

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Метельников Артём Александрович

**КОСМИЧЕСКАЯ ЛАЗЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА НА
ОСНОВЕ ВОЛОКОННЫХ ЛАЗЕРОВ**

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов»

**Диссертация
на соискание ученой степени кандидата технических наук**

Научный руководитель:

кандидат технических наук,

доцент

Авдеев Алексей Валерьевич

Москва – 2019

Оглавление

Сокращения.....	4
Введение.....	5
Глава 1 Существующие способы и средства для решения перспективных задач в околоземном пространстве с помощью лазерных энергетических установок.....	13
1.1 Космический мусор, его классификация и метод его очистки при помощи лазерно-реактивного метода	13
1.2 Проекты КЛЭУ	15
1.2.1 Отечественный КЛЭУ на основе НХЛ	15
1.2.2 КЛЭУ с волоконным лазером	19
1.2.3 Проекты КЛЭУ и КА с системой генерации электроэнергии на основе ЯЭУ.....	22
1.2.4 Проект КЛЭУ с твердотельным лазером на основе кристалла.....	23
1.3 Особенности построения и функционирования КЛЭУ	24
1.4 Выводы к главе 1.....	27
Глава 2 Методика определения требований к режимам работы лазерной системы КЛЭУ, решающей задачу борьбы с фрагментами космического мусора.....	28
2.1 Методика расчета режимов работы КЛЭУ	28
2.1.1 Определение параметров режима «Воздействие»	30
2.1.2 Определение требований к режиму «Обнаружение»	43
2.1.3 Методика определения эффективности применения и параметров режимов работы КЛЭУ.....	50
Выводы к главе 2.....	52
Глава 3 Характеристики подсистем КЛЭУ, системы электропитания и коррекции орбиты КА и методика определения массы КА с КЛЭУ.....	53
3.1 Параметры и соотношения для определения массы подсистем КЛЭУ ..	53
3.1.1 Параметры лазерной системы КЛЭУ	53
3.1.2 Параметры формирующей оптической системы КЛЭУ	58
3.1.3 Параметры системы обнаружения КЛЭУ	58
3.1.4 Определение массы КЛЭУ и требуемого значения электрической мощности для обеспечения работы КЛЭУ	63

3.2	Соотношения для определения массы КА и величины электрической мощности, требуемые для обеспечения работы подсистем КА.....	66
3.3	Соотношения для определения массы СЭП на основе СБ и ЯЭУ	66
3.3.1	Система электропитания на основе солнечных батарей.....	69
3.3.2	Система электропитания на основе ЯЭУ	72
3.4	Соотношения для определения массы системы коррекции и маневрирования и требуемой величины электрической мощности для обеспечения ее работы.....	73
3.4.1	Маневр коррекции высоты орбиты	75
3.4.2	Соотношения для вывода КА с КЛЭУ на орбиту базирования.....	78
3.4.3	Исходные данные для расчета требуемого запаса рабочего тела СКМ .	79
3.5	Значения фона внешней среды	80
3.6	Методика определения массы КА с КЛЭУ	81
	Выводы к главе 3	84
	Глава 4 Параметрический синтез КЛЭУ на основе волоконных лазеров для решения задачи борьбы с фрагментами космического мусора.....	85
4.1	Описание методики параметрического синтеза КЛЭУ.....	85
4.2	Результаты применения разработанной методики для оценки эффективности работы КЛЭУ	86
4.2.1	КЛЭУ с системой электропитания на основе ЯЭУ	89
4.2.2	КЛЭУ с системой электропитания на основе СБ.....	93
4.2.3	Сравнение характеристик КЛЭУ с системой электропитания на основе ЯЭУ и СБ.....	96
	Выводы к главе 4.....	97
	Заключение	99
	Список литературы	100
	Приложение А – К определению требуемых углов воздействия на ФКМ ...	107

Сокращения

ДУ – двигательная установка

КА – космический аппарат

КЛЭУ – космическая лазерная энергетическая установка

КМ- космический мусор

КО – космический объект

МФПУ – матричное фотоприёмное устройство

НХЛ – непрерывный химический лазер

СБ – солнечные батареи

СГ – система генерации

СО – система обнаружения

СКМ – система коррекции и маневрирования

СЭП – система электропитания

СЭУ – солнечные энергетические установки

ЛС – лазерная система

ФКМ – фрагменты космического мусора

ФОС – формирующая оптическая система

ЭРД – электроракетный двигатель

ЯЭУ – ядерная энергетическая установка

Введение

Актуальность темы исследования и степень ее разработанности

Очистка околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора (ФКМ) является актуальной задачей [1 - 3]. В диссертации под очисткой околоземного пространства понимается такое воздействие на опасный ФКМ, в результате которого перигей его орбиты уменьшается на заданную величину. В результате чего, плотность потока опасных ФКМ на выбранной орбите становится меньше.

С точки зрения очистки околоземного пространства, наилучшим вариантом является перевод опасных ФКМ на такие орбиты, двигаясь по которым ФКМ начинает проходить через плотные слои атмосферы и сгорает. В диссертации принято, что таким орбитам соответствуют орбиты с высотой от поверхности Земли в перигее равной ≈ 100 км, а минимальная величина снижения перигея орбиты опасного ФКМ, требуемая для очистки выбранной орбиты, составляет $\Delta h_{\text{ФКМ}}=100$ км. Под опасными ФКМ в диссертации понимается ФКМ с наибольшим поперечным размером от 1 см до 10 см .

Выделяются два типа орбит, которые могут быть подвергнуты очистке от опасных ФКМ [4 - 8]: 1) орбиты с наибольшей плотностью потока опасных ФКМ; 2) орбиты, которые активно используются для базирования космических аппаратов (КА) различного назначения.

К первому типу орбит можно отнести орбиты с высотами от 800 км до 1600 км. При этом, согласно ГОСТ Р 25645.167-2005, наибольшая плотность потока опасных ФКМ соответствует орбитам с высотами 800 км ... 1200 км. Ко второму типу орбит можно отнести орбиты с высотами 400 км ... 600 км.

Для изменения орбиты ФКМ в диссертации предлагается использовать лазерно-реактивный метод воздействия. Суть лазерно-реактивного метода заключается в испарении части материала ФКМ при воздействии на него лазерным излучением, в результате чего на его поверхности возникает реактивный факел. Появление реактивного факела приводит к

возникновению импульса отдачи, изменяющего как скорость ФКМ, так и перигей его орбиты [9 - 11].

Установки космического базирования, которые позволяют воздействовать на опасные ФКМ по лазерно-реактивному методу, в диссертации называются космическими лазерными энергетическими установками (КЛЭУ). Традиционно, в составе КЛЭУ рассматривается использование твердотельных лазеров на основе кристаллов и химических лазеров. Однако развитие современной техники позволяет использовать для решения очистки околоземного пространства от ФКМ и волоконные лазеры, которые обладают рядом преимуществ по сравнению с твердотельными и химическими лазерами. Так, соотношение площади поперечного сечения и длины активной среды в волоконных лазерах позволяет более эффективно, по сравнению с твердотельными лазерами на основе кристаллов, решать вопрос отвода тепла [12].

Кроме этого, по сравнению с КЛЭУ на основе непрерывных химических лазеров (НХЛ), КЛЭУ на основе волоконных лазеров имеет меньшую массу. Например, масса КЛЭУ на основе HF/DF непрерывного химического лазера (НХЛ) с мощностью излучения 5 кВт при работе в непрерывном режиме, приведенная в описании соответствующего проекта [11], составляет 13,7 т. Из них 6,7 т – масса системы хранения запасов компонентов рабочего тела, которая обеспечивает 280 мин непрерывной работы НХЛ. В то время как масса КЛЭУ с волоконным лазером *ICAN* и режимом работы, эквивалентным мощности лазерного излучения в непрерывном режиме 1 кВт, оценивается в 2,4 т [12]. Время работы КЛЭУ ограничено ресурсом системы электропитания и возможностью системы обеспечения температурного режима КЛЭУ.

Еще одним преимуществом волоконных лазеров является их высокий КПД. Так, например, КПД лазерной системы проекта КЛЭУ с лазером *ICAN* составляет 30% [12], что превосходит КПД НХЛ (до 15%) [13] и твердотельных лазеров на основе кристаллов (3%-4%) [14].

Учитывая вышеизложенное, волоконные лазеры рассматриваются для решения задачи очистки околоземного пространства от ФКМ. Например, в проекте КЛЭУ с волоконным лазером *ICAN* обеспечиваются энергетические и временные характеристики лазерного излучения, эквивалентные мощности лазерного излучения в непрерывном режиме 100 кВт [12, 15].

Для очистки околоземного пространства КЛЭУ на основе волоконных лазеров и КА, обеспечивающему работу КЛЭУ, необходимо решить задачи: генерации электрической энергии; преобразования полученной энергии в лазерное излучение; коррекции орбиты КА с КЛЭУ и т.д. В современной научно-технической литературе, посвященной разработке КА с КЛЭУ для очистки околоземного пространства от опасных ФКМ, вышеперечисленные задачи рассматриваются фрагментарно без взаимоувязки, а задача коррекции орбиты КА зачастую и вовсе не упоминается. Так как подобный подход не позволяет учесть все ограничения на параметры КЛЭУ, то становится проблематичным определение эффективности ее применения для решения задачи очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, а, следовательно, и целесообразности ее создания.

Целью работы является формирование структурного облика и параметрический синтез КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ.

Задачи диссертации. Для достижения поставленной цели для КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, необходимо решить следующие задачи:

1. Определить структуру и режимы работы КЛЭУ.
2. Разработать методики, позволяющие оценить:
 - 2.1. эффективность применения КЛЭУ;
 - 2.2. массу КА с КЛЭУ.
3. Определить исходные данные и ограничения на параметры КЛЭУ.
4. Предложить методику параметрического синтеза КЛЭУ.

5. Провести параметрический синтез КЛЭУ, определить массу КА с КЛЭУ и эффективность применения КЛЭУ.

Объектом исследования являются КЛЭУ на основе волоконных лазеров и подсистемы КА, обеспечивающие работу КЛЭУ.

Научная новизна исследования

Для КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ:

1. Предложена методика определения параметров режимов работы КЛЭУ и эффективности ее применения, учитывающая сценарий воздействия КЛЭУ на ФКМ.
2. Разработана методика определения массы КА с КЛЭУ, учитывающая ограничения на энергомассовые характеристики подсистем КЛЭУ и подсистем КА, обеспечивающих работу КЛЭУ.
3. Предложена методика параметрического синтеза КЛЭУ, учитывающая ограничения на подсистемы КА, обеспечивающие работу КЛЭУ.

Практическая значимость исследования

Полученные результаты могут быть использованы:

- при разработке методов оптимального согласования параметров и характеристик системы «силовая установка – летательный аппарат» и анализа ее эффективности;

- в исследованиях, целью которых является определение характеристик энергетических установок летательных аппаратов, решающих задачу очистки околоземного пространства от ФКМ, при различных условиях их использования.

- предприятиями, подведомственными государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», перед которыми стоит задача защиты КА и очистки околоземного пространства от ФКМ.

Методология и методы диссертационного исследования

В работе применялись:

1. сравнение – для оценки результатов математического моделирования в отношении существующих проектов КЛЭУ;
2. анализ – для выявления типовых сценариев применения КА с КЛЭУ;
3. абстракция – для упрощения представления о подсистемах КА и КЛЭУ.
4. индукция – при определении исходных данных и ограничений на параметры КЛЭУ.

Положения, выносимые на защиту

1. Разработанные в диссертации методики для КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки околоземного пространства от опасных ФКМ, которые позволяют:
 - 1.1. определить параметры режимов и эффективность применения КЛЭУ;
 - 1.2. рассчитать массу КА с КЛЭУ;
 - 1.3. проводить параметрический синтез КЛЭУ.
2. Результаты параметрического синтеза КЛЭУ на основе волоконных лазеров, расчета массы КА с такой КЛЭУ и эффективности применения КЛЭУ на основе волоконных лазеров, предназначенной для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ.

Степень достоверности результатов

Достоверность результатов проведенной научной работы обеспечивается использованием:

- известных математических моделей при расчете массы и определении эффективности применения КЛЭУ;
- опубликованных результатов наземных экспериментов при определении оптимальной плотности энергии $J_{\text{опт}}$ и коэффициента связи C_m между значениями создаваемой тяги и мощностью лазерного излучения, которым был облучен материал;

- значений параметров существующих проектов КЛЭУ и подсистем КА при выборе исходных данных и ограничений на параметры КЛЭУ для параметрического синтеза КЛЭУ, определения массы КА с КЛЭУ и эффективности применения КЛЭУ для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ.

Апробация результатов диссертации

Основные результаты исследований докладывались на 7-ми международных конференциях: 13-ая международная конференция «Авиация и космонавтика – 2014», Москва, 17-21 ноября 2014 г.; XLIII Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения – 2017», Москва, 5-19 апреля 2017 г.; 16-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика-2017», Москва, 20-24 ноября 2017 г.; 16-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика-2017», Москва, 20-24 ноября 2017 г.; XLIV Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения – 2018», Москва, 17-20 апреля 2018 г.; 17-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика-2018», Москва, 19-23 ноября 2018 г.; XLV Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения – 2019», Москва, 16-19 апреля 2019 г.

Публикации по теме диссертации

По теме диссертации опубликовано 16 работ, из них 4 в рецензируемых научных изданиях. Из 16 работ: 4 – статьи в рецензируемых научных изданиях; 8 – тезисы докладов на научных конференциях; 2 – аннотации конкурсных работ; 1 – научный труд, опубликованный в издании, приравненном к рецензируемому (Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2018666280 от 13.12.2018 г.).

Личный вклад соискателя

Для КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки околоземного пространства от опасных ФКМ:

1. Соискателем предложена методика, позволяющая проводить параметрический синтез КЛЭУ.
2. Соискателем определены ограничения на энергомассовые характеристики подсистем КЛЭУ и подсистем КА, обеспечивающих работу такой КЛЭУ.
3. На основе разработанной методики соискателем проведен параметрический синтез КЛЭУ, рассчитана масса КА с такой КЛЭУ и определена эффективность ее применения для очистки орбит с наклоном 55° , высотами 450 км и 850 км от опасных ФКМ.
4. На основании полученных данных соискателем сформулированы рекомендации по выбору типа системы генерации электрической энергии КА в зависимости от высоты базирования и режима работы КЛЭУ.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, 4 глав и заключения. Общий объем диссертации - 112 страниц, работа содержит 34 таблицы, 41 рисунок и список литературы из 62 наименований.

Содержание диссертации

В **первой главе** проведен обзор литературных источников, посвященных применению КЛЭУ для решения задачи очистки околоземного пространства от опасных ФКМ. Рассмотрены проекты КЛЭУ, использующие лазерно-реактивный метод для очистки заданной орбиты от опасных ФКМ: их основные характеристики и структура.

В конце главы на основании проведенного обзора литературных источников для КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, определены:

- структура КЛЭУ;
- основные связи между подсистемами КА и КЛЭУ;
- технические решения, использованные в рассмотренных ранее проектах КЛЭУ, которые необходимо учесть при разработке методик расчета

массы КА с КЛЭУ и для определения эффективности применения КЛЭУ на основе волоконных лазеров.

Вторая глава посвящена разработке методики определения параметров режимов работы и эффективности применения КЛЭУ, решающей задачу очистки околоземного пространства от опасных ФКМ.

Третья глава посвящена разработке методики определения массы КА с КЛЭУ и определению исходных данных и параметров КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ.

В **четвертой главе** обобщены результаты, полученные во второй и третьей главах, и предложена методика, позволяющая проводить параметрический синтез КЛЭУ, определять массу КА с такой КЛЭУ и эффективность применения КЛЭУ для решения задачи очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ. Проведен расчет массы КА с КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, и эффективности применения такой КЛЭУ. Расчет проводился для двух орбит: круговая орбита с высотой 450 км и наклоном 55° ; круговая орбита с высотой 850 км и наклоном 55° .

Глава 1 Существующие способы и средства для решения перспективных задач в околоземном пространстве с помощью лазерных энергетических установок

В главе проведен обзор литературных источников, посвященных проектам КЛЭУ, решающим задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ. В приведенных проектах подсистемы КЛЭУ рассматриваются с различной степенью детализации. Но, как правило, основное внимание в них уделяется подсистеме преобразования полученной/запасенной энергии в лазерное излучение и особенностям функционирования и применения КЛЭУ. Остальные подсистемы КЛЭУ и подсистемы КА, обеспечивающие работу КЛЭУ, не рассматриваются подробно или вовсе опускаются.

В конце главы на основании проведенного обзора литературных источников для КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, определены:

- структура КЛЭУ;
- основные связи между подсистемами КА и КЛЭУ;
- технические решения, использованные в рассмотренных проектах КЛЭУ, которые необходимо учесть при разработке методик расчета массы КА с КЛЭУ и для определения эффективности применения КЛЭУ.

1.1 Космический мусор, его классификация и метод его очистки при помощи лазерно-реактивного метода

В работах [1, 16], посвященных космическому мусору (КМ), предложено классифицировать его по наибольшему поперечному размеру (см. таблицу 1.1).

Таблица 1.1 – Классификация ФКМ по характерному размеру [1, 16]

Тип ФКМ согласно [1]	Группа ФКМ согласно [16]	Характерный размер, см	Результат столкновения с КА [1]
Крупноразмерный	7-8	больше 10 см	полное уничтожение КА или его подсистем
Среднеразмерный	4-6	от 1 до 10 см	структурные повреждения частей КА
Мелкоразмерный	1-3	от 0,1 до 1 см	прорыв 3-5 мм стенок и повреждение оборудования за ними; структурные повреждения открытого оборудования
Сверхмалый	-	менее 0,1 см	ощутимые повреждения сенсоров и оптических поверхностей и солнечных батарей; срезание тонких проводов и шнуров; прорыв поверхностей толщиной 300-500 мкм; проникновение в элементы системы охлаждения

Согласно работе [1], наибольшую опасность при столкновении с КА представляет среднеразмерный КМ (ФКМ с наибольшим поперечным размером 1...10 см).

Крупноразмерный КМ (7 и 8 группа) может быть обнаружен радиолокаторами и каталогизирован. Поэтому, столкновение КА с таким ФКМ может быть спрогнозировано заранее и предотвращено (например, совершением маневра уклонения КА). Ущерб, наносимый сверхмалым и мелкоразмерным КМ (1...3 группы), может быть компенсирован введением дополнительной пассивной защитой КА. Следовательно, наибольшую опасность для КА представляет среднеразмерный КМ (4...6 группы КМ).

Как отмечалось выше, одним из возможных методов очистки околоземного пространства от ФКМ является лазерно-реактивный метод.

Суть лазерно-реактивного метода заключается в испарении части материала ФКМ при воздействии на него лазерным излучением, в результате чего на его поверхности возникает реактивный факел. Появление реактивного факела приводит к возникновению импульса отдачи, изменяющего как скорость ФКМ, так и перигей его орбиты. Разработке КЛЭУ на основе различных типов лазеров, использующих лазерно-реактивный метод для очистки околоземного пространства, посвящены работы [10, 11, 15 – 19, 21 - 27].

1.2 Проекты КЛЭУ

Существующие на сегодняшний день проекты КЛЭУ на основе различных типов лазеров, предназначенных для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, приведены в таблице 1.2 [10, 11, 15 - 19].

Таблица 1.2 – Современные проекты КЛЭУ на основе различных типов лазеров, предназначенные для воздействия на ФКМ по лазерно-реактивному методу

Проект	Назначение/Дополнительные функции	Источники
Отечественный КЛЭУ на основе HF/DF НХЛ	защита КА от опасных ФКМ/ очистка выбранной орбиты от опасных ФКМ; мониторинг атмосферы; передача энергии	[10, 20]
КЛЭУ с волоконным лазером ICAN	очистка выбранной орбиты от опасных ФКМ/каталогизация ФКМ	[11, 15]
Проект КЛЭУ РКК «Энергия»	очистка выбранной орбиты от опасных ФКМ	[17]
Проект КЛЭУ LADROIT	очистка выбранной орбиты от опасных ФКМ/каталогизация ФКМ	[19]

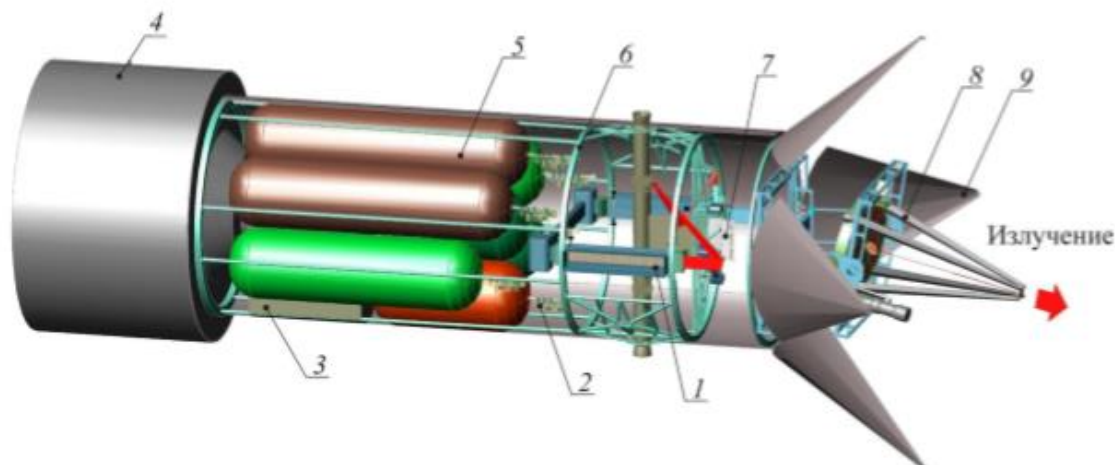
1.2.1 Отечественный КЛЭУ на основе НХЛ

В работах [10, 20] предложен проект КЛЭУ на основе HF/DF НХЛ, предназначенный для защиты КА от опасных ФКМ. Для обнаружения ФКМ

в работе [10] используется метод лазерной локации (в качестве локационного лазера выбран твердотельный ИАГ: Nd-лазер). Масса КА с КЛЭУ составила 19,7 т. Для коррекции орбиты КА в работе предложено использовать жидкостные ракетные двигатели. На рисунке 1.1 приведены основные подсистемы КЛЭУ, выделенные в работе [10]. В таблице 1.3 приведены характеристики подсистем генерации излучения и локационной системы. Компоновка системы приведена на рисунке 1.2 [10].



Рисунок 1.1- Основные подсистемы КЛЭУ на основе HF-NHL [10]
(ТКС – транспортный корабль снабжения)



138

Рисунок 1.2 – Общий вид КЛЭУ на борту КА [1]: 1 – один из модулей крупноразмерного плоскочного оконечного усилителя; 2 – система подачи газообразных компонентов лазерного топлива; 3 – отсек криогенных холодильных машин; 4 – функционально служебный модуль ракеты-носителя; 5 – баки компонентов лазерного топлива; 6 – силовая рама газодинамического тракта системы генерации силового излучения; 7 – плоскочный задающий генератор с предусилителем; 8 – телескоп ФОС; 9 – элемент головного защитного кожуха телескопа ФОС

Таблица 1.3 – Основные характеристики КЛЭУ на основе HF/DF НХЛ

№	Подсистема/Система	Параметр/значение	
1	Система генерации излучения HF-НХЛ и DF-НХЛ	импульсно периодический режим работы	длительность импульса 10 нс; частота повторения лазерных импульсов 100 кГц; энергия в импульсе 1 Дж; мощность в импульсе 10^8 Вт
		непрерывный режим	мощность излучения 5 кВт
		масса подсистемы	1 310 кг
2	Локационная система	рабочий диапазон углов	$\pm 7,5^\circ$

№	Подсистема/Система	Параметр/значение	
		дальность обнаружения среднеразмерных ФКМ	20 км
		частота следования локационных импульсов	1,6 кГц
		масса зеркала телескопа	200 кг
		масса подсистемы	700 кг
3	Формирующая оптическая система	телескоп Кассегрена	диаметр выходного зеркала 1 м база 2 м
		локационный лазер ИАГ:Nd	энергия в импульсе 0,52 Дж длительность импульса 20 нс
		масса подсистемы	700 кг
		электрическая мощность	500 Вт
4	Система подачи компонентов лазерного топлива	масса	420 кг
5	Система хранения компонентов лазерного топлива и компоненты лазерного топлива	масса	6 670 кг+4 388 кг = 11058 кг
		электрическая мощность	4900 Вт
6	Система электропитания	многокаскадные GaAs фотопреобразователи производства ОАО "Сатурн" (Россия, г. Краснодар);	удельная мощность 250 Вт/м ² ; удельная масса 1,7 кг/м ²

№	Подсистема/Система	Параметр/значение	
		масса	33 кг
		генерируемая электрическая мощность	≤ 5000 Вт
7	Общие характеристики КЛЭУ	масса	13700 кг
		электропитание	≤ 5000 Вт

Для всех остальных подсистем КА с КЛЭУ, не представленных на рисунке 1.2 и в таблице 1.3, приводится только масса.

