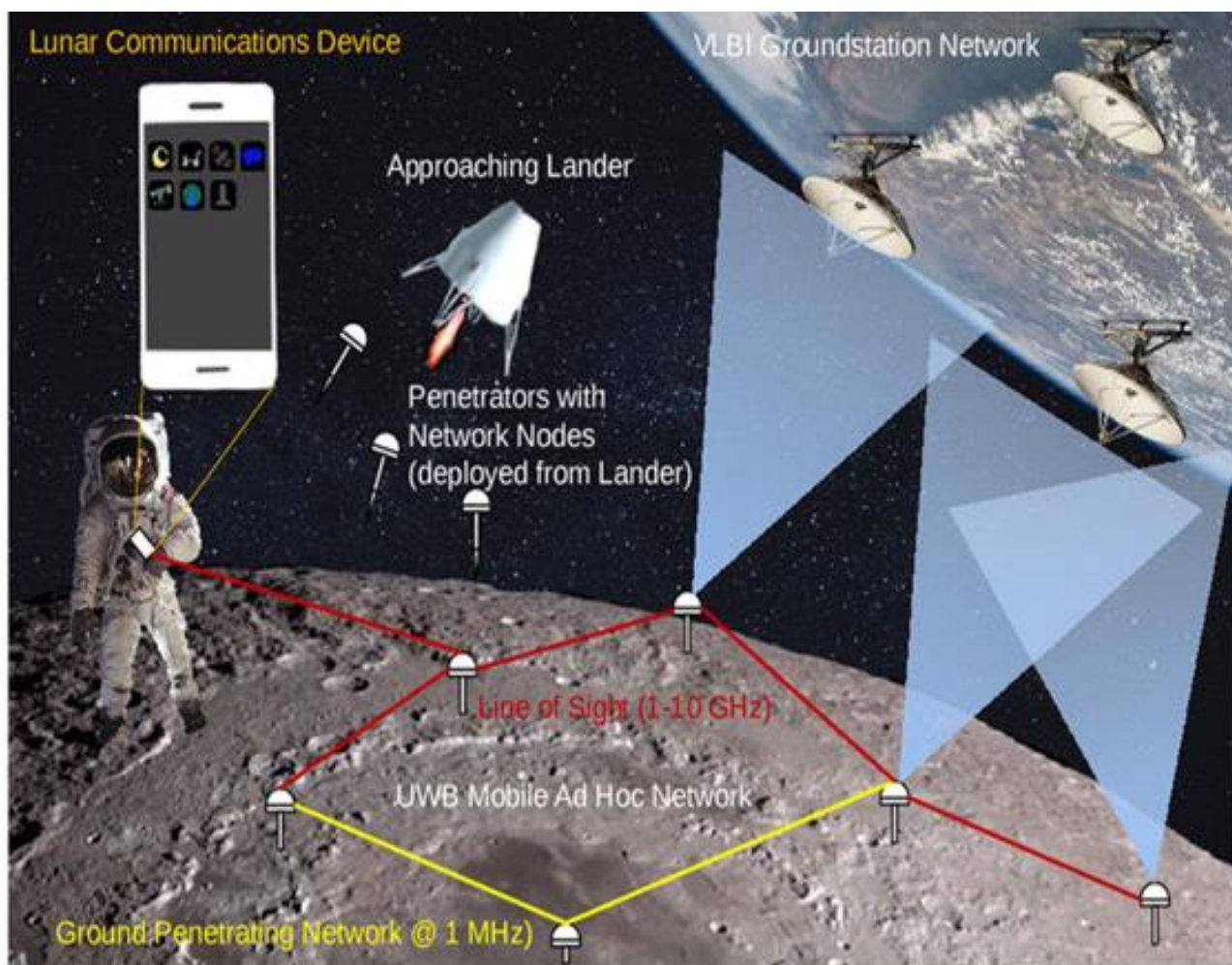


Рисунок 1.7 – Лунная навигационная система с использованием сети пенетраторов и земных радиоинтерферометров.

Наземные центры радиоинтерферометрии VLBI, позволяют получить дополнительные данные о координатах каждого пенетратора – расстояния до наземного радиотелескопа. Таким образом каждый узел сети станет отличным опорным пунктом для КА в окололунном пространстве. КА будет получать сигнал как от сети на поверхности Луны, так и с наземных радиоинтерферометров, получая таким образом навигационную информацию близкую по точности к земным системам (например, GPS).

Используя технологию UWB (сверхширокополосную радиолинию) для маяков в диапазоне 2-14 ГГц, VLBI пикосекундной точностью будет обеспечивать широкополосную передачи сразу в нескольких частотных диапазонах. В таком

режиме работы VLBI сможет обеспечивать точность определения положения объекта на Луне до 6 метров.

Шестой метод — это построение навигации на гравитационных измерениях (п.2.6 Рисунок 1.1) [39].

Данные о лунном гравитационном поле собирали несколько миссий, в которых гравитационные измерения были одной из вспомогательных задач. Запущенная в 2011 году миссия GRAIL (Gravity Recovery and Interior Laboratory) позволила получить тепловую карту истории формирования Луны на основе измерения гравитационных измерений.

Во Всероссийском научно-исследовательском институте физико-технических и радиотехнических измерений (ВНИИФТРИ) провели исследование, которое показало возможность использовать измерения гравитационных параметров Луны для навигации.

При использовании гравиметров совместно с градиентометрами на Луне можно получить более высокую точность чем на Земле, из-за более высокого градиента гравитационного поля Луны, в следствии того, что перепады гравитационного поля Луны существенно выше земных.

В настоящее время ведется создание демонстрационных стендов и макетов новых систем позиционирования, использующих гравитационные поля космических объектов. Такие системы смогут стать ассистирующими (вспомогательными) в работе лунного ГЛОНАСС.

Преимуществом такой системы является то, что она является помехозащищенной. Вспомогательные системы навигации на основе измерений параметров гравитационного поля имеют абсолютную помехозащищенность, из-за отсутствия искусственных гравитационных шумов на поверхности Луны.

Метод является слабо проработанным, чтобы оценивать, как точность для конечного потребителя, так и быстродействие или экономические затраты.

В заключение рассмотрим предлагаемый в данном исследовании метод - оптико-электронную лунную навигационную систему (п.2.7 Рисунок 1.1) Система,

описанная в работах [8-9] предполагает создание лунной оптической навигационной системы на основе сети налунных реперов с лазерными излучателями. На каждом аппарате потребителя так планируется устанавливать такие излучатели. Светоизлучающие маяки будут наблюдаться с помощью оптических средств на полярном орбитальном аппарате и КА в точках Лагранжа (Рисунок 1.8), что позволит определять положение потребителя с точностью до 10 метров.

Основной принцип работы заключается в том, что все угломерные измерения проходят на борту искусственных спутников Луны (ИСЛ), а потребитель получает уже готовые данные о своем положении. Размер светового излучателя не превышает 2 мм, а точность определения его положения теоретически упирается только в характеристики оптической систем (камер и телескопов) на ИСЛ.

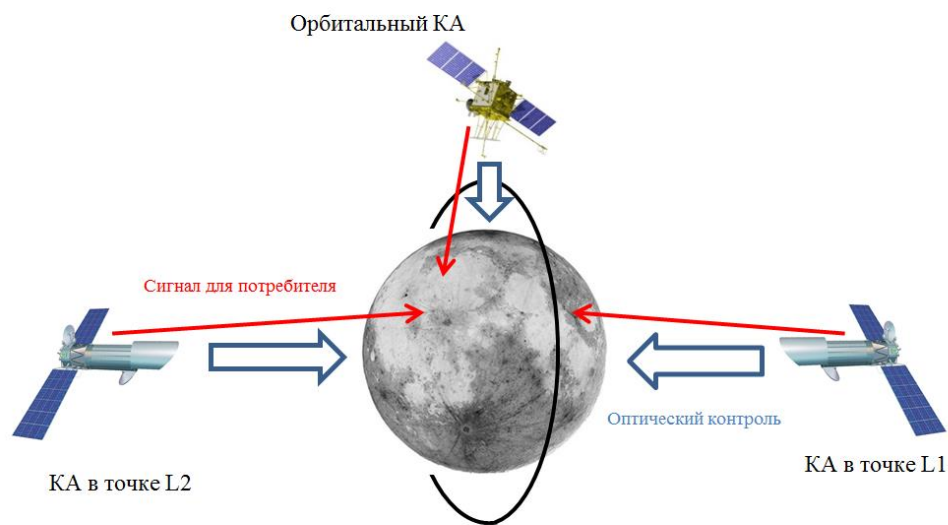


Рисунок 1.8 – Схема построения глобальной оптической лунной навигационной системы

Диодные источники излучения при минимальных затратах по мощности способны быть различимыми с огромных дистанций. Подобный светоизлучающий маяк будет опробован на миссии «Луна-25».

Благодаря этому появляется возможность создания системы навигации на оптических принципах. Дешевый и простой светоизлучающий маяк может находиться на тривиальной в оснащении и компактной автономной лунной станции, которая будет репером будущей координатной сети на поверхности Луны. Далее с помощью оптических средств он будет зафиксирован на снимке лунной поверхности в виде хорошо различимой яркой точки. Если не стоит задача быстродействующей системы, то с помощью сети таких реперов можно охватить всю лунную поверхность задействовав только один низкоорбитальный КА.

При добавлении КА в точках Лагранжа L1 и L2 системы «Земля-Луна» (для видимой и обратной сторон Луны) можно обеспечить непрерывный мониторинг лунной поверхности. Каждому аппарату будет доступно полушарие Луны (постоянно свыше 90% «диска» Луны). Таким образом с помощью двух аппаратов можно постоянно наблюдать всю поверхность Луны, а точность измерений будет зависеть в первую очередь от оптических комплексов, установленных на КА.

Данная система имеет ряд преимуществ перед глобальными навигационными системами, основанными на принципах радиодальнометрии:

1. Задача обеспечения навигацией потребителей может обеспечена:
 - а) группировкой из 3 ИСЛ, при необходимости глобальной навигации одновременно на видимой и темной стороне Луны;
 - б) группировкой из 2 ИСЛ, при необходимости навигации в пределах зоны на одном полушарии;
 - в) одним низкоорбитальным ИСЛ, при необходимости наблюдения за объектами на поверхности Луны с периодичностью менее раза в 2 недели;
2. Упрощение налунного сегмента до простых маяков-излучателей. Все измерения проходят на борту, соединяя позиционирование ИСЛ относительно звезд с помощью звездных датчиков, датчика местной вертикали и ботового синхронизирующего устройства. Налунные станции не требуют систем определения орбитальных характеристик.
3. Точность таких оптических измерений при имеющемся уровне систем позволит обеспечить точность позиционирования объектов на Луне порядка 10

метров. Эта точность может быть повышена с развитием оптических камер, ПЗС-матриц, оптической интерферометрии и установки соответствующих систем на борт ИСЛ.

По итогам анализа различных вариантов построения систем навигации на Луне рассмотрены основные проекты, разрабатываемые отечественными и зарубежными исследователями. Они представлены в Таблице 1.2 [10].

Таблица 1.2 - Сравнительная таблица с доступными данными по точности навигационных систем

	Количество КА	Налунный сегмент	Автономность	Глобальность	Планируемая точность
1. Радионавигационная автономная система с налунным сегментом	9-18	+	+	+	5-20 м
2. Радионавигационная система с земным GPS	2	-	-	+	50 м
3. Радионавигационная система с земными радиоинтерферометрами	0	+	-	-	6 м
4. Автономная навигационная система без КА	0	+	+	-	35 м
5. Оптическая навигационная система	3	+	+	+	10 м

Это, в первую очередь радионавигационные системы, которые условно можно поделить на 3 главных группы:

- радионавигационная система с опирающиеся на сигналы от земным навигационных систем;
- радионавигационная автономная система с опорным налунным сегментом;
- радионавигационная система без КА с опорой на земные радиоинтерферометры.

А также автономная система навигации, установленная индивидуально в каждый посадочный аппарат, и предложенная в этой работе лунная оптическая навигационная система.

Остальные концепции обеспечения лунной навигации слабо проработаны и не дают возможность оценить их основные параметры.

1.3 Оценка методов построения лунной навигационной системы

Для оценки эффективности лунной оптической навигационной системы сформирован перечень частных показателей для определения суммарного критерия эффективности. Частные показатели представляют собой совокупность важнейших параметров, которые учитывающие тактико-технические характеристики системы, ее экономические и конструктивные особенности.

Основываясь на анализе проектов лунных навигационных систем определены следующие частные показатели F_i :

- 1) Количество КА в космическом сегменте N ;
- 2) Количество и сложность элементов налунного сегмента M .
- 3) Точность навигации R ;
- 4) Глобальность (наблюдение за всей поверхностью Луны) G ;
- 5) Автономность (отсутствие зависимости от околоземных/наземных систем) A .

Критерий эффективности лунной навигационной системы можно представить в виде функции зависящей от совокупности этих показателей:

$$F = (N, M, R, G, A), \quad (1.1)$$

Задачу выбора лунной навигационной системы и оценки ее эффективности можно представить, как задачу минимизации критерия эффективности F :

$$F = (N, M, R, G, A) \rightarrow \min \quad (1.2)$$

Зависимость между показателями количества КА и налунных элементов, точности навигации, автономности и глобальности невозможно установить из-за их различной физической сущности этих показателей.

Оценка количества КА и элементов налунного сегмента приводится к безразмерной величине относительно минимального значения:

$$N'_i = \frac{N_i}{\min(N)} \quad (1.3)$$

$$M'_i = \frac{M_i}{\min(M)} \quad (1.4)$$

Следует отметить, что критерий оценки количество и сложность элементов налунного сегмента M выведен методом экспертной оценки и составляет: 7 для радионавигационной системы с налунным сегментом; 6 для радионавигационной системы с земными радиointерферометрами; 10 для автономной навигационной системы без КА; 4 для оптической навигационной системы.

Оценка точности (минимального расстояния на котором можно отличить один объект от другого) приводится к безразмерной величине относительно максимального значения:

$$R'_i = \frac{R_i}{\min(R)} \quad (1.5)$$

Критерии глобальности и атономности системы не имеет прямого численного выражения, поэтому введена экспертная оценка от 0 до 10. При этом отсутствие глобальности оценивается в 0, автономная навигационная система без КА может быть применена в любой точке Луны и ее глобальность оценивается в 5, тогда как радионавигационная система с земными радиointерферометрами даже теоретически может быть осуществлена только на видимой стороне Луны и в зоне работы радиointерферометров и ее глобальность оценивается в 10. Аналогично для критерия автономности: полностью автономные системы получают оценку 0; радионавигационная система с земным GPS получает оценку 5;

радионавигационная система с земными радиоинтерферометрами получает оценку 10.

Используя метод линейной свертки частных критериев получаем результирующий критерий эффективности F :

$$F = p_1 N' + p_2 M' + p_3 R' + p_4 G' + p_5 A' \quad (1.6)$$

Далее оценим важность каждого показателя. Самым важным показателем является точность навигации от которой зависят возможности осуществления лунных миссий:

$$p_3 = 0,3 \quad (1.7)$$

Показатели количества КА и элементов налунного сегмента чуть менее важны, но напрямую определяют стоимость построения лунной навигационной системы:

$$p_1 = p_2 = 0,2 \quad (1.8)$$

Показатели автономности и глобальности наименее важны:

$$p_4 = p_5 = 0,15 \quad (1.9)$$

Оценка эффективности для каждой лунной навигационной системы представлена в Таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Оценка эффективности для лунных навигационных систем

	$N'(p_m=0,2)$	$M'(p_m=0,2)$	$R'(p_m=0,3)$	$G(p_m=0,15)$	$A(p_m=0,15)$	$F(p_m=1)$
1. Радионавигационная система с налунным сегментом	9	1,75	1	0	0	2,45
2. Радионавигационная система с земным GPS	1	0	10	0	1	3,35
3. Радионавигационная система с земными радиоинтерферометрами	0	1,5	1,2	2	2	1,26
4. Автономная навигационная система без КА	0	2,5	7	1	0	2,75
5. Оптическая навигационная система	1,5	1	2	0	0	1,1

1.4 Выводы к Главе 1

Выводы по итогам анализа предлагаемых лунных навигационных систем:

1. У всех видов систем есть как свои преимущества, так и недостатки. Это сложный лунный сегмент, большое количество КА или обязательное использование сигналов от земных систем навигации для опорных измерений. Ряд имеющихся систем не обладает возможностью глобального мониторинга за лунной поверхностью. Таким образом проработка данной проблемы и поиск оптимального решения требуют проведения дальнейших исследований.

2. Важнейшим фактором является общее количество структурных единиц системы, связанных между собой и задействованных при решении навигационных задач. Такими единицами, прежде всего, являются космические аппараты, обеспечивающие работу этой системы, но также к ним можно отнести лунные и наземные пункты. В соответствии с данными Таблицы 1.2 большинство систем оперирует большим количеством таких структурных единиц, и только лунная оптическая навигационная система обладает наименьшим количеством спутников, сохраняя при этом автономность и глобальность навигации.

3. Предложенная в моем исследовании лунная оптическая навигационная система лишена многих недостатков указанных выше предложений в области навигации на Луне и позволяет получать высокую точность определения объектов на поверхности Луны при малой орбитальной группировке из 3 КА.

Глава 2 Лунная оптическая навигационная система: методика проектирования и принципы работы системы

2.1 Методика проектирования космического сегмента лунной оптической навигационной системы

Космический сегмент лунной оптической навигационной системы следует рассматривать как сложную систему, состоящую из космических аппаратов, налунного сегмента и находящую под внешним воздействием окружающей среды.

Для обеспечения навигации на Луне нужно провести выбор из имеющихся и перспективных разработок, провести анализ множества систем и создать последовательный алгоритм разработки лунной навигационной системы (п.1 Рисунок 2.1).

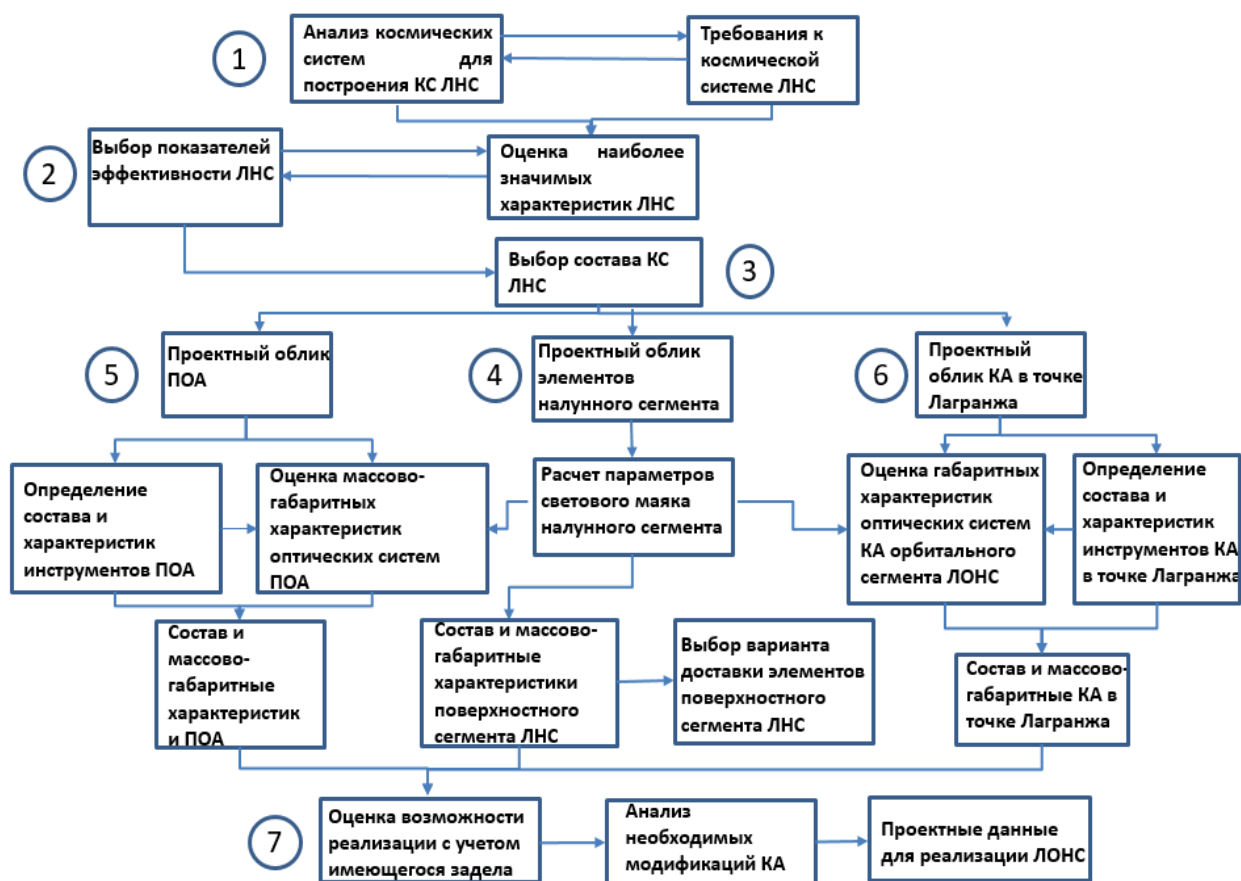


Рисунок 2.1 - Методика проектирования космического сегмента ЛОНС

Первый шаг — это анализ современного состояния перспективных разработок навигационных систем (п. 1 Рисунок 2.1). Подробнее этот анализ и оценка требований к системе представлен в главе 1.

Навигационная система должна удовлетворять следующим техническим требованиям (п. 2 Рисунок 2.1):

1) обеспечение глобальности – по аналогии с наземными системами лунная также должна быть глобальной: т.е. покрывать всю поверхность Луны;

2) обеспечение измерений по трем координатам – навигационная система должна обеспечивать получение положение объекта не только в плоской системе координат (как наземные аналоги широты и долготы), но и по третьей координате вертикальной. Это должно определяться либо самими измеряющими приборами, либо впоследствии совмещения плоской карты с имеющимися объемными картами лунного рельефа;

3) обеспечение необходимой точности – требования по точности являются ключевым параметром для любой навигационной системы;

4) обеспечение необходимого времени получения координат пользователем – навигационная система должна иметь быстрый отклик для пользователя, требования к скорости зависят от специфики налунной операции.

По итогам анализа выбирается тип системы – лунная оптическая навигационная система (ЛОНС). Проектирование ЛОНС состоит из проектирования космического сегмента, средств выведения и наземного сегмента (п.3 Рисунок 2.1).

В рамках данной методики мною сделан выбор элементов Космического сегмента ЛОНС, состоящего из орбитального и налунного. Налунный сегмент состоит из налунных опорных станций. Их проектирование состоит из выбора излучательной системы и вариантов строения самого реперного маяка с учетом его доставки на поверхность Луны (п. 4 Рисунок 2.1). Ключевым аспектом в работе излучателя будет его возможность быть заметным для КА на фоне поверхности Луны. Для уверенной регистрации сила излучения должна быть выше светимости поверхности Луны. Расчет проводится со следующими параметрами:

- для ИК и УФ диапазона;
- для лунного дня и ночи;
- для полярной орбиты и точки Лагранжа.

Также здесь решается задача определения доступности маяка для приемных комплексов на орбите Луны:

- анализ времени пролета КА и фиксации маяка при его неровной установке на поверхности Луны;
- определение количества светодиодов на маяке, необходимого для фиксации маяка при его неровной установке на поверхности Луны (для полярной орбиты);
- определение влияние учета кривизны Луны при наблюдении с точки Лагранжа (доступны ли маяки на краю диска Луны).

И наконец рассмотрены варианты его доставки и конструктивные решения по облику автономного светового маяка, а также его систем.

Орбитальный сегмент состоит из КА на полярной орбите (п.5 Рисунок 2.1) и в точках Лагранжа (п.6 Рисунок 2.1). Их проектирование включает разработку требований к ключевым целевым системам КА, выбор космических платформ и предложения по их модернизации, расчет энергетических и габаритных параметров оптико-электронных систем КА (расчет диаметра, линейных габаритов и массы элементов оптической системы КА в зависимости от требуемого разрешения на лунной поверхности), определение показателей качества, эффективности и требований к КА орбитального сегмента ЛОНС на основе полученных ранее характеристик налунного сегмента.

Завершающим этапом данной методики (п.7 Рисунок 2.1) идет анализ необходимых модификаций и оценка возможности реализации ЛОНС с учетом имеющегося задела по космическим платформам и бортовым системам отечественных КА (преимущественно КА АО «НПО Лавочкина»). В конце данной методики мы получаем все проектные параметры для реализации ЛОНС.

Перечень параметров для выбора показателей и критериев проектирования космического сегмента ЛОНС и параметров приемно-передающей системы, необходимых для решения задач исследования, определяют путем применения

методов проектного моделирования и экспертных оценок. Критерии эффективности проектирования космического сегмента выбираются исходя из главного показателя – требуемой точности R навигации объектов на поверхности Луны. С целью снизить стоимость и трудоемкость построения такой системы при обеспечении необходимой точности определяется минимальное количество КА в космическом комплексе N и налунном сегменте M , а также возможность автономной работы навигационной системы A и обеспечения глобальной навигации G . Для минимизации энергетических затрат приемно-передающей системы проводится определение рациональных параметров излучательного сегмента налунных маяков (мощность излучения, спектр излучения, энергопотребление маяка, расходимость источника, угол покрытия маяка) и приемного комплекса КА (спектральная чувствительность приемника, частота кадров, угол поля зрения):

- количество КА в космическом сегменте $N \rightarrow \min$;
- количество и элементов налунного сегмента $M \rightarrow \min$;
- точность навигации $R \leq 10$ м;
- возможность наблюдения за всей поверхностью Луны (глобальность) G ;
- отсутствие зависимости от околоземных/наземных систем (автономность) A ;
- мощность излучения $P_{\text{и}} \leq 200$ мВт;
- спектр излучения $\lambda_{\text{и}} = 0,2 \div 0,9$ мкм;
- энергопотребление маяка $E \leq 5$ Вт;
- расходимость источника $\Omega_1 \leq 25^\circ$;
- угол покрытия маяка $\Omega_{\text{п}} \geq 120^\circ$;
- спектральная чувствительность приемника $\lambda_{\text{п}} = 0,2 \div 0,9$ мкм;
- частота кадров $f = 1$ Гц;
- угол поля зрения $\varphi_{\text{п}} = 30^\circ$ (для полярного КА), $\varphi_{\text{л}} = 3^\circ$ (для КА в точке Лагранжа).

2.2 Концепция и этапность развития лунной навигационной системы

Заделом для проектирования лунной оптической навигационной системы могут послужить наработки АО «НПО Лавочкина» по проектированию светоизлучающих маяков [40] для контроля позиционирования лунных посадочных станций (ЛПС). Они разработаны в рамках проектов Федеральной космической программы для лунных миссий (в частности для «Луны-25»).

Светоизлучающие маяки с источником в виде лазерного диода и волоконной оптикой обладают простой конструкцией, высоким КПД и большим ресурсом работы, поэтому востребованы в космической технике.

Задачей данных маяков в лунной программе являлось определение точного места посадки ЛПС альтернативным методом – по наблюдениям яркого источника света с наземных телескопов. Также рассматривалась возможность зафиксировать этот маяк с будущих орбитальных КА. Это позволило бы уточнить информацию об изучаемой области посадки ЛПС.

При осуществлении фиксации таких маяков оптическими средствами ИСЛ можно впоследствии при многократных измерениях и наличии нескольких таких маяков сформировать селенографическую систему координат с помощью методов геодезии.

Полярный ИСЛ сможет зафиксировать за двухнедельный период маяки в любой точке лунной поверхности. Особенно важно это сделать в критических областях: вблизи экватора для уточнения лунной долготы на будущей карте, и вблизи полюсов для уточнения лунных широт.

Создание глобальной навигационно-связной системы на Луне должно происходить поэтапно, чтобы выполнить требования, изложенные в Таблице 1.1.

Предложена схема поэтапного построения ЛОНС (Рисунок 2.2):

Этап №1 – Создание первоначальной сети реперных маяков для построения единой селенографической системы координат;

Этап №2 – Измерение координат первых маяков с помощью полярного орбитального аппарата;

Этап 3 – Запуск КА в точку Лагранжа для осуществления постоянного глобального контроля за диском Луны.

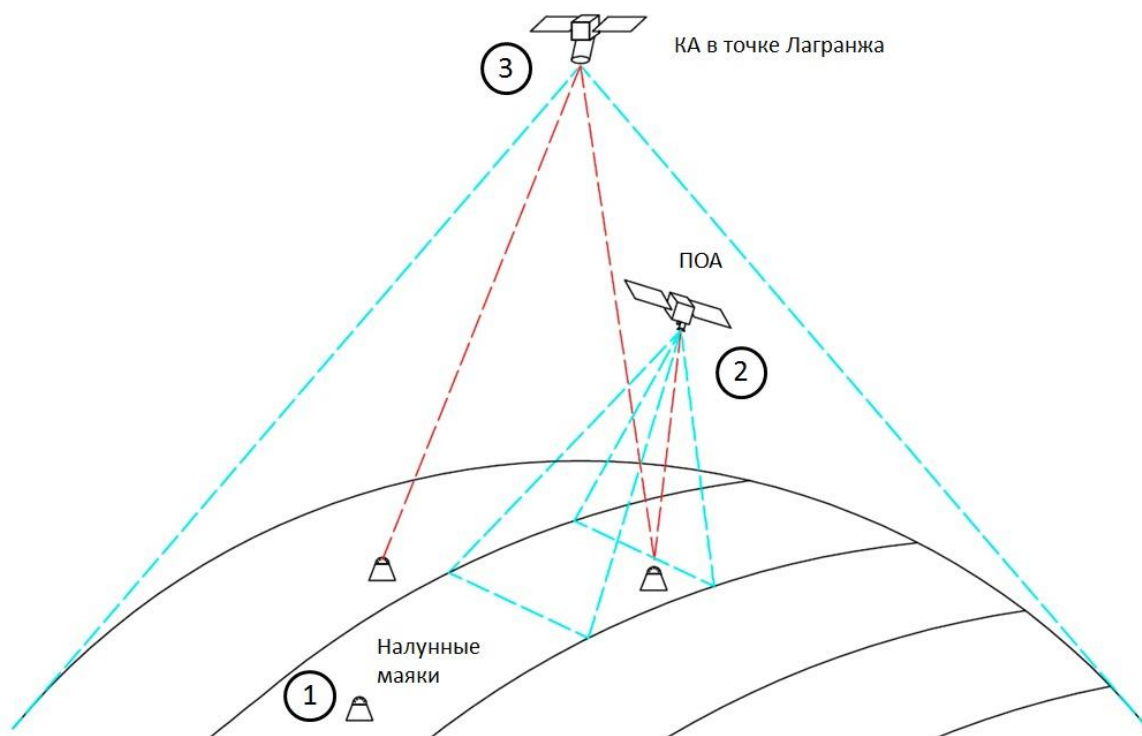


Рисунок 2.2 – Схема поэтапного построения ЛОНС

На **этапе 1** необходимо решить задачу размещения на поверхности Луны координатного репера (или нескольких), жестко связанного с телом Луны, который будет представлять собой светоизлучающий маяк с размером светящегося тела не более 2x2 мм.

Таковыми реперами могут стать первые посадочные станции возобновляемой лунной программы. Планируется их оснащение светоизлучающими маяками, которые при обеспечении долго ресурса смогут даже после завершения основной миссии оставаться на Луне в качестве реперной точки для построения координатной селенодезической системы. Создание таких реперов эквивалентно созданию узлов координатной системы и дает возможность вести отсчет координат от одной конкретной точки (как в случае Гринвичской обсерватории на Земле).

Первым таким репером может стать маяк миссии «Луна-25» [41], которая в 2023 будет посажена вблизи Южного лунного полюса. Данная станция также дополнена пассивными ретрорефлекторами, которые при наличии на ИСЛ лазерного источника также могут послужить в качестве маяков (Рисунок 2.3).

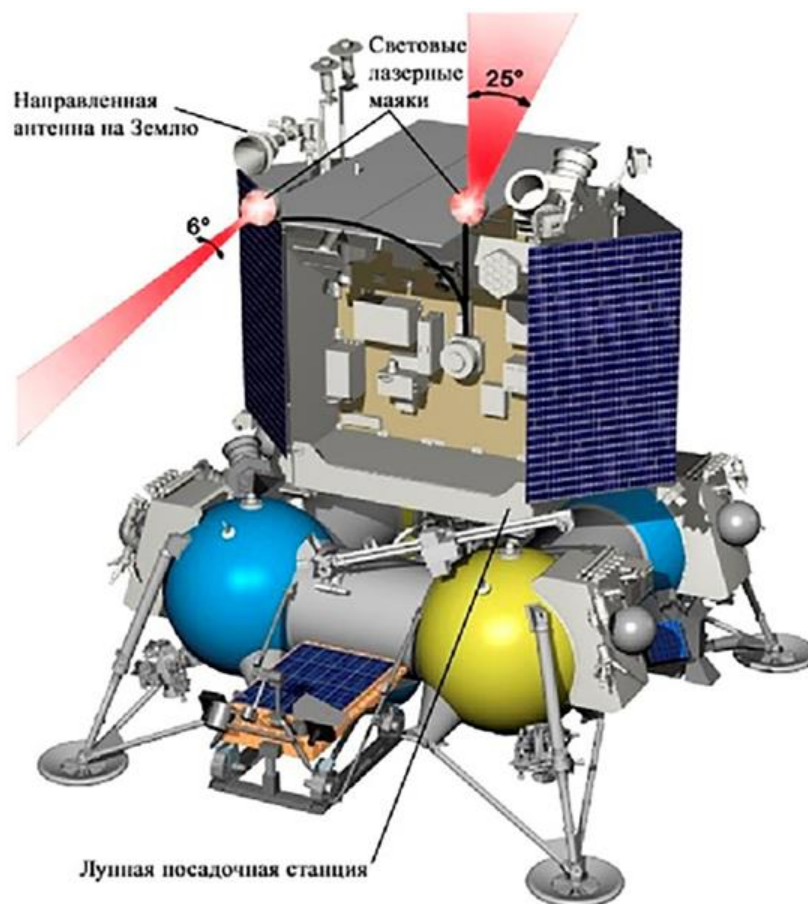


Рисунок 2.3 – Лунная посадочная станция «Луна-25»
со светоизлучающими маяками

Ретрорефлекторы (в виде уголковых отражателей) уже отправлялись на лунную поверхность в ходе американских и советских лунных миссий. Эти отражатели (2 советских и 3 американских) установлены на более низких лунных широтах и на первых этапах смогут отлично дополнять установленный вблизи южного полюса светоизлучающий репер. Данные ретрорефлекторы ориентированы на Землю (она для них практически в зените), поэтому при прохождении ИСЛ в этой области они будут удобно фиксироваться.

Таким образом при снаряжении ИСЛ дополнительным источником света (лазерным прожектором, высотомером или альтиметром) появится возможность

получать отраженный сигнал и от этих реперов, уточняя данные координатной сети на первых этапах построения селенодезической системы.

На **этапе 2** последовательно решаются следующие задачи:

1. Вывод на полярную окололунную орбиту спутника с комплексом аппаратуры (Рисунок 2.4), позволяющий измерять углы между направлением на звезду с точно известными экваториальными координатами и направлением на светоизлучающий маяк.

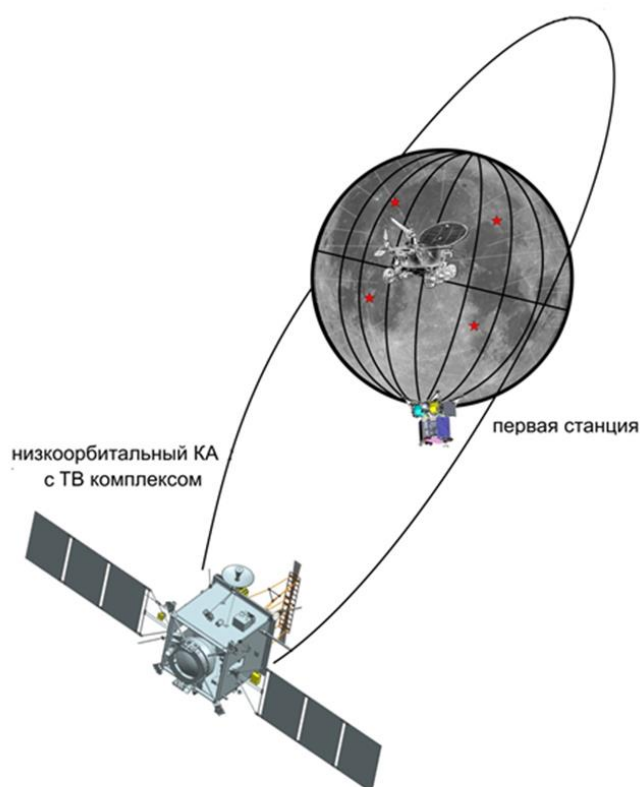


Рисунок 2.4 – Орбитальный КА и первый лунный маяк

2. Измерение координат первых маяков с его помощью. К построенной системе маяков будут привязаны снимки поверхности Луны, полученные на проведенных ранее миссиях, и к которой можно будет привязывать снимки будущих миссий, а также топографические снимки (например, мисси LRO) для привязки высот лунной поверхности.

Методика определения положения первых маяков состоит из следующих шагов:

1. Орбитальный КА, снабженный двумя звёздными датчиками (с точностью до 1'') [42] и датчиком Луны, определяет свою ориентацию в космическом пространстве и ось визирования камеры относительно центра масс Луны (Рисунок 2.5). Положение КА определяется следующими выражениями:

$$\sin h_{\text{пр}j} = \sin \varphi_{\Gamma} \sin \delta_j + \cos \varphi_{\Gamma} \cos \delta_j \cos(\lambda_{\Gamma} + S_{\Gamma p} - \alpha_j), \quad (2.1)$$

$$\sin A_{\text{пр}j} = \frac{\cos \delta_j \sin(\lambda_{\Gamma} + S_{\Gamma p} - \alpha_j)}{\cos h_{\text{пр}j}}, j = 1, 2, \quad (2.2)$$

Где φ_{Γ} и λ_{Γ} – географические широта и долгота,

$S_{\Gamma p}$ – гринвичское звездное время,

α и δ – экваториальные координаты астроориентиров,

h и A – горизонтальные координаты астроориентиров.

Если выразить выражения (2.1) и (2.2) через элементы орбиты:

i – наклонение орбиты,

u – аргумент широты,

Ω – долгота восходящего узла,

то получим следующие выражения:

$$\begin{aligned} \sin h_{\text{пр}j} = & \cos \delta_j \cos(\alpha_j - \Omega) \cos u + \\ & + \cos \delta_j \sin(\alpha_j - \Omega) \cos i \sin u + \sin \delta_j \sin i \sin u, \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$\sin A_{\text{пр}j} = \frac{\cos \delta_j \sin u \cos i \cos(\alpha_j - \Omega) - \cos \delta_j \cos u \sin(\alpha_j - \Omega)}{\cos h_{\text{пр}j} \sqrt{\cos^2 u - \sin^2 u \cos^2 i}}, \quad (2.4)$$

При последующих преобразованиях получаем значения углов тангажа ν , крена γ и рыскания ψ , которые и будут углами отклонения КА относительно орбитальной системы координат [38-39].

$$\nu = \frac{\Delta h_1 \cos A_2 - \Delta h_2 \sin A_1}{\sin(A_1 - A_2)}, \quad (2.5)$$

$$\gamma = \frac{\Delta h_1 \cos A_2 - \Delta h_2 \cos A_1}{\sin(A_1 - A_2)}, \quad (2.6)$$

$$\psi = \Delta A_1 \operatorname{tg} h_1 \left[\Delta h_1 \operatorname{ctg}(A_1 - A_2) - \frac{\Delta h_2}{\sin(A_1 - A_2)} \right], \quad (2.7)$$

Таким образом положение полярного аппарата может быть определено.

2. Камера КА совершает несколько снимков подспутниковой поверхности с 3 светоизлучающими маяками (с перекрытием 80% и разрешением до 3 м).

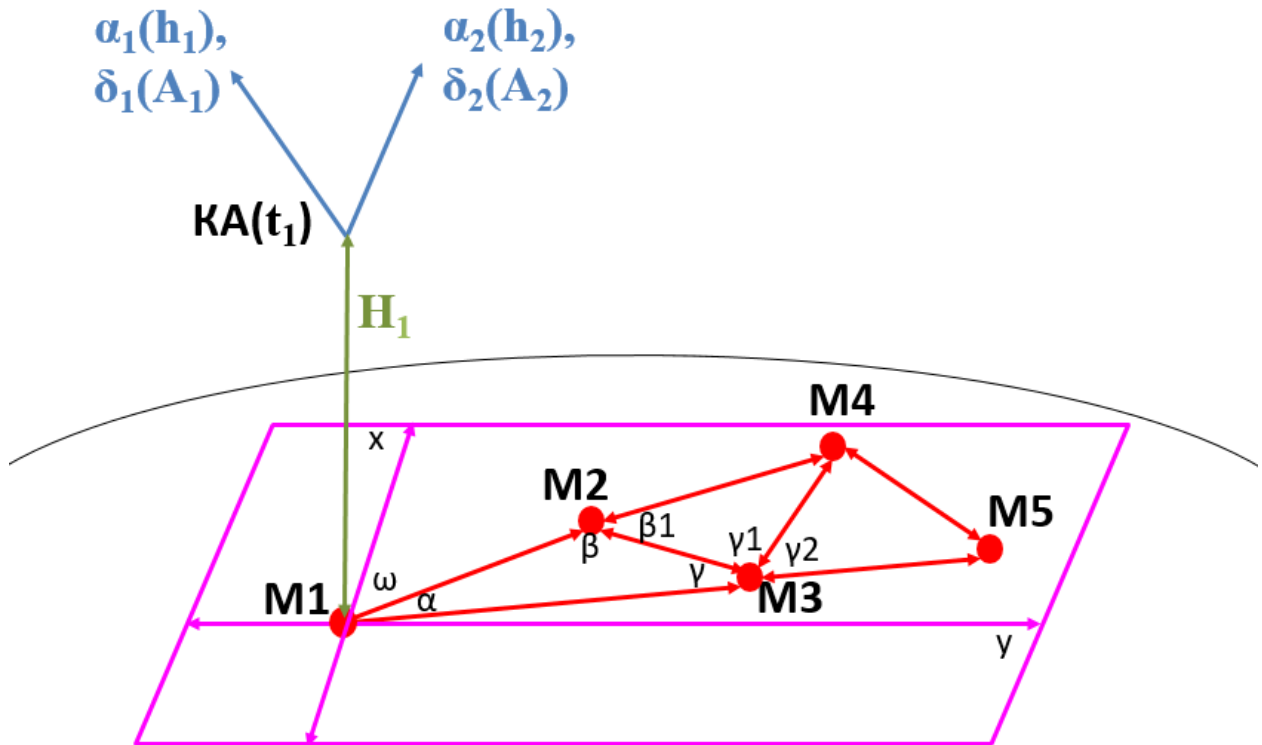


Рисунок 2.5 – Схема измерения координат лунных маяков

3. Использование КА высотомера (с точностью до 0,1 м) [40] позволяет получить расстояние до центра поверхности в кадре

4. По серии снимков определяется расстояния между данными маяками (с точностью до 10 м)

Зная размер кадра и расстояние до центра кадра известное с помощью высотомера можно вычислить расстояния между маяками, видимыми в кадре.

5. Осуществляется привязка новых маяков к первым трем, увеличение опорной сети и расчет координат новых маяков $x(M)$ и $y(M)$ методом триангуляции [46] и определяются расстояния между ними:

$$x(M2) = x(M1) + M1M2\cos\omega , \quad (2.8)$$

$$y(M2) = y(M1) + M1M2\sin\omega , \quad (2.9)$$

$$x(M3) = x(M2) + M2M3\cos\omega_1 , \quad (2.10)$$

$$y(M3) = y(M2) + M2M3\sin\omega_1 , \quad (2.11)$$

$$M2M3 = M1M2 \frac{\sin \alpha}{\sin \gamma} , \quad (2.12)$$

6. Также возможна привязка расположения маяков к элементам лунной поверхности на основе имеющихся селенографических карт.

В итоге получим следующую схему системы определения положения маяков, представленную на Рисунке 2.6. В состав системы входит гиросtabilизированная платформа с звездными датчиками и платформа с камерой, связанной с высотомером для дополнительной информации о высоте и датчиком Луны для улучшения ориентации с помощью построения местной вертикали. Коррекция гиросtabilизированных платформ осуществляется с помощью расчетов бортового вычислительного комплекса БВК: на основе измеренных высот и азимутов рассчитываются сигналы коррекции, характеризующие отклонение осей ГСП на углы тангажа, крена и рыскания от осей орбитальной системы координат.

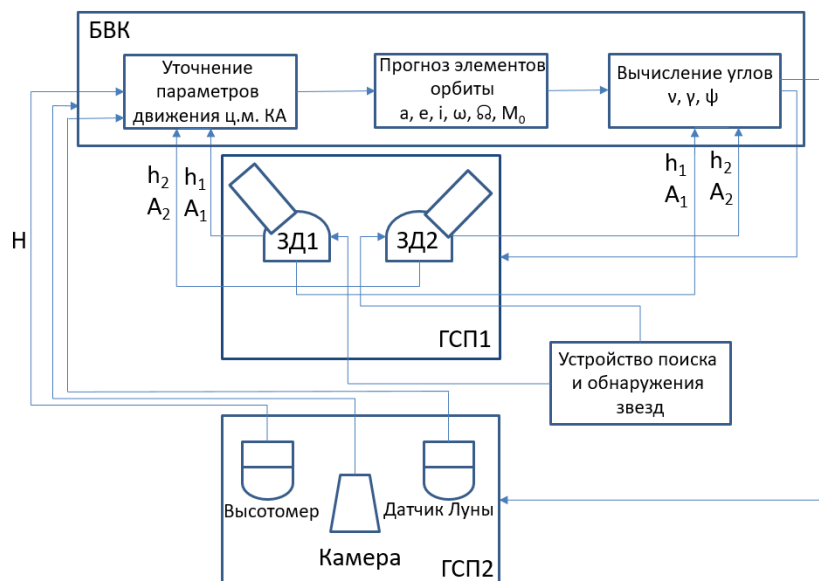


Рисунок 2.6 – Функциональная схема астроинерциальной системы связанной с системой измерения положения маяков полярного КА ЛОНС

Помимо измерения положения первых репера, спутник на полярной орбите Луны способен заснять всю ее поверхность. На один виток на орбите 100 км спутник тратит около 120 мин. За это время Луна делает поворот на 30° , а полный оборот вокруг своей оси проходит за земные сутки. По экспертным оценкам можно сказать, что за две недели камера полярного КА просканирует всю поверхность Луны и появится возможность построить первую реперную сеть даже с малым количеством спутников.

Данный метод актуален, если не требуется оперативное определение координат, и способен осуществиться уже сейчас при нахождении КА в области, находящейся внутри сети ретрорефлекторов и маяков.

Для осуществления же оперативного определения координат требуется введение новых ИСЛ с постоянным глобальным покрытием поверхности Луны.

На **этапе 3** последовательно решаются следующие задачи:

1. С целью повышения оперативности позиционирования КА с телескопом будет выведен в точку либрации L_1 системы «Земля-Луна». Из этой точки любой активный светоизлучающий маяк на видимой стороне Луны будет виден непрерывно, и это позволит с высокой частотой определять координаты кооперируемых (снабженных активными светоизлучающими маяками) объектов с необходимой точностью: по измерениям в фокальной плоскости телескопа с точностью ~ 20 м, а при использовании интерферометра – вплоть до субмиллиметровых точностей.

2. Для координатно-временного обеспечения миссий на обратную сторону Луны аналогичный телескоп должен быть выведен в точку либрации L_2 системы «Земля-Луна» [47]. Из этой точки будут постоянно видны все объекты на обратной стороне Луны.

При таком расположении КА появляется возможность обеспечить непрерывный мониторинг за объектом на поверхности Луны силами всего двух КА, без необходимости разворачивания спутниковой группировки аналогичной околоземной. Это становится возможным используя свойство Луны быть условно неподвижной относительно Земли и постоянно обращенной к ней видимым

полушарием. Размещение КА в точке Лагранжа L1 (также известной как точке либрации – виртуальной точки, соединяющей центры масс Земли и Луны), находящейся на расстоянии порядка 64000 км от Луны, позволит вести оттуда непрерывный контроль за более чем 90% поверхности видимой стороны Луны (Рисунок 2.7). Аналогичное размещение КА в точке L1 позволит осуществить такой же контроль за обратной стороной Луны.

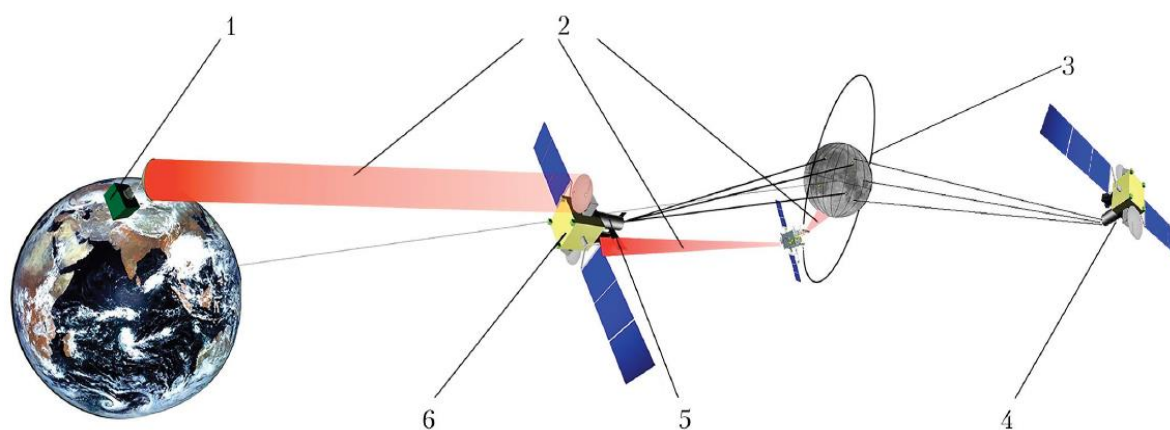


Рисунок 2.7 - Схема глобальной навигационной связной системы на Луне: 1 — пункт управления, стандарт времени; 2 — радиоканал; 3 — полярная низкая орбита; 4 — точка Лагранжа L2; 5 — оптический телескоп; 6 — точка Лагранжа L1

Таким образом ЛОНС будет состоять из двух КА с комплексом оптико-электронной аппаратуры для мониторинга (телескоп и, возможно, интерферометр), как показано на Рисунке 2.8 и налунных станций и со светоизлучающими маяками. При развертывании КА в точках Лагранжа ПОА может уточнять информацию для объектов, находящихся на крае «диска» Луны и использоваться как ретранслятор для КА в точке L2 при необходимости доставки информации на Землю.

Требования к телескопу для ЛОНС обеспечение угла обзора в 3 градуса, для контроля за всем «диском» Луны с расстояния 64000 км. Габариты зеркала будут достигать 3 м.

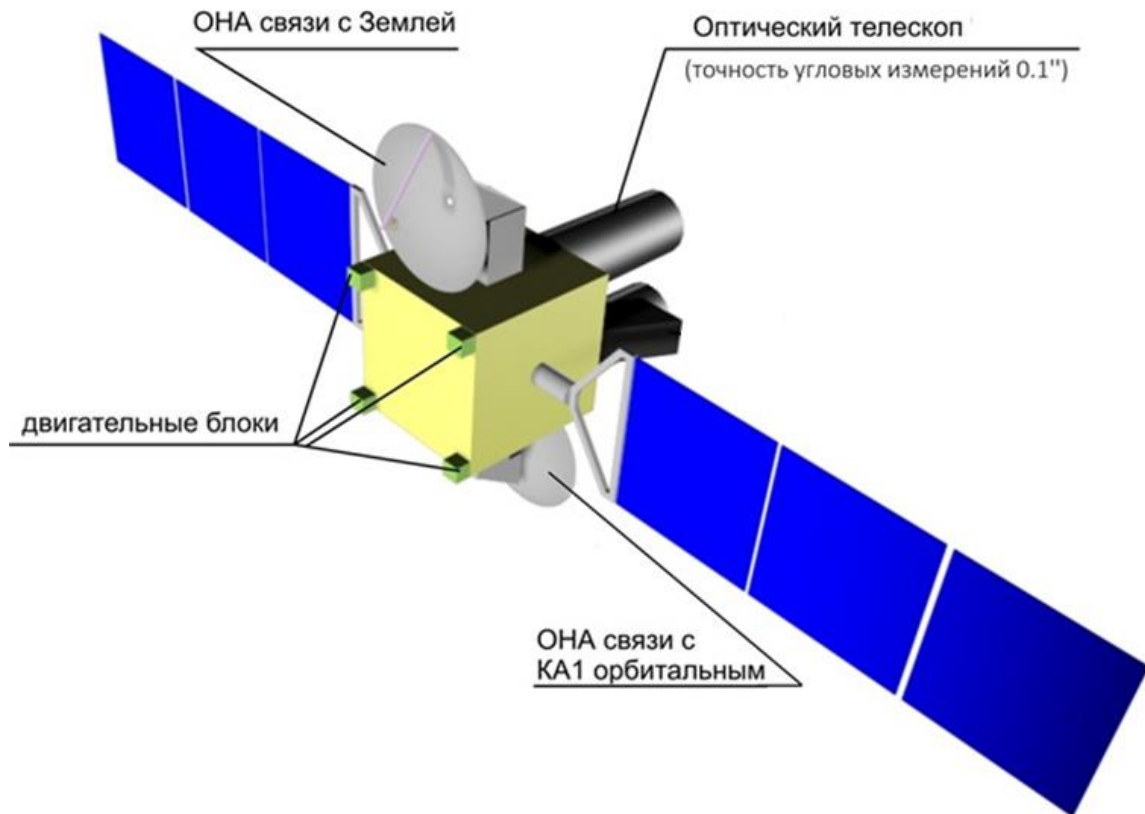


Рисунок 2.8 – КА в точке Лагранжа с оптико-электронными приборами

Следует сделать акцент на пользе именно оптического комплекса в точке Лагранжа. Теоретически сигнал от светоизлучающих маяков можно фиксировать и земными оптическими телескопами [48-52]. Естественно на Земле можно расположить телескопы с наибольшим диаметром и отличными характеристиками и даже с помощью них нивелировать разницу в расстояниях до Луны (64000 км и 384000 км). Сравнение наземных телескопов с космическим показано в Таблице 2.1. Но расположение наблюдательного пункта на Земле имеет ряд минусов:

1. Отсутствие постоянного контроля, ведь Земля вращается вокруг своей оси и Луна доступна не круглые сутки;
2. Увеличение мощности излучателя и сложности его наведения его на приемную систему;
3. Отсутствие возможности задействовать некоторые зоны спектра излучения налунных маяков (например, ультрафиолет) из-за ограниченности его прохождения через атмосферу Земли.

Таблица 2.1 – Сравнение характеристик телескопов для контроля над лунной поверхностью

Телескоп	Диаметр зеркала, м	Угловое разрешение, угл.сек	Ориентировочное линейное разрешение на лунной поверхности, м
Обсерватория Кека	10	0.02	40
ELT (планируется к 2030 г)	40	0.005	10
КА в точке Лагранжа	3	0.06	20

Использование же мощного телескопа с КА в точке Лагранжа позволит наблюдать объекты, снабженный светоизлучающими маяками с точностью до 10 м. Следует заметить, что данная точность не является предельной для данного метода построения ЛОНС. Выше рассматривались габаритно-технические характеристики уже имеющейся оптико-электронной техники.

Точность позиционирования налунных объектов способна стремиться к сантиметровым значениям при дальнейшем развитии бортовых оптических комплексов, которыми будут снабжены ИСЛ. Сам же светодиодный источник имеет габариты не более 2 мм, поэтому ограничений со стороны источника света практически нет. Поэтому при развитии проектов оптической интерферометрии появится возможность снабжения ИСЛ дополнительными угломерными инструментами. Сотрудниками АО «НПО Лавочкина» совместно с учеными из ИНАСАН была рассмотрена возможность создания космического комплекса ЛИДА [53-54], на основе звездного интерферометра ОЗИРИС.

КА в точке L1 сможет определять положение как неподвижных, так и подвижных объектов относительно сети неподвижных реперов. Каждый такой

источник будет занесен в систему и определение положения нового источника относительно его будет простой задачей.

Для обеспечения постоянной доступности светоизлучающих источников для ИСЛ необходимо обеспечить им большой угол покрытия. К примеру маяк, размещенный на КА миссии «Луна-25» излучает строго в зенитную область и в направлении Земли одинарными источниками света. При успешной посадке КА с аналогичным устройством маяком получится, что один маяк будет доступен для полярного ИСЛ (с зенитным направлением), а второй для ИСЛ в точке Лагранжа. Конечно такая расстановка осложнит задачу, поэтому важно чтобы маяки покрывали большой угол и были легко различимы всеми ИСЛ системы.

Для обеспечения таких требований важно учесть имеющийся опыт в создании светоизлучающих маяков и дополнить его обязательными пунктами, такими как:

– большой угол покрытия для фиксации сигнала одновременно и в зоне точки либрации и в зенитной области. Это возможно достичь конструкцией из пачки диодов и запрограммированным включением необходимых источников из этой пачки. Управление может вестись как в автономном режиме по заложенной программе, так и по сигналу с ИСЛ в подспутниковую область;

– обязательное автономное энергопитание на основе фотопреобразователей, аккумуляторов, термоэлектрических генераторов или миниатюрных радиоизотопных термогенераторов.

Предлагаемая стратегия развертывания ЛОНС позволяет обеспечить построение каркаса высокоточных селеноцентрических координат и определить связь между ними, а затем постоянного мониторинга всей поверхности Луны с помощью всего 3 аппаратов. Фундаментом данного проекта послужат результаты миссии «Луна-25» (первое размещение активных светоизлучающих маяков на поверхности Луны) и будущей миссии «Луна-26» (проведение угломерных измерений расположений активных светоизлучающих маяков и пассивных уголкового отражателей).

2.3 Взаимодействия элементов лунной оптической навигационной системы

Представленная лунная оптическая навигационная система является сложным управляемым информационным комплексом. Схема управления системой представлена на Рисунке 2.9.

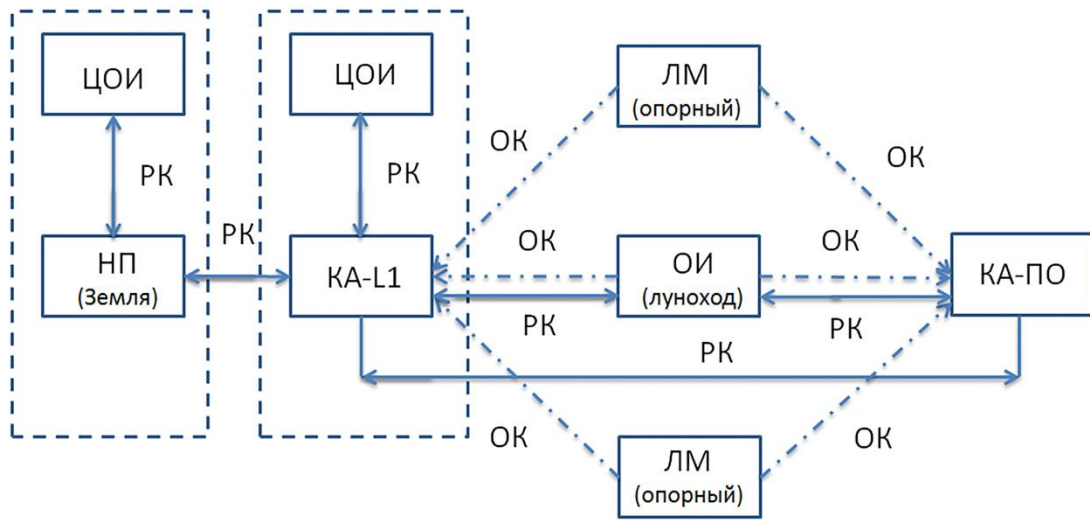


Рисунок 2.9 – Схема управление лунной оптической навигационной системой:

НП – наземный пункт, КА-L1 – аппарат в точке Лагранжа, ЛМ – светоизлучающий маяк, ОИ – объект исследования, КА-ПО – полярный орбитальный аппарат, ЦОИ – центр обработки информации, РК – радиоканал, ОК – оптический канал.

Данный информационный комплекс является сложной системой взаимодействия оптических и радиотехнических средств.