1.2.2 КЛЭУ с волоконным лазером

В работах [11, 15] предложен проект КЛЭУ с волоконным лазером *ICAN* для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ. В лазере *ICAN* использована технология когерентного сложения излучения до 10000 волоконных лазеров (усилительных каналов), генерирующих 1 мДж энергии на длине волны 1,06 мкм. Согласно работе [11], подобная схема позволяет получить качество лазерного пучка близкое к дифракционному пределу (параметр оптического качества $M^2 \approx 1$). В составе КЛЭУ лазер *ICAN* может работать в импульсно-периодическом режиме с частотой следования лазерных импульсов ~ 1 кГц и длительностями импульса $10^{-9} \dots 10^{-15}$ с [11].

На рисунке 1.3 приведена принципиальная схема КЛЭУ на основе лазера *ICAN*.

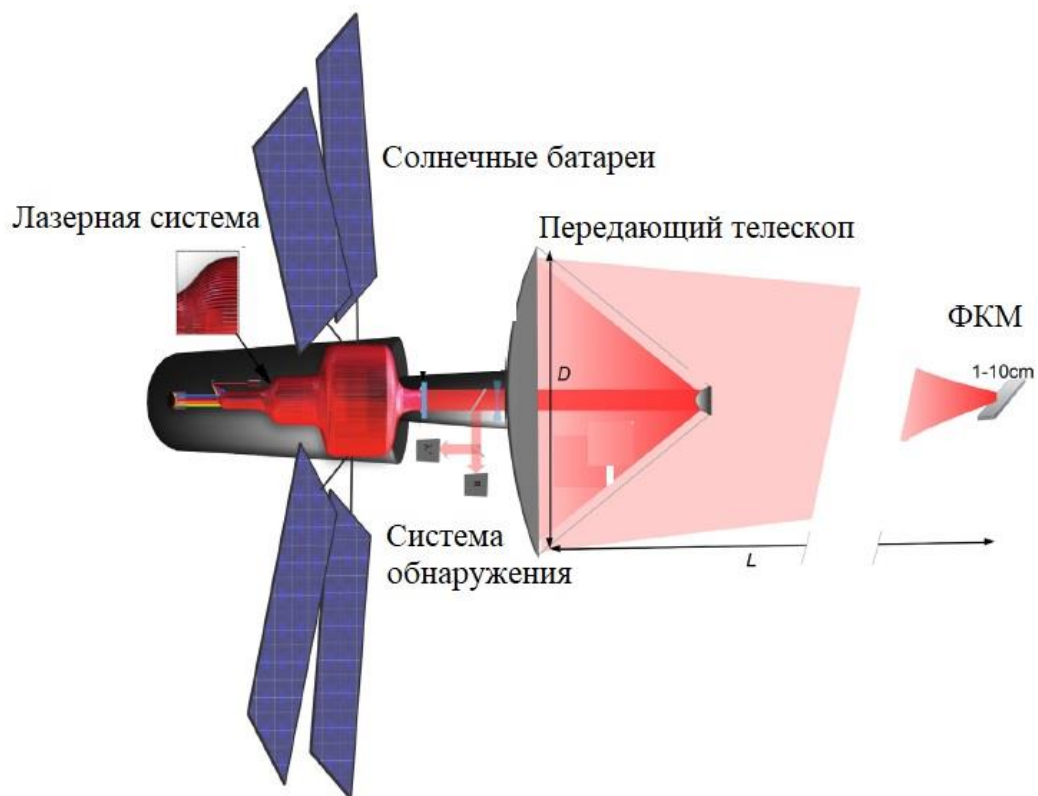


Рисунок 1.3 – принципиальная схема КЛЭУ на основе волоконного лазера *ICAN* [6]

Авторы выделяют следующие режимы работы установки [11]:

1. Локационный режим. Дальность обнаружения $L_{scan} \approx 100$ км.
2. Режим сопровождения. Реализуется на дальности $[L_{max}; L_{scan}]$, где L_{max} - максимальная дальность воздействия. В режиме сопровождения должна быть проведена диагностика типа ФКМ, получены данные о его траектории и скорости движения
3. Режим «стрельбы». Реализуется при дальностях $[L_{min}; L_{max}]$, где L_{min} - минимальная дальность воздействия. На поверхности ФКМ создается плотность мощности, достаточная для реализации воздействия по лазерно-реактивному методу. Задача КЛЭУ в данном режиме - смена орбиты ФКМ.

Основные параметры подсистем КЛЭУ с лазером *ICAN* приведены в таблице 1.4.

Таблица 1.4 - Параметры подсистем КЛЭУ с лазером ICAN [11]

Подсистема/Система	Параметр	Значение
Подсистема формирования, наведения и сопровождения лазерного излучения	массогабаритные размеры выходного зеркала	диаметр 3 м; фокус 5 м; масса 20 кг/м ²
	задающее зеркало	диаметр 0,4 м; фокус 0,5 м
	скорость сканирования	[0,5;4] °/с
	рабочая зона	5° вокруг оптической оси
	точность наведения	0,1°
	время фокусировки	1 мс
	оптическое качество пучка в центральной зоне	M ² ≈1
	масса подсистемы	400 кг
электропитания	солнечные батареи	генерируемая электрическая мощность 3,3 кВт удельная масса 20 кг/кВт
	КПД	≈30 %
	масса	220 кг
	КПД	≈30 %
генерации излучения	КПД	≈30 %
	масса	900 кг
	средняя мощность лазерного излучения	1 кВт
отвода тепла	тепловые трубы	10 кг/кВт
	масса	100 кг
система управления движением	масса	250 кг
другое	масса	500 кг
Общие характеристики КЛЭУ	масса	2 400 кг
	электропитание	3,3 кВт
	время миссии	>5 лет

1.2.3 Проекты КЛЭУ и КА с системой генерации электроэнергии на основе ЯЭУ

В работе [17] предложена концепция очистки космического пространства от мелкоразмерного ФКМ с помощью КА с КЛЭУ и системой генерации электроэнергии на основе термоэмиссионной ядерной энергетической установки (ЯЭУ). Максимальная дальность воздействия по лазерно-реактивному методу КЛЭУ на ФКМ составляет 10 км. В состав КА входит ЯЭУ электрической мощностью 150 кВт и ресурсом до 10 лет. В составе подсистемы коррекции орбиты используется двигательная установка (ДУ) на основе электроракетных двигателей (ЭРД) (требуемая для обеспечения работы ДУ электрическая мощность составляет (25...50) кВт) для обеспечения барражирования КА в диапазоне высот (800...2 000) км. Для обнаружения ФКМ используются лазерный локатор и радиолокатор. Принципиальная схема КЛЭУ приведена на рисунке 1.4.

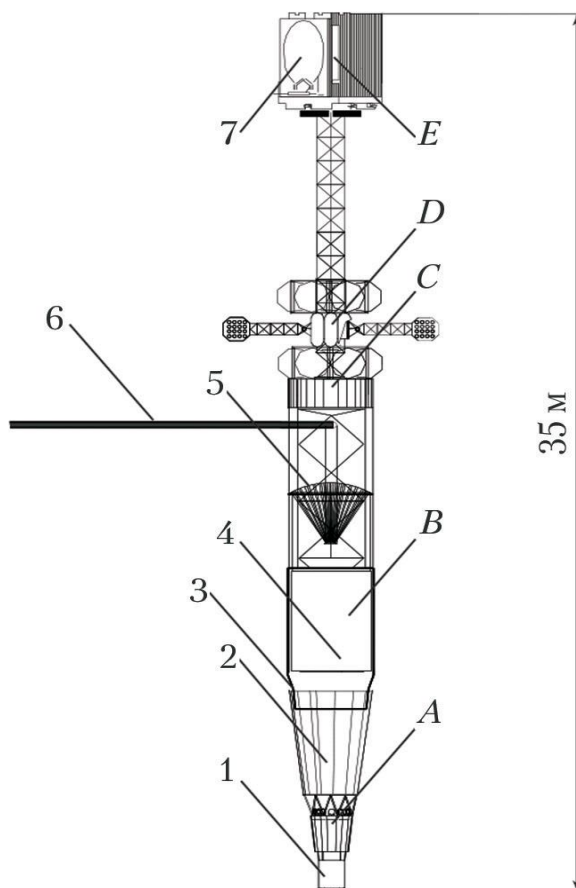


Рисунок 1.4 Схема КЛЭУ с лазерной системой для очистки космоса на высотах 800...2 000 км от мелкого «мусора»: А — ЯЭУ; В – КЛЭУ; С — блок

управления и энергоснабжения КЛЭУ; D — ЭРДУ; E — блок систем управления КА и наведения; 1 — термоэмиссионный реактор; 2 — холодильник-излучатель ЯЭУ; 3 — термостат резонатора; 4 — резонатор; 5 — выводящая оптическая система; 6 — выходящий луч; 7 — антенна радиолокатора

1.2.4 Проект КЛЭУ с твердотельным лазером на основе кристалла

Представленная в работе [19] КЛЭУ, разработанная в рамках проекта L'ADROIT, предназначена для удаления среднеразмержного и крупноразмержного ФКМ с занимаемой орбиты. Масса и энергетические характеристики основных подсистем КЛЭУ приведены в таблице 1.5.

Таблица 1.5 – Основные характеристики КЛЭУ, разработанной в рамках проекта L'ADROIT [19]

Подсистема	Параметр	Значение
подсистема формирования, наведения и сопровождения лазерного излучения	масса	1790 кг
электропитания (солнечные батареи)	масса/площадь	0,85 кг/м ²
	мощность/площадь	0,27 кВт/м ²
	площадь СБ	247 м ²
	масса СБ	210 кг
	общая масса	2500 кг
генерации излучения	Средняя мощность лазерного излучения	15 кВт
	КПД лазера	0,32
	требуемая	48 кВт

Подсистема	Параметр	Значение
	электрическая мощность	
система управления движением	масса топлива	1500 кг
Общий расход электроэнергии (в том числе для систем КЛЭУ и КА не приведенных в таблице)		67 кВт
Общая масса		10000 кг

1.3 Особенности построения и функционирования КЛЭУ

Из приведённого в данной главе анализа данных основных характеристик проектов КЛЭУ и решаемых задач видно, что в работах [3-10] основное внимание уделено подсистемам КЛЭУ, решающим задачи генерации лазерного излучения и его наведения на ФКМ для воздействия по лазерно-реактивному методу. Параметры остальных подсистем КЛЭУ приводятся тезисно или вовсе опускаются, что не дает понимания о том, как данные параметры связаны с энергомассовыми характеристиками рассмотренных подсистем КЛЭУ.

Основные технические решения, использованные при разработке КЛЭУ в рассмотренных проектах:

- 1) Использование лазера как для воздействия на ФКМ по лазерно-реактивному механизму, так и для решения локационных задач (работы [10, 11, 18,]). Следовательно, можно выделить два основных режима работы КЛЭУ: локационный режим и режим воздействия по лазерно-реактивному методу.
- 2) Использование солнечных батарей [10, 11, 18, 22] и термоэмиссионных ядерных энергетических установок (ЯЭУ) [17, 21] в составе системы электропитания.
- 3) Использование электроракетных двигателей ЭРД в составе ДУ системы коррекции орбиты КА [17, 21, 26].

На основании рассмотренных проектов и цели исследования можно выделить следующие подсистемы, входящие в состав КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ (см. таблицу 1.6). Основными подсистемами КА, обеспечивающими работу рассматриваемой в диссертации КЛЭУ, являются: система генерации электрической энергии (СЭП) и система коррекции орбиты (далее система коррекции и маневрирования (СКМ)). Функциональная схема, показывающая основные связи между рассматриваемыми подсистемами КЛЭУ, подсистемами СЭП и СКМ КА, приведена на рисунке 1.5.

Таблица 1.6 –Подсистемы, входящие в состав КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ

Система	Подсистема	Задача системы
лазерная (далее ЛС)	генерации лазерной энергии (далее СГ)	генерация лазерного излучения в заданном режиме
	обеспечения теплового режима (СОТР)	обеспечение температурного режима ЛС
формирования лазерного излучения и обнаружения целей (далее ФОС)		создание требуемой плотности энергии лазерного излучения на заданном расстоянии; наведение созданного ЛС излучения на цель в пределах рабочей зоны (зона отклонения передающего телескопа ФОС); получение информации для датчиков обнаружения целей
обнаружения (СО)		определение координат целей по сигналам, получаемым ФОС и/или собственными пассивными средствами обнаружения

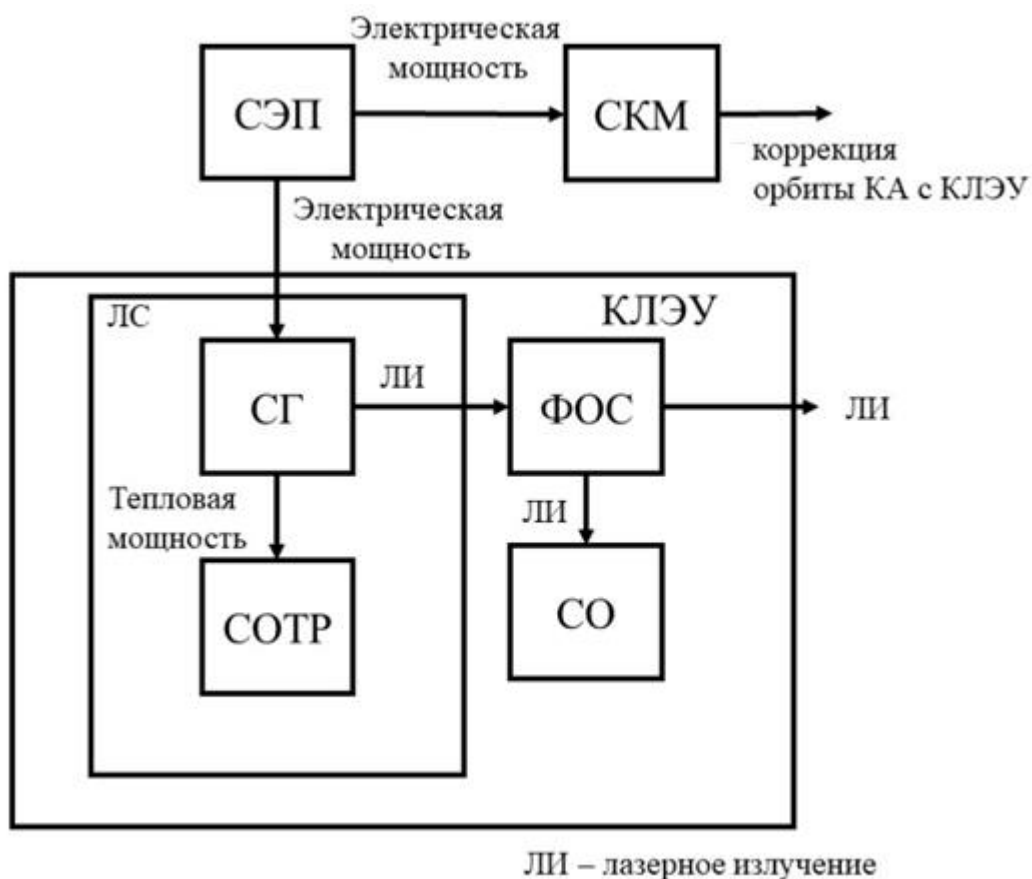


Рисунок 1.5 – Функциональная схема КА с КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ

Задачами, которые решает КЛЭУ, предназначенная для очистки околоземного пространства от опасных ФКМ, в каждом из данных режимов являются:

- 1) обнаружение опасных ФКМ – работа КЛЭУ в режиме «Обнаружение»;
- 2) перевод опасных ФКМ на другие орбиты, используя лазерно-реактивный метод – работа КЛЭУ в режиме «Воздействие».

Ниже приведено описание работы КЛЭУ в каждом из указанных режимов.

В режиме «Обнаружение» ФОС КЛЭУ последовательно сканирует заданную пространственную зону в поисках опасных ФКМ. Для обнаружения ФКМ с размерами 1...10 см используется метод лазерной локации. Поэтому, для обнаружения таких ФКМ ЛС генерирует лазерные (локационные) импульсы.

На основании полученных СО данных КЛЭУ принимает решение о том, относится ли обнаруженный объект к опасным ФКМ или нет. Для выполнения

подобной классификации используются признаки: угловой размер объекта, траектория полета и другие. Если ФКМ был отнесен к классу опасных, то на основании полученных о нем данных принимается решение о целесообразности перевода КЛЭУ в режим «Воздействие». Задача разработки алгоритмов классификации обнаруживаемых КЛЭУ ФКМ и критериев перехода КЛЭУ в режим «Воздействие» не входит в задачи диссертационного исследования. Если ФКМ классифицирован как опасный, и принято решение о переводе КЛЭУ в режим «Воздействие», то оптическая ось ФОС наводится на него с требуемой точностью, а КЛЭУ переводится в режим «Воздействие».

В режиме «Воздействие» ФОС сопровождает обнаруженный опасный ФКМ с требуемой точностью, а ЛС формирует лазерные импульсы, воздействующие на ФКМ по лазерно-реактивному методу. КЛЭУ переводится в режим «Обнаружение» после того как ФКМ покидает пределы рабочей зоны КЛЭУ в режиме «Воздействие».

1.4 Выводы к главе 1

В данной главе приведен обзор литературных источников, посвященных разработке КЛЭУ, решающих задачу очистки заданной орбиты от опасных ФКМ. Приведены данные о структуре, режимах работы и технических параметрах таких КЛЭУ. Определены основные подсистемы КЛЭУ и технические решения, которые необходимо учесть при разработке методик расчета массы КА с КЛЭУ, предназначенной для очистки околоземного пространства от опасных ФКМ, и определения эффективности ее применения.

Сделан вывод, что в рассмотренных источниках основное внимание уделено подсистемам КЛЭУ, решающим задачи генерации лазерного излучения и его наведения на ФКМ для воздействия по лазерно-реактивному методу (подсистемы ФОС и ЛС). Параметры остальных подсистем КЛЭУ приводятся тезисно или вовсе опускаются, что не дает понимания о том, как данные параметры связаны с энергомассовыми характеристиками рассмотренных подсистем КЛЭУ. Поэтому, в данной работе подсистемы

КЛЭУ и подсистемы КА, обеспечивающие ее работу, будут рассматриваться совместно.

Глава 2 Методика определения требований к режимам работы лазерной системы КЛЭУ, решающей задачу борьбы с фрагментами космического мусора

2.1 Методика расчета режимов работы КЛЭУ

Возможны два основных сценария воздействия на ФКМ (см. рисунок 2.1): воздействие на ФКМ, проекция вектора относительной скорости сближения с которым на направление тангенциальной составляющей вектора скорости КА в геоцентрической системе координат противоположна направлению полета КА (ФКМ летит навстречу КА) (сценарий 1), и воздействие на ФКМ, проекция вектора относительной скорости сближения с которым на направление тангенциальной составляющей вектора скорости КА в геоцентрической системе координат сонаправлена с направлением полета КА (ФКМ догоняет КА с КЛЭУ) (сценарий 2).

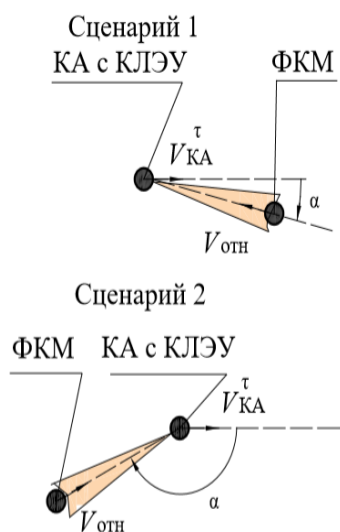


Рисунок 2.1 – Сценарии воздействия КЛЭУ на ФКМ по лазерно-реактивному методу

В ГОСТ Р 25645.167-2005 [16] приведены данные о вероятности $P_{\text{фкм}}^{\alpha}$ того, что вектор относительной скорости сближения ФКМ и КА будет иметь угол $\alpha \pm 1^{\circ}$ по отношению к тангенциальной составляющей вектора скорости КА. Распределение плотности вероятности справедливо для круговых орбит полета КА и зависит от наклона орбиты КА (см. рисунок 1.7). Согласно [16], распределение плотности вероятности, приведенное на рисунке 2.2, справедливо для ФКМ, относящихся к 1-8 группам.

Направление тангенциальной составляющей вектора скорости КА $\vec{V}_{КА}^T$ →

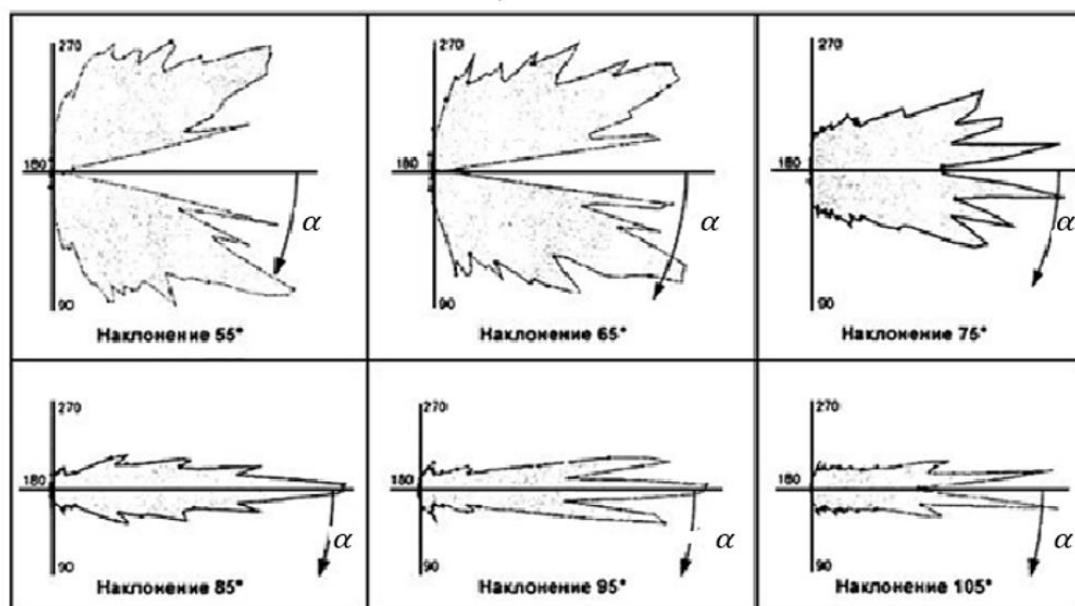


Рисунок 2.2 – Графики распределения вероятности $P_{фкм}^{\alpha}$ в зависимости от наклона орбиты (в полярных координатах)

На основании данных, указанных в ГОСТ Р 25645.167-2005, наиболее вероятным сценарием является сценарий 1 (для наклонов орбиты КА, принадлежащих диапазону $55...105^{\circ}$, вероятность воздействия на ФКМ по сценарию 1 составляет $P=0,96-0,99$). Поэтому, разработка методики определения параметров режимов «Обнаружение» и «Воздействие» проводилась именно для первого сценария. Первый сценарий соответствует углам α , значения которых удовлетворяет условиям: $\alpha > 270^{\circ}$ и $\alpha < 90^{\circ}$.

Так как для решения задачи воздействия необходимо вначале обнаружить ФКМ, то считаем, что дальность обнаружения должна удовлетворять условию:

$$R_{обн} \gg R_{возд},$$

где $R_{обн}$ – дальность обнаружения ФКМ [м]; $R_{возд}$ – дальность воздействия на ФКМ [м]. Принципиальная схема работы установки по сценарию 1 приведена на рисунке 2.3.