Последовательность управления ЛОНС заключается в следующем:

1. Команда по включению реперных точек (светоизлучающий маяк),
2. Команда наведения систем наблюдения на объект исследования,
3. Команда передачи видеоинформации данных с реперов и объекта исследования на полярный КА и на КА в точке Лагранжа,
4. Команда передачи данных на наземный пункт,

5. Команда по передаче координат объекта на объект исследования.

Далее мною подробнее разобрано взаимодействие ключевых элементов ЛОНС – налунного маяка, ПОА и КА в точке Лагранжа

2.3.1 Взаимодействие налунного маяка и полярного орбитального аппарата

Согласно концепции ЛОНС, все астрометрические измерения для решения навигационных задач должны проводиться не из астропунктов в точках позиционирования, а на борту навигационного спутника. Это значит, что он должен быть оснащен полным комплектом измерительной техники, основу которой составляют приборы для измерения направления на точечный источник оптического излучения в системе небесных координат.

Самым перспективным средством для угловых измерений положений удаленных объектов следует считать панорамные светоприемники матричного типа. Эти приемники позволяют одновременно отслеживать все видимые объекты в поле зрения, которое может достигать несколько десятков квадратных градусов – столько, сколько позволяют реализовать законы оптики в исправленных от аберраций объективов с использованием асферических линз.

Привязку оси визирования телекамеры и ориентации осей кадра к шкале небесных координат необходимо осуществлять дополнительными приборами – звездными датчиками ориентации КА. Один звездный датчик позволяет определить положение большого круга на небесной сфере, в котором находится линия визирования бортовой телекамеры. Второй звездный датчик, направленный под углом 90° к направлению визирования первого, определит положение другого большого круга, содержащего линию визирования телекамеры. Точки пересечения этих двух больших кругов соответствуют направлению линии визирования камеры в системе небесных координат. Поскольку линии визирования двух звездных датчиков и бортовой телекамеры образуют тройку векторов с фиксированной взаимной ориентацией, данные двух звездных датчиков, отнесенные к моменту

получения снимка бортовой телекамерой, однозначно определяют, как положение линии визирования телекамеры, так и ориентацию ее кадра. Обобщенный алгоритм обнаружения и отслеживания маяка представлен на Рисунке 2.10.

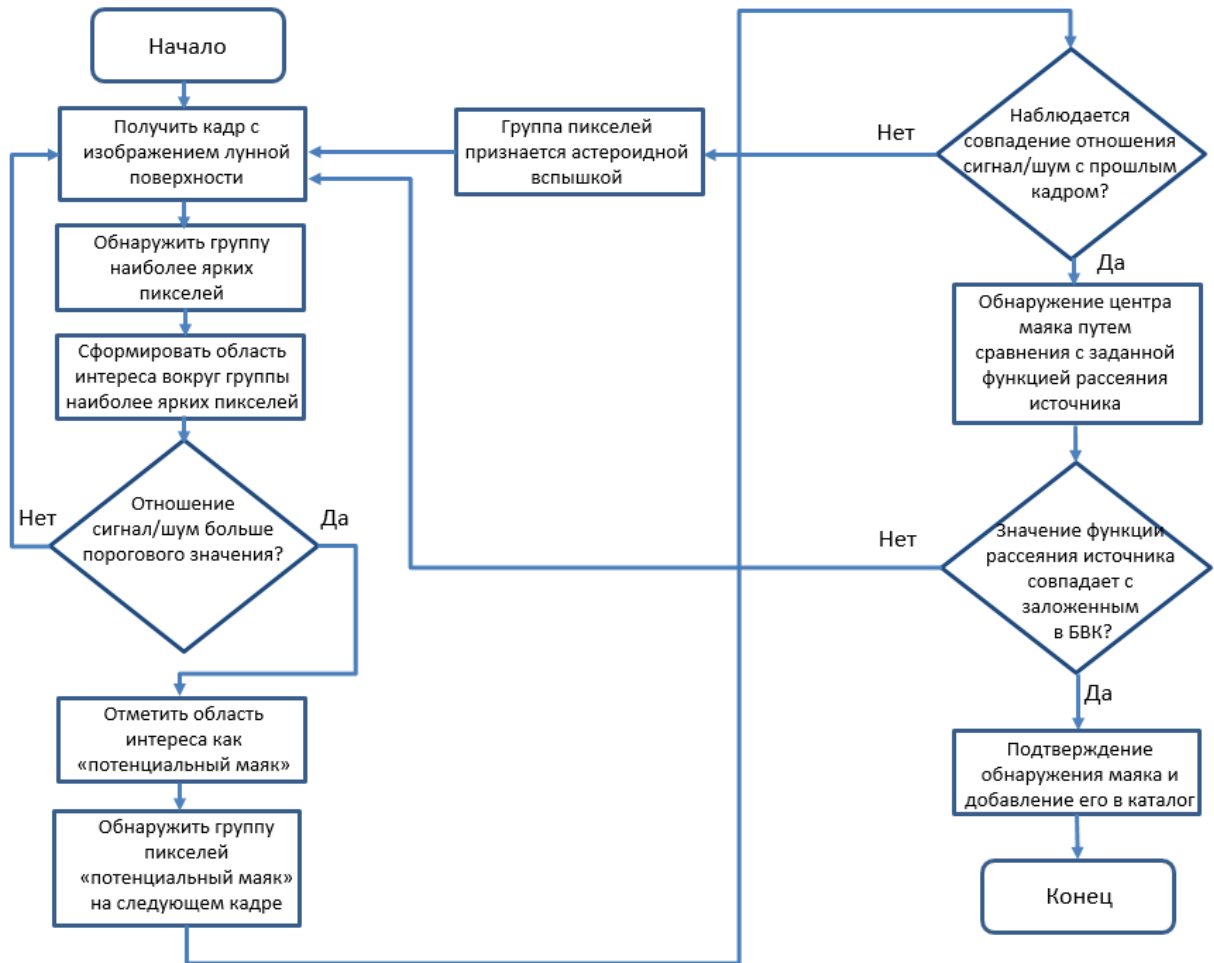


Рисунок 2.10 – Обобщенный алгоритм обнаружения и отслеживания маяка

Процесс обнаружения и отслеживания маяка может инициироваться посредством радиокоманды в начале каждого прохода орбитального аппарата над точкой посадки спускаемого аппарата, после того как орбитальный аппарат установит грубое наведение на спускаемый аппарат. Такой подход позволяет ожидать наличие налунного маяка в поле зрения камеры. Поскольку налунный светоизлучающий маяк фактически является точечным источником, изображение маяка соответствует функции рассеяния точки, дискретизированной в соответствии с разрешением матрицы. Процесс обнаружения завершается посредством радиокоманды в конце каждого прохода. Процесс обнаружения сигнала начинается со считывания полнокадрового изображения с камеры

орбитального аппарата и определения группы наиболее ярких пикселей. Для уменьшения вероятности ложного обнаружения следует сравнивать отношение сигнал/шум для группы наиболее ярких пикселей с пороговым значением, предварительно вычисленным с использованием ожидаемой яркости налунного маяка на орбитальном аппарате.

Вокруг группы наиболее ярких пикселей на полнокадровом изображении алгоритм формирует область интереса и считывает изображение в пределах данной области. Далее производится проверка отношения сигнал/шум для изображения в области. Если отношение сигнал/шум меньше порогового значения, процесс обнаружения запускается повторно. Если отношение сигнал/шум для изображения, ограниченного «окном», превышает пороговое значение и наблюдается повторное наблюдение источника излучения (при отсутствии повторения источник света считается вспышкой от метеоритного удара) алгоритм переходит к поиску местоположения центра в пределах области интереса, которая определяется функцией рассеяния точки линзовой системы. Метод поиска центра в пределах области интереса показан в формулах 2.13–2.14 и проиллюстрирован на Рисунке 2.11, где $f(x_i, y_i)$ обозначает значение пикселя в точке (x_i, y_i) , а N – значение размеров области интереса в пикселях. Положение налунного маяка может быть преобразовано в угловое смещение точки визирования, как показано в формуле 2.15–2.16. В условиях экстремального фонового шума могут использоваться методы улучшения оценки местоположения маяка, например, фильтрация Калмана.

$$x_c = \frac{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N x_i f(x_i, y_i)}{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N f(x_i, y_i)}, \quad (2.13)$$

$$y_c = \frac{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N y_i f(x_i, y_i)}{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N f(x_i, y_i)}, \quad (2.14)$$

$$\theta_x = \frac{x_c - x_0}{f}, \quad (2.15)$$

$$\theta_y = \frac{y_c - y_0}{f}, \quad (2.16)$$

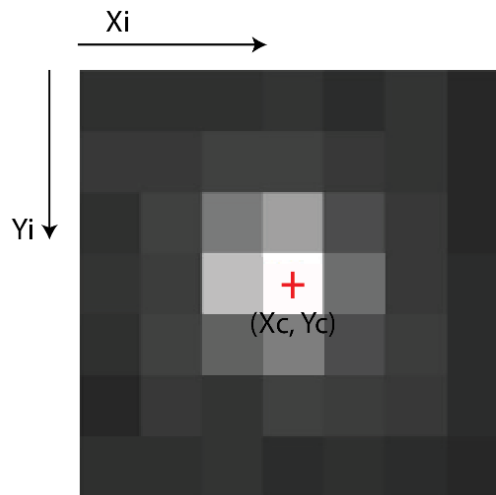


Рисунок 2.11 – Метод поиска центра

Задачами управления работой светоизлучающих маяков, используемых при построении ЛОНС, является их включение и выключение на период их видимости с борта пролетающего через их зенитную область измерительного спутника на окололунной орбите. Первая задача заключается в составлении эфемерид проходов спутника над маяком.

Орбитальные параметры каждого работающего спутника должны получаться на борту самого спутника сразу после его вывода на окололунную орбиту в результате их самоопределения по данным звездных датчиков ориентации и использовании бортовой службы времени. После одного витка вокруг Луны по данным звездных датчиков определяется вектор состояния орбиты КА вокруг Луны. После этого широта и долгота подспутниковой точки вычисляются с применением модели движения Луны, из которой берется направление вертикали в точке с нулевыми значениями лунных широты и долготы на небесной сфере, на любой момент времени.

Когда спутник оказывается в зоне радиовидимости маяка, по радиоканалу значения его орбитальных параметров передаются на БВК маяка, в котором производится вычисление момента прохождения спутника над маяком. ПОА, находящийся на высоте 100 км над поверхностью Луны, пересекает конус светового излучения маяка за 25 секунд. Поскольку предварительное определение орбитальных параметров ПОА происходит с заметными ошибками, БВК

формирует команду на включение маяка в интервале времени 30 секунд, центрированном на эфемеридное значение момента прохождения спутника над зенитной областью маяка.

В результате многократного прохождения ПОА над маяком будет существенно повышена точность самоопределения орбитальных параметров навигационного КА на полярной орбите.

2.3.2 Взаимодействие налунного маяка и аппарата в точке Лагранжа

Навигационный КА ЛОНС, размещаемый в точке Лагранжа, может содержать два измерительных угломерных инструмента.

Телескоп с диаметром рабочего поля зрения 3° должен постоянно следить за всеми световыми источниками на видимом полушарии Луны. Все работающие на поверхности Луны светоизлучающие маяки будут обнаруживаться в каждом кадре, и являться подтверждением их функционирования. Вновь обнаруженный маяк является индикатором нового объекта, селенографические координаты которого должны быть вычислены.

Вторым измерительным инструментом на борту навигационного КА в точке Лагранжа может быть оптический угломерный интерферометр. Этот инструмент может измерять угол между двумя точечными источниками света с точностью в $0.001''$, то есть относительное расположение позиционируемого маяка относительно реперных (навигационных) маяков может составить единицы сантиметров. Оптический интерферометр как измерительный инструмент будет использоваться главным образом для поддержания высокой точности самих навигационных светоизлучающих маяков и для измерений параметров движения Луны относительно звезд с прецизионной точностью.

Схема управления показана на Рисунке 2.12.

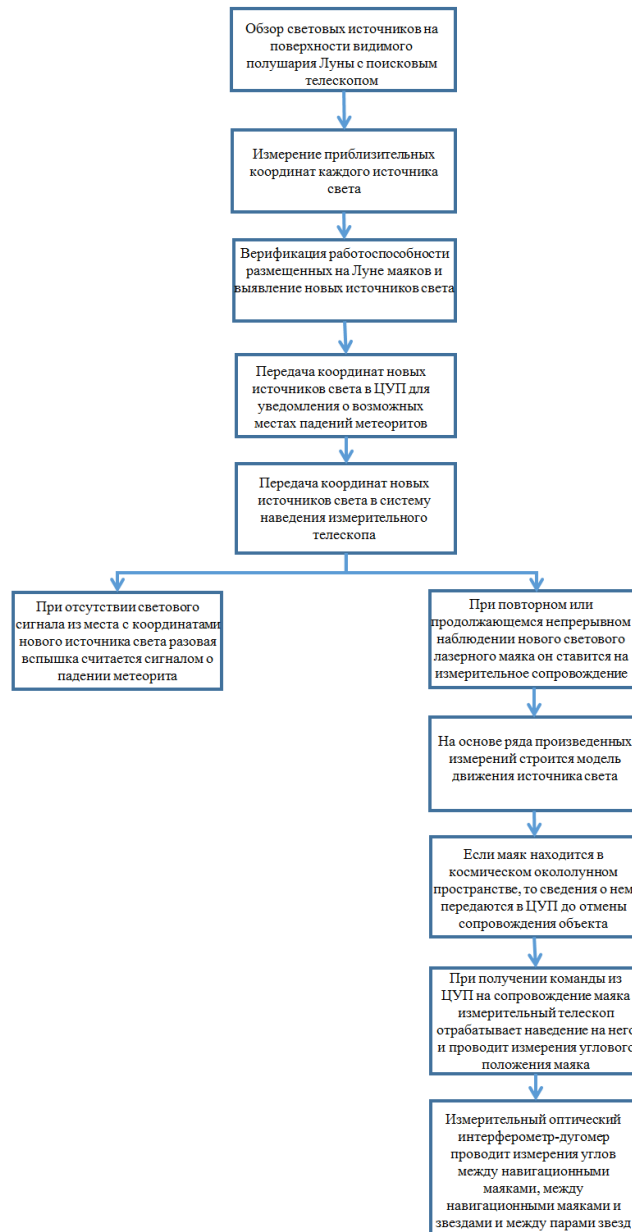


Рисунок 2.12 – Схема управления работой угломерных инструментов на борту КА в точке Лагранжа

Система управления измерительными средствами должна включать выполнение следующих операций:

* Непрерывный обзор световых источников на поверхности видимого полушария Луны с поисковым телескопом;

* измерение приблизительных координат каждого источника света, с учетом реальных высот лунной поверхности в точках с источниками света над центром масс Луны;

- * верификация работоспособности размещенных на лунной поверхности навигационных светоизлучающих маяков и выявление вновь обнаруженных источников;

- * передачу координат новых источников света в ЦУП для уведомления астрофизиков о возможных местах падений метеоритов на поверхность Луны;

- * передачу координат новых источников света в систему наведения измерительного телескопа для их повторного наблюдения и уточнения координат;

- * при отсутствии светового сигнала из места с координатами нового источника света разовая вспышка считается сигналом о падении метеорита – об этом передается рапорт в ЦУП и объект снимается из программы измерений;

- * при повторном или продолжающемся непрерывном наблюдении нового светоизлучающего маяка он ставится на измерительное сопровождение с максимальной частотой измерений;

- * на основе ряда произведенных измерений строится модель движения источника света. Если скорость изменения координат маяка позволяет обнаружить изменение его координат только на продолжительном интервале времени, то объект снимается с режима непрерывных измерений с максимальной частотой, и продолжается с периодичностью, достаточной для прогнозирования перемещений маяка, - вплоть до режима стандартной периодической проверки координат навигационных маяков;

- * Если траекторные измерения маяка показывают, что он находится в космическом окололунном пространстве, то сведения о нем передаются в ЦУП до отмены сопровождения объекта;

- * измерительный оптический интерферометр-дугомер проводит измерения углов между навигационными маяками, между навигационными маяками и звездами и между парами звезд в соответствии с циклограммой измерений, передаваемой на борт КА из ЦУП.

2.4 Выводы к Главе 2

В данной главе разобрано предложение по осуществлению навигационного обеспечения на Луне с помощью космического сегмента ЛОНС:

1. Предложен алгоритм методики проектирования космического сегмента ЛОНС.

2. Предложена концепция поэтапного формирования и эксплуатации ЛОНС состоящая из 3 этапов:

- создание первоначальной сети реперных маяков для построения единой селенографической системы координат;
- измерение координат первых маяков с помощью полярного орбитального аппарата;
- запуск КА в точку Лагранжа для осуществления постоянного глобального контроля за диском Луны.

3. Разработана схема взаимодействия всех комплексов ЛОНС: по радиоканалам с орбитального аппарата, аппарата в точке Лагранжа или наземного комплекса поступают сигнал на включение маяков, и далее оптическая аппаратура регистрирует световой сигнал маяка и определяет его местоположение и расположение объекта исследования относительно этого маяка.

Глава 3 Определение проектного облика космического сегмента лунной оптической навигационной системы

3.1 Определение ключевых параметров оптического тракта при проектировании лунной оптической навигационной системы

Самым важным элементом ЛОНС является оптико-электронный тракт, через который и происходят навигационные измерения, и который обеспечивает точность позиционирования объектов на поверхности Луны. В предыдущих главах, проанализирован мировой задел в исследовании Луны и имеющиеся проекты по обеспечению навигации на Луне сформулированы требования к точности навигационной системы порядка нескольких десятков метров. Для глубокого освоения Луны с множеством миссий, требующих прецизионную посадку, и построением лунных баз необходимо иметь навигацию с метровой точностью и выше. Поэтому ключевым вопросом диссертационного исследования является создание методики проектирования оптико-электронного тракта ЛОНС и оптических приемных и излучающих систем для него. Основные попарно взаимосвязанные параметры приемно-передающей системы оптического тракта ЛОНС, показаны на Рисунке 3.1.

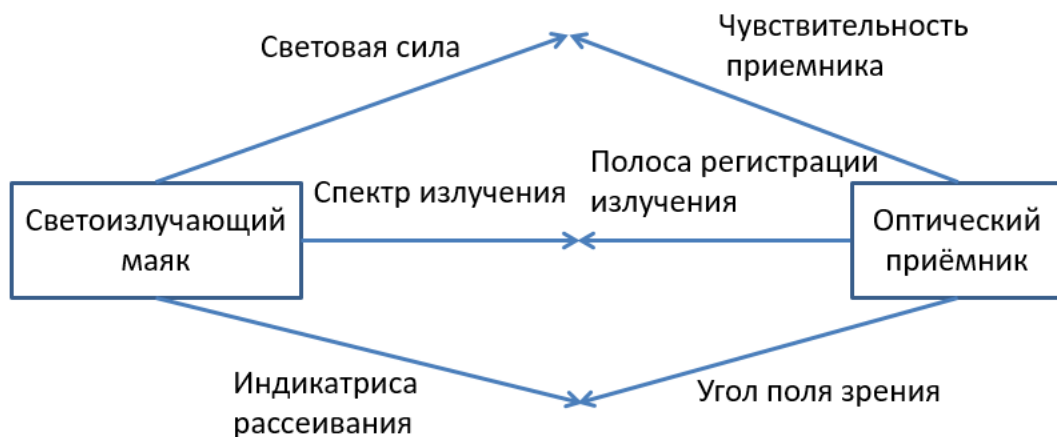


Рисунок 3.1 – Основные попарно-взаимосвязанные параметры приемно-передающей системы оптического тракта ЛОНС

В предыдущих главах были проанализированы современные космические навигационные системы, предложена концепция ЛОНС и этапность ее размещения, а также оптико-электронные средства для ее реализации. В данной же главе мною будет предложен подробный алгоритм подбора параметров для оптического оборудования ЛОНС, как с точки зрения технических характеристик, так и массово-энергетических, чтобы обеспечить метровую точность навигации на поверхности Луны.

Для достижения данной цели необходимо решить ряд задач, которые обеспечат полное представление об оптимальных характеристиках оборудования для ЛОНС.

Необходимо провести анализ имеющейся оптико-электронной техники, а именно излучателей (лазерных и диодных) и фотоприемников (как для ИК-спектра, так и для УФ). По результатам анализа выделить несколько образцов как российских, так и импортных, которые удовлетворяют требованиям ЛОНС. Ключевые параметры излучателей и фотоприемников показаны на Рисунке 3.2.

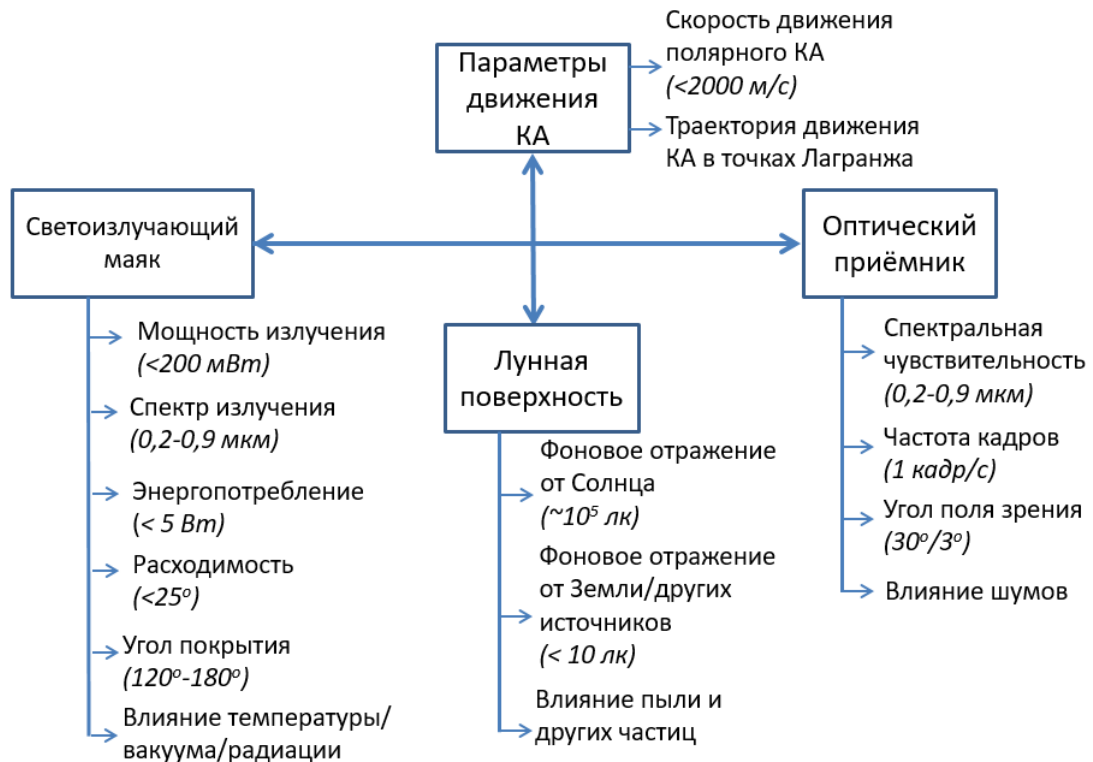


Рисунок 3.2 - Связь ключевых элементов при проектировании оптического тракта ЛОНС и их основные параметры.

Основные параметры элементов оптического тракта ЛОНС:

Светоизлучающий маяк:

- мощность излучения;
- спектр излучения;
- энергопотребление;
- расходимость;
- угол покрытия;
- влияние температуры/вакуума/радиации;

Оптический приемник (ТВ-камеры):

- спектральная чувствительность;
- частота кадров;
- влияние шумов;
- угол поля зрения.

Также важно учитывать особенности поверхности Луны, и ее влияние на энергетику и параметры оптического тракта ЛОНС.

Основные параметры лунной поверхности:

- фоновое отражение от Солнца;
- фоновое отражение от Земли/других источников;
- влияние пыли и других частиц.

Собрав все полученные выше результаты, необходимо рассмотреть лучшие комбинации приемников излучения и источников и выбрать лучший вариант, который обеспечит наилучшую точность измерения координат на поверхности Луны.

Помимо анализа характеристик приемно-передающей оптической аппаратуры, важной задачей является имитация пролета полярного КА над поверхностью Луны с реперными маяками. Данный раздел исследования будет решать вопрос расположения и числа поверхностных маяков, необходимый для определения местоположения объекта исследования. Это напрямую связано с характеристиками камеры (сколько маяков попадает в кадр). Для этого необходимо спроектировать имитатор движения КА над поверхностными маяками.

Параметры движения КА:

- скорость движения полярного КА;
- траектория движения КА в точках Лагранжа над реперами.

Необходима оценка дальнейшего развития ЛОНС на основе полученных при проектировании данных: какие доработки системы и ее элементов позволяют еще больше увеличить эффективность работы навигационной системы.

Таким образом, с учетом всех параметров, представленных на Рисунке 3.2, сформируем 4 группы факторов: светоизлучающий маяк, оптический приемник, лунная поверхность и параметры движения КА, и разработаем комплексную методику проектирования оптического тракта ЛОНС. Для будущих аналогичных оптических навигационных систем, с другим масштабом (локальным или глобальным), или для навигации на другом небесном теле рассмотрение параметров из этих 4-х групп необходимо, и построение методики проектирования позволит впоследствии разрабатывать схожие системы.

3.2 Выбор приборов и электронных компонентов для реализации налунного маяка

На большом расстоянии яркость светоизлучающего маяка будет уменьшаться как квадрат расстояния от него. И наблюдаться он будет на фоне так или иначе освещенной местности, на которой установлен маяк. Поэтому в пределах рабочей дистанции от маяка он должен быть ясно различим на фоне посторонней засветки. На Луне источником посторонней засветки является рассеянный поверхностью солнечный свет, и уровень фонового сигнала определится характеристиками рассеивающей поверхности. В первую очередь - спектром диффузного отражения солнечного излучения, которое будет определять соотношение сигнал/шум системы и мощность автономного светоизлучающего маяка. На Рисунке 3.3 а) приведены экспериментальные данные по отражательным характеристикам нескольких образцов лунного вещества из работы [55]: (1) – обр. 12028,229; (2)– обр. 12028,233; (3) – обр. 10005,35; (4) – обр. Л-16-А; (5) – обр.

10005,34-5; (6) – спектр зеркального отражения обр. Л=16-А; угол падения света 60°; коэффициент отражения в произвольных единицах; (7) – приведенный спектр диффузного отражения обр. Л-16-А; коэффициент отражения при 0,5 мкм равен коэффициенту зеркального отражения.

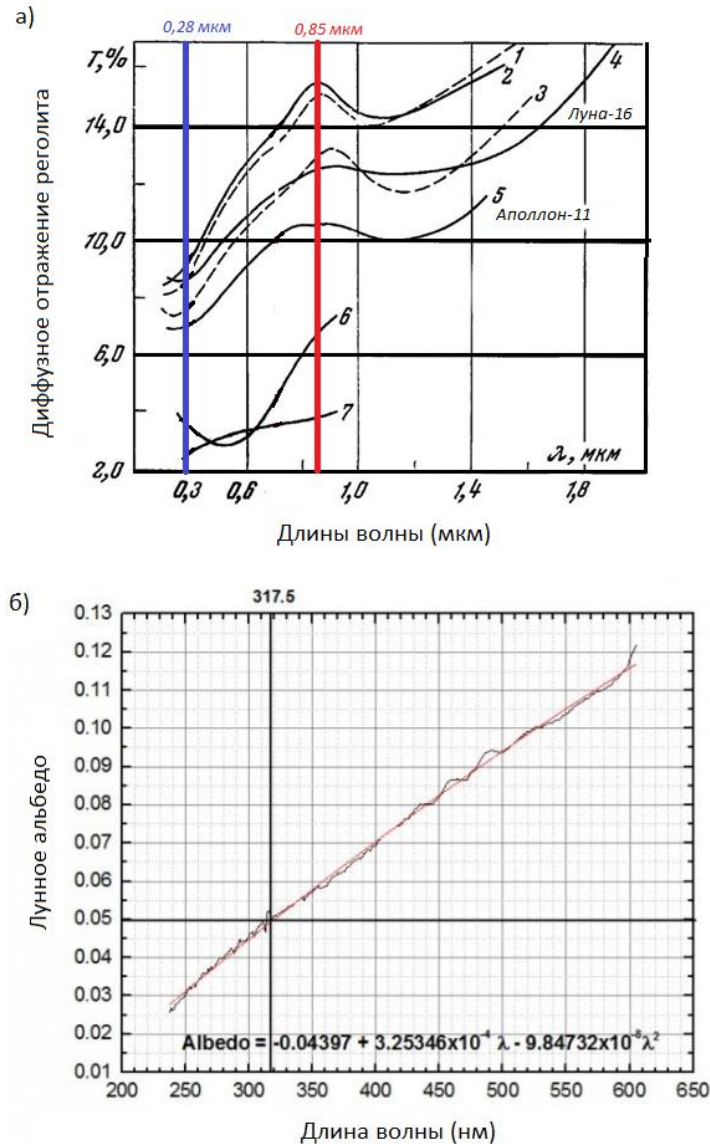


Рисунок 3.3 – Диаграммы зависимостей параметров лунной поверхности от длины волны: а) Спектры диффузного отражения реголита из различных районов Луны; б) Предварительная оценка лунного альbedo как функция от длины волны, полученная со спутников GOME – черная линия и LRO – красная линия.

Коэффициенты диффузного рассеяния соответствуют Ламбертовскому закону изотропного рассеяния, а изменение коэффициента зеркального отражения с длиной волны определено только для угла падения света 60° . Последнее свидетельствует о том, что доля зеркального отражения для вещества Луны ничтожна по сравнению с диффузным рассеянием. Это важно иметь в виду, если оценивать поверхностную яркость участка лунной поверхности, на котором неровности могут создавать условия для «зеркальных бликов»: на Луне их нет.

Прежде всего, выбор длины волны определяется отражательной способностью лунного грунта и спектральной чувствительностью оптических приборов наблюдения. Поэтому возможен выбор двух типов излучателей: на длинах волн $\lambda=0.85$ мкм и $\lambda=0.28$ мкм (их положение на Рисунке 3.3 а) показано красной и синей полосами соответственно). Ближний инфракрасный диапазон привлекателен тем, что излучатели и оптико-электронные приборы наблюдения для этого диапазона имеют высокий КПД и высокую чувствительность, и широко распространены в космической технике [56-58]. Ультрафиолетовый диапазон интересен, в первую очередь тем, что природных источников излучения в этом диапазоне очень мало, благодаря чему фоновый сигнал от лунных поверхностей, на которых размещены светоизлучающие маяки, получается минимальным.

Как видно из Рисунка диффузное отражение реголита минимально в ультрафиолетовом диапазоне с длиной волны от 400 нм и меньше (практически равно 3-4 % в диапазоне УФ-С 200-280 нм). Таким образом, лунный навигационный репер должен быть снабжен светоизлучающим маяком, излучающим в этом диапазоне, а принимающие аппараты должны быть снабжены фотоприемным модулем, чувствительными в этом диапазоне.

Применяемые в этих диапазонах излучатели должны иметь приемлемые технические характеристики, к числу которых в первую очередь относятся: КПД, срок службы, уровень мощности, радиационная стойкость.

В первом варианте лунной оптической навигационной системы рассматривается полупроводниковый излучатель на длине волны ~ 0.85 мкм. Он был выбран для проведения навигационных экспериментов в миссии «Луна-25»,

так этот излучатель обладает высоким КПД, высоким уровнем мощности и находится в области спектральной чувствительности существующих оптических систем лунных орбитальных космических аппаратов и наземных оптических телескопов [59].

Однако, в связи с успешным развитием УФ-светодиодов и УФ-фотоприемных систем и, исходя из спектральных характеристик лунного реголита, возникает возможность использования светоизлучающих УФ-маяков для решения навигационных задач на Луне и в окололунном пространстве [60-61].

Светоизлучающие структуры УФ-диапазона в области ~ 0.280 мкм на основе AlGaIn соединений достигают высоких мощностей (100 мВт). Их можно рассматривать как основу лунных светоизлучающих маяков в этом спектральном диапазоне [62-63].

Проектные требования к светодиодному источнику для светоизлучающего маяка налунного сегмента представлены на Рисунке 3.4.

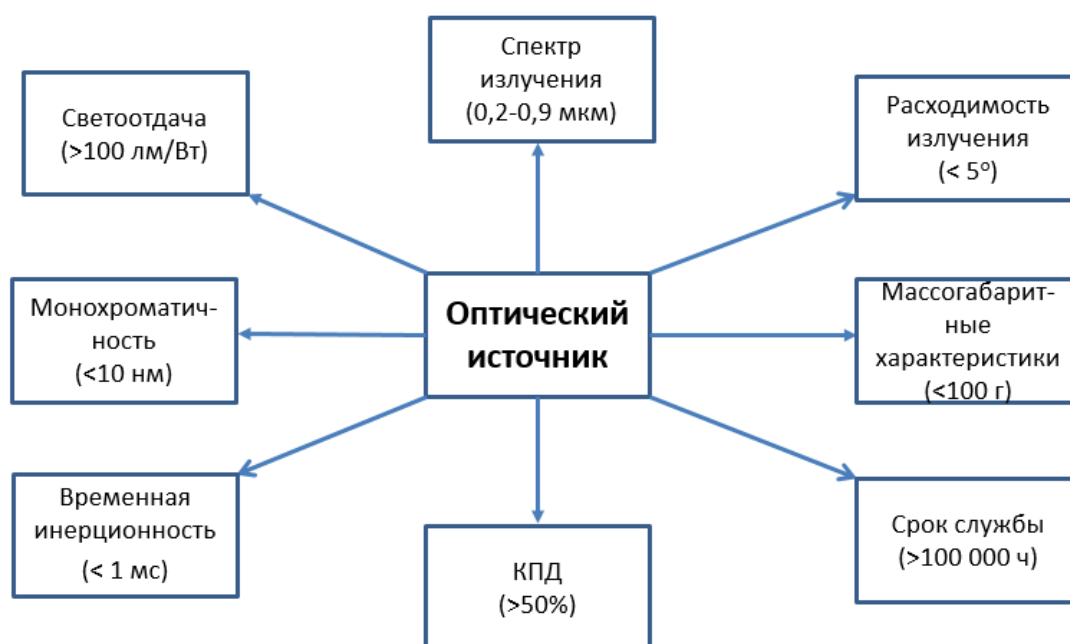


Рисунок 3.4 – Проектные требования к светодиодному источнику для светоизлучающего маяка налунного сегмента

3.3 Методика расчета и выбор оптико-электронных параметров оптического тракта ЛОНС

Как показано на Рисунке 3.2 в разделе 3.1 линия связи «светоизлучающий маяк – орбитальный аппарат» является ключевым аспектом в проектировании ЛОНС. Она структурно состоит из лазерного излучателя, оптического канала связи и приемника орбитального аппарата. В приемную систему поступает полезный сигнал от лазерного излучателя, а также различные виды шумов (шум окружающего космического пространства, тепловой шум и прежде всего излучение от подстилающей поверхности и т.д.). В свою очередь, приёмная система орбитального аппарата структурно состоит из оптической системы приемника, ПЗС-матрицы, аналого-цифрового преобразователя и системы управления, связанной с бортовым комплексом управления (БКУ) КА, который на основе дает команду в систему стабилизации и ориентации (ССО) КА. Обозначим полезный сигнал от лазерного излучателя как S , шум как N . Сигнал и шум, преобразованные в результате прохождения через оптическую систему, обозначим как $S_{oc} = f((S, N), P_{oc})$, где P_{oc} – параметры оптической системы. Получаемый на выходе ПЗС-матрицы электрический сигнал (ток и напряжение) обозначим как $f(S_{oc}, P_{пзс}) = I_{пзс}, U_{пзс}$ соответственно, где $P_{пзс}$ – параметры ПЗС-матрицы. Структура линии связи «налунный маяк-орбитальный аппарат» показана на Рисунке 3.5.

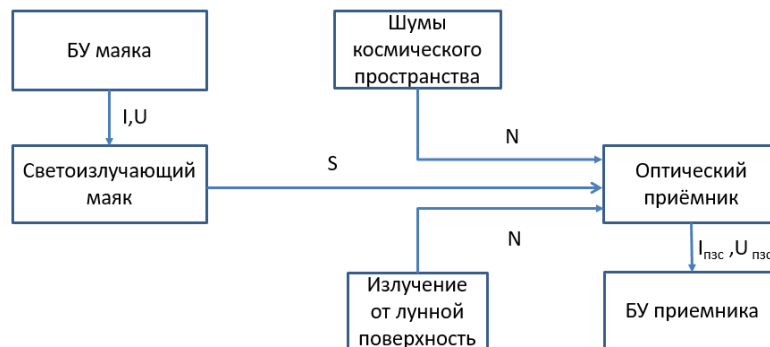


Рисунок 3.5 – Структура линии связи «светоизлучающий маяк – орбитальный аппарат»

Структура приёмника орбитального аппарата показана на Рисунке 3.6.

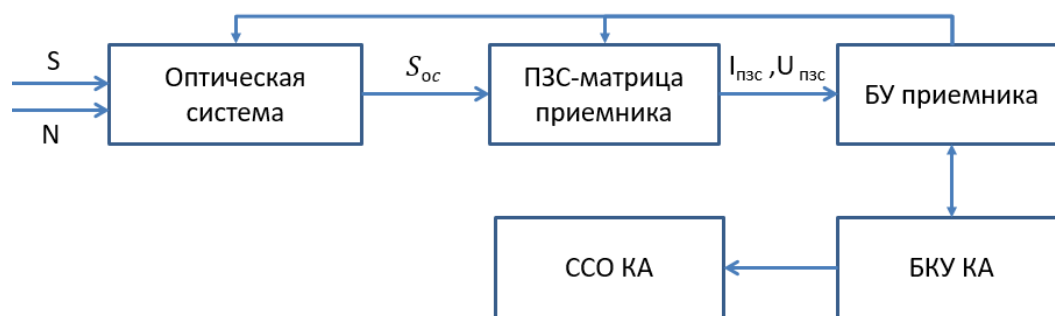


Рисунок 3.6 – Структура приёмника орбитального аппарата

3.3.1 Построение методики расчёта характеристик приёмника орбитального аппарата

Квантовой эффективностью η – способность фоточувствительного элемента ПЗС (ФПЗС) преобразовывать падающие фотоны в фотоэлектроны характеризуется. Она представляет собой отношение среднего числа фотоэлектронов \bar{n}_ϕ , обусловленных поглощением среднего числа фотонов \bar{N}_ϕ к числу этих фотонов:

$$\eta = \frac{\bar{n}_\phi}{\bar{N}_\phi} 100\% , \quad (3.1)$$

Под действием монохроматического потока $\Phi_{e,\lambda}(\lambda)$ среднее число фотоэлектронов, образующихся в одном элементе ФПЗС в единицу времени, будет определяться выражением [64-65]:

$$\bar{n}_\phi = \frac{\Phi_{e,\lambda}(\lambda)}{hc} \lambda \eta(\lambda) \tau(\lambda) , \quad (3.2)$$

где $h = 6,626 \cdot 10^{-34}$ Дж · с – постоянная Планка, $c = 3 \cdot 10^8$ М/с – скорость света, ν_t – временная частота света, $\tau(\lambda)$ – спектральная плотность коэффициента пропускания материалов, через которые проходит излучение перед попаданием на ПЗС-приёмник.

Аналогично для воздействия полихроматического потока:

$$\bar{n}_\phi = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\Phi_{e,\lambda}(\lambda)}{hc} \lambda \eta(\lambda) \tau(\lambda) d\lambda, \quad (3.3)$$

где λ_1, λ_2 – длины волн, определяющие спектральный диапазон чувствительности ФПЗС ячейки.

Процесс накопления заряда характеризуется временем (периодом) накопления T_H , в течение которого происходит интегрирование по времени входного потока (освещенности). Другими словами, накопленный ФПЗС-ячейкой заряд \bar{q}_H (среднее число фотоэлектронов) пропорционален оптической энергии Q (экспозиции) входного излучения:

$$\begin{aligned} \bar{q}_H &= \frac{\bar{e}}{hc} \int_0^{T_x \lambda_2} \int_{\lambda_1} \Phi_{e,\lambda}(\lambda, t) \eta(\lambda) \lambda d\lambda dt = \\ &= \frac{\bar{e}}{hc} \iint_{A_\phi} \int_0^{T_x \lambda_0} \int_0^{\lambda_2} E_{e,\lambda}(x, y, \lambda, t) \eta(\lambda) \lambda d\lambda dt dx dy, \end{aligned} \quad (3.4)$$

где $\Phi_{e,\lambda}(\lambda, t)$ – спектральная плотность энергетического потока, попадающего на один элемент ФПЗС-матрицы. $E_{e,\lambda}(x, y, \lambda, t)$ – спектральная плотность энергетической облученности в плоскости ФПЗС-элементов.

Тогда как экспозиция Q определяется по формуле:

$$\begin{aligned} Q &= \int_0^{T_x \lambda_2} \Phi_{e_1} \Phi_{e,\lambda}(\lambda, t) d\lambda dt = \\ &= \iiint_{A_\phi} \int_0^{T_x} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E_{e,\lambda}(x, y, \lambda, t) d\lambda dt dx dy, \end{aligned} \quad (3.5)$$

Суммируя вышесказанное, получаем, что заряд \bar{q}_H можно получить как при малой освещенности и большом времени накопления, так и при регистрации короткой световой вспышки.

Напряжение выходного видеоимпульса определяется по формуле:

$$U_{\text{вых}} = U_{\text{оп}} - U_3 = \bar{n}_\phi \frac{K\bar{e}}{C}, \quad (3.6)$$

где \bar{n}_ϕ – число фотоэлектронов, $U_{\text{оп}}$ – опорное напряжение на диоде при сбросе, U_3 – напряжение, определяемое зарядовым пакетом, K – коэффициент усиления транзисторного каскада, \bar{e} – заряд электрона, равный $1.6 \cdot 10^{-19}$ Кл.

Выражение для аппаратного отношения сигнал/шум можно представить в следующем виде:

$$\mu = 20 \lg \frac{\Delta \bar{n}_c}{\langle n_{\Sigma-\text{ш}} \rangle}, \quad (3.7)$$

где $\Delta \bar{n}_c$ – среднее число фотоэлектронов, накопленных одной ячейкой ФПЗС-матрицы за время T_H и обусловленных «сигнальным» излучением, $\langle n_{\Sigma-\text{ш}} \rangle$ – среднеквадратическое число электронов, обусловленных суммарными шумами в одной ячейке ФПЗС за тот же период накопления. $\langle n_{\Sigma-\text{ш}} \rangle = \sqrt{\langle n_m \rangle^2 + \langle n_{\phi m} \rangle^2}$, где $\langle n_{\phi m} \rangle$ – среднеквадратичное значение фотонных шумов, $\langle n_m \rangle$ – среднеквадратическое значение темнового шума.

Часть пространства, проекция которой, создаваемая приемным объективом, вписывается в фоточувствительную площадку ФПЗС-матрицы, расположенную в фокальной плоскости называется полем зрения видеокамеры. Поле зрения видеокамеры, измеренное в угловых единицах, называется угловым полем зрения. Поскольку фоточувствительная зона матрицы имеет прямоугольную форму, имеет смысл говорить о горизонтальном $2\omega_x$ и вертикальном $2\omega_y$ полях зрения, которые определяются по следующим формулам:

$$2\omega_x = \frac{l_x}{f'}, 2\omega_y = \frac{l_y}{f'}, \quad (3.8, 3.9)$$

где f' – фокусное расстояние приемного объектива, l_x, l_y – линейные размеры фоточувствительной зоны ФПЗС-матрицы.

Отношение сигнал/шум (S/N или μ), измеряемое в децибелах, определяется как:

$$\frac{S}{N} = 20 \lg \left(\frac{U_c}{\sqrt{U_{\text{ш}}^2}} \right), \quad (3.10)$$

В уравнении 3.11: U_c – уровень видеосигнала, $\sqrt{U_{\text{ш}}^2}$ – среднеквадратическое значение шума. Данные параметры можно выразить через числа сигнальных n_c и шумовых $n_{\text{ш}}$ электронов, создающих зарядовый пакет в ПЗС:

$$\mu = \frac{n_c}{n_{\text{ш}}} = \frac{n_c}{\sqrt{n_{\text{вн ш}}^2 + n_{\text{фш}}^2}}, \quad (3.11)$$

Собственные шумы ПЗС $n_{\text{вн ш}}$ определяются многими факторами: это шумы в полупроводнике (вызванные тепловым или вибрационным воздействием), шумы переноса зарядов, шумы выходного устройства (вызванные образованием напряжения на выходе ПЗС из пакетового заряда) и другие. Для современных ПЗС-матриц, широко используемых в промышленных и гражданских оптических комплексах, количество шумовых электронов может достигать 40, но в основном варьируется от 10 до 20. Это объясняется строением выходного устройства преобразования заряда пикселя в напряжение. Схема данных устройств является унитарной для всех ПЗС-кристаллов. Внешние шумы (фотонный шум) подчиняются распределению Пуассона и образуются в следствии дискретной природы поступающих сигналов [66-69].

Исходя из распределения Пуассона для Число шумовых электронов $n_{\text{фш}}$ т, фотонный шум равен квадратному корню из числа сигнальных электронов. Таким образом, при $n_{\text{фш}}^2 \gg n_{\text{вн ш}}^2$, $n_{\text{фш}} = \sqrt{n_c}$ значение квадратного корня из числа сигнальных фотонов и будет равно отношению сигнал/шум:

$$\mu = \sqrt{n_c}, \quad (3.12)$$

Зарядовый пакет образуется из числа электронов за цикл накопления на каждом отдельном пикселе ПЗС и при длине волны λ , определяется следующим выражением:

$$n_{\lambda} = \frac{E_{\lambda\text{пик}} A_{\text{пик}} t_{\text{н}}}{W_{\lambda}} \eta_{\lambda} , \quad (3.13)$$

где $E_{\lambda\text{пик}}$ – спектральная облученность каждого фрагмента (рассматриваем только облученность в диапазоне $\Delta\lambda$, где $E_{\lambda} = E_{e\lambda}\Delta\lambda$, $E_{e\lambda}$ – спектральная плотность энергетической облученности), $A_{\text{пик}}$ – площадь пикселя, $t_{\text{н}}$ – время накопления, $W_{\lambda} = h\nu = \frac{hc}{\lambda}$ – энергия фотона на длине волны λ , η_{λ} – квантовый выход ПЗС, $h = 6,626 \cdot 10^{-34}$ Дж·с – постоянная Планка.

При числе электронов n_{λ} равному шумовому числу $n_{\lambda\text{ш}}$, облученность каждого пикселя будет равна пороговой величине:

$$E_{\text{ш}}\lambda = \frac{W_{\lambda} n_{\lambda\text{ш}}}{A_{\text{пик}} t_{\text{н}} \eta_{\lambda}} , \quad (3.14)$$

А спектральная облученность ПЗС-матрицы будет определяться формулой:

$$E_{\lambda} = \frac{E_{\text{обл}}\tau_{\text{ол}}}{4} \left(\frac{D}{f'}\right)^2 , \quad (3.15)$$

где E_{λ} – спектральная облученность ПЗС-матрицы, $\tau_{\text{ол}}$ – спектральное пропускание оптической системы, D/f' – относительное отверстие объектива.

Значение пороговой облученности ПЗС-матрицы $E_{\text{п}}\lambda$, при которой сигнал пикселя равен шуму:

$$E_{\text{п}}\lambda = \frac{4W_{\lambda} n_{\lambda\text{ш}}}{A_{\text{пик}} t_{\text{н}} \eta_{\lambda} \tau_{\text{ол}} \left(\frac{D}{f'}\right)^2} = \frac{4E_{\text{ш}}\lambda}{\tau_{\text{ол}} \left(\frac{D}{f'}\right)^2} , \quad (3.16)$$

При построении алгоритма расчёта энергетических характеристик оптического тракта «налуный маяк – приёмник орбитального аппарата», необходимо помимо параметров приемника, состоящих из характеристик ПЗС-

матрицы и оптической системы, и параметром источника излучения, учитывать и влияние окружающего космического пространства, которое будет основным источником внешних шумов. Они могут быть как незначительными (разнообразное космическое излучение), так и вполне сравнимыми по мощности с источником, например, солнечное излучение, отраженное от Луны в лунный день.

3.3.2 Обобщенный алгоритм расчета энергетических характеристик системы связи

Расчёт энергетических характеристик системы связи «светоизлучающий маяк – приёмник орбитального аппарата» может производиться посредством двух различных подходов. Первый подход заключается в расчёте характеристик налунного маяка на основе первичного выбора характеристик приёмника (ПЗС-матрицы и оптической системы) орбитального аппарата [70-76]. Второй подход заключается в расчёте характеристик ПЗС-матрицы и оптической системы орбитального аппарата на основе первичного выбора характеристик налунного маяка [77-86]. Так как светоизлучающий маяк является более простым прибором для проектирования, то логичней отталкиваться от «жестких» характеристик приемной системы орбитального КА и «плавающих» характеристик маяка. Поэтому построим алгоритм, реализующий первый подход [87]. Входными данными такого алгоритма являются следующие параметры:

1. Спектральная характеристика S_λ , отн. Ед.;
2. Отношение сигнал/шум (S/N), дБ;
3. Размеры пикселя, мкм x мкм;
4. Квантовый выход η_λ на рабочих длинах волн;
5. Время накопления сигнала t_H ;
6. Относительное отверстие D/f' объектива;
7. Спектральные диапазоны работы светоизлучающего маяка $\Delta\lambda$;
8. Коэффициенты пропускания в заданных спектральных диапазонах $\tau_{o\lambda}$.

Выходными данными такого алгоритма будут являться следующие параметры:

1. Параметры налунного маяка:

1.1. Минимальная мощность излучения светоизлучающего маяка, необходимая для регистрации орбитальным аппаратом;

1.2. Допустимые спектральные диапазоны работы лазера.

Блок-схема обобщенного алгоритма представлена на Рисунке 3.7.

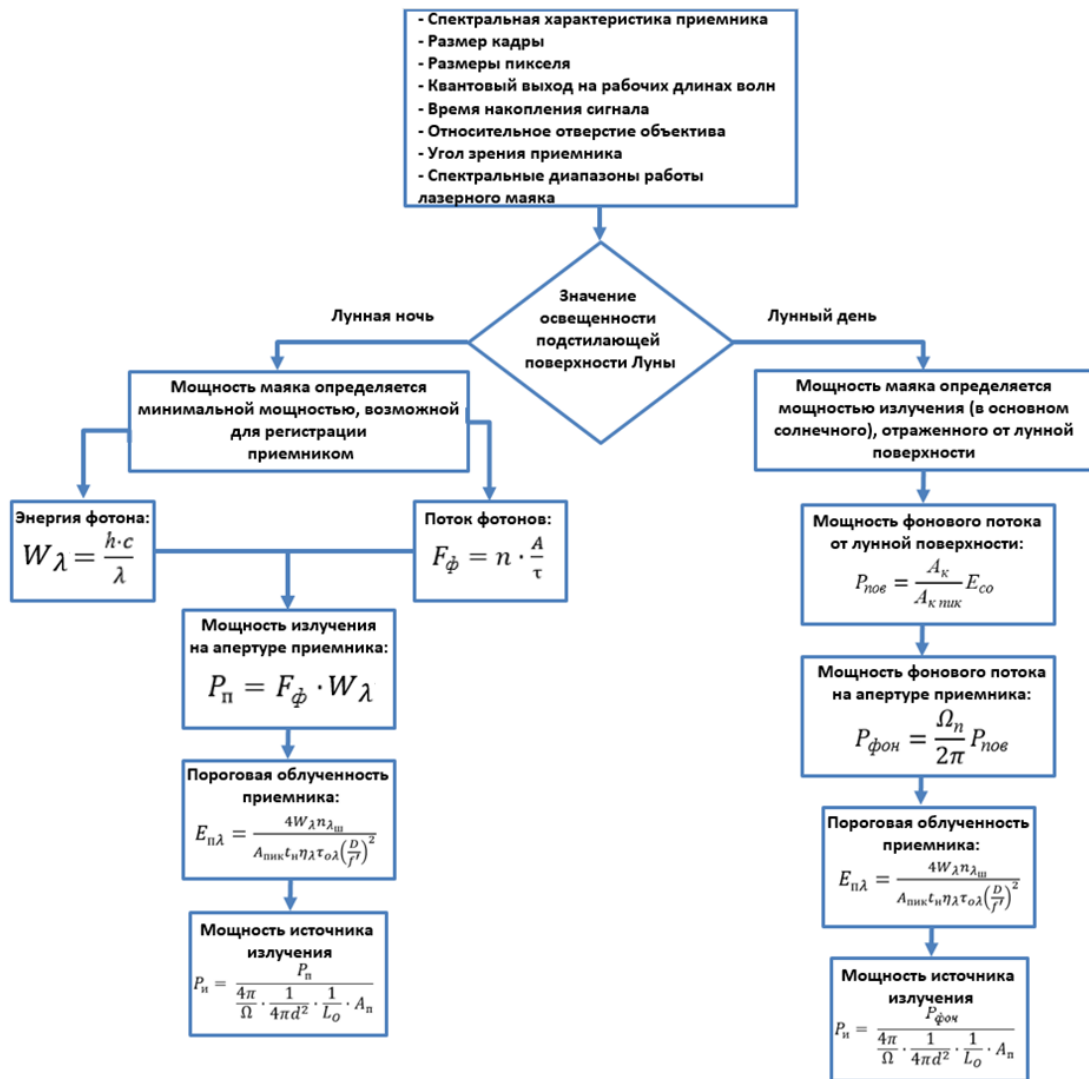


Рисунок 3.7 – Блок-схема обобщенного алгоритма расчета энергетических характеристик системы связи

Проанализируем систему связи «светоизлучающий маяк – орбитальный аппарат» для расчёта средней мощности на входе камеры орбитального аппарата,

при известных спектральных свойствах источника, орбитальной конфигурацией и свойствах приёмника. Конфигурация системы связи представлена на Рисунке 3.8.

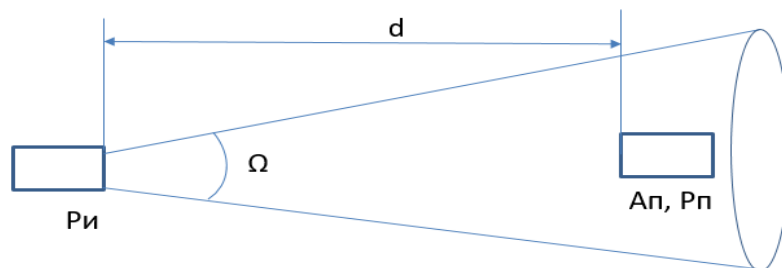


Рисунок 3.8 – Конфигурация системы оптической связи

При известных спектральных характеристиках передатчика, может быть рассчитана эквивалентная изотропно-излучаемая мощность. Потери в канале связи сводятся к потерям в оптических системах приёмника и источника. Потери в оптических системах могут быть оценены посредством имеющихся данных об эффективности камер и телескопов [88]. Таким образом, мощность на входе камеры орбитального аппарата может быть оценена посредством выражения 3.16. Кроме того, при известных характеристиках приёмника и известной требуемой мощности на входе приёмника орбитального аппарата, согласно выражению 3.17 можно оценить энергетические характеристики источника [89].

$$P_{\text{п}} = P_{\text{и}} \cdot \frac{4\pi}{\Omega} \cdot \frac{1}{4\pi d^2} \cdot \frac{1}{L_0} \cdot A_{\text{п}} , \quad (3.17)$$

В выражении 3.18 и на Рисунке 3.11: $P_{\text{п}}$ – мощность на входе в приёмник, $P_{\text{и}}$ – мощность источника, $A_{\text{п}}$ – апертура приёмника, Ω – телесный угол, d – высота орбитального аппарата над поверхностью Луны (расстояние от передатчика до приёмника), L_0 – потери в оптических системах. Средний поток фотонов на входе в приёмник может быть найден из средней мощности и энергии фотона на длине волны передатчика.

3.3.3 Проектная оценка параметров оптико-электронного тракта ЛОНС

Для проектной оценки светоизлучающего маяка приняты следующие параметры для ПОА камеры МСУ-100 (и ее ПЗС-матрицы) [90] и для телескопа КА в точке Лагранжа (и ее ПЗС-матрицы) [91]. Параметры приемных систем (Таблица 3.1) и графики их квантовых эффективностей (Рисунок 3.9 и 3.10 представлены ниже)

Таблица 3.1 – Параметры оптических приемных систем ПОА и КА
в точке Лагранжа

Параметр	ПОА	КА в точке Лагранжа
Продолжительность накопления, с	0,002	
Фокусное расстояние, мм	125	17000
Диаметр апертуры, мм	35	1700
Расстояние до маяка, км	100	64000
Размер кадра, пиксели	3840x5120	3112x4096
Размер пикселя, мкм	6,4x6,4	12x12
Угол зрения приемника, °	30	3

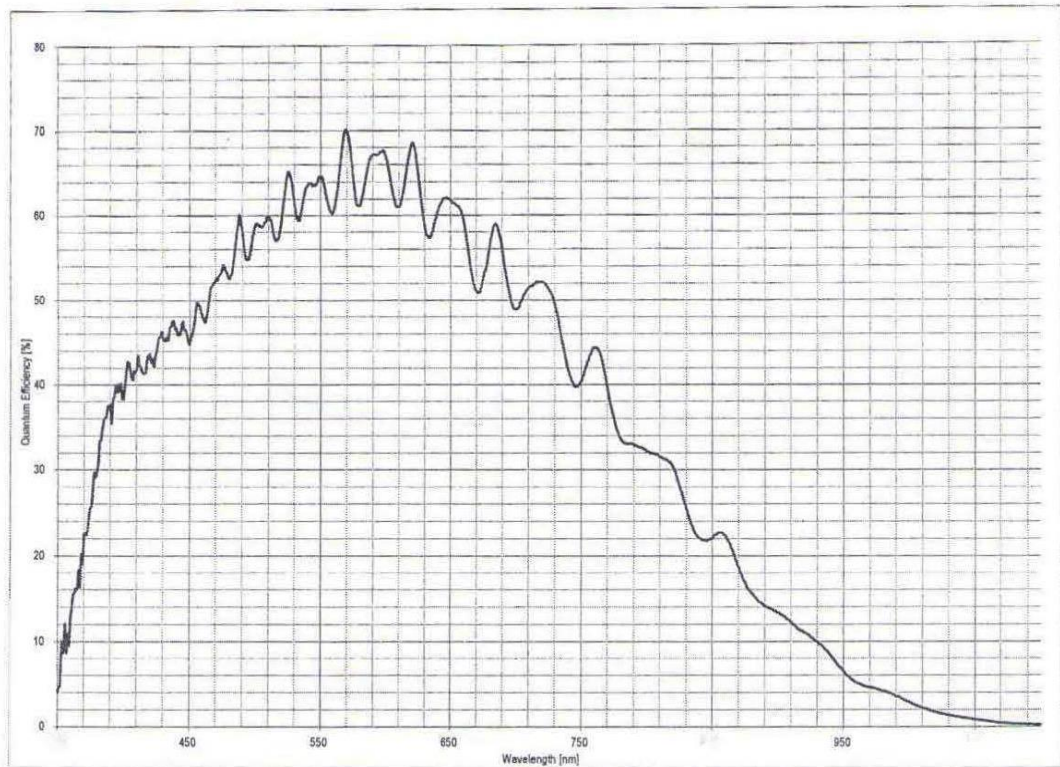


Рисунок 3.9 – Спектральная квантовая эффективность матрицы CMV20000 (ПОА)

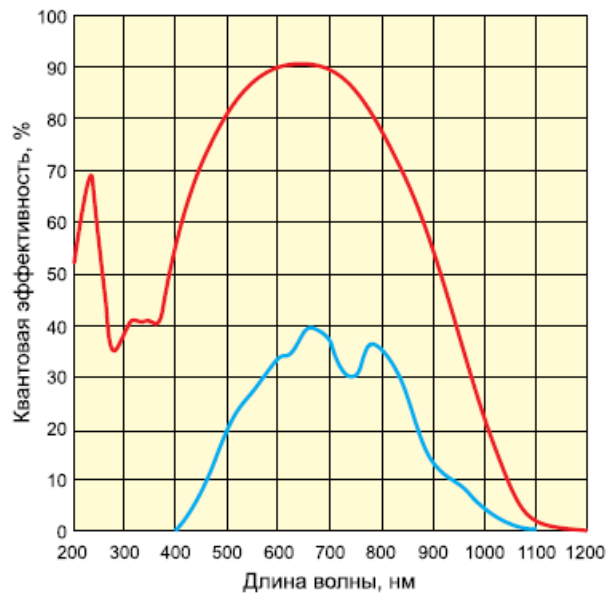


Рисунок 3.10 – Зависимость квантовой эффективности от длины волны ФПЗС e2v (КА в точке Лагранжа): синяя кривая соответствует с передней засветкой; красная – с задней засветкой

Для времени, когда излучение от Солнца не падает на поверхность Луны (так называемой лунной ночи) предположим, что освещенность подстилающей поверхности составляет 0 лк. Площадь апертуры $S_a = 10^{-3} \text{ м}^2$. Предположим, что лазерный излучатель имеет длину волны $\lambda = 850 \text{ нм}$ и ПЗС-матрица приёмника имеет квантовую эффективность на данной длине волны $\eta_\lambda = 30 \%$. Таким образом, для образования одного заряда в ПЗС-матрице требуется собрать порядка 4 фотонов.