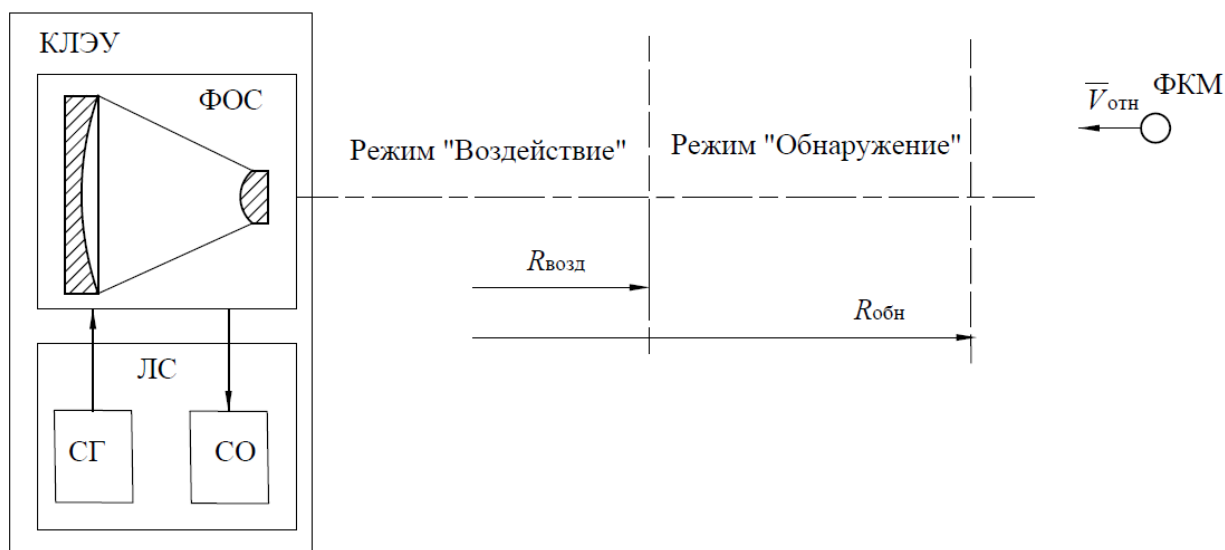


Рисунок 2.3 – Принципиальная схема работы КЛЭУ при решении задачи борьбы с ФКМ

2.1.1 Определение параметров режима «Воздействие»

Для определения требований к энергетическим характеристикам КЛЭУ, предназначенной для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, в литературе используются параметры [28 - 32]: требуемая для возникновения на поверхности материала процесса плазмообразования плотность энергии $J_{\text{опт}}$ [Дж/м²]; коэффициент связи между значениями создаваемой тяги и мощности лазерного излучения, которым был облучен материал C_m (далее «коэффициент связи») [Н/Вт].

В литературе, посвященной воздействию на ФКМ по лазерно-реактивному методу, предлагаются следующие соотношения для расчета $J_{\text{опт}}$ [18, 32]:

$$J_{\text{опт}} = 4,79 \cdot 10^8 \cdot (\tau_{\text{лс}})^{0,5}, \text{ при } \tau_{\text{лс}} \geq 10^{-11} \text{ с}, \quad (2.1)$$

$$J_{\text{опт}} = 10^4, \text{ при } \tau_{\text{лс}} < 10^{-11} \text{ с}, \quad (2.2)$$

где $\tau_{\text{лс}}$ – длительность лазерного импульса, генерируемого ЛС КЛЭУ [с].

Зависимость $J_{\text{опт}}$ от $\tau_{\text{лс}}$ приведена на рисунке 2.4.

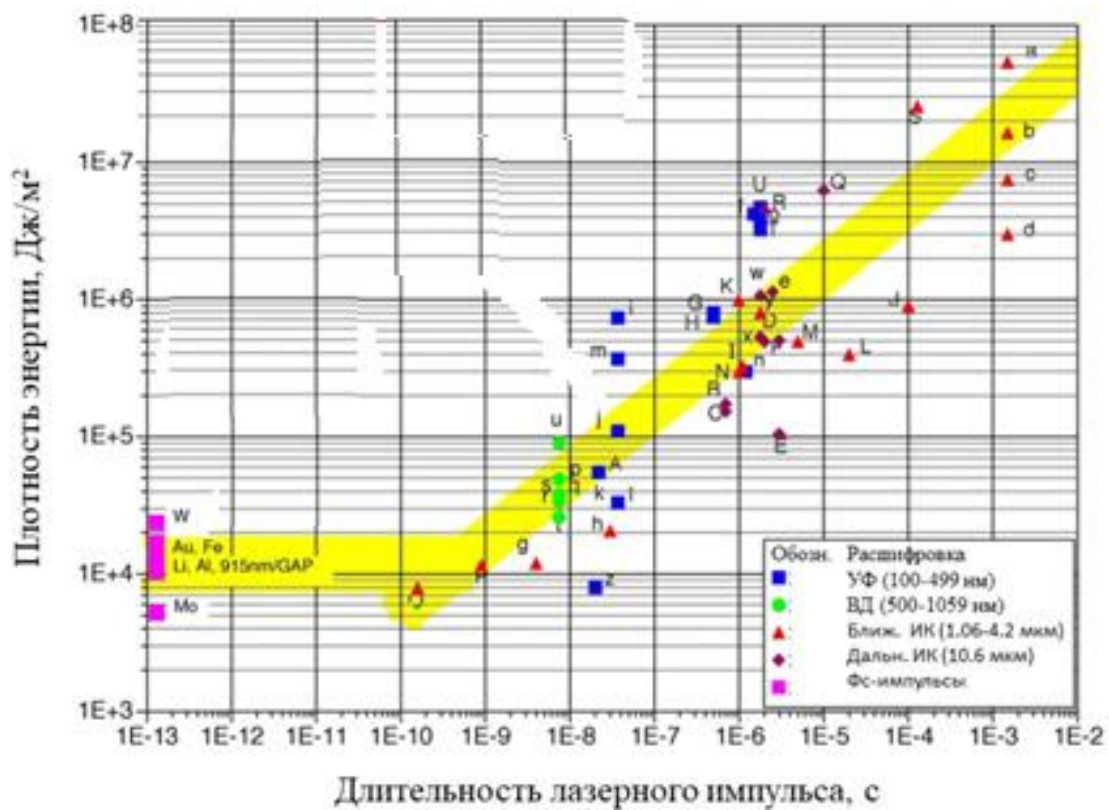


Рисунок 2.4 – Зависимость требуемой для возникновения на поверхности облучаемого материала процесса плазмообразования плотности энергии $J_{\text{орт}}$ от длительности лазерного импульса $\tau_{\text{лс}}$ [18]

Коэффициент связи зависит от длины волны лазерного излучения $\lambda_{\text{лс}}$, плотности энергии на ФКМ $J_{\text{ФКМ}}$ и длительности лазерного импульса $\tau_{\text{лс}}$ [18]:

$$C_m = f(x), \quad (2.3)$$

$$x = \frac{J_{\text{ФКМ}}}{\tau_{\text{лс}}} \cdot \lambda_{\text{лс}} \cdot \sqrt{\tau_{\text{лс}}} \left[\frac{\text{Вт} \cdot \sqrt{\text{с}}}{\text{м}} \right]. \quad (2.4)$$

Результаты наземных экспериментов показали, что при соблюдении условий (2.1) и (2.2) для воздействия на ФКМ по лазерно-реактивному методу величина x может принимать значения из диапазона $0,5 \cdot 10^3 \dots 8 \cdot 10^3 \frac{\text{Вт} \cdot \sqrt{\text{с}}}{\text{м}}$. При этом минимальное значение коэффициента связи соответствует величине $x = 0,5 \cdot 10^3 \frac{\text{Вт} \cdot \sqrt{\text{с}}}{\text{м}}$ и составляет $C_m = 8 \text{ Н/МВт}$. Максимальное значение коэффициента связи соответствует величине $x = 10^3$

$\frac{\text{Вт}\cdot\sqrt{\text{с}}}{\text{м}}$ и составляет $C_m = 200 \text{ Н/МВт}$. График зависимости C_m от x приведен на рисунке 2.4 [28].

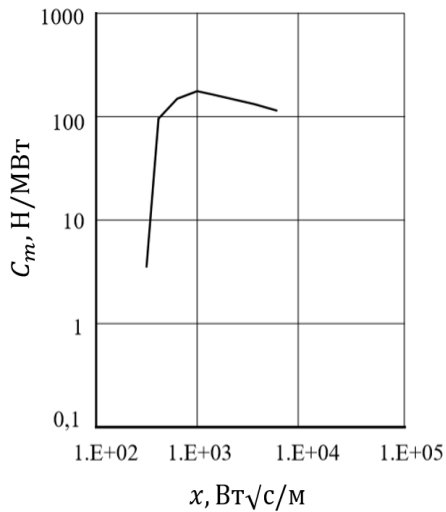


Рисунок 2.5 – Зависимость C_m от x для полиформальдегида [14]

облучен ФКМ за время воздействия, K – коэффициент, учитывающий особенности воздействия на ФКМ (K изменяется в диапазоне $0...1$); S – эффективная площадь воздействия (площадь фокального пятна, если она меньше площади поперечного сечения ФКМ, в противном случае $S=S_{\text{ФКМ}}$ – площадь ФКМ) [м^2]; m – масса ФКМ [кг].

При расчетах по соотношению (2.6) в диссертации приняты допущения:

Допущение 1: В диссертации для расчета коэффициента K используется соотношение: $K=\cos(\gamma)$ (см. рисунок 2.6)). Приведенный в соотношении (2.6) коэффициент K должен учитывать как особенности формы ФКМ, так и несовпадение точки приложения тяги реактивного факела, создаваемой при воздействии на ФКМ по лазерно-реактивному методу, с центром масс ФКМ.

Согласно [28], данные C_m , приведенные на рисунке 2.5, справедливы также для алюминия.

В диссертации для расчета изменения тангенциальной составляющей скорости ФКМ в геоцентрической системе координат используются соотношения:

$$\Delta V_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{N_{\text{имп}}} \Delta V_{\text{имп } i}, \quad (2.5)$$

$$\Delta V_{\text{имп } i} = C_{mi} \cdot K_i \cdot J_{\text{ФКМ } i} \cdot S/m, \quad (2.6)$$

где i – номер импульса, $N_{\text{имп}}$ – число лазерных импульсов, которыми был

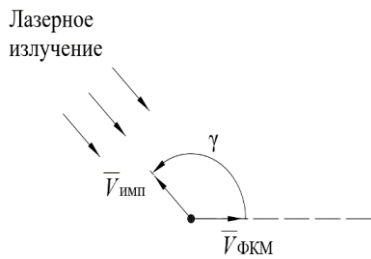


Рисунок 2.6 – К определению величины коэффициента K

Однако в научно-технической литературе, посвященной лазерно-реактивному методу, не приводится универсальных моделей, позволяющих учесть все многообразие форм ФКМ и влияние несовпадения точки приложения тяги, создаваемой реактивным факелом, с центром масс

ФКМ. Поэтому, при определении коэффициента K , в диссертации приняты допущения, что ФКМ имеет сферическую форму, а вектор скорости, создаваемый абляционным факелом, проходит через центр масс ФКМ и лежит в плоскости орбиты ФКМ.

Допущение 2: За время воздействия КЛЭУ на ФКМ его масса m не изменяется. Воздействие КЛЭУ на ФКМ по лазерно-реактивному механизму приводит к уменьшению его массы. Для ФКМ и сценариев воздействия, рассматриваемых в диссертации, величина снижения массы ФКМ за время воздействия мала и составляет 1-3% от общей массы ФКМ. Поэтому, в диссертации принято допущение, что за время воздействия КЛЭУ на ФКМ его масса m не изменяется.

Допущение 3: Материал ФКМ – алюминий. Основной причиной появления ФКМ является техногенное засорение околоземного пространства. А так как в конструкции КА широко используются алюминий-магниевые сплавы, то при определении коэффициента связи C_m в диссертации принималось, что материалом ФКМ является алюминий.

Целью КЛЭУ, рассматриваемых в диссертации, является очистка выбранной орбиты от опасных ФКМ. Под выбранной орбитой в данной работе понимается орбита базирования КА с КЛЭУ: круговая орбита с высотой $H_{\text{КЛЭУ}}$ и наклоном $i_{\text{КЛЭУ}}$. Несмотря на то, что ФКМ в основном имеют эллиптические орбиты, в диссертации принимается приближение, что на момент воздействия орбита опасного ФКМ является круговой с радиусом

r_1 , соответствующим радиусу круговой орбиты КА с КЛЭУ (высота орбиты ФКМ равна высоте выбранной орбиты $H_{\text{КЛЭУ}} \approx H_{\text{ФКМ}}$). Поэтому, для уменьшения перигея орбиты опасного ФКМ необходимо понизить его скорость $V_{\text{ФКМ}}$ на величину $\Delta V_{\text{ФКМ}}$, что приведет к его переходу на эллиптическую орбиту с высотой в перигее $H_{\text{ФКМ}} - \Delta h_{\text{ФКМ}}$ (см. рисунок 2.7).

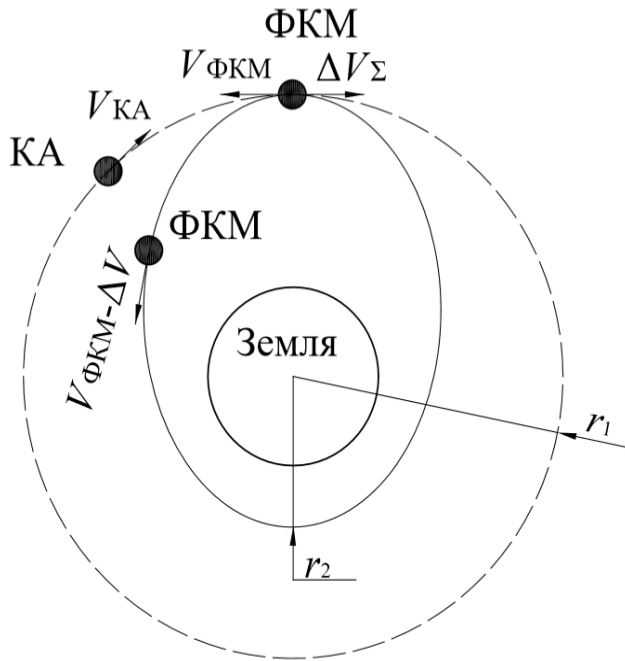


Рисунок 2.7 – К определению требуемой величины изменения скорости ФКМ

Для расчета величины изменения скорости ФКМ $\Delta V_{\text{ФКМ}}$, эквивалентной эллиптической орбите с высотой в перигее $H_{\text{ФКМ}} - \Delta h_{\text{ФКМ}}$, используется следующее соотношение:

$$\Delta V_{\Sigma} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu \cdot r_2}{r_1 \cdot (r_1 + r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (2.7)$$

где $r_1 = H_{\text{ФКМ}} + R_3$;

$r_2 = H_{\text{ФКМ}} - \Delta h_{\text{ФКМ}} + R_3$;

μ – гравитационный параметр

Земли ($\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$);

R_3 – экваториальный радиус Земли

($R_3 = 6378,14$) [км].

Для определения эффективности работы КЛЭУ в диссертации предлагается использовать отношение:

$$\eta_{\text{очистки}} = N_{\text{ФКМ}}^{\Delta V} / N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}, \quad (2.8)$$

где $N_{\text{ФКМ}}^{\Delta V}$ – число опасных ФКМ, которые были удалены с выбранной орбиты за один год (высота перигея орбиты которых в результате воздействия уменьшена не менее чем на 200 км) [год⁻¹]; $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$ – общее число обнаруженных КЛЭУ опасных ФКМ за год [год⁻¹].

Параметр $\eta_{\text{очистки}}$ учитывает как энергетические характеристики КЛЭУ, так и свойственные для занимаемой КА с КЛЭУ орбиты условия, при которых на ФКМ осуществляется воздействие: относительную скорость

сближения КА с КЛЭУ и ФКМ, возможные углы между траекториями полета КА с КЛЭУ и ФКМ и другие.

Однако $\eta_{\text{очистки}}$ является относительной величиной и не дает понимания о числе опасных ФКМ, которые были удалены с выбранной орбиты. Поэтому, для сравнения различных вариантов КЛЭУ на основе волоконных лазеров в диссертации предлагается использовать параметр $r_{\text{скан}}$ – радиальный размер проекции рабочей зоны КЛЭУ в режиме «Обнаружение» на направление, перпендикулярное вектору скорости КА с КЛЭУ [м].

Как показано в приложении А, для понижения орбиты ФКМ необходимо создать абляционный факел под углами из диапазона $\gamma \approx (\text{минус } 90 \dots 90)^\circ$ (точки минус 90° и 90° не принадлежат диапазону) к вектору скорости ФКМ $\vec{V}_{\text{ФКМ}}$.

На рисунке 2.8 приведена принципиальная схема работы КЛЭУ в режиме «Воздействие».

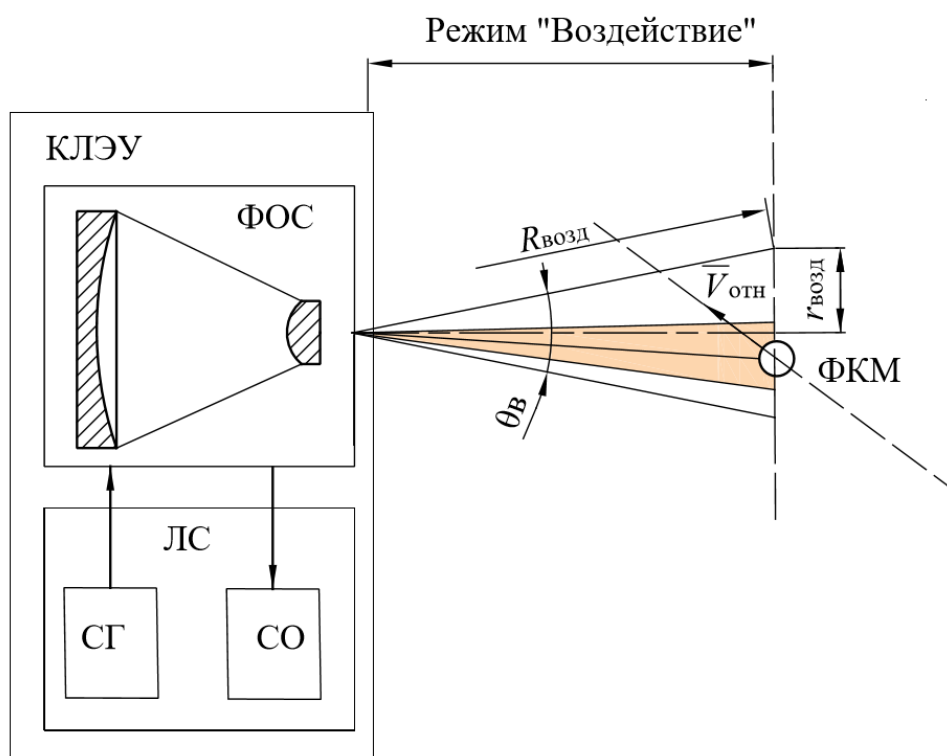


Рисунок 2.8 – Принципиальная схема работы КЛЭУ в режиме «Воздействие»

Максимальная дальность работы КЛЭУ в режиме «Воздействие» [12, 31]:

$$R_{\text{возд}} = \sqrt{\frac{E_{\text{лс}} \cdot S_{\text{СКС}}}{J_{\text{фкм}}^{\text{треб}} \cdot (\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}})^2 \cdot \pi}}, \quad (2.9)$$

где $E_{\text{лс}}$ – энергия лазерного импульса [Дж]; $\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}}$ – расходимость лазерного излучения в режиме «Воздействие» [рад]; $J_{\text{фкм}}^{\text{треб}}$ – плотность энергии, которую необходимо создать на ФКМ для воздействия на него по лазерно-реактивному методу [Дж/м²]; $S_{\text{СКС}}$ – коэффициент, учитывающий эффективность ЛС с технологией когерентного сложения лазерных пучков, используемую КЛЭУ на основе волоконных лазеров (подробнее см. главу 4).

В расчетах величина $J_{\text{фкм}}^{\text{треб}}$ принимается равной $J_{\text{опт}}$.

Для определения $\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}}$ в диссертации используется соотношение:

$$\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}} = \max\left(2,44 \cdot M^2 \cdot \frac{\lambda_{\text{лс}}}{D_{\text{ФОС}}}; \varphi_{\text{точность}}\right),$$

где $D_{\text{ФОС}}$ – выходная апертура передающего телескопа ФОС [м]; $\lambda_{\text{лс}}$ – длина волны лазерного излучения [м]; M^2 – оптическое качество лазерного излучения; $\varphi_{\text{точность}}$ – расходимость лазерного излучения, которую необходимо достичь для обеспечения требуемой вероятности попадания лазерного на ФКМ при его облучении [рад].

В диссертации принимается, что $\varphi_{\text{точность}} = 3 \cdot \delta_{\text{ФОС}}$, где $\delta_{\text{ФОС}}$ – точность наведения ФОС КЛЭУ [рад].

Соотношение для расчета радиального размера проекции рабочей зоны КЛЭУ в режиме «Воздействие» на направление, перпендикулярное вектору скорости КА с КЛЭУ, запишем в виде:

$$r_{\text{возд}} = R_{\text{возд}} \cdot \sin\left(\frac{\theta_{\text{в}}}{2}\right), \quad (2.10)$$

где $\theta_{\text{в}}$ – угловой размер рабочей зоны в режиме «Воздействие» [рад].

В расчетах значение $\theta_{\text{в}}$ принимается равным угловому размеру рабочей зоны ФОС $\theta_{\text{ФОС}}$.

Для расчета числа обнаруживаемых за год ФКМ воспользуемся соотношением [16]:

$$N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma} = F_{\text{ФКМ}} \cdot S_{\text{обн}} \cdot Z_{\text{КЛЭУ}}, \quad (2.11)$$

где $F_{\text{ФКМ}}$ – поток ФКМ на занимаемой КЛЭУ орбите [$\text{м}^2 \text{год}^{-1}$], $S_{\text{обн}}$ – проекция зоны обнаружения ФКМ со КЛЭУ на плоскость (далее плоскость обнаружения), перпендикулярную направлению вектору скорости КА с КЛЭУ [м^2]; $Z_{\text{КЛЭУ}}$ – коэффициент, учитывающий перерывы в работе КЛЭУ.

В расчетах считается, что проекция зоны «Обнаружения» на плоскость, перпендикулярную вектору скорости КА с КЛЭУ, – круг. Тогда, площадь проекции зоны обнаружения составит:

$$S_{\text{обн}} = \pi \cdot (r_{\text{скан}})^2,$$

где $r_{\text{скан}}$ – радиус проекции зоны сканирования в режиме «Обнаружение» на плоскость, перпендикулярную вектору скорости КА с КЛЭУ [м].

Для определения числа ФКМ, скорость которых будет изменена на ΔV за период, равный одному году, в диссертации используется соотношение:

$$N_{\text{ФКМ}}^{\Delta V} = N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma} \cdot \int_0^{r_{\text{возд}}} \int_0^{2\pi} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} P_{\text{ФКМ}}^{\Delta V}(r, \varphi, \alpha, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}}) dr d\varphi d\alpha, \quad (2.12)$$

где $r_{\text{возд}}$ – радиус проекции рабочей зоны в режиме «Воздействие» на плоскость, перпендикулярную вектору скорости КА с КЛЭУ [м]; α – угол между направлением вектора скорости КА с КЛЭУ и направлением вектора скорости ФКМ [рад]; $P_{\text{ФКМ}}^{\Delta V}(r, \varphi, \alpha)$ – вероятность того, что скорость ФКМ будет изменена на величину из заданного диапазона значений ΔV .