Расстояние от аппарата на орбите до маяка примерно $D = 100 \text{ км}$. Тогда при размере светодиода $y = 1 \text{ мм}$ и фокусном расстоянии приемника в $l = 125 \text{ мм}$ (Рисунок 3.11) имеем следующий размер изображения светодиода на фотоприемнике:

$$\frac{y'}{l} = \frac{y}{d}$$

$$y' = \frac{l * y}{d} = \frac{1 * 10^{-3}}{1 * 10^5} = 1,25 * 10^{-8} \text{ м} = 125 \text{ мкм}$$

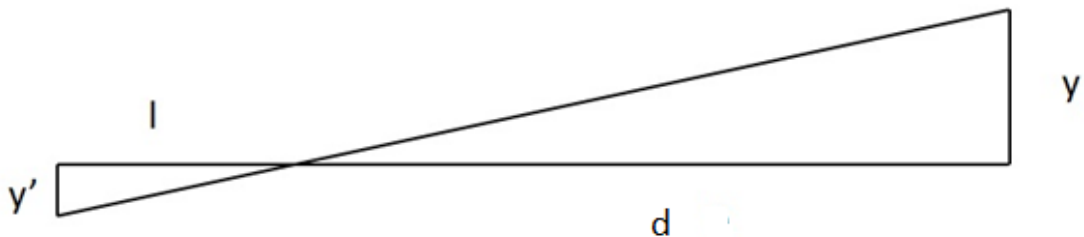


Рисунок 3.11 – Схема передачи изображения на приемник

Размер пикселя приемника равен $6,4 \times 6,4 \text{ мкм}$. Таким образом, изображение оптического светоизлучающего маяка на выходном изображении должно иметь размер 20×20 пикселей.

То есть, согласно алгоритму, при времени регистрации $t = 0,002 \text{ сек}$ необходимый поток фотонов составляет $F_\phi = 8 \cdot 10^5 \text{ фот/с}$.

Энергия фотона составляет $W_\lambda = 2,34 \cdot 10^{-19} \text{ Дж}$. Пренебрегая шумами, мощность излучения на апертуре камеры приёмника в условиях лунной ночи должна составить $P_\Pi = 1,9 \cdot 10^{-13} \text{ Вт}$.

Таким образом, пренебрегая потерями в оптических системах и полагая $\alpha = 30^\circ$, $A_{\text{п}} = 35$ мм, получаем согласно формуле 3.18 мощность источника должна составлять: $P_{\text{и}} = 1,9$ мВт.

Теперь рассчитаем аналогичную мощность для УФ-источника излучения. Лазерный излучатель имеет длину волны $\lambda = 280$ нм, а ПЗС-матрица приёмника имеет квантовую эффективность на данной длине волны $\eta_{\lambda} = 10\%$. Таким образом, для образования одного заряда в ПЗС-матрице требуется собрать порядка 10 фотонов.

При времени регистрации $t = 0,002$ сек необходимый поток фотонов составляет $F_{\phi} = 2 \cdot 10^6$ фот/с. Энергия фотона составляет $W_{\lambda} = 7,09 \cdot 10^{-19}$ Дж.

Пренебрегая шумами, мощность излучения на апертуре камеры приёмника в условиях лунной ночи должна составить $P_{\text{п}} = 1,4 \cdot 10^{-12}$ Вт.

Таким образом, пренебрегая шумами и потерями в оптических системах, мощность излучения источника в условиях лунной ночи должна составить не менее 14 мВт.

Аналогично для КА в точка Лагранжа с расстоянием от аппарата до маяка примерно $D = 64000$ км. Тогда при размере светодиода $y = 1$ мм и фокусном расстоянии приемника в $l = 17000$ мм имеем следующий размер изображения светодиода на фотоприемнике $y' = 2,6 \cdot 10^{-4}$ мкм.

Размер пикселя приемника равен 12×12 мкм. Таким образом, изображение оптического светоизлучающего маяка на выходном изображении однопиксельное.

Рассчитаем мощность для ИК-источника излучения. Лазерный излучатель имеет длину волны $\lambda = 850$ нм, а ПЗС-матрица приёмника имеет квантовую эффективность на данной длине волны $\eta_{\lambda} = 50\%$. Таким образом, для образования одного заряда в ПЗС-матрице требуется собрать порядка 2 фотонов.

При времени регистрации $t = 0,002$ сек необходимый поток фотонов составляет $F_{\phi} = 1 \cdot 10^3$ фот/с. Энергия фотона составляет $W_{\lambda} = 2,34 \cdot 10^{-19}$ Дж.

Пренебрегая шумами, мощность излучения на апертуре камеры приёмника в условиях лунной ночи должна составить $P_{\Pi} = F_{\phi} \cdot E_{\phi} = 1 \cdot 10^3 \cdot 2,34 \cdot 10^{-19} = 2,34 \cdot 10^{-16} \text{Вт}$.

Таким образом, пренебрегая потерями в оптических системах и полагая $\alpha = 3^\circ$, $A_{\Pi} = 1700$ мм, получаем согласно формуле 3.18 мощность источника должна составлять $P_{\text{и}} = 0,09$ мВт.

Теперь рассчитаем аналогичную мощность для УФ-источника излучения. Лазерный излучатель имеет длину волны $\lambda = 280$ нм, а ПЗС-матрица приёмника имеет квантовую эффективность на данной длине волны $\eta_{\lambda} = 50\%$. Таким образом, для образования одного заряда в ПЗС-матрице требуется собрать порядка 2 фотонов.

При времени регистрации $t = 0,002$ сек необходимый поток фотонов составляет $F_{\phi} = 1 \cdot 10^3$ фот/с. Энергия фотона составляет $W_{\lambda} = 7,09 \cdot 10^{-19}$ Дж.

Пренебрегая шумами, мощность излучения на апертуре камеры приёмника в условиях лунной ночи должна составить: $P_{\Pi} = 7,09 \cdot 10^{-16} \text{Вт}$.

Таким образом, пренебрегая шумами и потерями в оптических системах, мощность излучения источника в условиях лунной ночи должна составить не менее 0,27 мВт.

В так называемый лунный день (время когда на поверхность Луны попадает солнечное излучение) освещенность подстилающей поверхности равна $\sim 10^5$ лк; что в энергетических единицах ~ 1400 Вт/м². Если возьмем альбедо лунной поверхности равным 0,067, то получается что оно рассеивается в виде излучения с энергией $E_{co} \sim 94$ Вт/м².

Размер кадра равен 3840x5120 пикселей, а размер кадра на поверхности Луны 20,6x26,3 км. Таким образом можно посчитать общую площадь кадра в пикселях $A_{\text{к пик}} = 19660800$ элементов и соответствующую ей площадь на поверхности Луны $A_{\text{к}} = 541,8$ км². Тогда получаем что каждому элементу кадра (пикселю) соответствует площадь 27 м².

От единичного элемента кадра на лунной поверхности площадью 27 м^2 исходит поток $F_{\text{нов}}=2538 \text{ Вт}$, который изотропно рассеивается в пространстве в пределах телесного угла 2π . Камера регистрирует фоновый поток $F_{\text{фон}}$ от единичного элемента кадра, который для нее будет точечным источником излучения ввиду удалённости на 100 км . Фоновый поток заключён в пределах угла Ω_k , который определен апертурой камеры для изображения с поверхности Луны, и составляет долю от всего потока, так как в камеру попадает только фрагмента её поверхности $F_{\text{фон}} = 4 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}$.

Рассматривая поток излучения от поверхности Луны как шум (при относительном отверстии объектива $D/f' = 1:3,5$ и спектральном пропускании оптической системы $\tau_{o\lambda} = 1$) по формуле 3.17 получаем значение пороговой облученности ПЗС-матрицы, при которой сигнал одного пикселя равен $E_{\text{пл}} = 1,96 \cdot 10^{-9} \text{ Вт/м}^2$.

Таким образом, пренебрегая потерями в оптической системе приёмника, мощность излучения лазера на апертуре камеры приёмника в условиях лунного дня должна превышать $1,96 \cdot 10^{-12} \text{ Вт}$, а согласно формуле 3.18 в условиях лунного дня мощность источника излучения должна быть более $19,6 \text{ мВт}$.

Для оптического комплекса КА в точке Лагранжа размер кадра равен 3112×4096 пикселей. Таким образом можно посчитать общую площадь кадра в пикселях $12\,746\,752$ элемента и соответствующую ей площадь на поверхности Луны $9\,479\,366 \text{ км}^2$. Тогда получаем что каждому элементу кадра (пикселю) соответствует площадь $1,34 \text{ км}^2$.

От единичного элемента кадра на лунной поверхности площадью $1,34 \text{ км}^2$ исходит поток $F_{\text{нов}}=126 \text{ кВт}$, который изотропно рассеивается в пространстве в пределах телесного угла 2π . Камера регистрирует фоновый поток $F_{\text{фон}}$ от единичного элемента кадра, который для нее будет точечным источником излучения ввиду удалённости на 64000 км . Фоновый поток заключён в пределах угла Ω_k , который определен апертурой камеры для изображения с поверхности

Луны, и составляет долю от всего потока, так как в камеру попадает только фрагмента её поверхности $F_{фон} = 1,1 \cdot 10^{-11} \text{Вт}$.

Рассматривая поток излучения от поверхности Луны как шум, при относительном отверстии объектива $D/f' = 1:10$ и спектральном пропускании оптической системы $\tau_{o\lambda} = 1$, по формуле 3.17 получаем значение пороговой облученности ПЗС-матрицы, при которой сигнал одного пикселя равен шуму $E_{пл} = 4,40 \cdot 10^{-9} \text{Вт/м}^2$.

Таким образом, пренебрегая потерями в оптической системе приёмника, мощность излучения лазера на апертуре камеры приёмника в условиях лунного дня должна превышать $9,98 \cdot 10^{-9} \text{Вт}$, и согласно формуле 3.18 в условиях лунного дня, мощность источника излучения должна быть более 3,7 кВт.

Если мощность поверхностного излучения в лунный день для случая с ПОА не сильно отличается от необходимой для обнаружения сигнала на ПЗС-матрице мощности, то для КА в точке Лагранжа 3,7 кВт это колоссальная цифра. Такую мощность источника никак не удастся обеспечить в налунном маяке. Таким образом, единственный вариант для обеспечения глобальной навигации на Луне из точки Лагранжа это использование ультрафиолетового источника, которому не придется превышать шум отраженного солнечного излучения.

Отношение сигнал/шум, выражаемое в децибелах, определяется по формуле:

$$\mu = 10 \log_{10} \left(\frac{P_c}{P_{ш}} \right), \quad (3.18)$$

Где P_c - средняя мощность полезного сигнала, $P_{ш}$ – средняя мощность шума. Для самого большого значения мощности лунного дня и ПОА (без учета использования ИК для точки Лагранжа лунным днем) рассчитано пороговое значение мощности, создаваемой источником излучения на апертуре камеры приёмника, при котором возможна регистрация сигнала светоизлучающего маяка, $1,96 \cdot 10^{-12} \text{Вт}$, то есть, в данном случае $P_c = P_{ш}$ и $\mu(\text{дБ}) = 0$.

Полагая $P_{ш} = 1,96 \cdot 10^{-12} \text{Вт}$, по формулам 3.18 и 3.17 рассчитаем пороговые значения мощности, создаваемой источником излучения на апертуре

камеры приёмника, а также мощности самого источника для различных значений отношения сигнал/шум. Результаты представлены в Таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Мощность, создаваемая источником излучения на апертуре камеры приёмника и соответствующая мощность источника излучения для различных значений соотношения сигнал/шум

Отношение сигнал/шум, дБ	Мощность на апертуре приёмника, Вт	Мощность источника, мВт
2	$3,09 * 10^{-12}$	31
4	$4,92 * 10^{-12}$	49
6	$7,80 * 10^{-12}$	78
8	$1,24 * 10^{-11}$	124
10	$1,96 * 10^{-11}$	196

Таким образом, при соотношении сигнал/шум равным 10 понадобится мощность источника порядка 200 мВт, что является вполне реализуемым значением.

3.4 Проектирование орбитального сегмента ЛОНС

На основе полученных ранее характеристик налунного сегмента необходимо сформировать проектные требования к орбитальному сегменту ЛОНС, состоящему из КА на полярной орбите и КА в точке Лагранжа. Одной из задач системного проектирования космических систем является математическое моделирование с целью получения рекомендаций по выбору структуры и параметров системы, т.е. синтез.

За ориентир при разработке методики проектирования выбирается самый близкий аналог – системы ДЗЗ. Они довольно подробно изучены и методология их проектирования и выбора параметров рассматривается в ряде работ [92-93].

Показатели качества характеризуют пригодность КА с оптической системой к выполнению ею своего целевого назначения. Как правило туда входят геометрические и географические параметры наблюдаемых районов и объектов, периодичность этих наблюдений; спектральные характеристики, пространственное разрешение получаемых с помощью оптической аппаратуры изображений, а также их обзорность. Поскольку эти показатели зависят от случайных факторов, то в общем случае можно говорить о вероятности того, что эти показатели принимают те или иные значения.

В случае проектирования ЛОНС следует выделить показатели качества: разрешение, обзорность и периодичность.

Разрешение выражает предельная разрешающая способностью, которая определяется по формуле, связанно с критерием Рэля. Предельная разрешающая способность по Рэлю Δl – это минимальное расстояние между двумя точками, при котором их изображение отличимо от изображения одной точки. Вычисляется оно умножением углового разрешения на расстояние до объекта Н:

$$l = 1,22 \frac{\lambda H}{D} , \quad (3.19)$$

где λ — длина волны света, а D — диаметр апертуры линзы. Коэффициент 1,22 получен из расчета положения первого темного круглого кольца, окружающего центральный диск Эйри в дифракционной картине.

Обзорность также напрямую зависит от расстояния до объекта, но еще и от угла обзора γ оптической аппаратуры КА:

$$S = \pi H^2 \text{tg}^2 \gamma , \quad (3.20)$$

$$\gamma = 2 \arcsin \left(\frac{R_{\text{Л}}}{R_{\text{Л}} + H} \right) , \quad (3.21)$$

где $R_{\text{Л}}$ – радиус Луны.

Периодичность в случае ЛОНС зависти от орбитальных характеристик:

$$x = \{ a, e, \omega, \Omega, i, u \} , \quad (3.22)$$

где a – большая полуось орбиты,

e – эксцентриситет орбиты,

ω – аргумент перицентра,

i – наклонение орбиты,

u – аргумент широты,

Ω – долгота восходящего узла,

Кроме этого вводится понятие центральный угла наведения, зависящего от угла обзора:

$$\varphi = \frac{\pi}{2} - \gamma - \arccos\left(\frac{R_{\text{л}} + H}{R_{\text{л}}}\sin\gamma\right), \quad (3.23)$$

Центральный угол, это угол, в котором оптическая аппаратура передает 100% достоверную информацию без искажений.

Показатели эффективности отвечают за оптимизацию реализации системы. В рамках нашей методики нас будет в первую очередь волновать не стоимостная оценка или оценка надежности (это не является прямой целью моего исследования, а косвенно достигается использованием имеющегося задела), а показатель оперативности поступления информации пользователю. Общая оперативность определяется выражением:

$$\tau = \tau_{\text{ап}} + \tau_{\text{обр}} + \tau_{\text{пер}}, \quad (3.24)$$

где $\tau_{\text{ап}}$ – оперативность аппаратуры (время от начала наблюдения до готовности информации к обработке),

$\tau_{\text{обр}}$ - время обработки информации,

$\tau_{\text{пер}}$ - время передачи информации пользователю

Главной составляющей является оперативность аппаратуры:

$$\tau_{\text{ап}} = \frac{H(R_{\text{л}} + H)^{3/2}}{2R_{\text{л}}\text{tg}\gamma f^2 r^2 \sqrt{\mu}}, \quad (3.25)$$

От показателей качества следует перейти к проектным параметрам КА и его составу (Рисунок 3.12). Ключевыми параметрами станет масса КА, зависящая в первую очередь от массо-габаритных характеристик оптической аппаратуры целевого назначения.

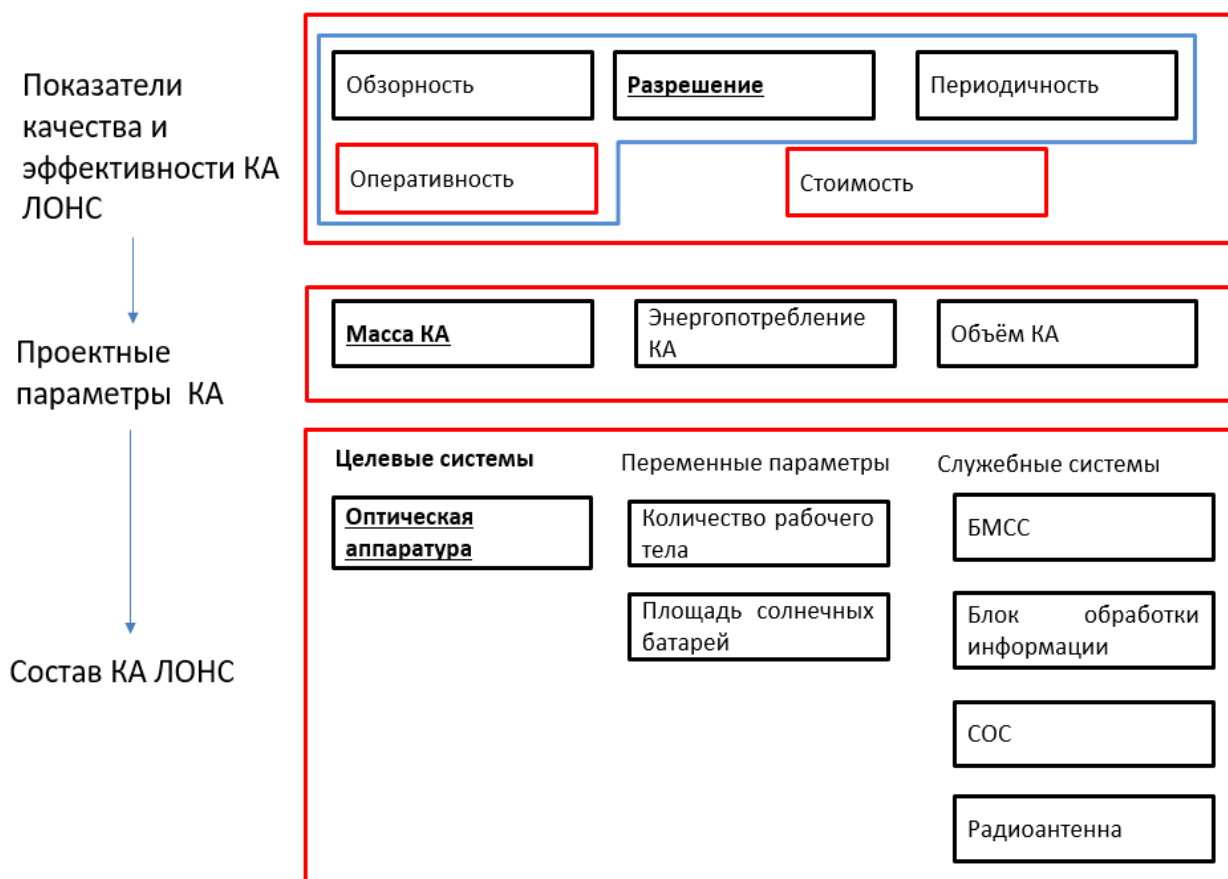


Рисунок 3.12 – Структурная схема синтеза космического сегмента ЛОНС

При выборе оптической аппаратуры важно понять на какие размерные характеристики оптики, расположенной на КА, можно рассчитывать при проектировании ЛОНС.

Для выбранной нами орбиты в 100 км над поверхностью Луны не требуется крупномасштабного оптического приемника и можно ограничиться апертурой в несколько десятков см (Рисунок 3.13).

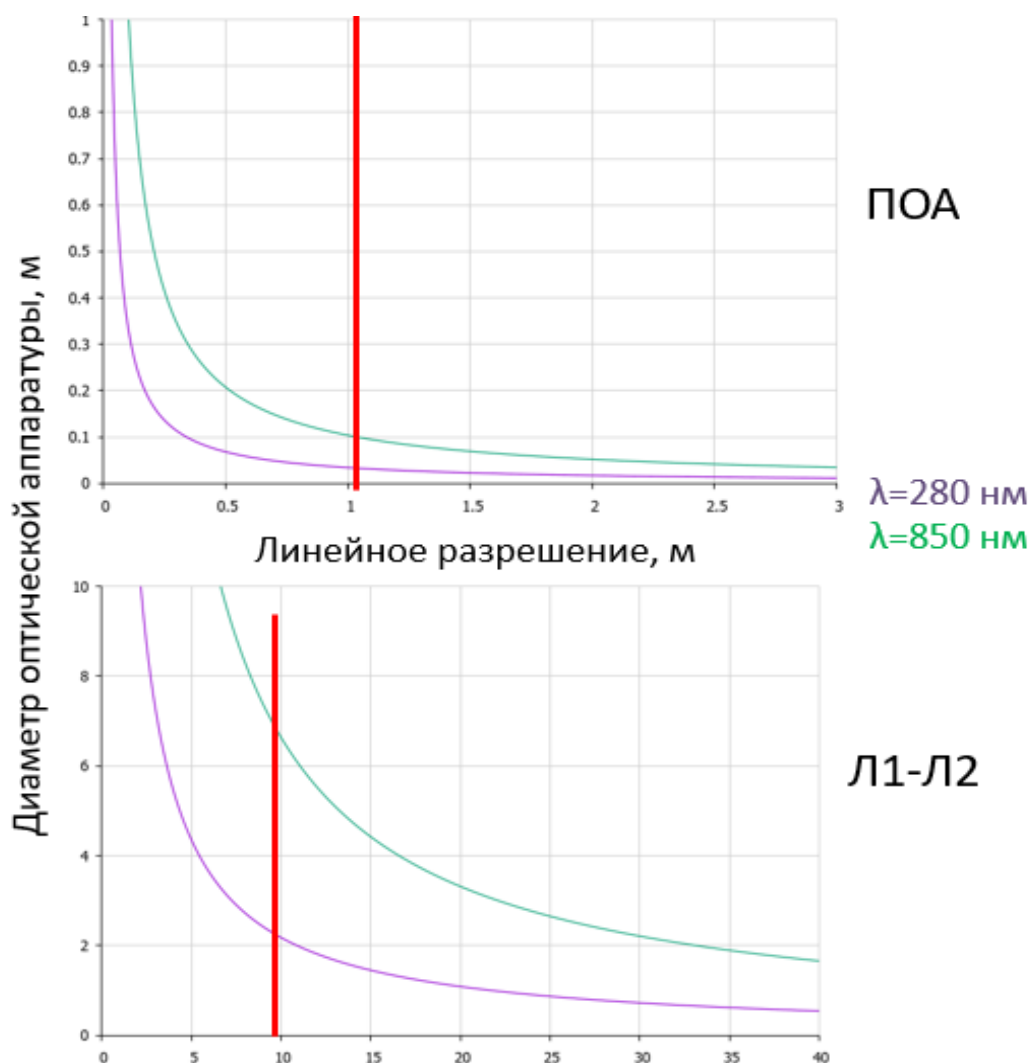


Рисунок 3.13 – Зависимость диаметра апертуры оптики приемника от требуемого линейного разрешения на поверхности Луны

На такой невысокой орбите разница между влиянием длины волны УФ- и ИК-излучателя на характеристики приемника также незначительна. Что нельзя сказать о планируемом аппарате в точке Лагранжа. В этом случае уже очевидно, что для достижения точности в несколько десятков метров необходимо иметь серьёзную оптику с габаритами близкими к пределу того, что запускалось в космос на данный момент. Достижение же точности в 10 м и выше видится осуществимым только в УФ-диапазоне.

На общие массо-габаритные характеристики оптической аппаратуры в первую очередь будет влиять зеркальная схема. В качестве основных проектных

параметров, наиболее полно характеризующих качество оптической системы, необходимо выбрать угловое поле зрения и разрешающую способность. Ограничениями являются масса и габариты ОС.

Для нашего случая с учетом особенностей задачи можно выбрать три актуальные зеркальные схемы. Кратко классифицировать зеркальные схемы можно следующим образом:

1. Схема Ричи – Кретьена с линзовым корректором астигматизма и кривизны поля. Схема обеспечивает относительное фокусное расстояние до 8 и поле зрения $2\beta \leq 1,5$ угловых градусов. Длина системы составляет $0,25f$.

2. Трехзеркальная схема типа Корша. В качестве корректора применяется вогнутое зеркало. Схема обеспечивает относительное фокусное расстояние до 4 и поле зрения до $2\beta \leq 1-1,5$ угловых градусов. Длина системы составляет $0,3-0,4f$.

3. Трехзеркальная внеосевая схема типа триплет Кука. Обеспечивает относительное фокусное расстояние до 4 и поле зрения до $2\beta \leq 10$ угловых градусов. Длина системы составляет $0,3-0,4f$. Самая сложная схема.

Для реализации оптической системы на КА в точке Лагранжа оценочные проектные значения массы и длины оптической можно рассчитать по следующим формулам:

$$M_T = 2\rho_{OC}(1 + \varepsilon_0)^2 \left(1,22 \frac{\lambda H}{l}\right)^2 \quad (3.26)$$

$$L_T = Nk_\alpha \left(1,22 \frac{\lambda H}{l}\right) \quad , \quad (3.27)$$

где ρ_{OC} – удельная масса одного квадратного метра зеркала,

ε_0 – линейное центральное экранирование,

N – относительное фокусное расстояние,

k_α – коэффициент уменьшения длины.

Удельная масса зависит от материала и типа конструкции зеркала. К материалам для крупногабаритных космических зеркал предъявляются жесткие

требования стабильности свойств и размеров. Поверхность зеркала должна соответствовать расчетной форме с допусками порядка 0,01 мкм и иметь высокую сопротивляемость внешним воздействиям на участке выведения. В среднем для современных космических телескопов удельная масса зеркал примерно равна 200 кг/м² (Т-170М, Хаббл и др.) Некоторые изготовители в настоящее время предлагают сверхтонкие металлокерамические зеркала с удельной массой 20 ...60 кг/м². Стабильность свойств таких зеркал в условиях космического применения на данный момент требует изучения.

Результаты оценочного расчета представлены в Таблице 3.3 и на Рисунке 3.14.

Таблица 3.3 – Влияние типа зеркальной схемы на проектные параметры оптической системы КА ЛОНС.

Зеркальная схема телескопа	Относительное фокусное расстояние	Угол обзора	Оценочные проектные требования по длине для КА в Л1-Л2	Оценочные проектные требования по массе для КА в Л1-Л2
Двухзеркальная Ричи-Кретьена с корректором	≤ 8	$\leq 1.5^0$	4.5 м	2300 кг
Трехзеркальная Корша	≤ 4	$\leq 1.5^0$	2.3 м	2300 кг
Трехзеркальная Кука	≤ 4	$\leq 10^0$	2.3 м	1200 кг

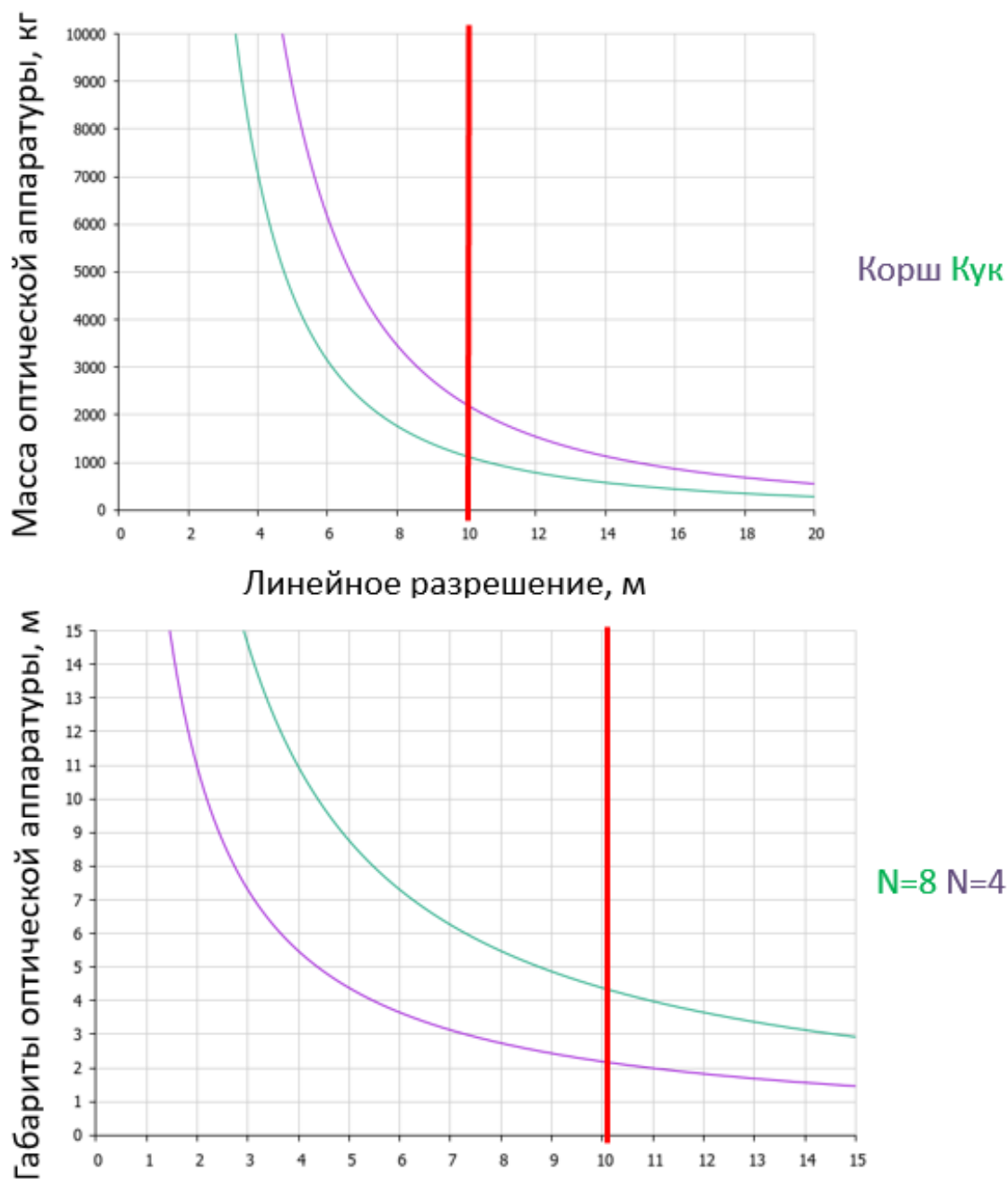


Рисунок 3.14 - Проектная оценка зависимости массы и габаритов оптической аппаратуры КА от линейного разрешения на поверхности Луны для высоты 64000 км

Используя полученные значения массогабаритных характеристик можно оценить значения показателей качества и эффективности для КА ЛОНС.

Результаты представлены в Таблице 3.4 и на Рисунке 3.15.

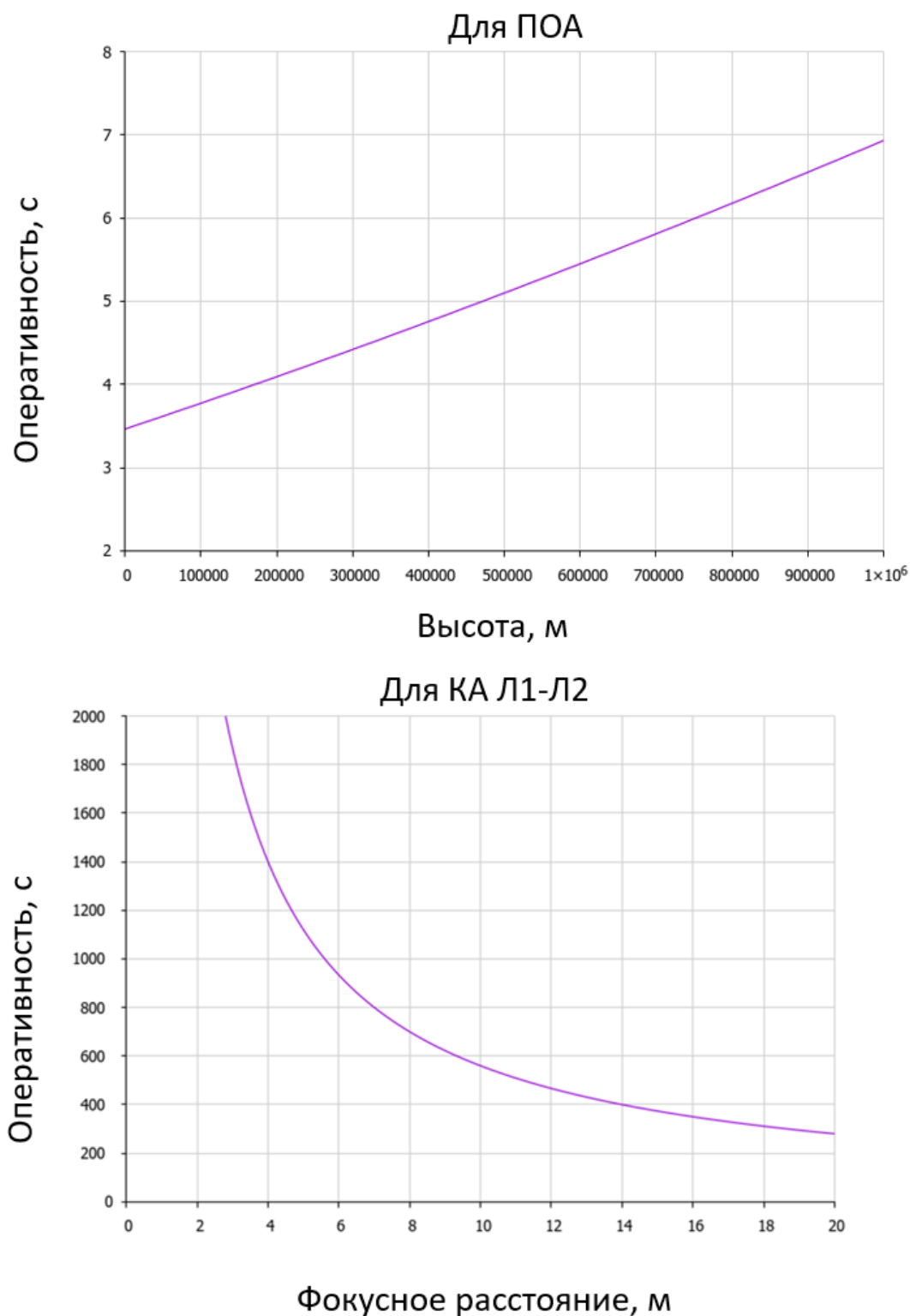


Рисунок 3.15 – Проектные параметры для целевой аппаратуры КА ЛОНС

Таблица 3.4 – Проектные требования к показателям качества и эффективности для ПОА и КА в точках Лагранжа ЛОНС

Параметр	Оценочные проектные требования для ПОА	Оценочные проектные требования для КА в Л1-Л2
Разрешение	1 м	10 м
Обзорность	$2,3 \times 10^9 \text{ м}^2$	$9,6 \times 10^{12} \text{ м}^2$
Периодичность	6800 с	постоянная
Оперативность	10 с	560 с

3.5 Выводы к Главе 3

В данной главе рассмотрено проектирование космического сегмента лунной оптической навигационной системы с самых ранних этапов анализа вплоть до запуска на испытания. Подробно рассмотрен главный этап – определение характеристик (энергетических и массо-габаритных) приемно-передающей системы, связывающей орбитальный сегмента, состоящий из КА на полярной орбите и в точке Лагранжа и налунный, состоящий из автономных световых маяков:

1. Расчет мощности маяка. Для обеспечения видимости маяка разработан алгоритм расчета характеристик излучателя маяка – лазерного диода. Рассмотрены особенности отражающей способности лунного грунта, а именно минимальное излучение в УФ-диапазоне. Для КА на орбите в 100 км получены удовлетворяющие современным лазерным диодам значения мощности излучателя (до 200 мВт при отношении сигнал/шум 10). Использование УФ-излучателя значительно упрощает работу маяка в лунный день и позволяет использовать мощности не более 20 мВт.

2. Расчет диаметра, линейных габаритов и массы элементов оптической системы КА в зависимости от требуемого разрешения на лунной поверхности. Для выбранной нами орбиты в 100 км над поверхностью Луны не требуется крупномасштабного оптического приемника и вполне можно ограничиться апертурой в несколько десятков см для достижения точности в несколько метров. В случае размещения КА в точке Лагранжа достижение точности в несколько десятков метров потребует иметь серьёзную оптику с габаритами близкими к пределу того, что запускалось в космос на данный момент. Достижение же точности в 10 м и выше видится осуществимым только в УФ-диапазоне.

3. Определение показателей качества, эффективности и требований к КА орбитального сегмента ЛОНС на основе полученных ранее характеристик налунного сегмента. Сформирован перечень проектных требований для реализации КА ЛОНС.

Глава 4 Предложения по построению и применению лунной оптической навигационной системы на основе технических средств, развиваемых в ГК «Роскосмос»

4.1 Разработка предложений по построению лунной оптической навигационной системы

Реализация проектов по лунной навигационной системе напрямую зависит от развития лунной космической программы. Чтобы сделать такой проект экономически рациональным необходимо по максимуму использовать уже имеющиеся достижения и наработки в создании автоматических космических систем [9]. В данной главе рассматриваются предложения по построению и применению лунной оптической навигационной системы на основе технических средств, развиваемых в АО «НПО Лавочкина».

4.1.1 Предложения по составу полярного орбитального аппарата

При проектировании ЛОНС, логичным шагом будет максимально задействовать имеющийся задел в ракетно-космической технике. Проектирование КА для межпланетных миссий и изучения дальнего космоса является сигнатурной деятельностью АО «НПО Лавочкина» и данное предприятие имеет широкий спектр отработанных решений в разработке космических аппаратов для таких задач. В результате экспертного анализа определено, что разрабатываемые платформы могут быть использованы при проектировании ЛОНС.

Так, например, космическая платформа, разработанная в ходе работ над миссией «Луна-26» может послужить основой для ПОА ЛОНС, так как соответствует требованиям, сформулированным в предыдущих главах, общий вид аппарата показан на Рисунке 4.1 [94].

Космическая платформа для миссии «Луна-26» включает в себя четырехгранный корпус с двумя баками вертикальной компоновки. Диаметр окружности под крепление к устройству вывода 2450 мм. Корпус состоит силового

каркаса в форме призмы и элементов теормореглирования состоящей из тепловых труб внутри сотопанелей. Антенно-фидерная система, панели фотопреобразователей и остальные служебные приборы установлены снаружи. В силовой схеме сотопанели выполняют двойную функцию. Во-первых, на них установлены блоки служебной аппаратуры и оборудования. Во-вторых, они передают боковую инерционную нагрузку от верхнего сечения корпуса к нижнему, обеспечивая необходимую прочность и жесткость каркасу. Продольная инерционная нагрузка воспринимается преимущественно каркасом. Нижним основанием двигательная установка, а, следовательно, и весь КА, крепится с помощью пиротехнического устройства отделения (четыре пироболта и пружинных толкателя) к адаптеру. В нижнем сечении адаптер стыкуется нижними восемью узлами с опорными кронштейнами разгонного блока «Фрегат» с помощью болтового крепления.

«Сухая» масса платформы 1100 кг, с топливом 2200 кг. Энергопотребление составляет 1200 Вт.

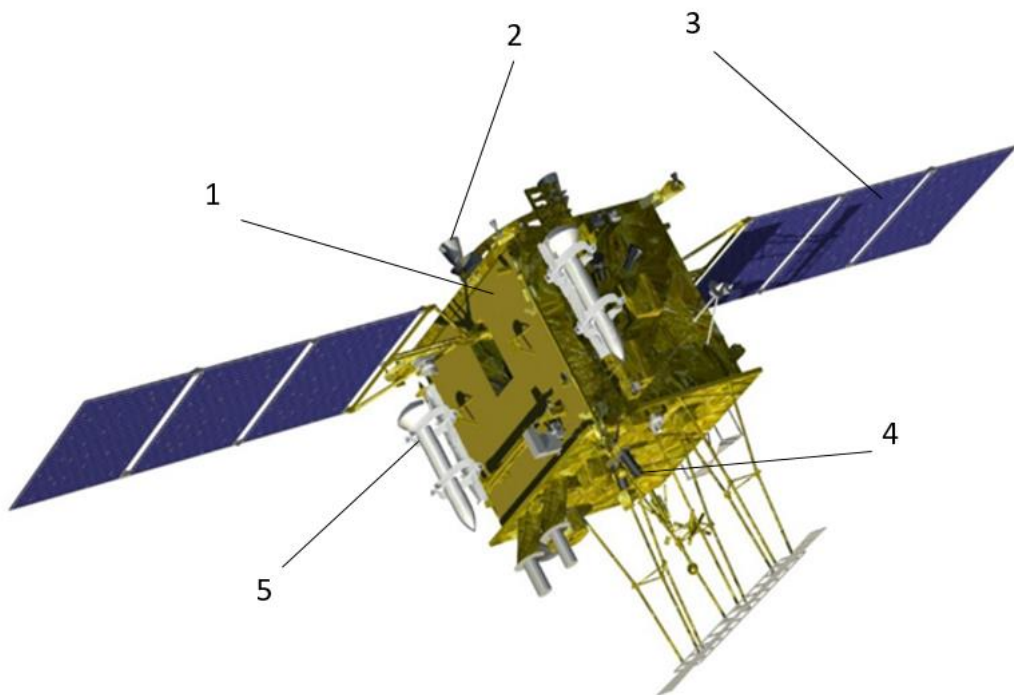


Рисунок 4.1 – Предлагаемый вариант ПОА:

1 – корпус; 2 – двигательная установка; 3 – солнечные батареи,
4 – телевизионная камера; 5 – средство доставки пенетраторов

Основой для оптического комплекса ПОА ЛОНС может послужить лунная стереотопографическая телевизионная камера (ЛСТК), которая входит в полезную нагрузку миссии «Луна-26» [90].

В рамках миссии «Луна-26» задача ЛСТК осуществлять панорамную стереосъемку лунной поверхности. Как было описано в прошлой главе светоизлучающий маяк способен быть различимым даже на фоне освещенной Солнцем лунной поверхности, и камера с характеристиками ЛСТК сможет его зафиксировать.

В состав ЛСТК входят два блока – блок оптический и блок обработки данных, а также межблочные кабели. Блоки ЛСТК устанавливаются на термостабилизированной платформе орбитального аппарата, ориентированной в сторону поверхности Луны.

Оптический блок ЛСТК устанавливается таким образом, чтобы ось OX приборной системы координат лежала в плоскости орбиты, а ось OZ была направлена по местной вертикали в орбитальной СК круговой орбиты, направленной к центру селенографической системы координат.

Для обеспечения качества съемки служебные системы КА должны обеспечивать выполнение следующих требований:

- режим ориентации КА – относительно орбитальной системы координат $OXYZ$, где ось OZ направлена по радиус-вектору орбиты от центра Луны; ось OX ортогональна оси OZ и лежит в плоскости, проходящей через радиус-вектор орбиты и вектор линейной скорости КА, направлена в сторону движения КА; ось OY дополняет систему координат до правой ортогональной;
- амплитудные значения погрешности ориентации КА в орбитальной системе координат – не более 5 угловых минут по каждой оси СК КА;
- стабилизация положений осей СК в орбитальной системе координат – с угловыми скоростями не превосходящими $0,01^\circ/\text{сек}$ по каждой оси СК КА;
- погрешность определения ориентации СК КА в инерциальной системе координат – не хуже 10 угл. сек по каждой оси СК КА;

– случайная составляющая погрешности привязки измерений ориентации и моментов регистрации изображений к бортовой шкале времени – не более 10^{-4} сек;

– стабильность опорной сетки времени должна быть не хуже 10^{-6} сек.

Новый метод решения навигационной задачи заключается в переносе всех измерений на борт космической платформы. Бортовые системы ПОА ЛОНС, состоящие из звездных датчиков, телевизионного комплекса, бортового синхронизирующего устройства и бортового вычислительного комплекса способны помимо основной задачи по локализации положения объекта на поверхности Луны решать и задачу постоянного контроля системы селенодезических координат.

Помимо камеры ЛСТК важными составляющими измерений являются бортовой звездный датчик (БЗД) и лазерный высотомер. БЗД является штатным устройством (например, звездные датчики 348К с точностью 10 угл.сек, производства ОАО «НПП Геофизика-Космос») систем ориентации КА по навигационным звездам. Масса БЗД 1 кг, энергопотребление 15 Вт. Используется пара одинаковых звездных датчиков, которая исключает неопределенность определения ориентации КА по двум осям. Точность определения мгновенной ориентации КА определяется конструкцией датчика; в применяемых БЗД точность определения пространственной ориентации КА составляет 6" [95], но уже разработаны БЗД с точностью 1". Имеющаяся точность БЗД в состоянии обеспечить определение ориентации оси визирования бортовой телекамеры на уровне, позволяющем позиционировать налунные объекты (и проводить самоопределение пространственного положения ИСЛ) с точностью до 6 метров, а перспективные БЗД позволят выйти на метровый уровень точности позиционирования.

Лазерные высотомеры также постоянно улучшаются. Например, применяемые для космических исследований планет однолучевые лазерные альтиметры производства АО «ГОИ им. С.И. Вавилова» посылают не один, а сразу несколько одновременных лазерных сигнала [96], что позволит как увеличить

точность определения расстояния до поверхности Луны на первых этапах построения ЛОНС, так и фиксацию ретрорефлекторов на последующих. Такие системы обладают следующими характеристиками:

- диапазон дальности 1-100 км;
- погрешность измерений 0,1 м;
- расходимость пучка 5 мкрад;
- частота повторения импульсов 250 Гц;
- масса 10 кг;
- энергопотребление 15 Вт.

Резюмируя все вышенаписанное и данные о КА для миссии «Луна-26» можно выявить ряд модернизаций, которые потребуются платформе для того, чтобы использовать в качестве ПОА ЛОНС:

- увеличение количества радиоканалов: помимо связи с земным ЦУП теперь появились задачи связи с КА в точках Лагранжа, подача команд на налунные реперы и сброс информации потребителям (при необходимости);
- увеличение срока службы КА минимум до 15 лет;
- добавление бортового синхронизирующего устройства для контроля временных данных при мониторинге;
- установка лазерный высотомер;
- установка системы доставки пенетраторов (подробней в разделе 4.1.3).

При удалении комплекса научной аппаратуры из КА миссии «Луна-26» получится освободить более 150 кг массы и 100 Вт энергии, которые будут задействованы в новых служебных системах, необходимых для ПОА ЛОНС.

На схеме (Рисунок 4.2) видно, что большинство систем платформы для миссии «Луна-26» будет актуально и для ПОА ЛОНС и не требует изменений, часть систем требует переработки и адаптаций под цели ЛОНС и увеличение срока службы каждого комплекса (за счет дублирования и троирования приборов), а также будут добавлены высотомер, дополнительные радиоканалы и система сброса пенетраторов. Размещение на борту ПОА ЛОНС лазерной системы измерений

расстояния является обязательным, так как позволит определять расстояния до поверхности Луны на первых этапах построения ЛОНС, и будет инструментом фиксации ретрорефлекторов на последующих. При дальнейшем развитии системы ЛОНС можно будет рассмотреть вариант совмещения оптических и радиотехнических источников светоизлучающего и радиомаяка на лунных маяках и использование на борту системы аналогичной французской DORIS [97] для контроля орбиты.

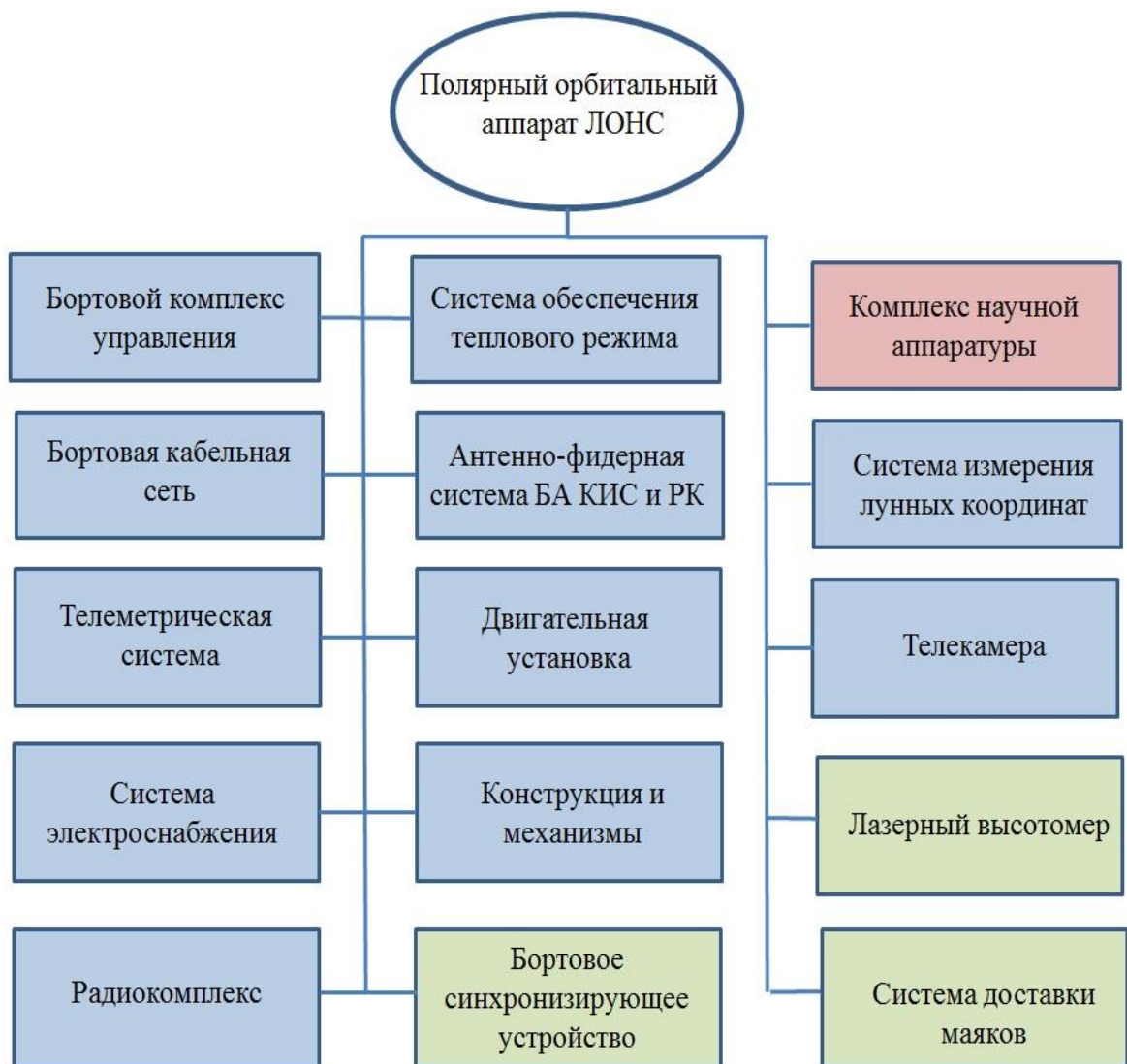


Рисунок 4.2 – Схема деления ПОА ЛОНС, основанного на КА «Луна-26»: синим цветом выделены дорабатываемые элементы; красным цветом – удаляемые, зеленым – добавленные.

4.1.2 Предложения по составу аппарата в точке Лагранжа

Для завершающего этапа построения ЛОНС потребуется размещение КА мощным оптическим комплексом в точке Лагранжа системы Земля-Луна.

Основой КА точках Лагранжа может послужить базовый модуль служебных систем (БМСС) «Навигатор», адаптированный в проекте «Спектр-УФ», под работу с габаритным телескопом Т-170М [98] (Рисунок 4.3).

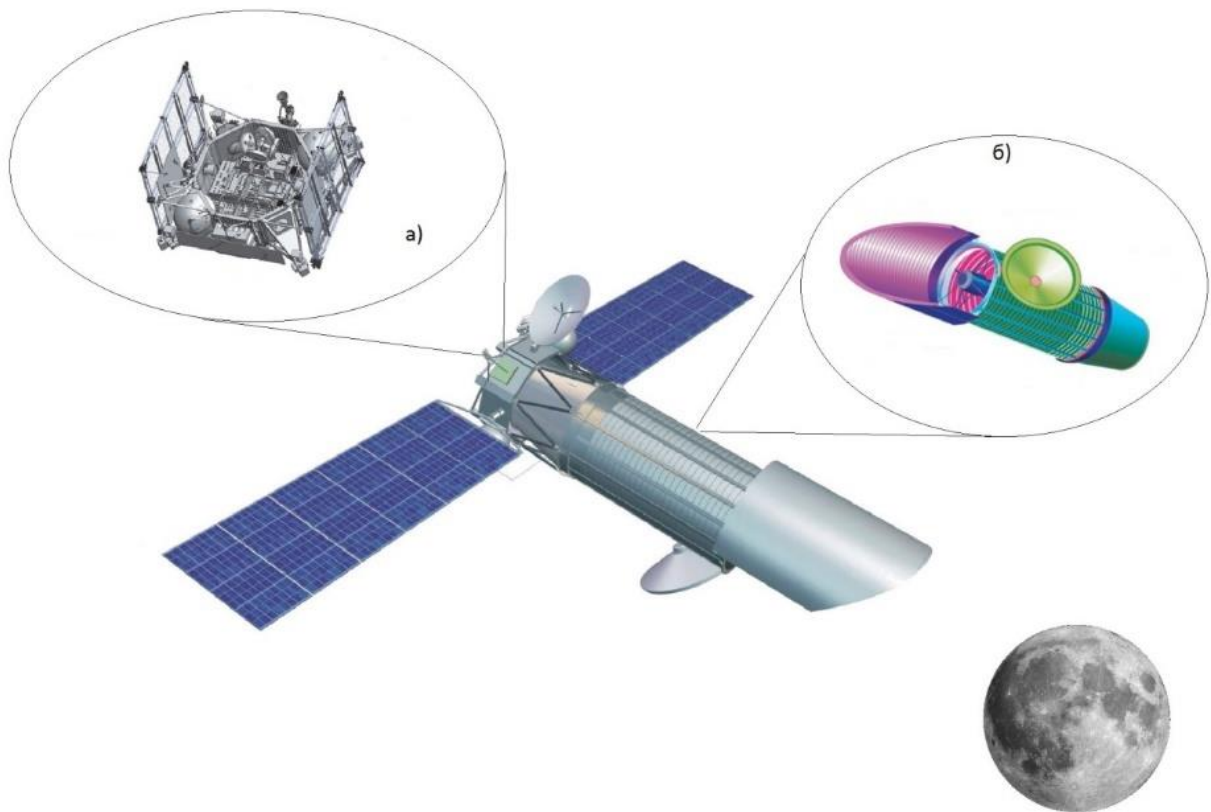


Рисунок 4.3 – Общий вид космического аппарата в точке Лагранжа:

а) БМСС «Навигатор», б) Телескоп

БМСС «Навигатор» успешно используется в ряде проектов АО «НПО Лавочкина», таких как «Спектр-Р» и «Электро». БМСС прошел всю экспериментальную и летную отработку.

БМСС немного модернизируется для требований каждой миссии. Высота корпуса БМСС проектируется минимальной для установки всех необходимых служебных систем. Двигательная установка состоит из четырех автономных блоков, каждый включает свой топливный бак и двигатели стабилизации. Вся

служебная аппаратура устанавливается на одной тепловой сотопанели (ТСП), которая поддерживает тепловой режим необходимый для данных приборов. Расположение ТСП внутри корпуса БМСС обеспечивает радиационную и метеорную защиту, и позволяет снизить требования к аппаратуре.

Телескоп Т-170М является крупногабаритный телескоп, построенным по схеме Ричи-Кретьена, с фокусным расстоянием 17 м, и диаметром зеркала 1.7 м. Поле зрения телескопа 0,5°.

Вместе с телескопом работает ряд научных приборов, обеспечивающих его функционирование и выполнение научных задач: блок спектрографов, блок камер поля и система гидирования. Последняя система предназначена для точного наведения телескопа на выбранный объект. Система гидирования может использоваться для обеспечения наведения телескопа на Луны при работе ЛОНС. Основные характеристики БМСС, адаптированного под крупногабаритный телескоп в рамках проекта «Спектр-УФ»:

- Время активного существования: не менее 5 лет;
- Масса КА (с топливом): 2900 кг;
- Масса полезной нагрузки: 1600 кг;
- Габаритные размеры в рабочем положении 9670x13650x4850(мм)
- Потребляемая мощность: до 1900 Вт;
- Скорость передачи данных: до 4 Мбит/с;
- Система ориентации: трехосная.

При использовании модернизированного КА «Спектр-УФ» в качестве КА в точке Лагранжа системы ЛОНС является широкий спектр его возможностей. Использование такого комплекса позволит нагрузить КА научными задачами (например, астрофизическими наблюдениями, или контролем малых небесных тел) в паузах между навигационными наблюдениями [99-100].

Резюмируя все вышенаписанное и данные о КА для миссии «Спектр-УФ» можно выявить ряд модернизаций, которые потребуются этой платформе для того, чтобы использовать в качестве КА в точках Лагранжа ЛОНС (Рисунок 4.4):

- увеличение количества радиоканалов: помимо связи с земным ЦУП теперь появились задачи связи с КА в точках Лагранжа, подача команд на налунные реперы и сброс информации потребителям (при необходимости);
- увеличение срока службы КА минимум до 15 лет;
- добавление бортового синхронизирующего устройства для контроля временных данных при мониторинге;
- модернизация главного зеркала: уменьшение массы благодаря уменьшению толщины зеркала при использовании новых материалов;
- изменение ПЗС-матриц камер поля для работы в диапазонах, используемых светоизлучающими маяками на Луне;
- удаление блока спектрографов;
- использование системы гидирования для стабилизации телескопа при наведении на Луну.



Рисунок 4.4 – Схема деления КА в точках Лагранжа ЛОНС, основанного на КА «Спектр-УФ»: синим цветом выделены дорабатываемые элементы; красным цветом – удаляемые, зеленым – добавленные.

На Рисунке 4.4 что модернизация в данном случае представляет собой по удалению и упрощению приборов миссии «Спектр-УФ», что уменьшит массу и энергопотребление платформы (исключение спектрографов высвободит до 300 кг массы и 200 Вт энергии, также будет облегчено зеркало телескопа). Часть систем требует переработки и адаптации под цели ЛОНС и увеличение срока службы каждого комплекса (за счет дублирования и троирования приборов).

По разработанным в прошлых разделах алгоритмам можно произвести оценку точностей, которые можно получить при использовании имеющихся оптических систем. Это может быть актуально, если задачи лунной навигации на первых этапах не будут требовать охвата всей поверхности.

При использовании телескопа аналогичному габаритам телескопу Т-170М и с обладающим углом зрения $0,5^{\circ}$ будет мониторинг над зоной диаметром 580 км, с угловым разрешением в $0.08''$ и линейным разрешением 13 м (Рисунок 4.5)

Для решения задач лунной навигации это даст погрешность при измерении координат 13 м за время экспозиции 40 мс. Однако путем накопления информации при 100 измерениях среднеквадратичное отклонение уменьшится в 10 раз, и погрешность измерения координат достигнет 1.3 м.