Вероятность того, что скорость ФКМ будет изменена на величину из диапазона значений ΔV , запишем в виде:

$$P_{\text{ФКМ}}^{\Delta V}(r, \varphi, \alpha, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}}) = P_{\text{ФКМ}}^{\alpha}(\alpha) \frac{S_{\text{ФКМ}}(\alpha, \varphi, r, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}})}{S_{\text{возд}}}, \quad (2.13)$$

$$S_{\text{возд}} = \pi \cdot (r_{\text{возд}})^2,$$

$$X_{\text{лс}} = (E_{\text{лс}}^{\text{возд}}, D_{\text{ФОС}}, \tau_{\text{лс}}, f_{\text{лс}}^{\text{возд}})^T,$$

где $r_{\text{возд}}$ – радиус проекции рабочей зоны в режиме «Воздействие» на плоскость, перпендикулярную вектору скорости КА с КЛЭУ [м];

$S^{\Phi\text{КМ}}(\alpha, \varphi, r, \Delta V)$ – часть зоны $S_{\text{возд}}$, в которой скорость ФКМ, влетающего в рабочую зону в режиме «Воздействие» под углом α , будет изменена на величину, принадлежащую диапазону скоростей ΔV ; $f_{\text{лс}}^{\text{возд}}$ – частота следования лазерных импульсов в режиме «Воздействие» [Гц]; T – операция транспонирования матрицы.

В диссертации принято, что вероятность $P_{\text{ФКМ}}^{\Delta V}(r, \varphi, \alpha, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}})$ изменяется только в зависимости от положения ФКМ относительно центра зоны $S_{\text{возд}}$ и не зависит от φ . Тогда,

$$P_{\text{ФКМ}}^{\Delta V}(r, \varphi, \alpha, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}}) = P_{\text{ФКМ}}^{\Delta V}(r, \alpha, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}}),$$

$$S^{\Phi\text{КМ}}(\alpha, \varphi, r, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}}) = S^{\Phi\text{КМ}}(\alpha, r, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}}).$$

Блок-схема методики расчёта $S^{\Phi\text{КМ}}(\alpha, r, \Delta V, V_{\text{отн}}, X_{\text{лс}})$ приведена на рисунке 2.9.

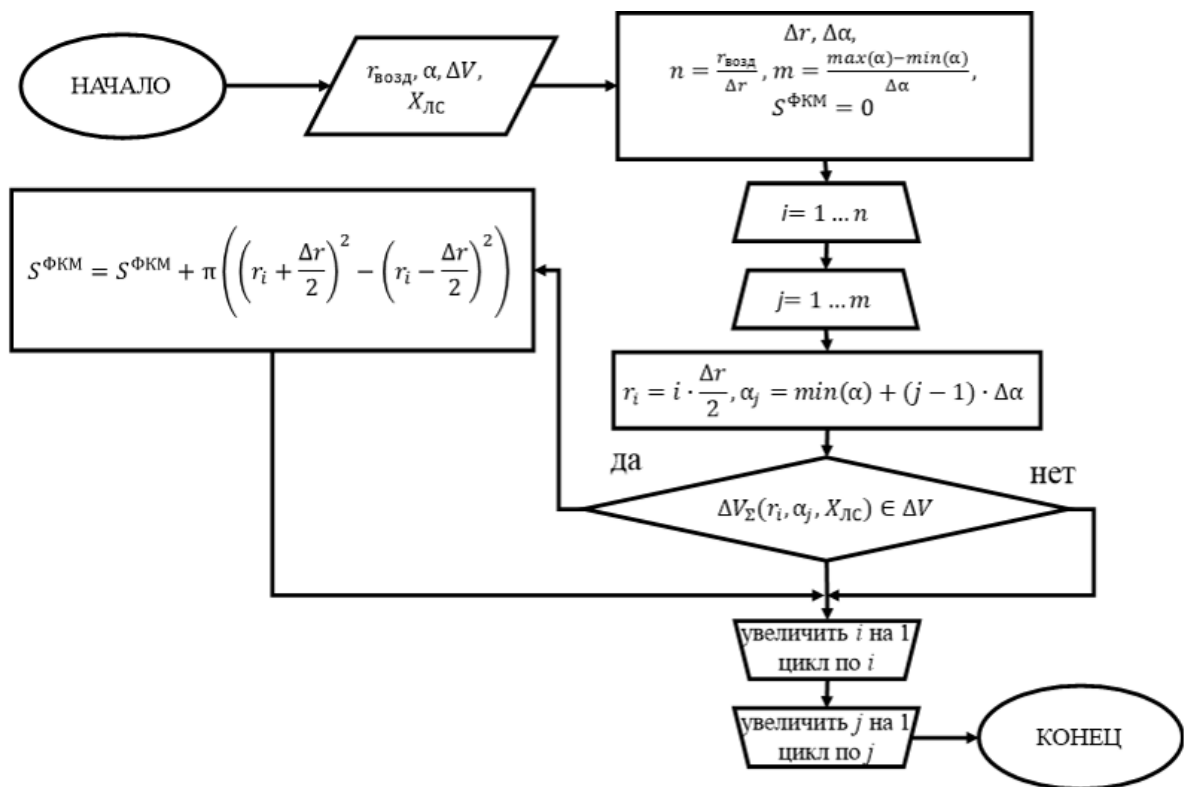


Рисунок 2.9 – Блок-схема расчёта $S^{\Phi\text{КМ}}(\alpha, \varphi, r, \Delta V)$

На рисунке $\Delta V_{\Sigma}(r, \alpha, X_{лс})$ – изменение скорости ФКМ за время воздействия КЛЭУ на ФКМ [м/с]. Для расчета $\Delta V_{\Sigma}(r_i, \alpha_j, X_{лс})$ в диссертации использовано соотношение:

$$\Delta V_{\Sigma}(r, \alpha, X_{лс}) = \sum_{i=1}^{N_{имп}} \Delta V_{имп}(r, \alpha, X_{лс})_i, \quad (2.14)$$

где $\Delta V_{имп}(r, \alpha, X_{лс})_i$ – изменение скорости ФКМ от воздействия на него i -ым лазерным импульсом [м/с].

Для расчета изменения скорости ФКМ от воздействия на него i -ого лазерного импульса воспользуемся выражением [3]:

$$\Delta V_{имп}(r, \alpha, X_{лс})_i = C_m(X_{лс}, R_i) \cdot K(r, \alpha, R_i) \cdot J^{фкм}(X_{лс}, R_i) \cdot S/m,$$

где K – коэффициент, учитывающий несовпадение направления вектора скорости ФКМ и направления вектора скорости, создаваемого абляционным факелом; S – площадь фокального пятна, если она меньше площади поперечного сечения ФКМ, в противном случае $S = S_{цели}$ – характерная площадь ФКМ [м²]; m – масса ФКМ [кг]; $J^{фкм}$ – плотность энергии на ФКМ [Дж/м²]; $\tau_{лс}$ – длительность импульса [с]; R_i – расстояние между КЛЭУ и ФКМ во время воздействия i -ым лазерным импульсом [м].

Определим зависимость $\Delta V_{имп}(r, \alpha, X_{лс})_i$ от угла между направлениями вектора скорости ФКМ и вектора скорости КА с КЛЭУ. Расчётная схема для определения изменения скорости ФКМ за 1 импульс $\Delta V_{имп}(r, \alpha, X_{лс})_i$ и общее изменение скорости $\Delta V_{\Sigma}(r, \alpha, X_{лс})$ в режиме «Воздействие» приведена на рисунке 2.10.

КА с КЛЭУ находится в центре декартовой системы координат. Для упрощения расчетов представим зону работы в режиме «Воздействие» в виде треугольника OAB . ФКМ пересекает границу зоны воздействия в точке F_1 под углом α со скоростью $\bar{V}_{отн}$, а покидает зону работы в точке F_n .

Считаем, что известны углы α , θ , максимальное расстояние воздействия $R_{возд}$ и точка пересечения ФКМ границы зоны работы КЛЭУ в режиме «Воздействие» $F_1(x_1, y_1)$.

Тогда левую и правую границы рабочей зоны в режиме «Воздействие» можно представить в виде прямых, проходящих через отрезки OA и OB :

$$y = \operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} - \theta \right) \cdot x, \quad (2.15)$$

$$y = \operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} + \theta \right) \cdot x. \quad (2.16)$$

Угол между направлением вектора скорости ФКМ и осью Ox :

$$\beta_{\text{ФКМ}}(\alpha) = \frac{\pi}{2} + \alpha.$$

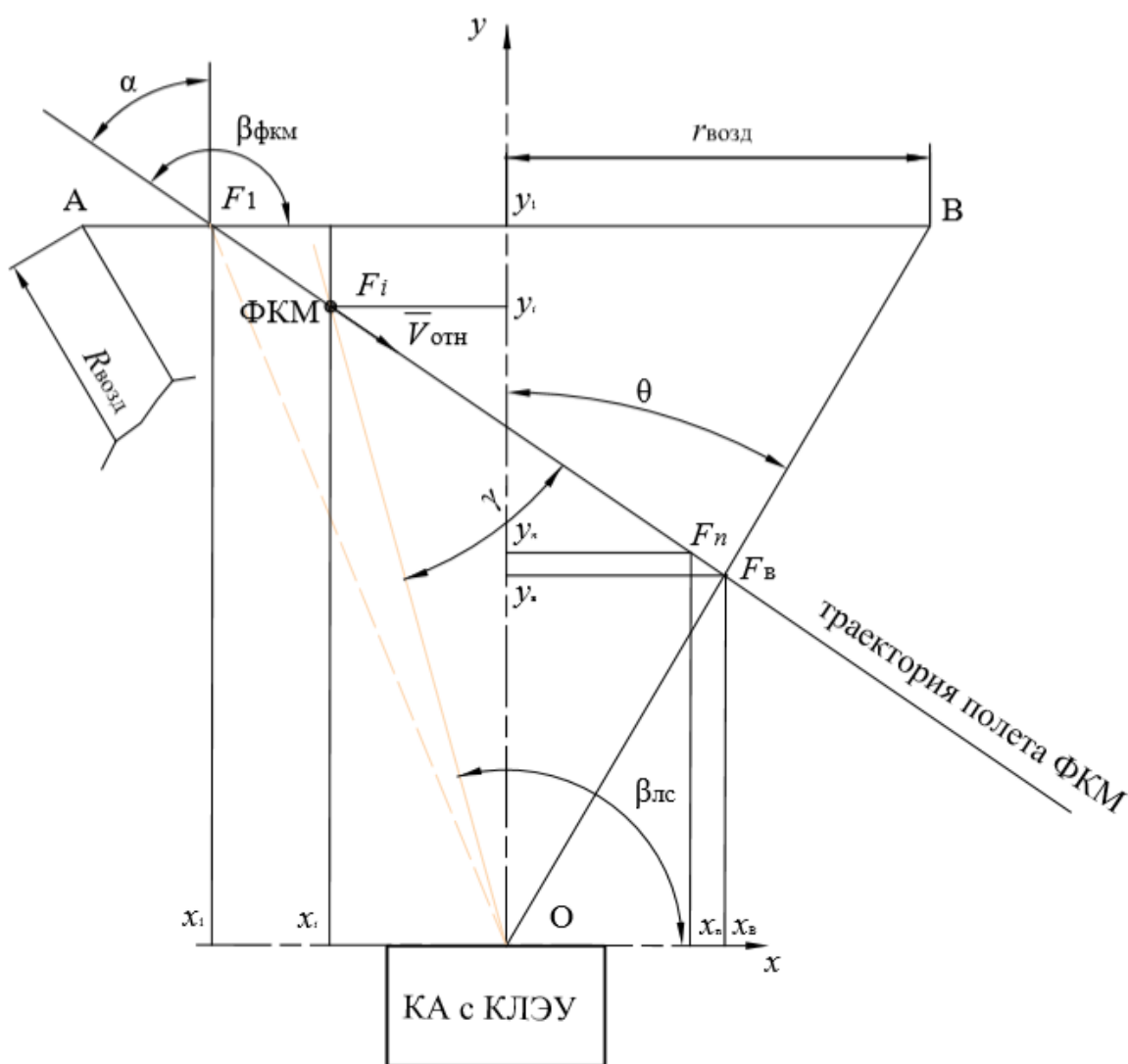


Рисунок 2.10 – Расчётная схема для определения изменения скорости ФКМ за 1 импульс $\Delta V_{\text{имп}}$ и общего изменения скорости ΔV_{Σ}

Обозначим $OF_1=r$. Зная координаты точки пересечения границы рабочей зоны ФКМ $(r, R_{\text{возд}} \cdot \sin(\theta))$ и угол $\beta_{\text{фкм}}$ определим уравнение прямой, соответствующей направлению вектора скорости ФКМ:

$$\begin{cases} y = \tan(\beta_{\text{фкм}}(\alpha)) \cdot (x - r) + R_{\text{возд}} \cdot \sin(\theta_{\text{в}}), \text{ при } \beta_{\text{фкм}}(\alpha) \neq \frac{\pi}{2} \\ x = r, \text{ при } \beta_{\text{фкм}}(\alpha) = \frac{\pi}{2}. \end{cases} \quad (2.17)$$

Подставляя соотношения (2.15) и (2.16) в (2.17) можно найти длину отрезка F_1F_n , где F_n – точка пересечения прямой (2.17) с границей рабочей зоны КЛЭУ в режиме «Воздействие», через которую ФКМ покидает пределы рабочей зоны (соотношение (2.15) или (2.16)). Обозначим длину отрезка $F_1F_n=L_{\text{возд}}$ – длина траектории ФКМ, на которой проводится воздействие по лазерно-реактивному механизму.

За время между лазерными импульсами ФКМ проходит расстояние $\Delta L_{\text{фкм}}$:

$$\Delta L_{\text{фкм}} = \frac{V_{\text{отн}}}{f_{\text{лс}}^{\text{воз}}}, \quad (2.18)$$

где $f_{\text{лс}}^{\text{воз}}$ – частота работы СГ в режиме «Воздействие» [Гц]. В настоящей работе при расчете $\Delta L_{\text{фкм}}$ не учитывается изменение $V_{\text{отн}}$ после воздействия на ФКМ лазерным импульсом. Поэтому, в течение времени воздействия на ФКМ значение $\Delta L_{\text{фкм}}$ постоянно.

Тогда, координата ФКМ по оси x для каждого i -го импульса:

$$x_i = x_{i-1} + \Delta L_{\text{фкм}} \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right), \quad (2.19)$$

$$y_i = y_{i-1} + \Delta L_{\text{фкм}} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right), \quad i=1, \dots, n; \quad (2.20)$$

$$n = \text{fix}\left(\frac{L_{\text{возд}}}{\Delta L_{\text{фкм}}}\right), \quad (2.21)$$

где fix – функция, возвращающая целую часть от деления $L_{\text{возд}}$ на $\Delta L_{\text{фкм}}$, n – число лазерных импульсов, достигших поверхность ФКМ за время воздействия.

Расстояние от КА до ФКМ составит:

$$R_{\text{возд}_i} = \sqrt{(x_i)^2 + (y_i)^2}. \quad (2.22)$$

Тогда, плотность энергии на ФКМ составит:

$$J^{\text{ФКМ}}(X_{\text{лс}})_i = \frac{E_{\text{лс}}^{\text{возд}}}{\pi \left(\text{tg} \left(\frac{\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}}}{2} \right) R_{\text{возд}} \right)^2}. \quad (2.23)$$

При этом, если $J^{\text{ФКМ}}_i$ превышает значение $J^{\text{треб}}_{\text{ФКМ}}$, то $\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}}$ изменяется по следующему правилу:

$$\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}} = 2 \cdot \arctg \sqrt{\frac{E_{\text{лс}}^{\text{возд}}}{\pi \cdot J_{\text{опт}} \cdot (R_{\text{возд}})_i^2}}. \quad (2.24)$$

Определим коэффициент K_i в точке F_i с координатами x_i и y_i . С учетом принятых в работе допущений для расчета коэффициента K_i в работе будет использовано соотношение:

$$K_i = \cos(\gamma_i), \quad (2.25)$$

где γ_i – угол между направлением вектора скорости ФКМ и вектором скорости, создаваемым абляционным факелом в момент i -го импульса.

Для расчёта угла γ_i используем соотношение для определения угла между двумя пересекающимися прямыми:

$$\gamma_i = \text{atan} \left(\frac{\text{tg}(\beta_{\text{ФКМ}}(\alpha)) - \text{tg}(\beta_{\text{лс}i})}{1 + \text{tg}(\beta_{\text{ФКМ}}(\alpha)) \cdot \text{tg}(\beta_{\text{лс}i})} \right), \quad i=1..N_{\text{имп}} \quad (2.26)$$

где $\beta_{\text{ФКМ}}$ – угол между направлением вектора скорости ФКМ и осью OX [рад];
 $\beta_{\text{лс}}$ – угол между направлением оптической оси ФОС КЛЭУ при воздействии на ФКМ и осью OX [рад].

Для определения угла $\beta_{\text{лс}i}$ в расчетах использованы следующие соотношения:

$$\beta_{\text{лс}}(r)_i = \begin{cases} \pi + \frac{y(r)_i}{x_i}, & \text{при } \frac{y_i}{x_i} < 0 \\ \frac{y_i}{x_i}, & \text{при } \frac{y_i}{x_i} > 0 \end{cases}. \quad (2.27)$$

где x_i, y_i – координаты ФКМ в системе координат XOY на момент воздействия i -ым импульсом [м].

Тогда, изменение скорости от воздействия на ФКМ i -ым импульсом можно представить в виде:

$$\Delta V_{\text{имп}i}(r, \alpha, X_{\text{лс}}) = C_m(X_{\text{лс}}, R_i) \cdot \cos(\gamma((r, \alpha, R_i)_i)) \cdot J^{\text{ФКМ}}_i \cdot S/m, \quad (2.28)$$

Для расчета величины снижения высоты орбиты ФКМ $\Delta H_{\text{ФКМ}}$, соответствующей изменению скорости ФКМ на ΔV_{Σ} , воспользуемся соотношением [4]:

$$\Delta H_{\text{ФКМ}} = (H_{\text{ФКМ}} + R_3) - \frac{(H_{\text{ФКМ}} + R_3)}{2 \cdot \left(\left(\frac{V_{\text{ФКМ}}}{\Delta V_{\Sigma} - V_{\text{ФКМ}}} \right)^2 - 1 \right)}, \quad (2.29)$$

$$V_{\text{ФКМ}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ФКМ}}}}$$

В результате, методику определения $\Delta V_{\text{имп}}(r, \alpha, X_{\text{лс}})_i$ можно представить в следующем виде:

1. Используя соотношения (2.15) - (2.17) для заданных значений α , θ и $R_{\text{возд}}$ определяются границы рабочей зоны и уравнение прямой, соответствующей направлению вектора скорости ФКМ;
2. Из соотношения (2.18) для заданных значений $V_{\text{отн}}$ и $f_{\text{лс}}^{\text{ВОЗ}}$ определяется величина $\Delta L_{\text{ФКМ}}$;
3. Используя соотношения (2.19) - (2.20) рассчитываются координаты x_i и y_i положения ФКМ для каждого i -го импульса воздействия, $i = 1 \dots n$;
4. Используя соотношения (2.22) - (2.27) для каждого i -го положения ФКМ рассчитываются $R_{\text{возд}i}$, $J^{\text{ФКМ}}(X_{\text{лс}})_i$, $\varphi_{\text{лс}}^{\text{ВОЗ}}_i$, K_i , γ_i , $\beta_{\text{лс}}(r)_i$ и $\Delta V_{\text{имп}i}(r, \alpha, X_{\text{лс}})$.
5. Используя соотношения (2.14) и (2.29) рассчитываются $\Delta V_{\Sigma}(r, \alpha, X_{\text{лс}})$ и $\Delta H_{\text{ФКМ}}$.

2.1.2 Определение требований к режиму «Обнаружение»

Обнаружение ФКМ с наибольшим поперечным размером 1...10 см на расстояниях от КЛЭУ ≥ 100 км возможно при применении активного метода обнаружения – лазерной локации [12, 33 - 35]. Поэтому далее считаем, что для обнаружения ФКМ в режиме «Обнаружение» используется именно этот метод.

Расчет максимальной дальности обнаружения цели

Для обнаружения ФКМ должно быть выполнено условие [36, 37]:

$$N_{\text{мин}}(X_{\text{фон}}, X_{\text{СО}}) = K_{\text{сш}} \cdot N_{\text{фон}}(X_{\text{фон}}, X_{\text{СО}}) \text{ [фот]},$$

где $K_{\text{сш}}$ – соотношение сигнал/шум, требуемое для обнаружения мишени; $N_{\text{мин}}$ – минимальный сигнал, требуемый для обнаружения [фот]; $N_{\text{фон}}$ – сигнал, эквивалентный шуму [фот].

Связь дальности обнаружения цели и параметров подсистем КЛЭУ и цели можно представить в следующем виде:

$$R_{\text{обн}} = f(N_{\text{мин}}(X_{\text{фон}}, X_{\text{СО}}), X_{\text{цели}}, X_{\text{ЛС}}, X_{\text{СО}}),$$

где $X_{\text{фон}}$ – вектор параметров фона; $X_{\text{цели}}$ – вектор параметров цели; $X_{\text{ЛС}}$, $X_{\text{СО}}$ – векторы параметров лазерной системы и системы обнаружения соответственно.

Рассмотрим соотношение, позволяющее оценить сигнал, получаемый СО от цели при работе ЛС в режиме «Обнаружение» [12]:

$$\begin{aligned} N_{\text{цели}} &= \frac{E_{\text{цели}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}} \cdot S_{\text{цели}} \cdot \Omega \cdot \tau_{\text{опт}}}{h\nu} \text{ [фот]}, \\ S_{\text{цели}} &= \frac{\pi \cdot d_{\text{цели}}^2}{4}, \\ E_{\text{цели}} &= \frac{\rho_{\text{цели}} \cdot S_{\text{СКС}} \cdot E_{\text{ЛС}}^{\text{лок}}}{S_{\text{ЛП}}^{\text{лок}}}, \end{aligned} \quad (2.30)$$

где $E_{\text{цели}}$ – плотность энергии отраженного от цели локационного лазерного излучения [Дж/см²]; $\eta_{\text{МФПУ}}$ – КПД матричного фотоприемного устройства (МФПУ), используемого в СО для обнаружения локационного сигнала; $S_{\text{цели}}$ – характерная площадь цели [м²]; $d_{\text{цели}}$ – характерный размер цели [м]; Ω – телесный угол, в котором наблюдается цель [ср]; $h\nu$ – энергия фотона [Дж]; $\rho_{\text{цели}}$ – альbedo цели; $E_{\text{ЛС}}^{\text{лок}}$ – энергия импульса лазерной системы в локационном режиме [Дж]; $S_{\text{ЛП}}^{\text{лок}}$ – площадь лазерного пятна локационного лазера на расстоянии $R_{\text{обн}}$ [м²]; $\tau_{\text{опт}}$ – спектральный коэффициент пропускания оптического тракта.

Для оценки телесного угла, в котором наблюдается цель, воспользуемся соотношением [12]:

$$\Omega = \frac{\pi}{n_{\text{цели}}} \cdot \left(\frac{D_{\text{ВХ}}}{2 \cdot R_{\text{обн}}} \right)^2,$$

где $D_{\text{вх}}$ – диаметр входного зрачка СО; $n_{\text{цели}}$ – число пикселей в изображении цели, создаваемом СО КЛЭУ.

Площадь лазерного пятна при работе КЛЭУ в режиме «Обнаружение»:

$$S_{\text{лп}} = \pi \cdot r_{\text{лп}}^2 - \text{локационный режим работы,}$$

где $r_{\text{лп}}$ – радиус лазерного пятна в режиме «Обнаружение».

Радиальный размер лазерного пятна в режиме:

$$r_{\text{лп}} = \text{tg}(\alpha_{\text{лок}}) \cdot R_{\text{обн}},$$

где $\alpha_{\text{лок}}$ – расходимость лазерного излучения в режиме «Обнаружение».

Помимо полезного сигнала СО КЛЭУ регистрирует фоновые сигналы. Под фоновым сигналом будем понимать как внутренние шумы МФПУ, так и сигнал, пришедший от объектов наблюдаемой панорамы, и не являющийся полезным. Фоновый сигнал [33]:

$$N_{\text{фон}} = \frac{t_{\text{эксп}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}}}{h\nu} \cdot (P_{\text{внутр}} + P_{\text{внеш}} \cdot \tau_{\text{опт}}) \text{ [фот]}, \quad (2.31)$$

где $P_{\text{внутр}}$ – мощность сигнала, эквивалентная шуму [Вт]; $P_{\text{внеш}}$ – значение внешних шумов [Вт]; $t_{\text{эксп}}$ – время экспозиции [с].

Значения $P_{\text{внутр}}$ и $P_{\text{внеш}}$ [29]:

$$P_{\text{внутр}} = \frac{\sqrt{a^2 \cdot \Delta f}}{D^*}, \quad (2.32)$$

$$P_{\text{внеш}} = B_{\text{фон}} \cdot S_{\text{вх}} \cdot (\alpha_{\text{пикс}})^2 \cdot \tau_{\text{опт}}, \quad (2.33)$$

где Δf – спектральный диапазон работы МФПУ [Гц]; D^* – удельная обнаружительная способность МФПУ [16]; $\alpha_{\text{пикс}}$ – угловое поле зрения пикселя [рад]; $B_{\text{фон}}$ – спектральная яркость излучения фона [Вт/ср]; a – размер пикселя [м].

Для расчета диаметра и площади входного зрачка СО воспользуемся соотношениями:

$$S_{\text{вх}} = \frac{\pi \cdot D_{\text{вх}}^2}{4}, \quad (2.34)$$

$$D_{\text{вх}} = F \cdot n_{\text{отн}}, \quad (2.35)$$

где $n_{\text{отн}}$ – относительное отверстие объектива камеры локатора; $D_{\text{вх}}$ – диаметр входного зрачка [м]; $S_{\text{вх}}$ – площадь входного зрачка [м²]; F – фокус объектива камеры, используемой в СО для обнаружения локационного сигнала [м].

Для расчета поля зрения пикселя воспользуемся соотношением:

$$\varphi_{\text{пикс}} = \alpha/N, \quad (2.36)$$

где α – поле зрения камеры СО, регистрирующей локационный сигнал [рад]; N – формат МФПУ.

Угловое поле зрения пикселя связано с фокусом и размером пикселя соотношением:

$$\varphi_{\text{пикс}} = a/F. \quad (2.37)$$

Подставим выражения (2.34) - (2.37) в (2.33):

$$P_{\text{внеш}} = B_{\text{фон}} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (d_{\text{пикс}} \cdot n_{\text{отн}})^2 \cdot \tau_{\text{опт}}, \quad (2.38)$$

где $B_{\text{фон}}$ – яркость фона [Вт/ср], $d_{\text{пикс}}$ – размер чувствительного элемента [м].

Считаем, что для обнаружения цели необходимо, чтобы ее сигнал превысил фоновый сигнал:

$$N_{\text{цель}} = N_{\text{сш}} \cdot N_{\text{фон}} [\text{фот}], \quad (2.39)$$

где $N_{\text{сш}}$ – соотношение сигнал/шум, требуемое для обнаружения мишени.

Соотношение сигнал/шум связано с вероятностью обнаружения [37]:

$$P_{\text{обн}} = \frac{1}{2} \left(1 + \operatorname{erf} \left\{ \left(\frac{1}{2} + N_{\text{сш}}(n) \right)^{\frac{1}{2}} - \left[\ln \left(\frac{1}{P_{\text{лт}}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \right\} \right),$$

$$N_{\text{сш}} = \sqrt{n} \cdot N_{\text{сш}}^1, \quad (2.40)$$

где $P_{\text{лт}}$ – вероятность ложного обнаружения (в расчетах примем равной 10^{-4} [37]); $N_{\text{сш}}$ – соотношение сигнал/шум сигнала; $N_{\text{сш}}^1$ – соотношение сигнал/шум одного измерения.

Результаты расчета $P_{\text{обн}}$ для различных соотношений сигнал/шум и количества измерений приведены на рисунке 2.11.

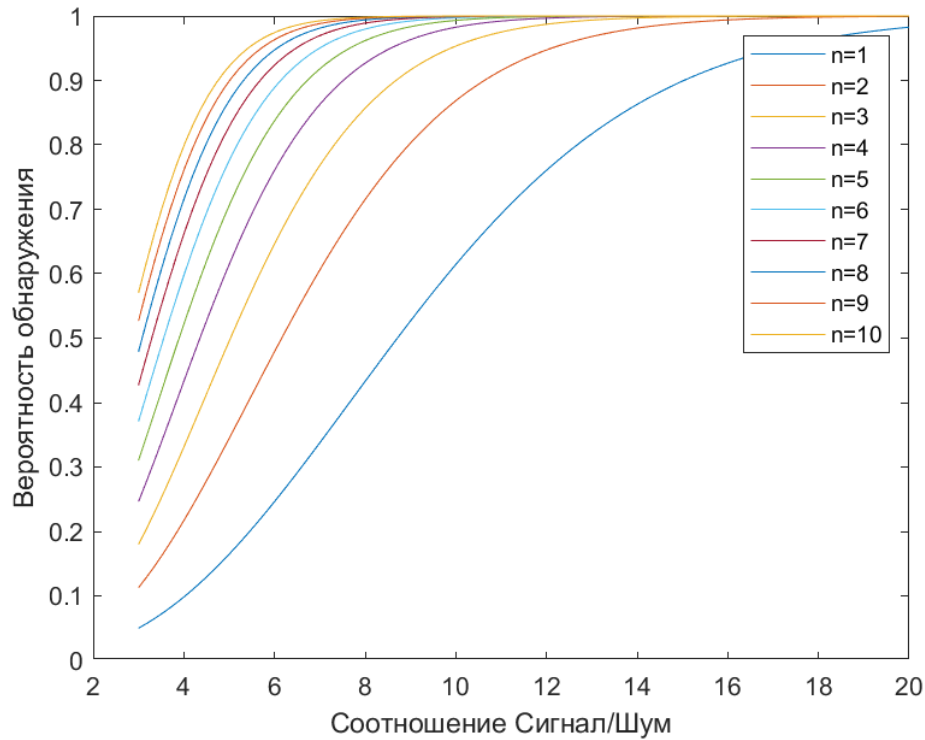


Рисунок 2.11– Зависимость вероятности обнаружения от соотношения сигнал/шум в сигнале и количества измерений

Из рисунка 2.10 видно, что для обнаружения с вероятностью 0,8-0,9 требуется $N_{\text{сш}} = 14 \dots 20$.

Подставим соотношения (2.1.1) – (2.1.4) в (2.1.9):

$$\frac{\rho_{\text{цели}} \cdot E_{\text{лс}}^{\text{обн}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}} \cdot S_{\text{цели}} \cdot \Omega \cdot \tau_{\text{опт}}}{h\nu \cdot S_{\text{лп}}^{\text{лок}}} = N_{\text{сш}}^1 \cdot \frac{t_{\text{эксп}}}{h\nu} \cdot (P_{\text{внутр}} + P_{\text{внеш}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}}).$$

Тогда, соотношение для расчета $R_{\text{обн}}$ можно записать в виде:

$$R_{\text{обн}} = \frac{\pi \cdot D_{\text{лс}}}{4 \cdot n_{\text{цели}}} \sqrt{\frac{E_{\text{лс}}^{\text{обн}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}} \cdot d_{\text{цели}}^2 \cdot \tau_{\text{опт}} \cdot \rho_{\text{цели}}}{4 \cdot r_{\text{лп}}^2 \cdot N_{\text{сш}}^1 \cdot t_{\text{эксп}} \cdot P_{\text{шум}}}} \quad (2.41)$$

$$P_{\text{шум}} = \frac{\sqrt{a^2 \cdot \Delta f}}{D^*} + B_{\text{фон}} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (d_{\text{пикс}} \cdot n_{\text{отн}})^2 \cdot \tau_{\text{опт}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}}.$$

Соотношения для определения параметров режима «Обнаружение»

Рассмотрим основные параметры работы КЛЭУ в режиме «Обнаружение». На рисунке 2.12 приведена принципиальная схема работы

КЛЭУ в режиме «Обнаружение». Обнаружение ФКМ должно быть обеспечено на участке длиной:

$$\Delta R_{\text{обн}} = R_{\text{обн}} - R_{\text{возд}} - V_{\text{отн}} \cdot t_{\text{подг}},$$

где $t_{\text{подг}}$ – время перехода КЛЭУ из режима «Обнаружение» в режим «Воздействие».

Считаем, что время сканирования зоны обнаружения должно удовлетворять равенству [12]:

$$t_{\text{скан}} = \frac{\Delta R_{\text{обн}}}{v_{\text{отн}}} = \frac{R_{\text{обн}} - R_{\text{возд}} - v_{\text{отн}} \cdot t_{\text{подг}}}{v_{\text{отн}}}. \quad (2.42)$$

Для покрытия всей области $S_{\text{обн}}$ за время между регистрацией двух соседних локационных лазерных импульсов лазерное пятно должно сместиться на расстояние, равное его половине (см. рисунок 2.11). Тогда скорость сканирования составит [12]:

$$\alpha_{\text{скан}} = \frac{r_{\text{лп}} \cdot f_{\text{изм}}}{R_{\text{обн}}} [^\circ/\text{с}], \quad (2.43)$$

где $r_{\text{лп}}$ – радиус проекции лазерного пятна на плоскость, перпендикулярную вектору скорости КА с КЛЭУ [м]; $f_{\text{изм}}$ – частота регистрации локационных лазерных импульсов [Гц].

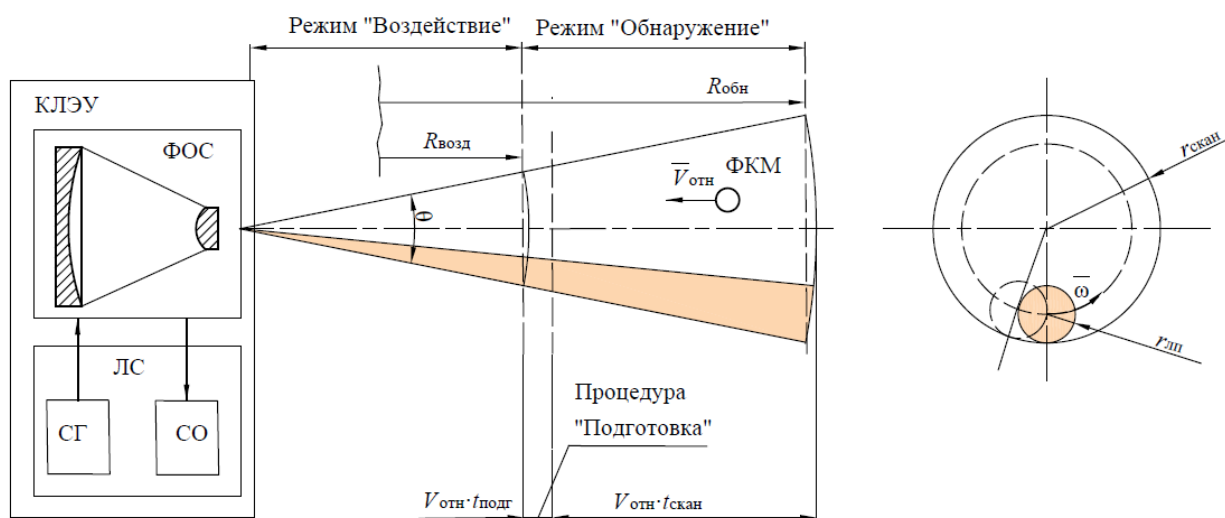


Рисунок 2.12– Принципиальная схема работы КЛЭУ в режиме «Обнаружение».

Определим требуемое значение числа измерений (в одном измерении может быть не один локационный импульс, а несколько) для покрытия всей зоны сканирования. Разделим зону сканирования на площадь локационного пятна:

$$N = \frac{\pi \cdot (r_{\text{скан}})^2}{\pi \cdot (r_{\text{лп}})^2}, \quad (2.44)$$

$r_{\text{скан}}$ – радиус проекции зоны сканирования на плоскость, перпендикулярную вектору скорости КА с КЛЭУ [м].

С другой стороны, при частоте измерений $f_{\text{изм}}$ и времени $t_{\text{скан}}$ число измерений составит:

$$N = f_{\text{изм}} \cdot t_{\text{скан}}. \quad (2.45)$$

Подставим соотношение (2.44) в (2.45) и выразим радиус лазерного пятна:

$$r_{\text{лп}} = \frac{r_{\text{скан}}}{\sqrt{f_{\text{изм}} \cdot t_{\text{скан}}}}. \quad (2.46)$$

Выразим радиус лазерного пятна из соотношения (2.41):

$$r_{\text{лп}} = \frac{D_{\text{лс}}}{4 \cdot R_{\text{обн}}} \sqrt{\frac{\pi \cdot E_{\text{лс}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}} \cdot \tau_{\text{опт}} \cdot \rho_{\text{цели}} \cdot S_{\text{цели}}}{t_{\text{эксп}} \cdot N_{\text{сш}} \cdot P_{\text{шум}}}}.$$

Обозначим $\frac{D_{\text{лс}}}{4} \sqrt{\frac{\pi \cdot E_{\text{лс}} \cdot \eta_{\text{МФПУ}} \cdot \tau_{\text{опт}} \cdot \rho_{\text{цели}} \cdot S_{\text{цели}}}{t_{\text{эксп}} \cdot N_{\text{сш}} \cdot P_{\text{фон}}}} = A$. Тогда, радиус лазерного

пятна:

$$r_{\text{лп}} = \frac{A}{R_{\text{обн}}}. \quad (2.47)$$

Для расчета $f_{\text{изм}}$ выразим из соотношения (2.46) требуемую частоту измерения и подставим соотношение (2.47):

$$f_{\text{изм}} = \frac{\alpha \cdot (R_{\text{обн}})^2}{A}. \quad (2.48)$$

Выразим радиус зоны сканирования из соотношения (2.46):

$$r_{\text{скан}} = r_{\text{лп}} \cdot \sqrt{f_{\text{изм}} \cdot t_{\text{скан}}}. \quad (2.49)$$

Подставим (2.47), (2.48) в (2.41) и выразим $R_{\text{обн}}$:

$$R_{\text{обн}} = R_{\text{возд}} + v_{\text{отн}} \cdot t_{\text{подг}} + \frac{v_{\text{отн}} \cdot r_{\text{скан}}^2}{\alpha \cdot A}. \quad (2.50)$$

При этом, при расчетах параметров режима «Обнаружение» должны выполняться условия:

$$f_{\text{изм}} \leq f_{\text{лс}},$$

$$t_{\text{скан}} \leq t_{\text{скан}}^{\text{макс}},$$

где $t_{\text{скан}}^{\text{макс}}$ – максимальное время сканирования [с].

2.1.3 Методика определения эффективности применения и параметров режимов работы КЛЭУ

Методику определения параметров режимов «Обнаружение» и «Воздействие» и эффективности применения КЛЭУ можно представить в следующем виде:

1. Задаются исходные данные $X_{\text{ФОС}}, X_{\text{ЛС}}, X_{\text{СО}}, X_{\text{цели}}, X_{\text{фон}}$ и $X_{\text{миссия}}$:

$$X_{\text{ФОС}} = (D_{\text{лс}}, \alpha_{\text{скан}}, \theta_{\text{в}}, \delta_{\text{ФОС}})^T$$

$$X_{\text{ЛС}} = (E_{\text{лс}}, \tau_{\text{лс}}, f_{\text{лс}}, \lambda_{\text{лс}}, \bar{\eta}_{\text{у}}, \bar{\eta}_{\text{сн}}, \eta_{\text{СКС}})^T,$$

$$X_{\text{СО}} = (N_{\text{сш}}, \eta_{\text{МФПУ}}, t_{\text{эксп}}, \tau_{\text{опт}}, d_{\text{пикс}}, n_{\text{отн}}, N_{\text{МФПУ}})^T,$$

$$X_{\text{цели}} = (d_{\text{цели}}, \rho_{\text{цели}}, \Delta h_{\text{фкм}})^T,$$

$$X_{\text{фон}} = B_{\text{фон}},$$

$$X_{\text{миссия}} = (N_{\text{КА}}, H_{\text{орб}}, i_{\text{орб}}, \tau_{\text{ка}}, t_{\text{скан}}^{\text{макс}})^T,$$

где $X_{\text{ФОС}}, X_{\text{ЛС}}, X_{\text{СО}}$ – векторы параметров подсистем ФОС, ЛС и СО КЛЭУ соответственно; $X_{\text{цели}}$ – вектор с наилучшими параметрами цели, которую требуется обнаружить. $X_{\text{фон}}, X_{\text{миссия}}$ – векторы параметров фона окружающей среды и миссии КА с КЛЭУ.

При расчётах в настоящей работе будем считать, что $E_{\text{лс}}^{\text{возд}} = E_{\text{лс}}^{\text{обн}} = E_{\text{лс}}$.

2. Используя соотношение (2.7) для заданной величины снижения орбиты ФКМ $\Delta h^{\text{фкм}}$ определяется эквивалентная величина изменения скорости ФКМ ΔV .
3. Используя соотношения (2.9) и (2.10) для $X_{\text{ФОС}}$ и $X_{\text{ЛС}}$ определяются параметры зоны работы в режиме «Воздействие»:

$$Y_{\text{возд}} = f_{\text{возд}}(X_{\text{ФОС}}, X_{\text{ЛС}}) = (R_{\text{возд}}, r_{\text{возд}})^T.$$

4. Используя данные работы [2] определяется поток ФКМ $F_{\text{фкм}}$ для миссии с параметрами $X_{\text{миссия}}$.

5. Используя соотношения (2.47) – (2.50) определяются параметры режима «Обнаружение» для заданных $X_{ЛС}$, $X_{ФОС}$, $X_{СО}$, $X_{цели}$, $X_{фон}$, $X_{миссия}$ и рассчитанного на предыдущем шаге $R_{возд}$:

$$Y_{обн} = f_{обн}(X_{ЛС}, X_{ФОС}, X_{СО}, X_{цели}, X_{фон}, X_{миссия}, R_{возд}) = (f_{изм}, t_{скан}, r_{скан}, r_{лп}, R_{обн}, N_{фкм}^{\Sigma})^T.$$

6. Используя соотношения (2.12) – (2.29) для заданных $X_{ЛС}$, $X_{ФОС}$ и значений $Y_{возо}$ и $N_{фкм}^{\Sigma}$ определяется число удаляемых с заданной орбиты опасных ФКМ $N_{фкм}^{\Delta V}$:

$$N_{фкм}^{\Delta V} = f_{возд}(X_{ЛС}, X_{ФОС}, Y_{возо}, N_{фкм}^{\Sigma}).$$

Выходные параметры можно разделить на две группы:

- 1) параметры режима «Воздействие» $(N_{фкм}^{\Delta V}, R_{возд}, r_{возд})^T$;
- 2) параметры режима «Обнаружение» $(N_{фкм}^{обн}, f_{изм}, t_{скан}, r_{скан}, r_{лп}, R_{обн})^T$;

Методику определения параметров режима «Обнаружение» и «Воздействие» можно представить в виде блок-схемы, представленной на рисунке 2.13.

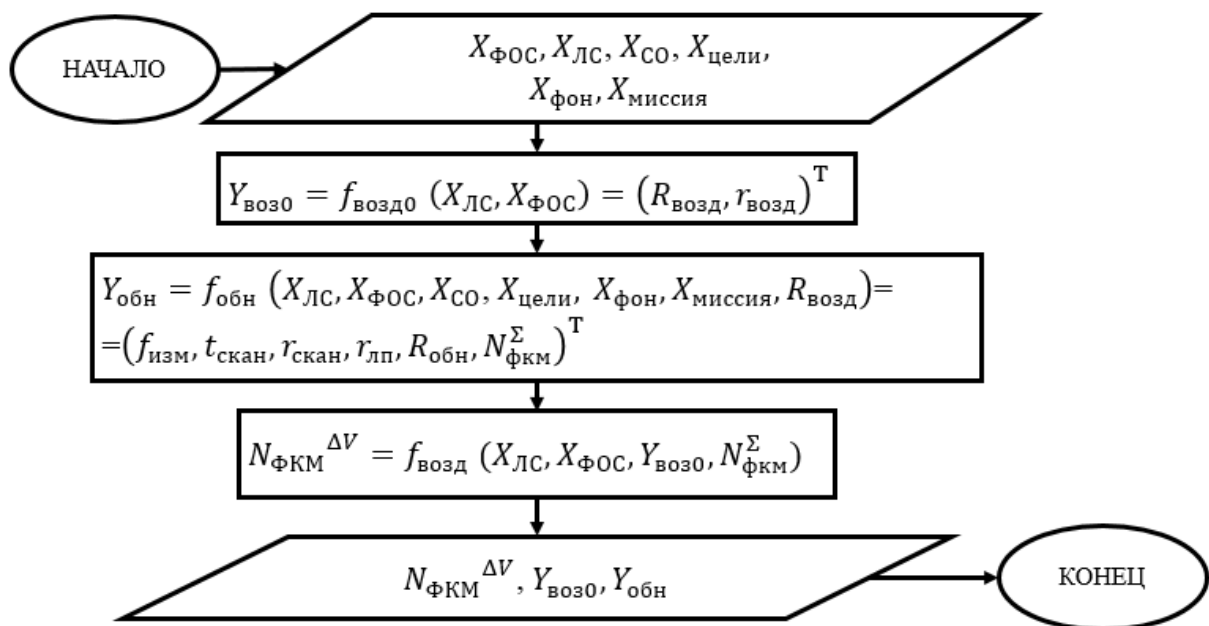


Рисунок 2.13 – Блок-схема методики определения параметров режимов КЛЭУ

Выводы к главе 2

В данной главе рассмотрены два основных сценария воздействия на ФКМ: воздействие на ФКМ, летящий навстречу КА с КЛЭУ (сценарий 1) и воздействие на ФКМ, догоняющий КА с КЛЭУ (сценарий 2). Показано, что наиболее вероятным сценарием встречи ФКМ является первый (вероятность того, что ФКМ будет лететь навстречу КА составляет $P=0,96-0,99$). Для первого сценария разработана методика определения параметров режимов работы и эффективности применения КЛЭУ.

Глава 3 Характеристики подсистем КЛЭУ, системы электропитания и коррекции орбиты КА и методика определения массы КА с КЛЭУ

3.1 Параметры и соотношения для определения массы подсистем КЛЭУ

3.1.1 Параметры лазерной системы КЛЭУ

Основным недостатком волоконных лазеров является их невысокая энергия импульса. Так, максимальная энергия, генерируемая волоконным лазером, составляет 10 – 70 мДж [38 – 42]. Поэтому, для достижения требуемых значений энергии лазерного импульса КЛЭУ на основе волоконных лазеров в работах [12, 15, 43, 44] предлагается использовать технологию когерентного сложения лазерных пучков.

Для достижения, требуемого для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, значения энергии в импульсе КЛЭУ на основе волоконных лазеров в диссертации предлагается использовать технологию когерентного сложения лазерных пучков. Ключевой особенностью данной технологии является то, что для обеспечения больших энергий в импульсе складывается излучение N усилительных каналов, синхронизированных по фазе. Функциональная схема СГ ЛС на основе данной технологии приведена на рисунке 3.1.

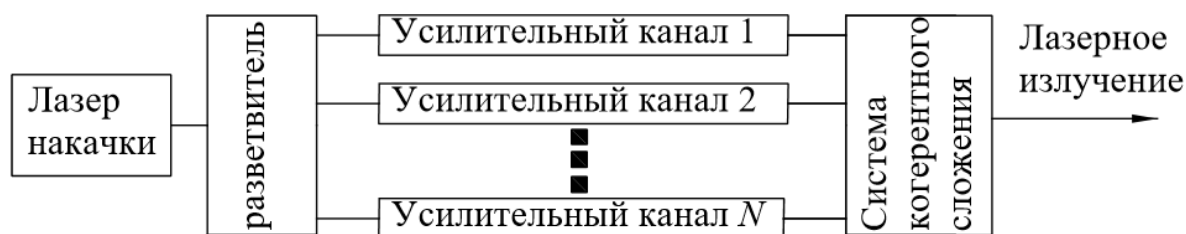


Рисунок 3.1 – Функциональная схема СГ ЛС

Оценим число усилительных каналов (волокон), необходимое для обеспечения заданной максимальной энергии импульса КЛЭУ $E_{лс}$:

$$N_k = E_{лс} \eta_{ЛС} / E_{макс}$$

Для длительности импульса более 50 пс пороговое значение энергии в импульсе для волокна составит [38]:

$$E_{макс} = 480 \sqrt{\tau_{лс} \cdot 10^9} \cdot A_{eff}, [\text{Дж}]$$

где A_{eff} – эффективная площадь лазерной моды [см^2].