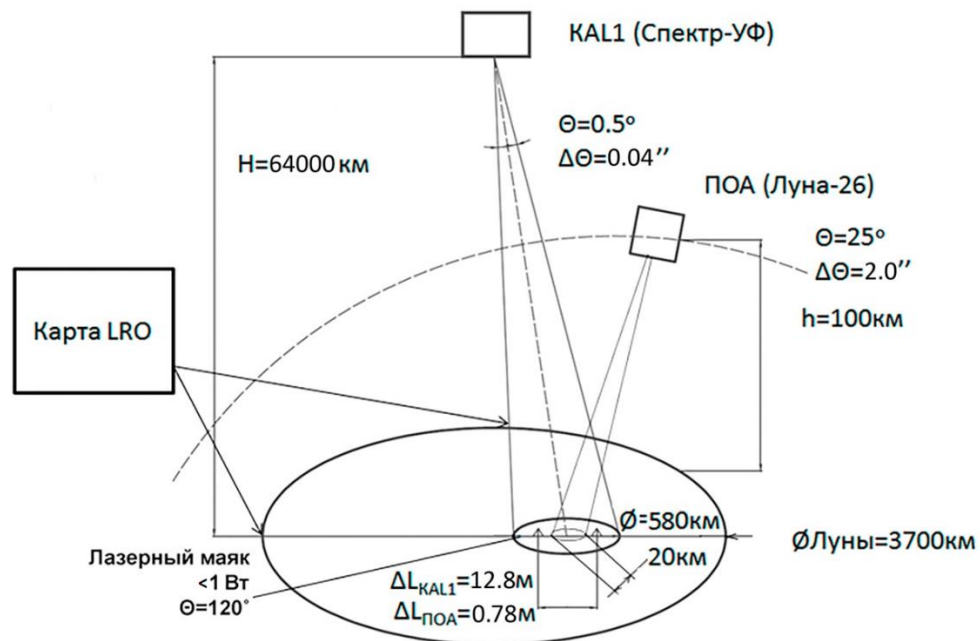


Рисунок 4.5 – Показатели точностей, достижимых при использовании имеющейся оптической техники на ПОА и КА в точках Лагранжа

4.1.3 Предложения по составу поверхностного сегмента ЛОНС

Для построения опорной сети селенодезической системы координат необходимо доставить на поверхность Луны первые реперные маяки. Среди возможных вариантов доставки маяков стоит выделить доставку с помощью малых посадочных станций, доставку с помощью лунохода, и доставку пенетраторами. Проблемами данного метода доставки являются его сложность, изготовление тяжелого лунохода с манипулятором, и оснащение миссии с посадочным аппаратом только для доставки лунохода с маяками. На первых этапах построения ЛНСС не будет надобности расставлять маяки точно, поэтому данный метод не является оптимальным. Еще одним методом является доставка с помощью малых посадочных станций на воздушных подушках. Предполагается, что надувное устройство как затормозит посадочную станцию на орбите, так и смягчит его контакт с поверхностью [101]. Недостатком данного метода является то, что после отделения от КА надувное устройство совсем неуправляемо: «прыжки» на поверхности зависят от неровностей ландшафта и конечная точка установки маяка непрогнозируемая.

Чтобы не снаряжать для доставки маяков отдельную экспедицию целесообразно создать многофункциональный аппарат, который будет проводить сброс маяков и последующее измерение их селенодезических координат. Исходя из результатов проектного анализа оптимальный способ доставки маяков – малые пенетраторы из двух частей с соединительной пуповиной (Рисунок 4.6), концепция которых ранее была предложена для миссий Марс-96 и Deep Space (DS-2) [101-103]. Данная конструкция позволит оставить приборную часть с светоизлучающим маяком на поверхности Луны. Точность доставки методом сброса пенетратора выше, чем у доставки с помощью прыгающего надувного устройства.

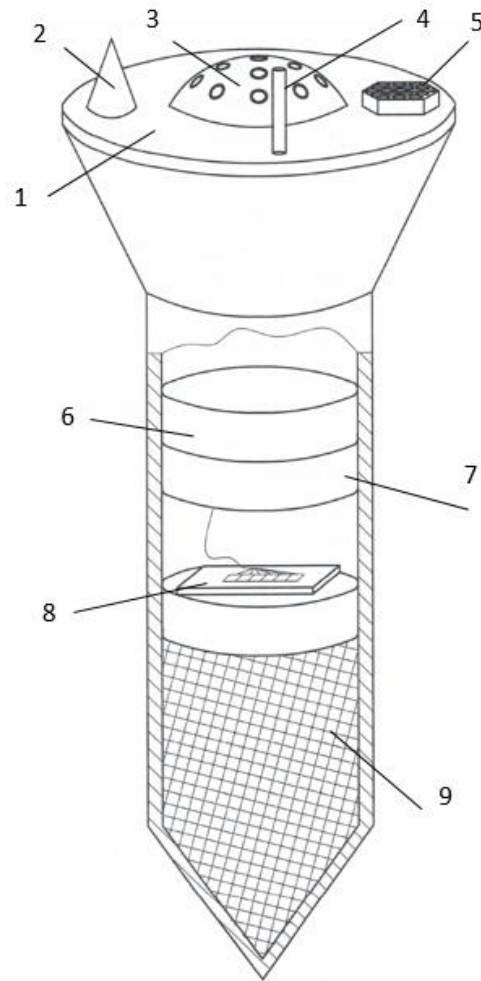


Рисунок 4.6 – Состав автономного оптического маяка-пенетратора:

1 – фотопреобразовательная панель, 2 – малонаправленная антенна, 3 – выходной оптический блок, 4 – электростатический фильтр, 5 – уголкового отражатель, 6 – аккумулятор, 7 – комплекс управления с приёмно-передающим устройством, 8 – излучающий модуль с лазерными диодами, 9 – сотовая энергопоглощающая конструкция с алюминиевой пеной

Таким образом низкоорбитальный лунный КА (высота орбиты 100 км) должен обеспечивать 2 функции:

1) доставлять пенетраторы с автономными светоизлучающими маяками и ретрорефлекторами на поверхность Луны;

2) регистрировать местоположения станций на поверхности Луны с помощью высокоразрешающего телевизионного комплекса с лазерными прожекторами, которые позволят определить местоположение ранее

установленных светоизлучающих маяков и ретрорефлекторов, устанавливая, таким образом, координатную сетку на Луне.

КА на полярной низкой окололунной орбите совершает полный оборот за 2 часа, то есть проекция плоскости его орбиты на тело Луны смещается на каждом витке примерно на градус по долготе. Это позволяет подобрать тот виток на орбите, с которого сброс пенетраторов в желательную точку будет наиболее эффективным.

Перед сбросом пенетраторов осуществляем несколько витков по орбите Луны для определения места установки светоизлучающих маяков – пенетраторов. Это связано с тем, что Луна является космическим телом сложной формы с концентраторами гравитации, поэтому место снижения для сброса надо тщательно спланировать.

Во время полета по своей рабочей орбите (круговая 100 км) ПОА ЛОНС подбирает места для будущего сброса пенетраторов (Рисунок 4.7). Для сброса нужно будет перейти с круговой орбиты на эллиптическую с минимальной высотой пролета над поверхностью Луны 18 км.

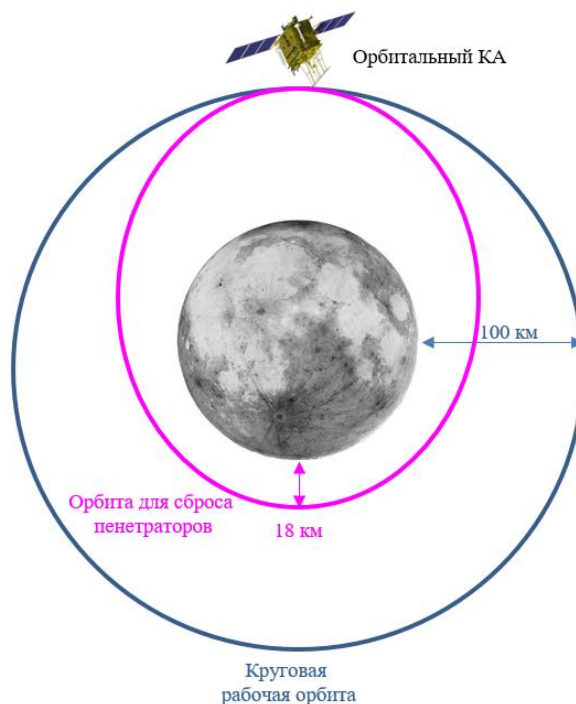


Рисунок 4.7 – Рабочие орбиты орбитального полярного аппарата с системой доставки пенетраторов

Самой новаторской частью ЛОНС будет поверхностный сегмент. Это абсолютно новая система, до этого не апробированная в космической отрасли. Использование лазерных диодов применялось для создания линий лазерной связи [104], но проектов миниатюрных автономных станций еще не создавалось.

В связи с отказом от угломерных измерений на поверхностном сегменте и потребителях и проведении всех этих операций в космическом сегменте, роль поверхностного сегмента становится полупассивная – быть источником светового сигнала для приемных средств ИСЛ ЛОНС.

Данный метод позволяет проводить наблюдения селенодезического репера на любой дистанции, включая низкие и высокие лунные орбиты, точки Лагранжа или даже наземные центры. Это обеспечивается высокими показателями светимости светоизлучающих источников при малых габаритах и энергозатратах. За последние 30 лет произошел большой скачок в развитии полупроводниковых технологий для высокоэффективных источников света. Уже сейчас диодные и полупроводниковые лазерные источники активно используются в космосе для систем лазерной связи и локации.

Типы маяков, составляющих поверхностный сегмент ЛОНС можно разделить на два типа:

- опорные – реперы системы ЛОНС: автономные станции, например, пенетраторы;
- служебные – маяки, расположенные на исследовательских аппаратах: включают только излучающий модуль, используются служебные системы исследовательского КА

К второму типу маяков можно отнести образец системы, используемая посадочного аппарата «Луна-25» [105]. Эта система состоит из двух отдельных светоизлучающих маяков, цель которых уточнение места посадки КА. Первый излучает строго в зенитную область, а второй в направлении Земли одинарными источниками света. При успешной посадке КА один маяк будет доступен для полярного ИСЛ (с зенитным направлением), а второй для наземных систем.

Однако для оптимальной работы поверхностного сегмента ЛОНС таких одиночных источников недостаточно, и проект автономных светоизлучающих маяков должен обладать рядом усовершенствований, касающихся в первую очередь увеличения угла покрытия. Поэтому излучательная система может изготавливаться в двух вариантах:

– в виде системы с одним источником излучения и сканирующей системы для покрытия угла в пределах $120\div 180^\circ$. Управление системой будет осуществляться по циклограмме, но сама сканирующая система значительно усложнит маяк и увеличит вероятность выхода из строя;

– в виде пачки лазерных диодных излучателей с узкими углами излучения (до 25°), образующими в наборе общий угол $120\div 180^\circ$. Управление включением каждого диода будет осуществляться по циклограмме управления всем маяком или по команде от ИСЛ. Данный вариант исполнения более прост с технической точки зрения и обладает меньшей вероятностью выхода из строя всей системы (Рисунок 4.8).

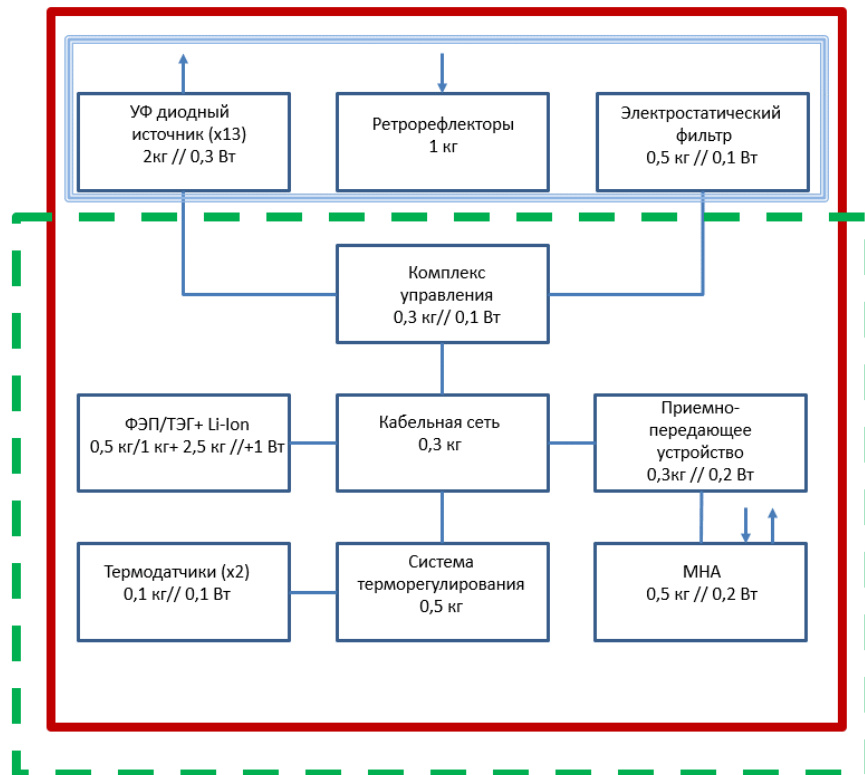


Рисунок 4.8 – Функциональная схема автономного светоизлучающего маяка с использованием диодов

Характеристики автономных маяков представлены в Таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Требования к автономным светоизлучающим маякам

Характеристика изделия	Параметр
Угол сектора облучения, не менее, градусы	120-180 для 64 000 км 120 для 100 км
Расходимость отдельного лазерного излучателя, градусы	5 для 64 000 км 25 для 100 км
Длина волны лазерного излучения, мкм	0,28 – 0,85
Способ включения	Путём подачи питания от аккумулятора
Режим излучения	Импульсно-периодический
Продолжительность работы, с	(25±10) с паузой между включениями
Масса, кг	До 10
Пиковая потребляемая мощность, не более, Вт	До 5

Маяк должен иметь комплекс управления для обеспечения:

- диагностики систем маяка;
- приема радиокоманд от ИСЛ ЛОНС для включения излучателей в необходимом порядке;
- управление пространственно-модуляционными характеристик излучения (при необходимости увеличения отличительных особенностей каждого маяка).

Энергопитание светоизлучающего маяка может осуществляться:

- солнечные фотопреобразователями;
- миниатюрными радиоизотопными генераторами;
- термоэлектрическими генераторами.

ЛОНС со светоизлучающими маяками может работать в двух режимах (Рисунок 4.9):

1. Навигационная система локального действия (только ПОА). Алгоритм для данного режима следующий:

- ПОА ЛОНС подаёт сигнал на включение светоизлучающих маяков. Сигнал подается в подспутниковую зону по вычисленному времени примерного пролета над маяками;

- светоизлучающие маяки включают источники из пачки диодов по линии движения КА;

- оптический комплекс на борту ПОА фиксирует излучение светоизлучающих маяков по алгоритму из раздела 2.3.1, обрабатывает эту информацию в бортовом вычислительном комплексе и передает потребителю если идет запрос или копит информацию на первом этапе построения каркаса опорной селенодезической системы;

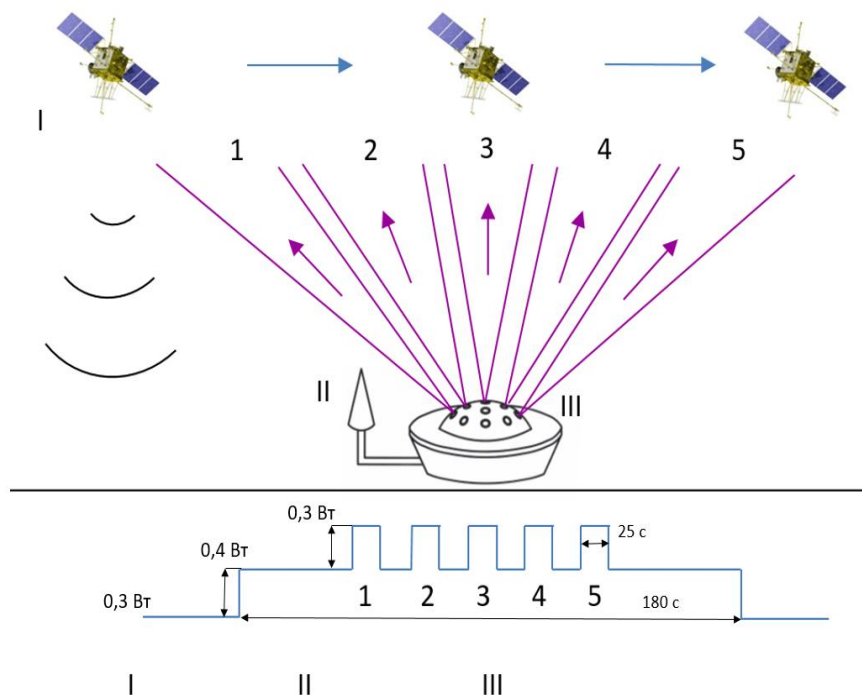


Рисунок 4.9 – Алгоритм функционирования ЛОНС

2. Навигационная система глобального действия КА (при активации КА в точке Лагранжа L1).

Алгоритм для данного режима следующий:

– КА в точке Лагранжа подаёт сигнал на включение светоизлучающих маяков (как служебных, так и опорных) в необходимой для целей миссии зоне (или глобально на всей видимой поверхности). Подача сигнала определяется:

- по циклограмме миссии;
- по командам с наземных центров;
- от потребителей с Луны;

– оптический комплекс на борту КА в точке Лагранжа фиксирует излучение светоизлучающих маяков, обрабатывает эту информацию в бортовом вычислительном комплексе и передает потребителям на Луне или на Земле.

Маяк состоит из матрицы излучателей, каждый из которых формирует неподвижный относительно корпуса маяка (и, следовательно, тела Луны) узкий световой конус. Ориентация осей посадочного аппарата относительно сторон лунного горизонта вычисляется после посадки КА на поверхность Луны по звездным датчикам ориентации посадочного аппарата и считается фиксированной на весь период работы маяка. Маяк, направленный на навигационный КА в точке Лагранжа, будет виден из КА круглосуточно. Пространственная ориентация направления свечения каждого излучателя вычисляется в БВУ (вычисления дублируются в наземном центре управления) на любой момент времени в шкале UTC. Если КА находится точно в точке Лагранжа, то направление на него практически совпадает с направлением на центр видимого с Луны диска Земли (истинное направление из маяка в точку Лагранжа будет отличаться от него не более, чем на 1.5 градуса, если маяк расположен на краю лунного диска).

Тем не менее, поскольку ширина луча маяка может составлять несколько угловых минут, должны быть вычислены таблицы эфемерид навигационного КА в точке Лагранжа с учетом его положения на гало-орбите для каждого неподвижного светоизлучающего маяка на поверхности Луны и определен излучатель из матрицы

лазерных диодов, чье излучение направлено в точку Лагранжа. Эти эфемериды должны быть исходными для выбора излучателя.

Навигационный КА в точке либрации должен иметь возможность квазинепрерывного наблюдения за маяком; при этом между коррекциями орбиты КА и коррекциями его ориентации можно считать, что видимое направление из КА на маяк известно из измерений с необходимой точностью. В связи с этим возможен такой вариант включений излучателей маяка, который позволяет проводить наблюдения маяка без использования точных эфемерид КА. В этом случае достаточно использовать исходные эфемериды направления на центр диска Земли и попеременно включать лазерные излучатели, излучающие в окрестности исходного направления. Если энергетические возможности маяка позволят, то можно одновременно включать несколько излучателей. При продолжительности работы каждого излучателя в 3...5 секунд, наблюдательная аппаратура на КА в течение цикла переключений излучателей уверенно примет световой сигнал, измерит его положение и выдаст рапорт о наблюдении маяка.

Пачка из 13 отдельных диодов при угле расходимости каждого источника в 25° позволит при круговом расположении с перекрытием получить общий угол покрытия маяка 120° . Такой угол обеспечит максимальную доступность светоизлучающего маяка для приемных систем ПОА ЛОНС. Радиокоманда с КА позволит в отдельных случаях не задействовать все диоды, а включать только те, телесный угол излучения которых наиболее вероятно пересекается с траекторией пролетающего над ними ПОА ЛОНС. Это аналогично также для КА в точке Лагранжа и наземных центров. Также для вспомогательного контроля установлен ретрорефлектор.

Данный метод покрытия позволит получить простую и надежную систему, которая будет неприхотлива к методу доставки на поверхность и дальнейшему эксплуатированию. Выход из строя отдельного диодного источника не повлияет критично на работу всего светоизлучающего маяка, а лишь слегка уменьшит общий телесный угол. При выходе из строя всей системы будет возможность использовать

данный репер в пассивном режиме с помощью подачи лазерного сигнала в ретрорефлектор.

4.2 Выводы к Главе 4

Оптическая навигация по светоизлучающим маякам с УФ-излучателями с использованием точки Лагранжа Земля-Луна, может быть реализована для многих актуальных задач: как для навигации на Луне, так и для контроля околоземного пространства. В результате анализа, проведенного в данной главе, показан потенциал реализации подобной системы:

1. При проектировании ЛОНС могут быть использованы уже имеющиеся наработки АО «НПО Лавочкина». Использование имеющихся космических платформ и прошедших экспериментальную и летную отработку компонентов при модификации под задачи ЛОНС позволит сократить материальные и временные затраты при реализации данной системы.

2. Предложен метод оснащения налунного сегмента ЛОНС автономными светоизлучающими маяками в качестве реперов, который позволит обеспечить простую и надежную опорную сеть при проведении от угломерных измерений в космическом сегменте.

Заключение

Разработана методика проектирования космического сегмента лунной оптической навигационной системы.

Основные новые научные результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:

1. Проведенный анализ параметров имеющихся проектов по построению лунных навигационных систем выявил ряд их существенных недостатков, таких как: недостаточное разрешение; большое количество КА в орбитальной группировке; высокая сложность станций налунного сегмента; отсутствие глобального покрытия поверхности; отсутствие автономности от околоземных систем.

2. Разработан критерий оценки эффективности космической системы для обеспечения навигации для Луны, позволяющий оценить каждую систему и роль каждого параметра в суммарном критерии, а также определить какие параметры играют наиболее важную роль в проектировании космической системы для навигации на Луне.

3. С использованием предложенной методики разработан проект новой навигационной космической системы, автономной от наземных навигационных систем и основанной на применении КА с оптическими системами с использованием налунных световых реперов, что позволяет обеспечить точность навигации порядка 1 метра для наблюдения с полярного аппарата и порядка 10 метров для КА в точке Лагранжа. Разработанная навигационная система позволяет сократить количество КА до 3 (один КА на полярной орбите и два КА в точках Лагранжа), тогда как у существующих проектов количество КА варьируется от 6 до 18.

4. На основе разработанной методики предложен новый проектный облик и определены основные рациональные проектные параметры космических аппаратов

на полярной орбите в и точках Лагранжа, такие как: разрешение, обзорность, периодичность, оперативность и массогабаритные характеристики КА.

5. Предложен состав КА и вариант реализации лунной оптической навигационной системы на космических аппаратах АО «НПО Лавочкина» с использованием имеющихся научно-технических средств и учетом необходимых модификаций служебных систем и увеличения угла поля зрения оптической системы на КА в точке Лагранжа до 3° для осуществления навигации за всей поверхностью Луны. Выявленная область проектных параметров позволяет сократить время проектирования космических систем для навигации. Данное предложения по составу КА показывает возможность реализации системы с уже имеющимся научно-техническим заделом

6. В рамках предложенной методики разработаны расчётные методы определения необходимых энергетических характеристик аппаратуры приемно-передающей системы космического сегмента, основанные на адаптации расчета характеристик источника света под особенности задач идентификации объекта излучения на лунной поверхности и позволяющие определять необходимую мощность налунных реперов, спектр излучения, а также параметры, влияющие на габариты приёмной оптики.

7. В результате проведенных исследований разработаны рациональные проектные решения по составу, конструкции и методам доставки принципиально нового элемента космических систем - поверхностного сегмента ЛОНС, который позволит получить телесный угол излучения 120° на каждом автономном светоизлучающем маяке, используя 13 лазерных диодов с углами расходимости светового пучка 25° на каждом диоде, для обеспечения постоянной доступности налунного светоизлучающего маяка для приемника КА.

Поставленные в диссертационной работе цели и задачи полностью выполнены. Разработана в диссертационной работе методика позволяет определить ключевые показатели космических систем необходимые именно для навигационного обеспечения Луны и рассчитать рациональные проектные

параметры для реализации системы, позволяющие минимизировать количество КА в системе и упростить состав налунного сегмента при соблюдении требований к точности определения объектов на лунной поверхности. Определенные в начале оценки имеющихся проектов по построению таких систем недостатки, такие как: многочисленная группировка спутников, сложная система наземной координатной поддержки и срок жизни отдельных аппаратов системы сводятся к минимуму при использовании принципов построения ЛОНС. Одни из важных достоинств предлагаемой концепции является возможность ее поэтапного создания.

На начальном этапе, когда измерительная техника будет применяться только на ИСЛ на полярной орбите, светоизлучающие маяки будут представлены простейшими и безотказными вариантами – автономными неориентируемыми маяками. На втором этапе развертывания ЛОНС будет стоять задача увеличения количества позиционируемых объектов на поверхности Луны, в том числе – и на обратной стороне Луны. На третьем этапе основные измерительные инструменты ЛОНС будут размещаться на борту навигационного КА в точке Лагранжа. Размещение новых маяков будет ограничено только районами активного строительства лунных станций и осваиваемых территорий. Такой подход к проектированию космического сегмента позволит избежать зависимости от сложной налунной и наземной инфраструктуры, а также экономически нерациональной большой космической группировки.

Вариант использования оптической аппаратуры и методики, полученные в ходе научной работы использовались в СЧ НИР «Вызов-Перспектива-16» [8] как вариант построения навигационной системы для Луны и были положительно оценены специалистами АО «ЦНИИмаш».

Представленные результаты обосновывают концепцию лунной оптической навигационной системы и предполагают, что для создания данной системы возможно использовать имеющиеся и разрабатываемые космические аппараты («Луна-25», «Луна-26», «Луна-27», «Луна-28», «Спектр-УФ»), а также имеющуюся целевую аппаратуру (ЛСТК, ЛИРА, УО).

Перспективы дальнейшей разработки темы состоят в следующем:

- разработка имитационной модели селеноцентрической системы координат для ЛОНС с использованием комплекса световых лазерных маяков;
- разработка летных приборов налунного сектора (оптических маяков);
- проведение цифровое моделирование всей системы в целом и ее взаимодействия с другими проектами лунной программы для определения возможных технических решений при реализации данной системы.

Методику проектирования космического сегмента для ЛОНС можно использовать:

- для реализации навигационной системы на любом безатмосферном небесном теле;
- для реализации навигационной системы на планетах с атмосферой (при возможности подбора источника излучения со спектром, проходящим через данную атмосферу);
- для реализации космической системы наблюдения за КА в околоземном пространстве с целью расширения возможностей наземных средств контроля космического пространства.

Список сокращений и условных обозначений

- φ_r – географическая широта,
 λ_r – географическая долгота,
 $S_{гр}$ – гринвичское звездное время,
 α – склонение астроориентира,
 δ – восхождение астроориентира
 h – высота астроориентира,
 A – азимут астроориентира,
 i – наклонение орбиты,
 u – аргумент широты,
 Ω – долгота восходящего узла,
 v – угол тангажа,
 γ – угол крена,
 ψ – угол рыскания,
 θ – угловое разрешение,
 λ – длина волны света,
 D – диаметр апертуры,
 η – квантовая эффективность,
 \bar{n}_ϕ – среднее число фотоэлектронов,
 \bar{N}_ϕ – среднее число фотонов,
 h – постоянная Планка,
 c – скорость света,
 ν_t – временная частота света,
 $\Phi_{e,\lambda}$ – спектральная плотность энергетического потока,
 $E_{e,\lambda}$ – спектральная плотность энергетической облученности,
 $E_{\lambda_{пик}}$ – спектральная облученность пикселя,
 $A_{пик}$ – площадь пикселя,
 t_n – время накопления,

W_λ – энергия фотона на длине волны λ ,

η_λ – квантовый выход ПЗС,

E_λ – спектральная облученность ПЗС-матрицы,

$\tau_{o\lambda}$ – спектральное пропускание оптической системы,

D/f' – относительное отверстие объектива,

$E_{п\lambda}$ – пороговой облученности ПЗС-матрицы при которой сигнал пикселя равен шуму,

$P_{п}$ – мощность на входе в приёмник,

$P_{и}$ – мощность источника,

$A_{п}$ – апертура приёмника,

$\Omega_{т}$ – телесный угол,

d – высота орбитального аппарата над поверхностью Луны (расстояние от передатчика до приёмника),

L_o – потери в оптических системах

АБ – аккумуляторная батарея

БВШ – бортовая шкала времени

БВУ – бортовое вычислительное устройство

БЗД – бортовой звездный датчик

БКУ – бортовой комплекс управления

БСУ – бортовое синхронизирующее устройство

ГЛОНАСС – глобальная навигационная спутниковая система

ЕКА – Европейское космическое агентство

ИСЗ – искусственный спутник Земли

ИК – инфракрасный диапазон

ИСЛ – искусственный спутник Луны

КА – космический аппарат

КАСН – космический аппарат системы наблюдения

КНА – комплекс научной аппаратуры

КВО – координатно-временное обеспечение

КМОП – комплементарный металл - оксидный полупроводник
КПД – коэффициент полезного действия
ЛИДА – легкий дугомер-интерферометр для астрометрии
ЛОНС – лунная оптическая навигационная система
ЛПС – лунная посадочная станция
ЛСТК – лунная стереолитографическая камера
МК – малый космический аппарат
МНА – малонаправленная антенна
НА – направленная антенна
НАСА – Национальное аэрокосмическое агентство США
НИОКР – научно-исследовательская опытно-конструкторская работа
НКУ – наземный комплекс управления
ОА – орбитальный аппарат
ОГ – орбитальная группировка
ОЗКП – околоземное космическое пространство
ПЗС – прибор с зарядовой связью
ПО – программное обеспечение
ПОА – полярный орбитальный аппарат
РБ – разгонный блок
РИТЭГ – радиоизотопный термоэлектрический генератор
РК – радиокomплекс
СЕВ – служба единого времени
СЛМ – стационарный лунный модуль
СОТР – система обеспечения теплового режима
ССК – селенодезическая система координат
ССО – система стабилизации и ориентации
СУ – система управления;
СЭС – система электроснабжения
УО – уголковый отражатель
УФ – ультрафиолетовый (диапазон)

ФКП – Федеральная космическая программа

ФЭП – фотоэлектрические преобразователи

ЦУП – центр управления полетами

ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция

DORIS – Détermination d'Orbite et Radiopositionnement Intégré par Satellite

(фр.)

DPSS – diode-pumped solid-state (laser);

GRACE – Gravity Recovery and Climate Experiment

GRAIL – Gravity Recovery and Interior Laboratory

LRO – Lunar Reconnaissance Orbiter;

VLTI – Very Large Telescope Interferometer.

Список литературы

1. Каплев, С.А. Выбор структуры орбитальной группировки лунной навигационно-связной системы для различной кратности покрытия и этапов предоставления услуг / С.А. Каплев, Н.О. Кременецкий, Е.И. Игнатович, А.И. Болкунов // Полет. – 2019. – № 11. – С. 3-19.
2. Чеботарев, В.Е. Концепция окололунной навигации / В.Е. Чеботарев, В.И. Кудымов, В.Д. Звонарь, А.А. Внуков, А.В. Владимиров // Исследования наукограда. – 2014. – № 4 (10). – С. 14-20.
3. Гордиенко, Е.С. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы / Е.С. Гордиенко, В.В. Ивашкин, А.В. Симонов // Вестник «НПО имени С.А Лавочкина». – 2016. – № 4. – С. 40-54.
4. Микрин, Е.А. Навигация окололунных космических аппаратов по измерениям от навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, BEIDOU / Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, И.В. Орловский, С.Н. Рожков, А.С. Семёнов, И.А. Краснопольский // Гироскопия и навигация. – 2019. – Т. 27. – № 3 (106). – С. 3-17.
5. Caruano, V. Feasibility study of GNSS as navigation system to reach the Moon / V. Caruano, C. Botteron, J. Ledere, J. Han, Y. Wang, P-A. Farine // Acta Astronautica. – 2015. – № 116. – P. 186-201.
6. Detepaut, A. Use of GNSS for lunar missions and plans for lunar in-orbit development / A. Detepaut, P. Giordano, J. Ventura-Travaset, D. Blonski, M. Schonfeldt, P.I. Schoonejans, S. Aziz, R. Walker // Advances in Space Research. – 2020. – 66 (12) – P.2739-2756.
7. Eubanks, T.M. Local navigation in lunar polar regions with compass, LunaCell and mobile ad [Электронный ресурс] / Т.М. Eubanks, С.Е. Radley, W.P. Blase // ION Geodesy Lunar and Planetary Science Conference. – 2020. – Vol.51. – Режим доступа: <https://www.hou.usra.edu/meetings/lpsc2020/pdf/2805.pdf>.
8. Багров, А.В. Система глобального позиционирования для Луны на основе активных световых маяков / А.В. Багров, А.О. Дмитриев, В.А. Леонов, И.В.

Москатыньев, В.К. Сысоев, А.Е. Ширшаков, А.Д. Юдин // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2017. – № 4 (38). – С. 5-10.

9. Багров, А.В. Построение оптической лунной навигационной системы на базе космических аппаратов АО «НПО Лавочкина» / А.В. Багров, А.О. Дмитриев, В.А. Леонов, А.С. Митькин, И.В. Москатыньев, В.К. Сысоев, А.Е. Ширшаков // Космическая техника и технологии. – 2019. – N 4 (27). – С. 12-26.

10. Дмитриев, А.О. Анализ вариантов навигационных систем для Луны [Электронный ресурс] / А.О. Дмитриев, И.В. Москатыньев, И.М. Нестерин, В.К. Сысоев // Труды МАИ. – 2021. – № 118. – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=158243>.

11. Вернигора, Л.В. Концепция высокоточных траекторных измерений с помощью связанной системы бортового оптического дугомера-интерферометра и оптических лазерных маяков / Л.В. Вернигора, П.В. Казмерчук, В.К. Сысоев, А.О. Дмитриев // Труды МАИ – 2021. – № 121. – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=162662>.

12. Вернигора, Л. В. Методика измерения координат лунных посадочных станций с помощью оптических телевизионных средств космических аппаратов [Электронный ресурс] / Л.В. Вернигора, П.В. Казмерчук, В.К. Сысоев, А.О. Дмитриев // Труды МАИ – 2020. – № 114 – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=118986>

13. Багров, А.В. Глобальная оптическая навигационная система для Луны [Электронный ресурс] / А.В. Багров, А.О. Дмитриев, В.А. Леонов, А.С. Митькин, И.В. Москатыньев, В.К. Сысоев, А.Е. Ширшаков // Труды МАИ – 2018. – № 99 – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91814>

14. Багров, А.В. Двухволновая оптическая лунная навигационная система [Электронный ресурс] / А.В. Багров, А.О. Дмитриев, В.А. Леонов, И.В. Москатыньев, В.К. Сысоев // Труды МАИ – 2020. – № 112 – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=116356>

15. Вернигора, Л.В. Радиооптический навигационный лунный маяк-пенетратор: возможные проектные решения [Электронный ресурс] / Л.В.

Вернигора, А.О. Дмитриев, П.В. Казмерчук, Е.В. Леун, Ю.В. Панин, В.К. Сысоев // Инженерный журнал: наука и инновации – 2023. – № 9 (141) – Режим доступа: <http://engjournal.ru/catalog/arise/dcpa/2303.html>

16. Патент РФ № 2692350, МПК В64G1/66. Способ высокоточного позиционирования аппарата на поверхности Луны и устройство для его осуществления. Заявка: 2018126677 от 19.07.2018, опубликовано: 24.06.2019 / А.В. Багров, В.А. Леонов, В.К. Сысоев В.К., А.О. Дмитриев. – 12 с.

17. Патент РФ на полезную модель № 225946, МПК В64G 3/00. Лазерный маяк для осуществления позиционирования объектов на поверхности и орбите Луны. Заявка: 2023135911 от 28.12.2023, опубликовано: 14.05.2024 / Дмитриев А.О., Сысоев В.К., Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., Леун Е.В., Панин Ю.В. – 11 с.

18. Казмерчук, П.В. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны / П.В. Казмерчук, М.Б. Мартынов, И.В. Москатиный, В.К. Сысоев, А.Д. Юдин // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2016. – №4 (34). – С. 9-13.

19. Космический аппарат «Луна-26»: Проекты планетных исследований АО «НПО Лавочкина» [Электронный ресурс] // Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина. – Режим доступа: <https://www.laspaces.ru/projects/planets/luna-resurs-oa/>.

20. Fortezzo, C.M. Release of the digital unified global geologic map of the Moon at 1:5 000 000 scale [Электронный ресурс] / С. М. Fortezzo, V. I. Fortezzo, P. D. Spudis, S. L. Harrel // 51st Lunar and Planetary Science Conference – 2020. – Режим доступа: <https://www.hou.usra.edu/meetings/lpsc2020/pdf/2760.pdf>.

21. Космический аппарат «Луна-27»: Проекты планетных исследований АО «НПО Лавочкина» [Электронный ресурс] // Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина. – Режим доступа: <https://www.laspaces.ru/projects/planets/luna-resurs-pa/>.

22. Космический аппарат «Луна-28»: Проекты планетных исследований АО «НПО Лавочкина» [Электронный ресурс] // Научно-производственное

объединение им. С.А. Лавочкина. – Режим доступа:
<https://www.laspacespace.ru/projects/planets/luna-grunt/>.

23. Шевченко, В.В. Лунная база / В.В. Шевченко — М.: «Знание», 1991. – 64 с.

24. Багров, А.В. Анализ методов строительства конструкций лунных станций / А.В. Багров, И.М. Нестерин, К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев, А.К. Сысоев, А.Д. Юдин // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2014. – № 4 (25). – С.75-80.

25. Багров, А.В. Стратегия заблаговременного строительства помещений на Луне для обитаемых станций / А.В. Багров, В.А. Леонов // К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики. Материалы 50-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. – 2015. – с.139-141.

26. Lin, X.U. China's Planning for Deep Space Exploration and Lunar Exploration before 2030 / X.U. Lin, Z.U. Yongliao, L.A. Yingzhuo // Space Science. – 2018. – 38(5). – P. 591—592.

27. Wiczorek, M.A. The Crust of the Moon as Seen by GRAIL / M.A. Wiczorek, G.A. Neumann, F. Nimmo // Science – Vol. 339, Issue 6120 – P. 671-675.

28. Andrews-Hanna, J.C. Ancient Igneous Intrusions and Early Expansion of the Moon Revealed by GRAIL Gravity Gradiometry / J.C. Andrews-Hanna, S.W. Asmar, J.W. Head III // Science – Vol. 339, Issue 6120 – P. 675-678.

29. Zuber, M.T. Gravity Field of the Moon from the Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) / Mission Maria T. Zuber¹, David E. Smith, Michael M. Watkins, et al. // Science – Vol. 339, Issue 6120 – P. 668-671.

30. Чеботарев, В.Е. Земные навигационные технологии в селенодезическом обеспечении / В.Е. Чеботарев, В.И. Кузымов, А.В. Коняев // Космические аппараты и технологии – 2018. – Т. 24. – №2 – С.79-82.

31. Вараксина, Н.Ю. Создание навигационной опорной сети на поверхности Луны в фундаментальной системе координат: дисс. ... канд. тех. наук: 01.03.01 / Вараксина Наталья Юрьевна. – Казань, 2013. – 205 с.

32. Пугачева, С.Г. Наименование форм рельефа Луны / С.Г. Пугачева, Ж.Ф. Родионова, Т.П. Скобелева, Е.А. Феоктистова, В.В. Шевченко; под ред. В.В. Шевченко – М.: ООО «Сам Полиграфист», 2022 – 144 с.

33. Багров, А.В. Концепция обеспечения посадки лунных посадочных станций посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности / А.В. Багров, П.А. Вятлев, Д.В. Сергеев, В.К. Сысоев // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2012. – № 5 (16). – С. 47-53.

34. Жуков, Б.С. Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры / Б.С. Жуков, И.В. Полянский, С.Б. Жуков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. –2017. – Т. 14. – № 2. – С.21-35.

35. Bilodeau, V.S. Optical Navigation System Pin-Point Lunar Landing / V.S. Bilodeau, S. Clerc, R. Draï, J. de Lafontaine // IFAC Proceedings Volumes – V.47, Issue 3 – 2014 – P. 535-542.

36. Verweld M.J. Relative Optical Navigation for a Lunar Lander Mission Advances in Aerospace / M.J. Verweld // Guidance, Navigation and Control. – 2013. — P. 661-679.

37. NASA’s NavCube Could Support an X-ray Communications Demonstration in Space [Электронный ресурс] // NASA’s Science Instruments – Режим доступа: <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2016/nasa-s-navcube-could-support-an-xray-communications-demonstration-in-space-a-nasa-first>.

38. Xie, L. Dual-EKF-Based Real-Time celestial Navigation for Lunar Rover [Электронный ресурс] / L. Xie, P. Yang, T. Yang, M. Li // Mathematical Problems in Engineering. – 2012. – Vol. 2012. – Режим доступа: <https://downloads.hindawi.com/journals/mpe/2012/578719.pdf>.

39. Zuber, M.T. Gravity Recovery and Interior Laboratory mission: Facilitating future exploration to the Moon [Электронный ресурс] / M.T. Zuber, D.E. Smith, D.H. Lehman, M.M. Watkins // Int. Astronaut. Congress 12. – 2012. – V.4. – Режим доступа: <https://www.researchgate.net/publication/289594813>.

40. Багров, А.В. Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов / А.В. Багров, Л.В. Вернигора, П.А. Вятлев, М.Б. Мартынов, Б.Н. Папченко, В.К. Сысоев // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2011. – № 4. – С. 37-43.

41. Багров, А.В. Системы оптических излучателей в составе служебной аппаратуры миссий "Луна-25" и "Луна-26" / А.В. Багров, В.А. Леонов, А.С. Митькин, И.В. Москатиньев, В.К. Сысоев // ХЛІ АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов – 2017. – С. 441.

42. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов [Электронный ресурс] // Акционерное общество "Научно-производственное предприятие "Геофизика-Космос" – Режим доступа: <http://www.geofizika-cosmos.ru/napravleniya-deyatelnosti/optiko-elektronnye-pribory-orientacii-i-navigacii-kosmicheskikh-apparatov/napravlenie-1.html>.

43. Кочетков, В.И. Системы астрономической ориентации космических аппаратов / В.И. Кочетков – М.: Машиностроение, 1980. – 142 с.

44. Кочетков, В.И. Управление ориентацией космических аппаратов астрономическими методами / В.И. Кочетков – М.: МАИ. – 1998. — 256с.

45. Зубов, Н.Е. Анализ возможностей, оптимизация массы и энергопотребления лазерного высотомера для управления спуском с окололунной орбиты / Н.Е. Зубов, Д.В. Савчук, Е.И. Старовойтов // Космическая техника и технологии. – 2014. – N 1 (4). – С. 67-74.

46. Скворцов, А.В. Алгоритмы построения и анализа триангуляции / А.В. Скворцов, Н.С. Мирза. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2006. – 168 с.

47. Старинова, О.Л. Оптимизация перелета космического аппарата с электроракетной двигательной установкой к точке либрации L2 системы Земля-Луна [Электронный ресурс] / О.Л. Старинова, М.К. Файн // Труды МАИ – 2015. – № 84. – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63043>

48. Covault, C. Secret inspection satellites boost space intelligence ops [Электронный ресурс] / С. Covault, // Spaceflight Now – Режим доступа: <https://spaceflightnow.com/news/n0901/14dsp23/>.

49. Al-Nahhal, M. Enhancing spectral efficiency of FSO system using adaptive SIM/M-PSK and SIMO in the presence of atmospheric turbulence and pointing errors / M. Al-Nahhal, T. Ismail // International Journal of Communication Systems. – 2019. – Т. 32. – №. 9. – С. 39-42.

50. Медвед, Д.Б. Влияние погодных условий на беспроводную оптическую связь / Д.Б. Медвед // Вестник связи. – 2001. – № 4. – С. 154-157.

51. Зуев, В.Е. Прозрачность атмосферы для видимых и инфракрасных лучей / В.Е. Зуев. – М.: Советское радио, 1966. – 318 с.

52. Пинигин, Г.И. Телескопы наземной оптической астрометрии / Г.И. Пинигин. – Николаев: Атолл, 2000. – 108 с.

53. Боярчук, А.А. Космический астрометрический эксперимент ОЗИРИС / А.А. Боярчук, А.В. Багров, С.И. Барабанов, В.К. Сысоев; под ред. Л.В. Рыхловой и К.В. Куимова. – Фрязино: Век-2., 2005. – 350 с.

54. Садовников, М.А. Высокоточная односторонняя лазерная дальнометрия: состояние и перспективы применения в ГЛОНАСС / М.А. Садовников, А.А. Федотов, В.Д. Шаргородский // Труды ИПА РАН. — 2012. — Вып. 23. — С. 61–70.

55. Виноградов, А.П. Лунный грунт из моря Изобилия: сборник статей / А.П. Виноградов. – М.: Наука, 1974. – 624 с.

56. Вернигора, Л.В. Анализ параметров излучателя оптического маяка для системы навигации космических аппаратов [Электронный ресурс] / Л.В. Вернигора, К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев // Труды МАИ – 2017. – № 95. – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84553>.

57. Дмитриев, А.Л. Полупроводниковые источники света для передачи и обработки информации / А.Л. Дмитриев. – СПб: СПбГУИТМО, 2006. – 48 с.

58. Авдоченко, Б.И. Источник мощных оптических импульсов на диодах инфракрасного диапазона длин волн / Б.И. Авдоченко, А.А. Вилисов, В.П.

Пушкарев, К.В. Тепляков, В.И. Юрченко // Полупроводниковая светотехника. – 2010. – № 3. – С. 53 - 55.

59. Bagrov, A.V. Creation of Light Emitting Diode Optical Beacons for Spacecraft / A.V. Bagrov, L.V. Vernigora, P.A. Vyatlev, M.B. Martynov, B.P. Parchenko, V.K. Sysoev // Solar System Research. — 2012. – №7. – P. 562–567.

60. Зотов, В.Д. Сенсоры ультрафиолетового излучения / В.Д. Зотов, Е.П. Виноградова // Материалы Российской конференции «Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения». – М.: ИПУ РАН. – 2008. – С. 632 – 637.

61. Бланк, Т.В. Полупроводниковые фотоэлектропреобразователи для ультрафиолетовой области спектра / Т.В. Бланк, Ю.А. Гольдберг // Физика и техника полупроводников. – 2003. – Т. 37 – № 9. – С. 1025-1055.

62. Ультрафиолетовые светодиоды LG Innotek [Электронный ресурс] / ООО "Компания "АЗИМУТ ФОТОНИКС". — Режим доступа: http://www.azimp.ru/catalogue/UV_LED.

63. Матрица GSENSE6060BSI-AM [Электронный ресурс] / НПК «Фотоника». — Режим доступа: <https://www.npk-photonica.ru/product/1135/>.

64. Бокшанский, В.Б. Расчет характеристик фоточувствительных приборов с зарядовой связью / В.Б. Бокшанский, В.Е. Карасик. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 52 с.

65. Мишура, Т. П. Проектирование лазерных систем: учебное пособие /Т.П. Мишура, О.Ю. Платонов. — СПб.: ГУАП, 2006. — 98 с.

66. Estornell, J. Mathematical modelling applied to LiDAR data / J. Estornell // Modelling in Science Education and Learning. – 2013. – Т. 6. – С. 109-118.

67. Торшина, И.П. Выбор приемника излучения при проектировании оптико-электронного прибора: учебное пособие / И.П. Торшина, Ю. Г. Якушенков. — М.: Изд-во МИИГАиК, 2017. – 58 с.

68. Соломатин, В.А. Методические указания к выполнению расчетных заданий по курсу «Лидары и сканеры». Учебное пособие. / В.А. Соломатин. – М.: Изд-во МИИГАиК, 2015. – 23 с.

69. Казначеев, С. А. Разработка телевизионного приёмника, использующего эффект внутреннего электронного умножения для повышения эффективности регистрации и исследований малофотонных изображений: автореф. дис. ... канд. тех. наук: 05.11.07 / Казначеев Сергей Александрович. – М., 2015 – 20 с.
70. Храмов, В. Ю. Расчет элементов лазерных систем для информационных и технологических комплексов / В.Ю. Храмов. – СПб.:СПбГУ ИТМО, 2008. – 79с.
71. Долгих, Г.И. Лазеры. Лазерные системы. / Г.И. Долгих, В.Е. Привалов. – Владивосток: Дальнаука, 2009 – 202 с.
72. Ландсберг, Г.С. Оптика / Г.С. Ландсберг. – Учеб. пособие для вузов – 6-е изд. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 848 с.
73. Бутиков, Е.И. Оптика / Е.И. Бутиков. – Учебное пособие. – 3-е изд., доп. – СПб.: Издательство «Лань», 2012. – 608 с.
74. Васин, Б.Л. Методика измерения спектральной чувствительности ПЗС-матрицы / Б.Л. Васин, С.В. Малькова, М.В. Осипов, В.Н. Пузырёв, А.Т. Саакян, А.Н. Стародуб, С.И. Федотов, А.А. Фроня. – М.: [б. и.], 2007. – 20 с.
75. Tao, Z. A numerical inversion method for CCD side-scatter lidar / Z. Tao // Proceedings of International Conference on Remote Sensing, Environment and Transportation Engineering. – 2013. – С. 250-252.
76. Пригарин, С.М. Статистическое моделирование эффектов, связанных с многократным рассеянием импульсов наземных и космических лидаров в облачной атмосфере / С.М. Пригарин // Оптика атмосферы и океана. – 2016. – Т. 29. – №. 9. – С. 747-751.
77. Ахманов, С.А. Физическая оптика / С.А. Ахманов, С.Ю. Никитин. – Учебник. – 2-е изд. – М.: Изд-во МГУ; Наука, 2004. – 656 с.
78. Дмитриев, В.Г. Прикладная нелинейная оптика: генераторы второй гармоники и параметрические генераторы света / В.Г. Дмитриев, Л.В. Тарасов – М.: Радио и связь, 1982. – 352 с.

79. Матвеев, А.Н. Оптика / А.Н. Матвеев. – М.:Книга по Требованию, 2012. – 352с.
80. Jaboyedoff, M. Use of LIDAR in landslide investigations: a review / M. Jaboyedoff // Natural hazards. – 2012. – Т. 61. – №. 1. – P. 5-28.
81. Vigneshwaran, S. Investigations on free space optics communication system / S. Vigneshwaran, I. Muthumani, A.S. Raja // 2013 International Conference on Information Communication and Embedded Systems (ICICES). – IEEE. –2013. – P. 819-824.
82. Prokes, A. Estimation of free space optics systems availability based on meteorological visibility / A. Prokes, V. Skorpil // 2009 IEEE Latin-American Conference on Communications. – IEEE – 2009. – P. 1-4.
83. Korevaar, E. J. Atmospheric propagation characteristics of highest importance to commercial free space optics / E.J. Korevaar, I.I. Kim, B. McArthur // Atmospheric Propagation. – International Society for Optics and Photonics, 2003. – Т. 4976. – P. 1-12.
84. Никитин, А.М. Расчет мощности лазера и параметров оптических схем ЛДИС / А.М. Никитин // Вестник ХПИ – 2004. – № 23 – С. 73-78.
85. Мамзер, А.Ф. Расчет энергетических параметров лазера с неустойчивым резонатором / А.Ф. Мамзер, В.С. Рогов, А.С. Румянцев // Квантовая электроника. – 1977. – Т. 4. – №. 1. – С. 142-147.
86. Нурзай, В.А. Анализ влияния цвета объекта и спектрального состава его освещения на шумы ПЗС-матрицы видеокамеры системы технического зрения [Электронный ресурс] / В.А. Нурзай, Ю.М. Быковский, А.А. Халина // Инженерный вестник Дона. – 2019. – №. 1 (52). – Режим доступа: <http://www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n1y2019/5724>.
87. Еремук, В.В. Разработка обобщенного алгоритма расчета энергетических характеристик электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы, функционирующей в условиях космического вакуума [Электронный ресурс] / Еремук В.В., Папченко Б.П., Коробейников А.Г., Ромашов

В.А., Сысоев В. К., Дмитриев А.О., Хегай Д.К. // Журнал радиоэлектроники. – 2023. – №6. – Режим доступа: <http://jre.cplire.ru/jre/jun23/3/text.pdf>

88. Oaida, B. V. Optical link design and validation testing of the Optical Payload for Lasercomm Science (OPALS) system [Электронный ресурс] / B. V. Oaida, W. Wu, B. I. Erkmen, A. Biswas, K. S. Andrews, M. Kokorowski, M. Wilkerson // Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVI – 2014. – Т. 8971. – Режим доступа: <https://trs.jpl.nasa.gov/handle/2014/45717>.

89. Nguyen, T.N.T. Laser beacon tracking for free-space optical communication on small-satellite platforms in low-earth orbit: dis. ... master of science in aeronautics and astronautics / Tam Nguyen Thuc Nguyen – Massachusetts, 2015 – 94 p.

90. Космический аппарат «Луна-Ресурс-1» (ОА). Комплекс научной аппаратуры. Дополнение к эскизному проекту. Пояснительная записка. Лунная стереотопографическая камера ЛСТК – Химки: АО «НПО Лавочкина», 2015. – 211с.

91. Яскович, А.Л. Оптическая схема телескопа Т-170М комплекса научной аппаратуры «Спектр-УФ» / А.Л. Яскович, О.В. Власенко, В.П. Макаров // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2014. – № 5. – С. 61-66.

92. Хартов, В.В. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учебное пособие / В.В. Хартов, В.В. Ефанов, К.А. Занин; М-во образования и науки Российской Федерации, Московский авиационный ин-т (гос. технический ун-т). - Москва: МАИ-Принт, 2011. – 130 с.

93. Лебедев, А.А. Космические системы наблюдения: Синтез и моделирование / А.А. Лебедев, О.П. Нестеренко. - Москва: Машиностроение, 1991. - 221 с.

94. Космический аппарат «Луна-Ресурс-1» (ОА). Дополнение к эскизному проекту. Пояснительная записка. Основные характеристики космического аппарата. – Химки: АО «НПО Лавочкина», 2015. – 122 с.

95. Bagrov, A.V. Single-satellite global positioning system / A.V. Bagrov, V.A. Leonov, A.S. Mitkin, A.F. Nasyrov, A.D. Ponomarenko, K.M. Pichkhadze, V.K. Sysoev // Acta Astronautica. – 2015. – № 117. – P. 332-337.

96. Лебедев, С. А. Спутниковая альтиметрия в науках о Земле / С.А. Лебедев // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2013. – Т. 10. – № 3. – С. 33-49.
97. Моишеев, А.А. Особенности конструкции телескопа Т-170М / А.А. Моишеев, М.Ф. Ильясов, А.В. Зверев, Е.В. Рыков // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2014. – № 5. – С. 53-60.
98. Shustov, V. WSO-UV – ultraviolet mission for the next decade / V. Shustov, M. Sachkov, A.I. Gomez de Castro, M. Huang // *Astrophysics and Space Science*. – 2009. – N 320. – P. 187-190.
99. Sachkov, M. Instrumentation of the WSO-UV project / M. Sachkov, V. Shustov, A.I. Gomez de Castro // *Proc. of the SPIE*. – 2014. – Paper N91441 – P.1-6.
100. Ефанов, В.В. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «Луна-9» и «Луна-10») / В.В. Ефанов, В.П. Долгополов // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2016. – № 4. – С. 3-8.
101. Краткое описание проекта экспедиции автоматического космического аппарата к Марсу [Электронный ресурс] // Институт Космических Исследований – Режим доступа: http://www.iki.rssi.ru/mars96/09_mars.html.
102. S. Smrekar, D. Catling, R. Lorenz, J. Magalhães, J. Moersch, P. Morgan, B. Murray, M. Presley, A. Yen, A. Zent, D. Blaney, Deep space 2: The mars microprobe mission, *J. Geophys. Res.* (1999) 27,013–27,030.
103. Mosher, T.J. Polar Night: A lunar volatiles expedition / T.J. Mosher, P. Lucey // *Acta Astronautica*. – 2006. – №59 – P. 585–592.
104. Королёв, Б.В. Технология работы космической оптической линии связи для повышения оперативности управления и получения информации потребителем в процессе функционирования космических средств / Б.В. Королёв // *Космическая техника и технологии*. – 2014. – № 1(4). – С. 39–47.
105. Вернигора, Л.В. Разработка схем локализации и идентификации автоматических космических аппаратов с использованием оптических лазерных маяков: дисс. ... канд. тех. наук: 05.13.01 / Вернигора Людмила Витальевна. – Москва, 2018. – 142 с.

Приложение

Акты использования научных результатов диссертационной работы



Акционерное общество
«Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»
(АО «НПО Лавочкина»)

Ленинградская ул., д. 24, г. Химки, Московская область, 141402, ОГРН 1175029009363, ИНН 5047196566
тел.: +7 (495) 573-56-75, факс: +7 (495) 573-35-95, e-mail: npol@laspace.ru, www.laspace.ru

УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель генерального
директора – генеральный конструктор
АО «НПО Лавочкина», к.т.н.

А.Е. Ширшаков

2023 г.



АКТ

о внедрении (использовании) результатов
кандидатской диссертационной работы
Дмитриева Андрея Олеговича

Комиссия в составе:

председателя комиссии заместителя генерального конструктора по общему
проектированию, к.т.н. И.В. Москатиньева,

членов комиссии:


начальника проектного комплекса,
к.т.н. О.Ю. Седых,
главного научного сотрудника отдела научно-
исследовательских работ и перспективных
исследований, д.т.н. А.С. Петрова,

составила настоящий акт о том, что результаты диссертационного исследования А.О. Дмитриева «Методика проектирования космического сегмента лунной оптической навигационной системы», представленного на соискание ученой степени кандидата технических наук, были использованы в работах АО «НПО Лавочкина»:


1. Методика построения космического комплекса с применением оптических средств для осуществления навигации на Луне использовалась в предложениях АО «НПО Лавочкина» для проекта лунной программы.

2. Результаты диссертационного исследования использовались при выполнении СЧ НИР «Обоснование требований к навигации при решении задач на орбите Луны и ее поверхности. Разработка предложений по структуре ОГ и принципам управления ЛНСС» («Вызов-Перспектива-16») и СЧ НИР «Исследование проблемных вопросов создания лунного грузового посадочного корабля» («Пастораль-2 – НПО-Л – Луна»).

Председатель комиссии: Заместитель генерального конструктора по общему проектированию, к.т.н.


И.В. Москати́ньев

Члены комиссии: Начальник проектного комплекса, к.т.н.


О.Ю. Седых

Главный научный сотрудник отдела научно-исследовательских работ и перспективных исследований, д.т.н.


А.С. Петров



Государственная корпорация
по космической деятельности «Роскосмос»

Акционерное общество
«Центральный научно-исследовательский институт
машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»)



ул. Пионерская, д. 4, корп. 22
г.о. Королёв,
Московская область, 141070

Тел.: +7 (495) 513 5951
Факс: +7 (495) 512 2100

e-mail: corp@tsniimash.ru
http://www.tsniimash.ru

ОГРН 1195081054310
ИНН/КПП 5018200994/501801001

исх. № _____
исх. № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ

Начальник ИАЦ КВНО
АО «ЦНИИмаш»



А.Н. Кузенков

« 15 » 12 2022 г.

АКТ

**Акционерного Общества «Центральный научно-исследовательский институт
машиностроения (АО «ЦНИИмаш») о внедрении научных результатов,
полученных Дмитриевым Андреем Олеговичем в диссертационной работе
«Методика проектирования космического сегмента лунной оптической
навигационной системы».**

Комиссия в составе:

Председателя комиссии

Заместителя начальника ИАЦ КВНО,
кандидата технических наук
Панова С.А.,

Членов комиссии:

Руководителя проекта
Можарова И.В.,
Ученого секретаря секции №3 НТС
Золкина И.А.
Начальника отдела 03002
В.И. Яремчука

составила настоящий акт о том, что разработанная методика построения космического комплекса для осуществления навигации на Луне и результаты расчетов параметров оптической приемно-передающей системы полученные Дмитриевым Андреем Олеговичем в диссертационной работе «Методика проектирования космического сегмента лунной оптической навигационной системы», внедрены в отчетную научно-техническую документацию (НТО инв. №1/500 от 25.09.2019г., НТО инв. №3/20 от 22.09.2020г.) составной части научно-исследовательской работы «Обоснование требований к навигации при решении задач на орбите Луны и ее поверхности. Разработка предложений по структуре ОГ и принципам управления ЛНСС» в составе НИР «Комплексные исследования и научно-техническое обоснование использования перспективных технологий в системе ГЛОНАСС» (НИР «Вызов»).


_____ Панов С.А.


_____ Можаров И.В.


_____ Золкин И.А.


_____ Яремчук В.И.