Согласно [44], характерное значение A_{eff} составляет 1000 мкм^2 . Результаты расчёта пороговой лучевой прочности $E_{\text{макс}}$ для длительности импульса $\tau_{\text{лс}}$, лежащей в диапазоне $[2,7 \cdot 10^{-9}; 2,7 \cdot 10^{-7}] \text{ с}$, приведены на рисунке 3.2.

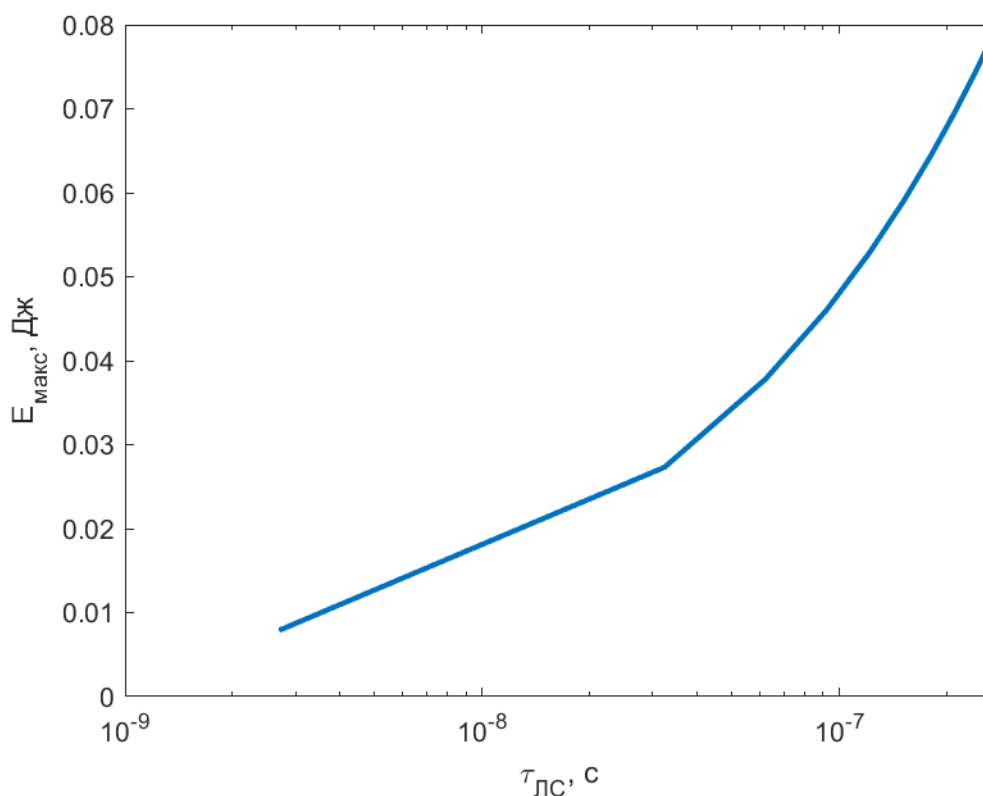


Рисунок 3.2 – Зависимость пороговой энергии лазерного импульса, генерируемого одним усилительным каналом от длительности импульса

Ограничение на пороговую мощность в импульсе для одного канала (волокна) из кремния (Si) может быть получено из соотношения [38]:

$$P_{\text{макс}} = \frac{\lambda^2}{2\pi n_0 n_2},$$

где λ – длина волны лазерного излучения, n_0 и n_2 – коэффициенты преломления и нелинейный коэффициент преломления второго порядка.

Нелинейный коэффициент преломления второго порядка для импульсов с длительностью более 1 нс составляет $n_2 \sim 2,6 \cdot 10^{-20} \text{ м}^2/\text{Вт}$, для более коротких импульсов $n_2 \sim 2,2 \cdot 10^{-20} \text{ м}^2/\text{Вт}$. Для волокон из кремния

коэффициент преломления составляет $n_0 \sim 1,45$ [37]. Тогда $P_{\max}(\lambda_{\text{вых}}) = [5,3; 6,25] \cdot 10^6$ Вт.

Определим характерную величину КПД ЛС $\eta_{\text{ЛС}}$. Функциональная схема СГ ЛС с технологией когерентного сложения лазерного излучения, генерируемого N_k усилительными каналами, приведена на рисунке 3.3.



Рисунок 3.3 – Функциональная схема СГ ЛС с технологией когерентного сложения лазерного излучения, генерируемого N_k усилительными каналами

Из рисунка видно, что КПД такой ЛС составит [20, 22]:

$$\eta_{\text{ЛС}} = \eta_{\text{СН}} \cdot \eta_{\text{У}}, \quad (3.1)$$

$$\eta_{\text{У}} = \frac{P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{НАК}}} = \left(\frac{\lambda_{\text{НАК}}}{\lambda_{\text{ВЫХ}}} \right) \cdot \eta_{\text{а}} \cdot \eta_{\text{м}} \cdot \eta_{\text{ас}}, \quad (3.2)$$

$$\eta_{\text{СН}} = \eta_{\text{ЛН}} \cdot \eta_{\text{ОПТ}}, \quad (3.3)$$

где $\eta_{\text{СКС}}$ – КПД системы когерентного сложения; $\eta_{\text{СН}}$ – КПД СН; $\eta_{\text{ЛН}}$ – КПД лазера (диодный лазер) накачки ($\eta_{\text{ЛН}} = 0,5 \dots 0,7$ [14,45]); $\eta_{\text{ОПТ}}$ – КПД формирующей оптической системы накачки ($\eta_{\text{ОПТ}} = 0,8 \dots 0,9$ [39]); $\lambda_{\text{НАК}}$ – длина волны накачки, м; $\lambda_{\text{ВЫХ}}$ – длина волны лазерного излучения, м; $\eta_{\text{а}}$ – эффективность поглощения лазерного излучения накачки ($\eta_{\text{а}} \approx 1$ [40]); $\eta_{\text{м}}$ – эффективность передачи излучения накачки лазерной моды; $\eta_{\text{ас}}$ – потери в активной среде лазера.

Для определения эффективности технологии сложения когерентных пучков используется соотношение [12]:

$$S_{\text{СКК}} = E^* / E_{\text{лс}},$$

где E^* – энергия излучения в центральной части пучка в дальней зоне; $E_{\text{лс}}$ – энергия, генерируемая ЛС КЛЭУ.

Согласно [6], теоретически обоснованная эффективность сложения 10000 когерентных пучков составляет $S_{\text{СКК}} \approx 0,7$.

Подставим значения $\eta_{\text{лн}}$ и $\eta_{\text{опт}}$ в (3.1.1.3): $\eta_{\text{сн}} = [0,5; 0,7] \cdot [0,8; 0,9] = [0,4; 0,63]$.

Эффективность передачи излучения накачки лазерной моды зависит от интенсивности накачки I и интенсивности насыщения $I_{\text{нас}}$. В данной работе рассмотрим случай, когда $I \gg I_{\text{нас}}$. Тогда $\eta_{\text{м}} = 1$ [39].

Потери в активной среде лазера [22]:

$$\eta_{\text{ас}} = \frac{T\sqrt{1-L}}{T\sqrt{1-L} + L\sqrt{1-T}},$$

где T – потери на выходе из лазера; L – потери в активной среде лазера.

Примем $L+T \ll 1$ [39]. Тогда $\eta_{\text{ас}} \approx 0,99$.

Оценим $\eta_{\text{лс}}$ для СГ ЛС на основе усилительных каналов (волокна на основе Si с добавкой Yb^{3+}) (см. таблицу 3.1).

Таблица 3.1 – Значения КПД СГ ЛС на основе волоконных лазеров с добавкой Yb^{3+}

Добавка	Yb^{3+}
$\lambda_{\text{нак}}$, МКМ	$\approx 0,9 \dots 0,98$
$\lambda_{\text{вых}}$, МКМ	$\approx 1,03 \dots 1,12$
$\left(\frac{\lambda_{\text{нак}}}{\lambda_{\text{вых}}} \right)$	$0,8 \dots 0,95$
$\eta_{\text{а}}$	1
$\eta_{\text{м}}$	1
$\eta_{\text{ас}}$	0,99
$\eta_{\text{у}}$	$0,79 \dots 0,94$
$\eta_{\text{сн}}$	$0,4 \dots 0,63$
$\eta_{\text{лс}}$	$0,32 \dots 0,6$

Далее в расчетах будет использовано усредненное значение КПД $\bar{\eta}_{\text{ЛС}}=0,3$ [12]. Доля выделяемой тепловой мощности от общей подводимой электрической мощности составит:

$$\bar{q}_{\text{ЛС}}=1-\bar{\eta}_{\text{ЛС}}=0,55. \quad (3.4)$$

Для оценки массовых характеристик подсистем КЛЭУ и требований к величине подводимой электрической мощности и отводимой тепловой мощности необходимо от пиковых значений перейти к средним значениям мощности [3]:

$$\overline{P}_{\text{ЛС}} = \frac{E_{\text{ЛС}} \cdot f_{\text{ЛС}}}{1 \text{ с}}, \quad (3.5)$$

где $f_{\text{ЛС}}$ – максимальная частота следования лазерных импульсов, генерируемых СГ ЛС [Гц].

В таблице 3.2 приведены значения параметров КЛЭУ на основе волоконных лазеров с использованием технологии когерентного сложения, теоретически обоснованные в работах [12, 15].

Таблица 3.2 – Пороговые значения параметров СГ КЛЭУ на основе волоконных лазеров

Параметр	Значение
$E_{\text{ЛС}}$, Дж	1...100
$N_{\text{к}}$	1000...100000
$E_{\text{макс}}$, Дж	0,001
$\tau_{\text{ЛС}}$, с	$10^{-9} \dots 10^{-15}$
$f_{\text{ЛС}}$, Гц	1000
$\lambda_{\text{ЛС}}$, мкм	1,06
$\overline{P}_{\text{ЛС}}$, кВт	1...100

Для расчета электрической мощности, требуемой для обеспечения $\overline{P}_{\text{ЛС}}$, в данной работе будет использовано соотношение:

$$N_{\text{СГ}} = \frac{\overline{P}_{\text{ЛС}}}{\eta_{\text{У}} \cdot \eta_{\text{СН}}}. \quad (3.6)$$

3.1.2 Параметры формирующей оптической системы КЛЭУ

Параметры передающих телескопов ФОС КЛЭУ на основании данных, приведенных в работах [11, 12, 18] представлены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Характеристики телескопов ФОС КЛЭУ

	Телескоп КЛЭУ на основе HF-НХЛ	Характеристики телескопа проекта ICAN	Характеристики телескопа проекта LADROIT
Диаметр выходной апертуры $D_{\text{ФОС}}$, м	1 м	1-3	1,5
База телескопа, м	2	5	-
Электрическая мощность $N_{\text{ФОС}}$, кВт	1	-	3
$\alpha_{\text{скан}}$ – скорость сканирования град/с	30	1	0,25
Рабочая зона телескопа	$\pm 7,5$	± 5	± 30
Масса телескопа	500 кг, из них: (180 кг – масса главного зеркала; 320 – масса контррефлектора и конструкции)	Удельная масса главного зеркала телескопа 20 кг/м ² Масса оптического тракта 210 кг	1000 кг

3.1.3 Параметры системы обнаружения КЛЭУ

Для выбора параметров СО КЛЭУ в работе [46] предложено использовать параметр Q – коэффициент заполнения чувствительного элемента:

$$Q = \frac{d_{\text{пикс}}}{d'} = \frac{X}{X'} = \frac{\alpha_{\text{пикс}}}{\alpha_{\text{мц}}},$$

где $d_{\text{пикс}}$ – размер чувствительного элемента матричного фотоприемного устройства (МФПУ) системы обнаружения [м]; d' – размер диска Эйри [м]; X – размер пикселя в плоскости цели; X' – размер цели на рабочей дальности, соответствующий ее размеру d' на МФПУ; $\alpha_{\text{пикс}}$ – угловой размер пикселя [рад]; $\alpha_{\text{мц}}$ – минимальный угловой размер, который требуется разрешить [рад].

Параметр Q обычно изменяется в диапазоне 0,5 – 2. Для $Q < 1$ размер пикселя меньше дифракционного диска (диска Эйри), и разрешение ограничено дифракцией оптической системы (см. рисунок 3.4 б). При этом обеспечивается наилучшее разрешение для выбранной апертуры. Однако габариты приемного объектива возрастают. Для $Q > 1$ разрешение ограничено размерами пикселя (см. рисунок 3.4 а). Для выбора параметров камеры СО КЛЭУ в работе [21] предлагается считать $Q = 1$.

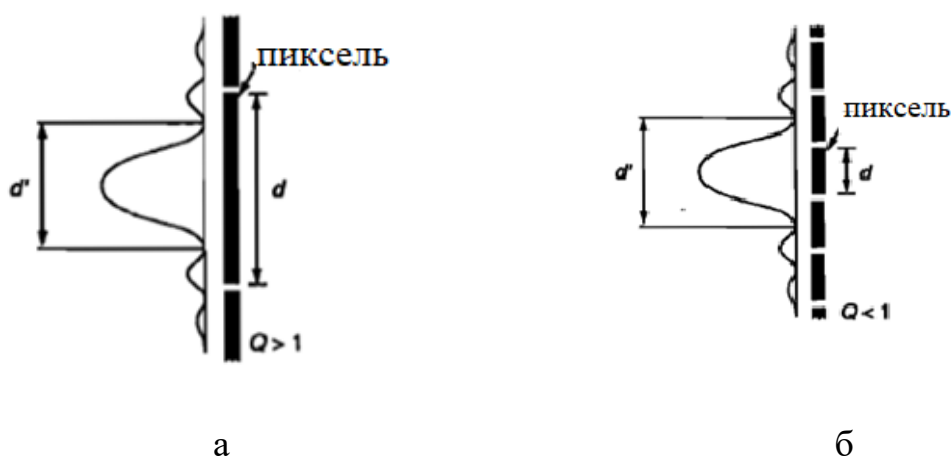


Рисунок 3.4 – Размер диска Эйри в зависимости от параметра Q

Для выбора параметров СО в работе [45] предлагается использовать соотношение:

$$Q = \frac{D_{\text{вх}} \cdot d_{\text{пикс}}}{2,44 \cdot \lambda \cdot F},$$

где $\lambda_{\text{СО}}$ – рабочая длина волны камеры СО [м]; F – фокус объектива ОЭС; $D_{\text{вх}}$ – диаметр входного зрачка СО [м].

Согласно [47], размеры пикселя МФПУ $d_{\text{пикс}}$, используемых для лазерной локации, лежат в диапазоне < 30 мкм. Характерные параметры МФПУ, работающих в различных диапазонах длин волн, приведены в таблице 3.5 [27].

Таблица 3.4 – Характерные значения параметров МФПУ, работающих в различных диапазонах длин волн [47]

Диапазон длин волн	λ , мкм	$1/n_{\text{отн}}$	a	$\lambda / (n_{\text{отн}} d)$
Видимый	0,5	1...8	3...20	0,03...1,33
Средний инфракрасный (ИК)	4	1...8	15...40	0,1...2,13
Дальний	10	1...5	15...50	0,2...3,33

Для определения числа пикселей в изображении цели при расчете ее углового размера цели будем использовать соотношение [46]:

$$\alpha_{\text{цели}} = d_{\text{цели}} / R_{\text{обн}},$$

где $d_{\text{цели}}$ – размер цели.

Результаты расчета требуемого диаметра входного зрачка, максимального разрешения и зависимости фокусного расстояния от диаметра входного зрачка для обеспечения коэффициента заполнения $Q=1$ приведены на рисунках 3.5 и 3.6 соответственно.

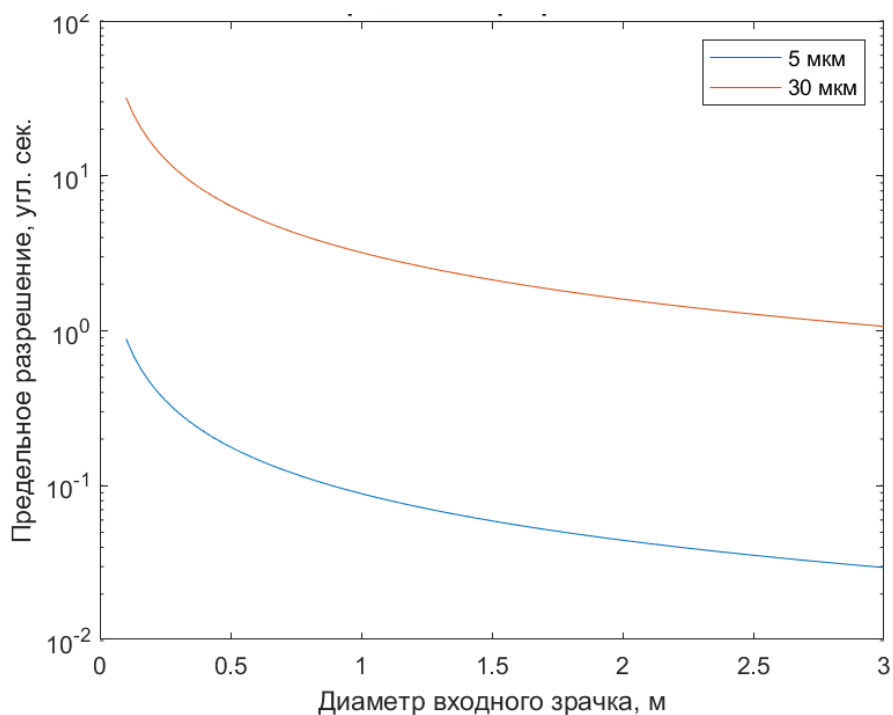


Рисунок 3.5 – Зависимость предельного разрешения СО от диаметра входного зрачка

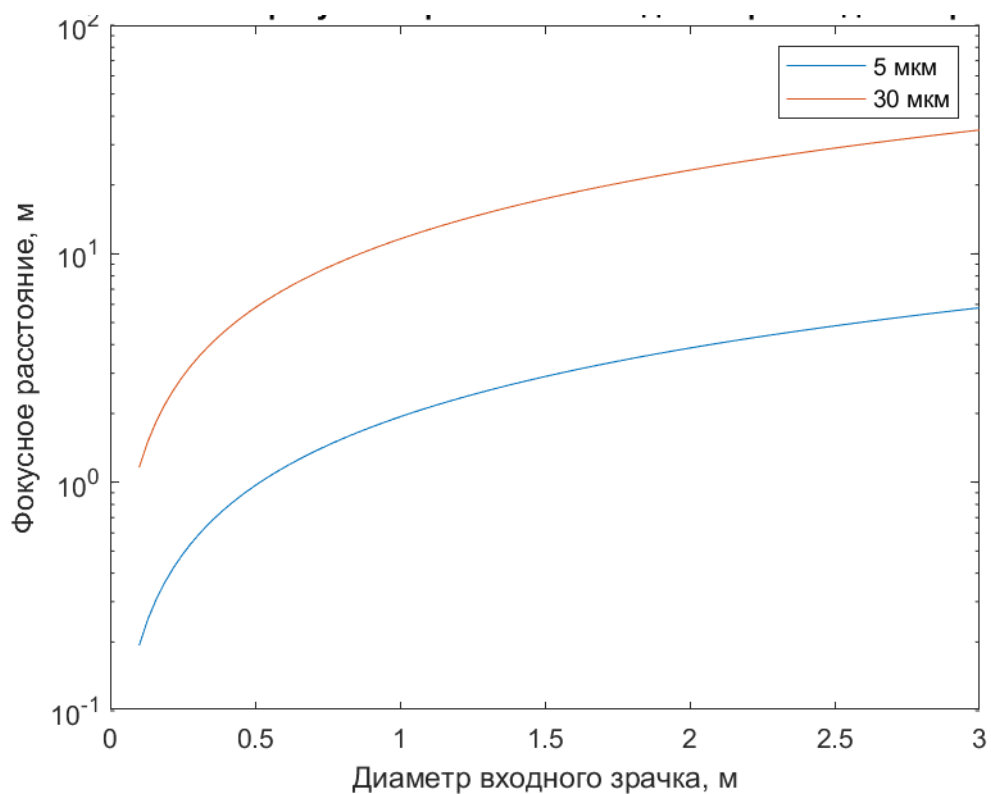


Рисунок 3.6 – Зависимость фокусного расстояния от диаметра входного зрачка для обеспечения коэффициента заполнения $Q=1$

Считаем, что целью, которую требуется обнаружить СО КЛЭУ, является ФКМ. Определим $\alpha_{цели}$ для диапазона дальностей (50...200) км. Результаты расчета приведены на рисунке 3.7. Для построения графика, приведенного на рисунке 3.7, были взяты наименьшие размеры каждой группы ФКМ (см таблицу 1.1).

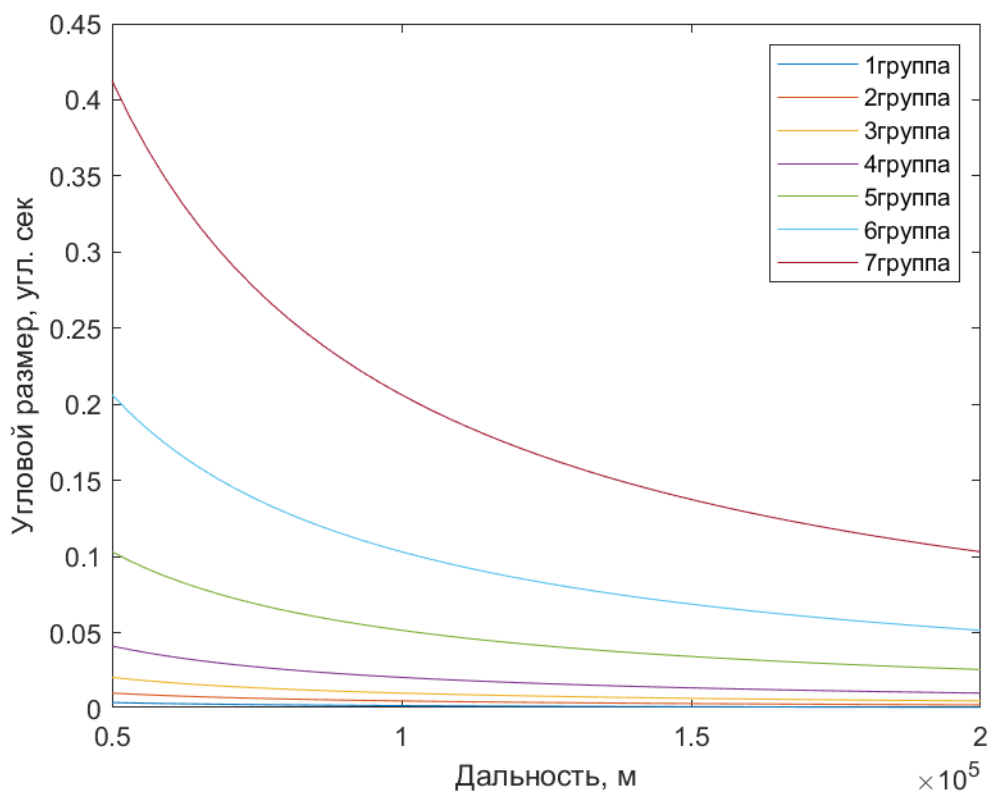


Рисунок 3.7 – Зависимость углового размера цели от расстояния до нее для различных групп ФКМ

По данным рисунка 3.5 видно, что на рассматриваемом диапазоне дальностей угловой размер ФКМ составит:

Группа КМ	Угловой размер, угл. сек
1	0,001 – 0.0103
2	0.0026 – 0.0206
3	0.0052 – 0.0413
4	0.0103 – 0.1031
5	0.0258 – 0.2063
6	0.0516 – 0.4125
7	>0.1031

Видно, что угловой размер групп ФКМ с 1 по 6 на рассматриваемых характерных дистанциях обнаружений (50...200) км составляет менее 0,1 угл. сек. Однако для обеспечения подобного разрешения потребуются большие фокусные расстояния (5 – 35) м, что приведет к увеличению габаритных

характеристик КЛЭУ. Поэтому, далее будем считать, что при решении задач борьбы с ФКМ число пикселей в изображении цели составляет $n_{цели}=1$.

Поскольку подробный анализ параметров СО КЛЭУ не является целью данной работы, то их дальнейшее рассмотрение ограничим выбором характерных значений. В таблице 3.6 приведены характерные диапазоны параметров СО из работ [15, 45, 46], критерий их выбора для обеспечения наибольшей дальности обнаружения цели с $X_{цели}$, которые были получены исходя из анализа соотношения (2.41), и значение выбранного параметра.

Таблица 3.6 – Параметры СО КЛЭУ [15, 45, 46]

Параметр k	Критерий выбора	Характерные значения для рассматриваемого диапазона длин волн	
		Диапазон	Принятое в расчете значение
$d_{пикс}$, МКМ	$min(d_{пикс})$	3...20	3
$n_{отн}$	$min(n_{отн})$	1/1...1/8	1/8
$\eta_{мфпу}$	$max(\eta_{мфпу})$	0,5...0,7	0,7
$\tau_{опт}$	$min(\tau_{опт})$	$\leq 0,7$	0,7
Δf , Гц [2]	$min(\Delta f)$	50...100	50
D^* , см·Гц ^{0,5} ·Вт ⁻¹ [2]	$max(D^*)$	$10^9...10^{15}$	10^{15}
$N_{сш}^{-1}$	$min(N_{сш}^{-1})$	≥ 12	12
$t_{эксп}$, с	$min(t_{эксп})$	$\geq 10^{-6}$	10^{-6}

3.1.4 Определение массы КЛЭУ и требуемого значения электрической мощности для обеспечения работы КЛЭУ

Для оценки массы КЛЭУ в настоящей работе используется соотношение:

$$M_{КЛЭУ} = M_{ЛС}^{СГ} + M_{ЛС}^{СОТР} + M_{ФОС} + M_{пр}, \quad (3.7)$$

где $M_{ЛС}^{СГ}$ – масса СГ ЛС [кг]; $M_{ЛС}^{СОТР}$ – масса СОТР ЛС [кг]; $M_{ФОС}$ – масса ФОС [кг]; $M_{пр}$ – масса СО, радиационной защиты и прочих элементов [кг].

Для оценки массы СГ КЛЭУ с величиной $\overline{P_{ЛС}} \leq 100$ кВт в работе [12] предлагается использовать соотношение:

$$M_{ЛС}^{СГ} = \overline{P_{ЛС}} \cdot \gamma_{СГ}, \quad (3.8)$$

где $\gamma_{СГ}$ – удельная масса СГ [кг/кВт].

Как и в работе [12] примем, что $\gamma_{\text{СГ}}$ не зависит от $\overline{P_{\text{ЛС}}}$ и составляет $\gamma_{\text{СГ}}=36$ кг/кВт.

Для оценки массы ФОС воспользуемся соотношением:

$$M_{\text{ФОС}} = M_{\text{ФОС}}^{\text{зер}} + M_{\text{ФОС}}^{\text{констр}} + M_{\text{ФОС}}^{\text{опт}}, \quad (3.9)$$

где $M_{\text{ФОС}}^{\text{зер}}$ – масса выходного зеркала телескопа ФОС [кг], $M_{\text{ФОС}}^{\text{констр}}$ – масса конструкции телескопа ФОС [кг], $M_{\text{ФОС}}^{\text{опт}}$ – масса элементов оптического тракта ФОС [кг].

Для определения массы выходного зеркала телескопа ФОС воспользуемся соотношением [12]:

$$M_{\text{ФОС}}^{\text{зер}} = \frac{\pi \cdot D_{\text{ЛС}}^2}{4} \cdot \gamma_{\text{зер}}, \quad (3.10)$$

где $\gamma_{\text{зер}}$ – удельная масса главного зеркала телескопа [кг/м²].

Как и в работе [11] примем, что $M_{\text{ФОС}}^{\text{констр}}=M_{\text{ФОС}}^{\text{зер}}$. Примем массу элементов оптического тракта ФОС КЛЭУ на основе волоконных лазеров $M_{\text{ФОС}}^{\text{опт}}=50$ кг [12], а удельную массу – $\gamma_{\text{зер}}=20$ кг/м² [12].

На сегодняшний день в научно-технической литературе не приведено проектов СОТР, которые можно было бы использовать для сброса низкотемпературного тепла, вырабатываемого КЛЭУ на основе волоконных лазеров. Однако в работе [12], посвященной разработке такой КЛЭУ предложено использовать в составе СОТР тепловые трубы. Поскольку разработка СОТР для КЛЭУ на основе волоконных лазеров не входит в задачи, решаемые в данной работе, то при расчете ее массы примем допущение, что основной вклад в ее массу вносят тепловые трубы.

Для расчета массы подсистемы СОТР ЛС воспользуемся соотношением:

$$M_{\text{ЛС}}^{\text{СОТР}} = Q_{\text{тепл}} \cdot \gamma_{\text{СОТР}}^{\text{ТТ}}, \quad (3.11)$$

$M_{\text{ЛС}}^{\text{СОТР}}$ – масса подсистемы СОТР ЛС [кг]; $\gamma_{\text{СОТР}}^{\text{ТТ}}$ – удельная масса подсистемы СОТР ЛС на основе низкотемпературных тепловых труб (без учета холодильника излучателя) [кг/кВт].

Для расчета площади, которая необходима СОТР ЛС для того чтобы отвести требуемую тепловую мощность $Q_{\text{тепл}}$, воспользуемся соотношением:

$$S_{\text{ЛС}}^{\text{СОТР}} = Q_{\text{тепл}} \cdot \vartheta_{\text{СОТР}}, \quad (3.12)$$

где $\vartheta_{\text{СОТР}}$ – удельная площадь холодильника-излучателя подсистемы СОТР ЛС [$\text{м}^2/\text{кВт}$].

Согласно [48, 49], современные конструкции радиаторов на основе тепловых труб позволяют отводить в космическое пространство до 0,2 кВт тепла с каждого квадратного метра поверхности холодильника-излучателя при температуре ниже 273° К ($\vartheta_{\text{СОТР}} = 0,2 \text{ кВт}/\text{м}^2$). В качестве теплоносителя тепловых труб можно использовать аммиак (температурный диапазон 213...330 К) [49] или ацетон (223...423 К) [49]. Масса единицы поверхности излучателей на основе тепловых труб лежит в диапазоне (0,8...3) $\text{кг}/\text{м}^2$ [49].

Примем, что масса единицы поверхности излучателей на основе тепловых труб составляет 3 $\text{кг}/\text{м}^2$. Тогда удельная масса СОТР на основе низкотемпературных тепловых труб составит $\gamma_{\text{СОТР}}^{\text{ТТ}} = 15 \text{ кг}/\text{кВт}$.

В настоящей работе примем допущение, что все значения удельных масс подсистем КЛЭУ имеют постоянные значения и не зависят от подводимой/ отводимой величины мощности. Типовые значения удельных масс и масс $M_{\text{пр}}$ и $M_{\text{ФОС}}^{\text{опт}}$ КЛЭУ приведены в таблице 3.7.

Таблица 3.7 – Типовые значения удельных масс и масс подсистем КЛЭУ [11, 12, 49]

Параметр	Значение
$\gamma_{\text{зер}}, \text{ кг}/\text{м}^2$	20
$\gamma_{\text{СОТР}}^{\text{ТТ}}, \text{ кг}/\text{кВт}$	15
$\gamma_{\text{СГ}}, \text{ кг}/\text{кВт}$	36
$\vartheta_{\text{СОТР}}, \text{ кВт}/\text{м}^2$	0,2
$M_{\text{ФОС}}^{\text{опт}}, \text{ кг}$	50
$M_{\text{пр}}, \text{ кг}$	500

3.2 Соотношения для определения массы КА и величины электрической мощности, требуемые для обеспечения работы подсистем КА

Согласно [11], для не возвращаемых КА масса конструкции составляет ~12% массы КА. В таблице 3.8 приведена масса подсистем КА с КЛЭУ из работы [11], которая определяется, в основном, их функциональным назначением и мало зависит от общей массы КА.

Таблица 3.8 – Масса подсистем и элементов конструкции КА [11]

Подсистема/ элемент конструкции	Масса
подсистема измерений, управления движением и бортовая ЭВМ	300 кг
бортовая кабельная сеть и антенно-фидерные устройства	460 кг
подсистема обеспечения теплового режима КА	80 кг
подсистема трансляции команд и распределения питания	100 кг
масса $M_{бс}$	940 кг

Для расчета массы КА без учета КЛЭУ, СЭП и СКМ в настоящей работе будет использовано соотношение [11]:

$$M_{ка0} = 0,12 \cdot M_{ка}^{\Sigma} + M_{бс}, \quad (3.13)$$

где $M_{ка}^{\Sigma}$ – общая масса КА, [кг], $M_{бс}$ – масса бортовых систем КА [кг].

Согласно таблице 3.8 составляет $M_{бс} = 940$ кг.

3.3 Соотношения для определения массы СЭП на основе СБ и ЯЭУ

Для определения массы СЭП воспользуемся соотношением:

$$M_{СЭП} = \gamma_{СЭП} \cdot \overline{N_{СЭП}} + \sum_{i=1}^{N_{подс}} M_{подс_i},$$

где $\gamma_{СЭП}$ – удельная масса СЭП [кг/Вт]; $\overline{N_{СЭП}}$ – электрическая мощность, требуемая для обеспечения работы КА с КЛЭУ [Вт]; $M_{подс_i}$ – масса

подсистем, не учитываемых $\gamma_{СЭП}$ [кГ]; $N_{\text{подс}}$ – число подсистем не учитываемых $\gamma_{СЭП}$.

Для расчета величины $N_{СЭП}$ воспользуемся соотношением:

$$N_{СЭП} = N_{ЛС} + N_{СКМ} + N_{КА}, \quad (3.14)$$

$$N_{ЛС} = N_{СГ} + N_{ФОС} + N_{СО}, \quad (3.15)$$

где $N_{КА}$ – электрическая мощность, необходимая для обеспечения работы подсистем КА [кВт]; $N_{СО}$ – электрическая мощность, необходимая для обеспечения работы СО [кВт]; $N_{СКМ}$ – электрическая мощность, необходимая для обеспечения работы СКМ [кВт]; $N_{ЛС}$ – электрическая мощность, необходимая для обеспечения работы ЛС [кВт].

Значения требуемой электрической мощности для обеспечения работы ФОС, СО и подсистем КА приведены в таблице 3.9.

Таблица 3.9 – Типовые значения требуемой электрической мощности для обеспечения работы ФОС, СО и подсистем КА [11, 18, 50]

Параметр	Значение
$N_{\text{ФОС}}$	3 кВт
$N_{\text{СО}}$	1 кВт
$N_{\text{КА}}$	2 кВт

Согласно [41], в составе СЭП могут быть использованы энергетические установки следующих типов:

- 1) Солнечные энергетические установки;
- 2) ЯЭУ с прямым термоэмиссионным преобразованием или турбомашинным преобразованием.

Согласно [51, 52], выбор типа СЭП зависит от величины $N_{СЭП}$. На рисунке 3.8 приведены области применения различных типов СЭП в составе КЛЭУ в зависимости от генерируемой электрической мощности и высоты орбиты.

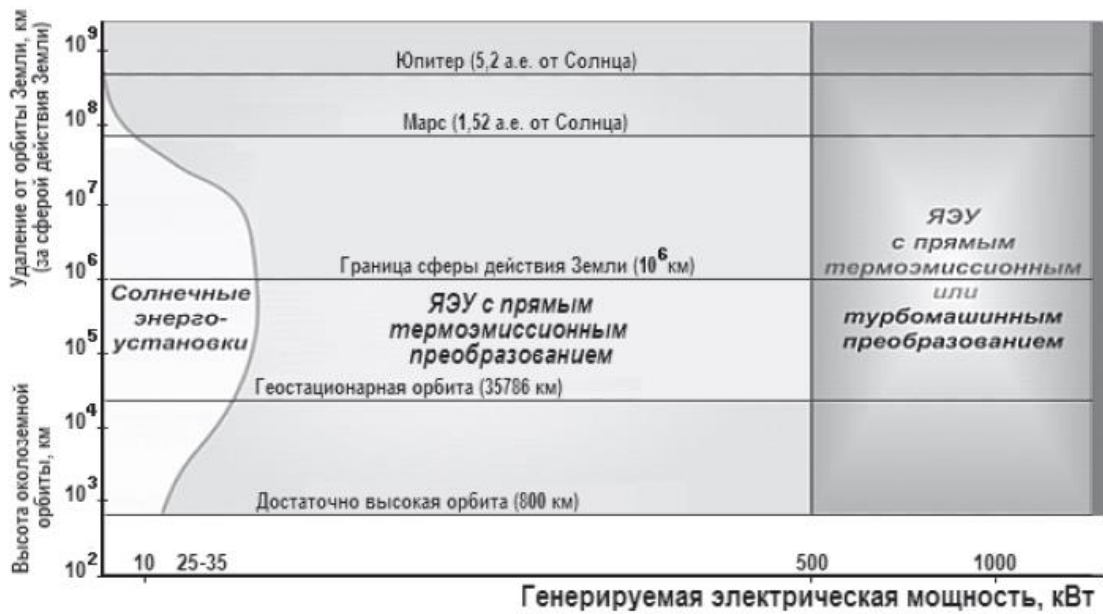


Рисунок 3.8 – Области применения различных типов СЭП в составе КЛЭУ в зависимости от генерируемой электрической мощности и высоты орбиты [51]

Удельная масса различных типов энергоустановок приведена на рисунке 3.9 [25].

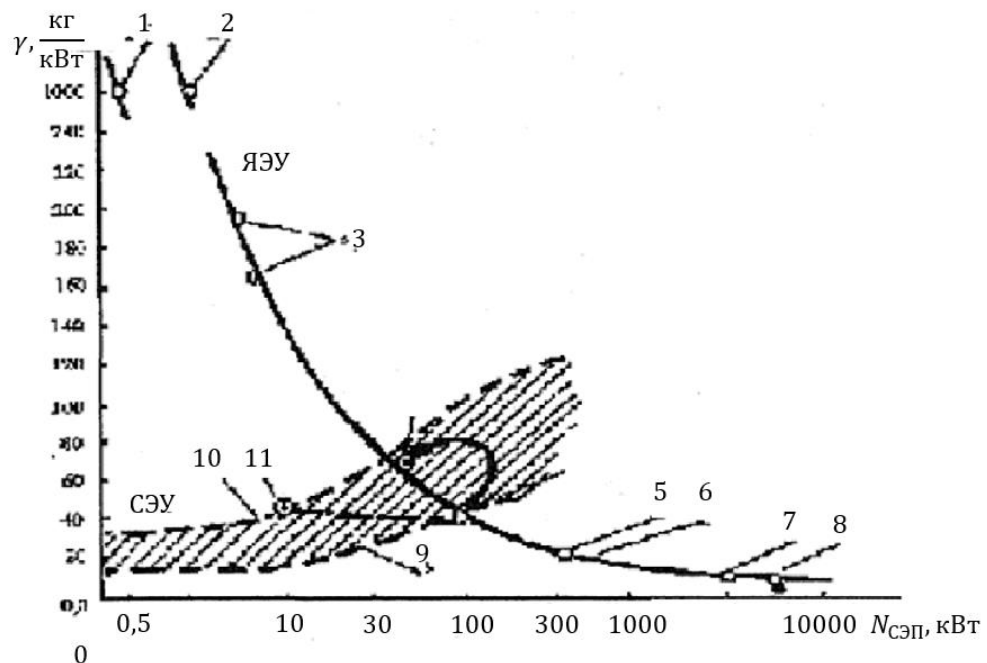


Рисунок 3.9 – Зависимость удельной массы энергетических установок от их электрической мощности: 1 – «Ромашка», «SNAP-10A»; 2 – «Бук»; 3 – «Топаз -1», «Топаз -2»; 4 – «SP-100» (проекты ТЭП, ГТУ, ПТУ, Стирлинг при

$N=100$ кВт и ТЭГ при $N=100-40$ кВт); 5, 6, 7 – проекты ЯЭУ с ТЭП большой мощности; 8 – проект ПТУ «Пегас»; 9 – панели солнечных батарей (СБ) без учёта теневых участков орбит полета; 10 – панели СБ с учетом теневых участков орбиты и электрохимических аккумуляторов (аккумуляторных батарей (АБ)); 11 – солнечные динамические энергетические установки с циклами Брайтона и Ренкина [52] (СЭУ – солнечные энергетические установки)

3.3.1 Система электропитания на основе солнечных батарей

При расчете массы СЭП на основе солнечных батарей (СБ) воспользуемся соотношением:

$$M_{СЭП} = M_{СБ} + M_{АБ}, \quad (3.16)$$

где $M_{СБ}$ – массы солнечных батарей без учёта аккумуляторных батарей (АБ) [кг]; $M_{АБ}$ – масса АБ [кг].

Массы $M_{СБ}$ и $M_{АБ}$ зависят от условий применения больше, чем СЭП на основе ЯЭУ. Поэтому, при определении массы СЭП на основе СБ необходимо учитывать орбиту (время затенения T_e и время заряда T_d СБ) и положение СБ в пространстве.

Определим время затенения T_e и время заряда T_d СБ. Считаем, что КА с МЛЭУ имеет круговую орбиту. Одним из важных параметров является время затенения T_e и время заряда T_d [11].

Время одного оборота вокруг круговой орбиты с высотой $H_{КА}$ составляет [11]:

$$T_{орб} = \frac{L_{орб}}{V_{КА}}, \quad (3.17)$$

$$L_{орб} = 2\pi(R_3 + H_{КА}), \quad (3.18)$$

$$V_{КА} = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + H_{КА}}}, \quad (3.19)$$

где R_3 – экваториальный радиус Земли, $R_3 = 6378,14$ км; R_{orbit} – радиус орбиты КА с МЛЭУ; $H_{КА}$ – высота орбиты КА с КЛЭУ [км]; $\mu = 3,986 \cdot 10^5$ км³/с² – гравитационный параметр Земли.

Время затенения T_e [11]:

$$T_e = \frac{L_{\text{тени}}}{V_{\text{КА}}}, \quad (3.20)$$

$$L_{\text{тени}} = 2\beta(R_3 + H_{\text{КА}}), \quad (3.21)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H_{\text{КА}}}\right). \quad (3.22)$$

Тогда время зарядки СБ:

$$T_d = T_{\text{орб}} - T_e. \quad (3.23)$$

Мощность, которую должна генерировать СЭП для обеспечения значения $N_{\text{СЭП}}$ [45],:

$$P_{\text{СЭП}} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}\right)}{T_d}, \quad (3.24)$$

где P_e и P_d – величины электрической мощности, требуемые для обеспечения работы КА с КЛЭУ во время затенения и зарядки соответственно; T_e и T_d – время периодов затенения и зарядки соответственно; X_e и X_d – эффективность передачи энергии от СБ к нагрузке и от СБ к нагрузке через аккумуляторы соответственно (характерные значения $X_e=0,6$; $X_d=0,8$ [45]).

Примем, что во время затенения КЛЭУ с СЭП на основе СБ не удаляет ФКМ. Тогда в дальнейших расчетах примем, что $P_d = N_{\text{СЭП}}$, $P_e = N_{\text{СКМ}} + N_{\text{КА}}$. А коэффициент $Z_{\text{КЛЭУ}}$ составит: $Z_{\text{КЛЭУ}} = \frac{T_d}{T_{\text{орб}}}$.

Генерируемая мощность на начальном этапе эксплуатации [45]:

$$P_{\text{VOL}} = q_c \cdot \eta_{\text{СБ}} \cdot L_{d0} \cdot \cos\theta, \quad (3.25)$$

где L_{d0} – начальная деградация солнечных батарей ($I_d \approx 0,8$); $q_c = 1367 \text{ Вт/м}^2$ – солнечная постоянная; $\eta_{\text{СБ}}$ – КПД солнечной батареи; θ – отклонение солнечной батареи от направления на Солнце (наихудший случай $\theta=24^\circ$ [45]).

Генерируемая энергия на конечном этапе эксплуатации СЭП на основе СБ:

$$P_{\text{EOL}} = P_{\text{VOL}} \cdot L_d, \quad (3.26)$$

$$L_d = \left(1 - L_{\text{год}}\right)^{\frac{\tau_{\text{КА}}}{1 \text{ год}}}, \quad (3.27)$$

где L_d – деградация СБ за время миссии $\tau_{\text{клэу}}$; $L_{\text{год}}$ – деградация СБ за один год; $\tau_{\text{ка}}$ – время миссии КА с КЛЭУ [год].

Площадь солнечных батарей, необходимая для обеспечения $N_{\text{СЭП}}$ на основании значения P_{EOL} :

$$S_{\text{СЭП}} = N_{\text{СЭП}} / P_{\text{EOL}}. \quad (3.28)$$

Масса СБ:

$$M_{\text{СБ}} = N_{\text{СЭП}} \gamma_{\text{СБ}}, \quad (3.29)$$

где $\gamma_{\text{СБ}}$ – удельная масса СБ [кг/кВт].

Масса аккумуляторных батарей:

$$M_{\text{АБ}} = \frac{N_{\text{обор}}^{\text{миссия}}}{N_{\text{АБ}}^{\text{рес}}} \cdot \frac{C_r}{\epsilon_{\text{АБ}}}, \quad (3.30)$$

$$C_r = \frac{N_{\text{СЭП}} \cdot T_e}{DOD \cdot \eta_{\text{пер}}}, \quad (3.31)$$

$$N_{\text{обор}}^{\text{миссия}} = \frac{\tau_{\text{клэу}} \cdot 365 \cdot 24 \cdot 3600}{T_{\text{orbit}}}, \quad (3.32)$$

где DOD – глубина разрядки; $N_{\text{обор}}^{\text{миссия}}$ – число оборотов за время миссии; C_r – ёмкость батареи [Вт·ч]; $\epsilon_{\text{АБ}}$ – удельная энергия АБ [Вт·ч/кг]; $N_{\text{АБ}}^{\text{рес}}$ – ресурс АБ (число циклов зарядки и разрядки); $\eta_{\text{пер}}$ – эффективность передачи энергии между АБ и нагрузкой.

Характерные значения КПД и деградации СБ за один год [52] приведены в таблице 3.10. Характерные параметры некоторых аккумуляторных батарей из работы [2] приведены в таблице 3.11.

Таблица 3.10 – Характерные значения КПД и величины деградации за один год для СБ из различных материалов [52]

	СБ на основе <i>Si</i>	СБ на основе <i>GaAs</i>	Многослойные СБ на основе <i>GaInP/GaAs</i>
КПД %	0,12 ... 0,14	0,24	0,26
$L_{\text{год}}, \text{год}^{-1}$	0,07	0,05	0,05

Таблица 3.11 –Параметры некоторых АКБ [11]

Характеристика	ЛІВАТ [2] (Канада)	14М06 [2] (Россия)
Удельная энергия, $\frac{\text{Вт} \cdot \text{ч}}{\text{кг}}$	39,8	39,4
Глубина разряда, %	30	60
Ресурс, циклов	30000	2450

3.3.2 Система электропитания на основе ЯЭУ

В работе [53, 54] приведена зависимость удельной массы $\gamma_{\text{СЭП}}^{\text{ЯЭУ}}$ СЭП на основе ЯЭУ от требуемой мощности СЭП $N_{\text{СЭП}}$ [кг/кВт]:

$$\gamma_{\text{ЯЭУ}} = \frac{A}{B \cdot N_{\text{ЯЭУ}} + C} + D, \quad (3.33)$$

где A , B , C , D – эмпирические коэффициенты, полученные на основе обработки данных проектов термоэмиссионных ЯЭУ мощностью 10 кВт...500 кВт ($A=49,27$ кг, $B=0,0086$, $C=0,39$ кВт, $D=5,85$ кг/кВт).

График зависимости (3.33) приведен на рисунке 3.10. Из рисунка 3.10 видно, что приведенная зависимость совпадает со значениями удельных масс, существующих СЭП на основе ЯЭУ, а также проектов некоторых СЭП на основе ЯЭУ.

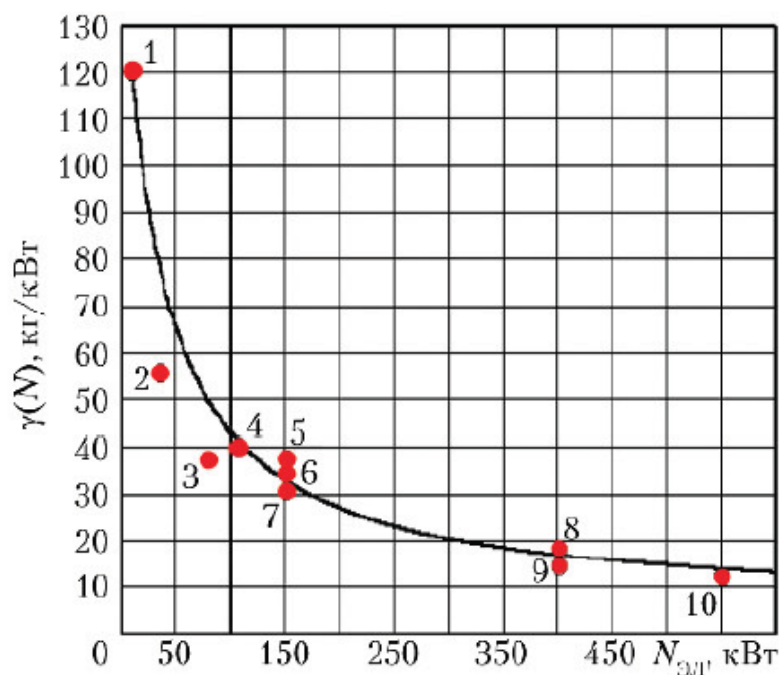


Рисунок 3.10 – Зависимость удельной массы СЭП на основе ЯЭУ от проектной электрической мощности ЯЭУ: 1 – ЯЭУ «Топаз»; 2 – ЯЭУ-25М; 3 – ЯЭУ-25; 4 – ЯЭУ-50; 5 – ЯЭУ-100; 6 – ЯЭУ-100 (теплоноситель –Li); 7 – двухрежимная ЯЭУ на основе технологии КЯЭУ буксира «Геркулес»; 8 – ЯЭУ-400; 9 – «Топаз-ВРТ»; 10 – ЯЭУ буксира «Геркулес» [53]

3.4 Соотношения для определения массы системы коррекции и маневрирования и требуемой величины электрической мощности для обеспечения ее работы

Основными требованиями к подсистеме коррекции и маневрирования (СКМ) для решения задач в околоземном пространстве являются [55]:

- обеспечить требуемую величину приращения характеристической скорости ΔV , которое должен приобрести КА в процессе выполнения заданных маневров за время миссии $\tau_{ка}$;

- обеспечить совершение маневра за требуемое время $t_{маневр}$.

В случае подсистемы СКМ КЛЭУ маневрами, которые можно отнести к первому пункту, является поддержание орбиты КА с КЛЭУ. Маневры, которые можно отнести ко второму пункту, связаны с работой КЛЭУ по

очистке околоземного пространства от опасных ФКМ (например, изменение орбиты базирования).

При расчете массы СКМ КЛЭУ в диссертации будет учитываться величина ΔV , требующаяся для: перелета КА с КЛЭУ с опорной орбитой на орбиту базирования; поддержания высоты орбиты КА с КЛЭУ.

Для оценки требования к подсистеме СКМ воспользуемся соотношениями [45]:

$$M_{\text{ка}}^{\Sigma} = M_{\text{ка}} \cdot e^{-\left(\frac{\Delta V}{V_0}\right)}, \quad (3.34)$$

$$M_{\text{ка}}^{\Sigma} = M_{\text{ка}} + M_{\text{р.т.}}, \quad (3.35)$$

где $M_{\text{ка}}^{\Sigma}$ – общая масса КА, [кг]; $M_{\text{ка}}$ – масса КА без рабочего тела, $M_{\text{р.т.}}$ – масса рабочего тела, требующегося для коррекции орбиты, [кг]; ΔV – требуемое приращение скорости, [м/с]; V_0 – скорость истечения рабочего тела, [м/с].

Скорость истечения рабочего тела связана с удельным импульсом двигателя следующим соотношением [45]:

$$I_{\text{уд}} = V_0 / g, \quad (3.36)$$

где g – ускорение свободного падения [м/с²].

Выразим требуемую массу рабочего тела, подставив соотношения (3.3.2) и (3.3.3) в (3.3.1),:

$$M_{\text{р.т.}} = M_{\text{ка}} \cdot \left(1 - e^{-\left(\frac{\Delta V}{I_{\text{уд}} \cdot g}\right)} \right). \quad (3.37)$$

Из соотношения (3.37) видно, что помимо массы самого КА $M_{\text{ка}}$ и требуемого приращения скорости ΔV на требуемую массу рабочего тела $M_{\text{р.т.}}$ влияют еще и характеристики используемых двигателей.

Еще одним важным параметром является время совершения маневра. Для оценки времени работы $\Delta t_{\text{дв}}$ энергетической установки воспользуемся соотношением [32]:

$$\Delta t_{\text{дв}} = \frac{J_{\text{уд}}^2 \cdot M_{\text{р.т.}}}{2 \cdot \eta_{\text{дв}} \cdot N_{\text{дв}}}, \quad (3.38)$$

где $\eta_{дв}$ – тяговый КПД.

Считаем, что двигатели являются единственными потребителями электроэнергии в СКМ и включаются равномерно в течение времени маневра. Тогда необходимая величина электрической мощности, требующаяся для обеспечения работы СКМ [56],:

$$N_{СКМ} = \Delta t_{дв} \cdot N_{дв} / t_{маневр}, \quad (3.39)$$

где $N_{дв}$ – мощность, потребляемая двигателями подсистемы СКМ [Вт], $t_{маневр}$ – время, за которое нужно совершить маневр [с].

3.4.1 Маневр коррекции высоты орбиты

На рисунке 3.11 приведены нормированные по отношению к гравитации у поверхности Земли значения ускорений, создаваемых основными источниками возмущения: атмосферой, солнечным излучением (фотонным давлением) и гравитационным влиянием Солнца и Луны.

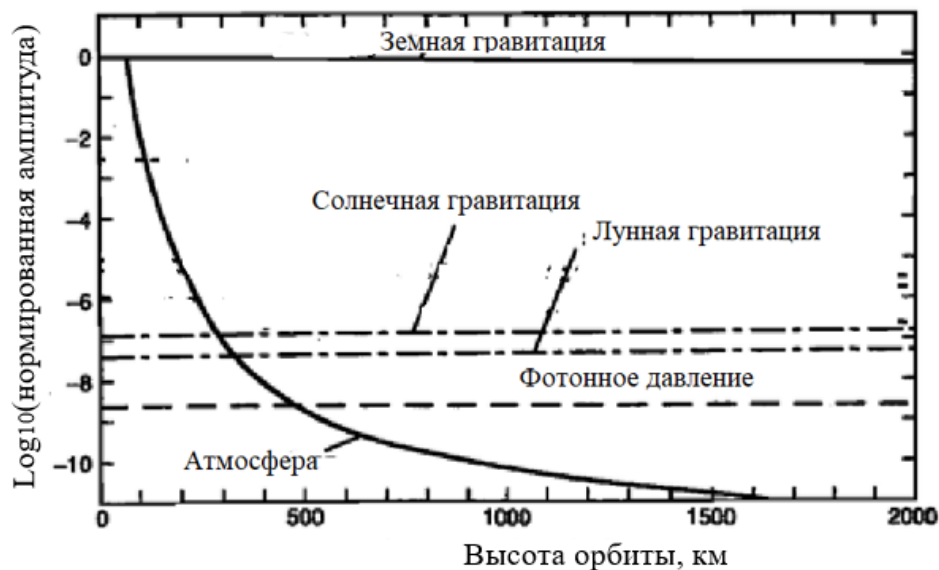


Рисунок 3.11 – Значения нормированных по отношению к ускорению свободного падения у поверхности Земли ускорений, создаваемых основными источниками возмущения [50] (отношение миделя КА к его массе $A_T / m = 0.005 \text{ м}^2/\text{кг}$)

Согласно [50], влияние гравитационных сил Луны и Солнца приводит к изменению наклона орбиты, а не высоты.

Из рисунка видно, что ускорение, создаваемое фотонным давлением, соответствует воздействию атмосферы на высоте ≈ 500 км. Однако направление вектора скорости $\Delta V_{\text{солн}}$, создаваемого фотонным давлением, зависит от положения КА на орбите и, в отличие от возмущений, создаваемых атмосферой, не приводит к неизменному снижению скорости КА. Поэтому, для грубой оценки будем считать, что для обеспечения коррекции высоты орбиты на протяжении всего времени миссии высоты потребуется изменить скорость КА с КЛЭУ на величину:

$$\Delta V_{\text{корр}} = \Delta \bar{V}_{\text{атм}}, \quad (3.40)$$

где $\Delta \bar{V}_{\text{атм}}$ – усредненное изменение скорости КА с КЛЭУ, требуемое для компенсации снижения высоты орбиты за счет действия атмосферы, характерной для занимаемой орбиты с текущей высотой.

Изменение большой полуоси и скорости под действием атмосферы за один оборот [45]:

$$\Delta a_{\text{об}} = -2\pi \cdot (C_D A_T / M_{\text{ка}}^{\Sigma}) \cdot \rho a^2, \quad (3.41)$$

где $\Delta a_{\text{ка}}$ – изменение большой полуоси, ρ – плотность атмосферы для данной высоты; A_T – перпендикулярная вектору скорости полета площадь сечения КА [м²]; C_D – коэффициент аэродинамического сопротивления; a – текущее значение большой полуоси орбиты [км].

Для определения значений ρ в расчетах используются данные, приведенные в работе [56]. Для расчета периода обращения по круговой орбите $T_{\text{орб}}$ и скорости движения КА на занимаемой орбите $V_{\text{ка}}$ воспользуемся соотношениями (3.17) и (3.19).

Для упрощения расчета примем, что орбита КА с КЛЭУ круговая, тогда:

$$a = H_{\text{ка}} + R_3, \quad (3.42)$$

Согласно [45], снижение высоты орбиты за счет взаимодействия КА с КЛЭУ с атмосферой за один год составляет:

$$\Delta H_{\text{атм}} = \Delta a_{\text{об}} \cdot 365 \cdot 24 \cdot 3600 / T_{\text{орб}}. \quad (3.43)$$

Примерную величину характеристической скорости $\Delta V_{\text{атм}}$, требуемую для компенсации снижения $\Delta H_{\text{атм}}$, можно оценить по формуле [45]:

$$\Delta V_{\text{атм}} = \pi(C_D A_T / m) \rho a V_{\text{КА}} 365 \cdot 24 \cdot 3600 / T_{\text{орб}}. \quad (3.44)$$

Для формирования требований к подсистеме СКМ КЛЭУ определим значения коэффициента C_D для характерных значений A_T и $M_{\text{КА}}^{\Sigma}$.

Рассмотрим значения баллистических коэффициентов из работы [46] для КА с массами [1060; 76200] кг (см. таблицу 3.14).

Таблица 3.12– Параметры крупных КА

КА	Масса, кг/ Габаритные размеры (длина/наиб. поперечный размер)	Характерна я площадь КА, м ²	C_D	Примечание
OSO-8*	1063	1,81 ... 5,99	2,9...3,67	Цилиндрическая форма, высота орбиты 540—560 км
HEAO-2	3150	4,52 ... 13,9	2,83 ... 4	Гексагональная форма, высота орбиты 500 км
ERS-1*	2160 (11,8/11,7)	4 ... 45	4	Кубическая форма высота орбиты 775 км
Pegasus- 3*	10500	14,5 ... 264	3,3 ... 4	Цилиндрическая форма, высота орбиты 441—449 км
Sp.Teles*	11000	14,3 ... 112	3,3; 4	Цилиндрическая форма
ScyLab*	76136 (24,6/ 6,6)	46,4 ... 462	3,5 ... 4	Цилиндрическая форма, высота орбиты 442 км

* СЭП на основе солнечных батарей

Из таблицы 3.14 видно, что значение коэффициента аэродинамического сопротивления C_D для рассматриваемых КА лежит в диапазоне 2,83...4. В дальнейших расчетах примем, что баллистический коэффициент $C_D = 4$.

Введем обозначение баллистического коэффициента $\sigma_B = \frac{M_{ка}^{\Sigma}}{C_D A_T}$ [кг/ м²].

Мидель КА A_T определяется конструктивными решениями, принятыми при размещении блоков. Однако в диссертации примем, что значение A_T зависит от массы КА. Поэтому в дальнейших расчетах примем, что для КА с КЛЭУ массой до 10 т:

- 1) мидель $A_T=60 \text{ м}^2$ (при использовании СЭП на основе ЯЭУ).
- 2) мидель $A_T=(S_{СБ}+60)/2 \text{ м}^2$ (при использовании СЭП на основе СБ).

Для КА с КЛЭУ массой от 10 т до 70 т для расчета A_T в диссертации используется соотношение: $A_T=3,2 \cdot 10^{-3} \cdot M_{ка}^{\Sigma} + 28$.

3.4.2 Соотношения для вывода КА с КЛЭУ на орбиту базирования

Оценим массу рабочего тела, которая потребуется для перевода КА с КЛЭУ на орбиту базирования. Считаем, что КА с КЛЭУ выводится на орбиту с высотой $H_{КА0}$ и наклонением $i_{КА0}$.

Тогда для вывода на орбиту базирования КА с КЛЭУ с высотой $H_{КА}$ и наклонением $i_{КА}$ потребуется совершить маневр, эквивалентный изменению скорости КА с КЛЭУ,:

$$\Delta V_{\text{вывод}} = \Delta V_{\Delta i} + \Delta V_{\Delta H}, \quad (3.45)$$

где $\Delta V_{\Delta i}$ – характеристическая скорость, требуемая для изменения наклонения КА с КЛЭУ на величину Δi [м/с]; $\Delta V_{\Delta H}$ – характеристическая скорость, требуемая для изменения высоты орбиты КА с КЛЭУ на ΔH [м/с].

В диссертации для определения параметров маневра изменения высоты используются соотношения для перелета между орбитами по Гомановской траектории. Величина $\Delta V_{\Delta H}$ [57]:

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu \cdot r_2}{r_1 \cdot (r_1 + r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (3.46)$$

$$r_1 = H_{КА0} + R_3, \quad (3.47)$$

$$r_2 = H_{КА} + R_3, \quad (3.48)$$

где $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли; $R_3 = 6378,14 \text{ км}$ – экваториальный радиус Земли.

Требуемое приращение скорости на орбите с высотой h_2 [57]:

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{\frac{2 \cdot \mu \cdot r_1}{r_2 \cdot (r_1 + r_2)}}. \quad (3.49)$$

Суммарное приращение скорости для межорбитального маневра:

$$\Delta V_{\Delta H} = \Delta v_1 + \Delta v_2. \quad (3.50)$$

Для расчета требуемого значения $\Delta V_{\Delta i}$ воспользуемся соотношением [56]:

$$\Delta V_{\Delta i} = 2 \cdot \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \cdot \sin \frac{|\Delta i|}{2}, \quad (3.51)$$

$$\Delta i = i_{КА} - i_{КА0}. \quad (3.52)$$

Для приблизительных оценок массы рабочего тела, требующейся для вывода КА с КЛЭУ на орбиту базирования, как и в работе [2], предположим, что вывод будет проводиться с космодрома Байконур с помощью отечественной ракеты-носителя тяжелого класса "Протон-М". Согласно работе [11], ракета-носитель Протон-М способна вывести на круговую орбиту высотой $H_{КА0} = 350 \text{ км}$ с наклоном $i_{КА0} = 51,6^\circ$ полезную нагрузку массой 19,7т [11].

3.4.3 Исходные данные для расчета требуемого запаса рабочего тела СКМ

Во введении было показано, что в составе ДУ СКМ КЛЭУ предлагается использовать ЭРД. Согласно работам [58 - 60], ЭРД можно использовать в составе ДУ не только для поддержания заданной орбиты КА, но и для вывода КА на орбиту базирования с опорной орбиты. В дальнейших расчетах будем считать, что в составе ДУ СКМ для поддержания орбиты в составе СКМ используется двигатель ИД-300, а для вывода КА с КЛЭУ с опорной на базовую орбиту используется ЭРД СПД-290. Параметры двигателей ИД-300 и СПД-290 приведены в таблице 3.15.

Таблица 3.13 – Параметры ИД-300 и СПД – 290 [61]

Разработчик	ЭРД	$I_{уд}$, м/с	Мощность, Вт	P , Н	КПД	Ресурс, час/дни
Центр Келдыша	ИД-300	30000	19000	0,08	0,62	15000/ 625
ОКБ Факел	СПД-290	3000	17500	1,5	0,65	27000/ 1150

3.5 Значения фона внешней среды

Считаем, что основным источником $V_{фон}$ является Земля. Для расчета $V_{фон}$ воспользуемся соотношением [62]:

$$V_{фон} = \frac{\rho_з \cdot q_{с\lambda}}{\pi},$$

где $\rho_з$ – спектральный коэффициент отражения земной поверхности; $q_{с\lambda}$ – спектральная мощность солнечного излучения, проходящего через единичную площадку, ориентированную перпендикулярно потоку, на расстоянии одной астрономической единицы от Солнца вне земной атмосферы.

На рисунке 3.12 [62] приведен диффузный коэффициент отражения для различных длин волн. Считаем, что для снижения дифракционных потерь в составе ЛС КЛЭУ на основе волоконных лазеров используются лазеры, излучающие на длине волны $(1 \pm 0,05)$ мкм. Тогда для обнаружения ФКМ по локационному сигналу СО КЛЭУ должна иметь камеру с рабочим диапазоном длин волн, соответствующим диапазону длин волн лазерного излучения $(1 \pm 0,05)$ мкм. Для рассматриваемого диапазона длин волн величина излучения, создаваемого Солнцем у поверхности Земли, составляет $66,9 \text{ Вт/м}^2$.

Видно, что для рассматриваемого диапазона длин волн $\rho_з \approx [0,3; 0,9]$. Тогда для рассматриваемого диапазона длин волн $V_{фон} \approx [6,4; 19,9] \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{ср}^{-1}$. В дальнейших расчетах примем усредненное значения $V_{фон} \approx 13 \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{ср}^{-1}$.

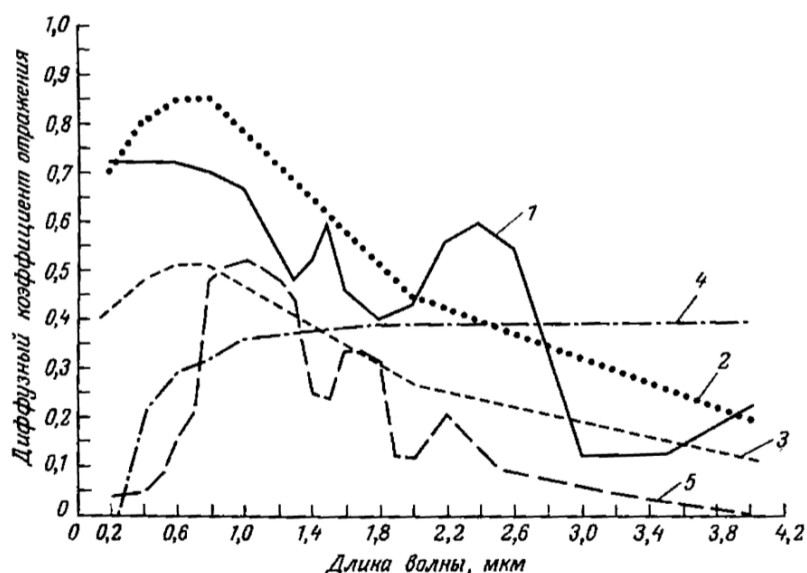


Рисунок 3.12 – Спектральный диффузный коэффициент отражения различных земных ландшафтов: 1 – облачность, направленный коэффициент отражения слоя в середине облака; 2-снег и лед, зимой; 3 – летний лед; 4 – почва и горные породы; 5 – растительность [62]

Видно, что для рассматриваемого диапазона длин волн $\rho_3 \approx [0,3; 0,9]$. Тогда для рассматриваемого диапазона длин волн $V_{фон} \approx [6,4; 19,9] \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{ср}^{-1}$. В дальнейших расчетах примем усредненное значения $V_{фон} \approx 13 \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{ср}^{-1}$.

3.6 Методика определения массы КА с КЛЭУ

Методику определения массы КА с КЛЭУ можно представить в следующем виде:

1. Задаются параметры подсистем КЛЭУ $X_{ФОС}, X_{ЛС}$ и параметры миссии $X_{миссия}$ (параметры, входящие в векторы описаны в предыдущей главе).
2. Рассчитываются масса КЛЭУ, величины подводимой к ней электрической мощности и отводимой от нее тепловой энергии:

$$Y_{ЛС} = f_{ЛС}(X_{ЛС}, X_{ФОС}, X_{миссия}) = (Q_{тепл}, N_{ЛС}, M_{КЛЭУ})^T$$

2.1. Используя соотношения (3.1) – (3.6), определяются $\eta_U, \eta_{сн}$ и $\eta_{ЛС}$.

2.2. Используя соотношения (3.7) – (3.11), определяются массы КЛЭУ и ее

подсистем $M_{КЛЭУ}, M_{ЛС}^{СГ}, M_{ЛС}^{СОТР}, M_{ФОС}, M_{пр}$, а из соотношения (3.1.4.6)

определяется $S_{ЛС}^{СОТР}$.

2.3. Определяется величина электрической мощности, требуемая для обеспечения работы основных подсистем КА (без учета СКМ) и КЛЭУ

$$N_{СЭП_1} = N_{ЛС} + N_{КА}.$$

3. Определяется масса КА с КЛЭУ и СЭП на основе СБ:

3.1. Если величина $N_{СЭП_i}$ не превышает предельного значения $(N_{СБ})_{\text{макс}}$, то, используя соотношения (3.16 – 3.30), рассчитывается масса СЭП на основе СБ $M_{СЭП}^{СБ}$ и площадь СБ $S_{СБ}$.

3.2. Проверяется условие $S_{СБ} \leq (S_{СБ})^{\text{макс}}$, если $S_{СБ}$ превосходит $(S_{СБ})^{\text{макс}}$ (подробнее см. в главе 4), то определяется режим работы ЛС с такой $\overline{P}_{ЛС}$, в котором данное условие удовлетворяется.

3.3. Используя соотношения (3.13), для массы $M_{СЭП}^{СБ} + M_{КЛЭУ}$ определяется масса $M_{ка0}$.

3.4. Используя соотношения (3.40) – (3.52), определяется масса СКМ $M_{рт}$ и требуемая величина электрической мощности $N_{СКМ}$ для обеспечения работы СКМ.

3.5. Рассчитывается масса КА с КЛЭУ на основе СБ:

$$M_{каi}^{\Sigma} = M_{СЭП}^{СБ} + M_{КЛЭУ} + M_{ка0} + M_{рт}.$$

3.6. Определяется требуемая величина электрической мощности:

$$N_{СЭП_i} = N_{СЭП_1} + N_{СКМ}.$$

3.7. Масса $M_{ка}^{\Sigma}$ может быть уточнена с учетом нового значения $N_{СЭП_i}$. В таком случае расчеты по п. 3.1 – 3.5 повторяются до тех пор, пока разница между текущим и предыдущим значениями масс будет не более чем предельная погрешность $\delta_{\text{масса}}$.

4. Аналогично определяется масса КА с КЛЭУ и СЭП на основе ЯЭУ:

4.1. Если величина $N_{ЛС} + N_{КА}$ не превышает предельного значения $(N_{ЯЭУ})_{\text{макс}}$, то, используя соотношения (3.33), рассчитывается масса СЭП на основе ЯЭУ $M_{СЭП}^{ЯЭУ}$.

4.2. Используя соотношения (3.13), для массы $M_{СЭП}^{ЯЭУ} + M_{КЛЭУ}$ определяется масса $M_{ка0}$.

4.3. Используя соотношения (3.40) – (3.52), определяется масса СКМ $M_{рт}$ и требуемая величина электрической мощности $N_{СКМ}$ для обеспечения работы СКМ.

4.4. Рассчитывается масса КА с КЛЭУ на основе СБ:

$$M_{каi}^{\Sigma} = M_{СЭП}^{ЯЭУ} + M_{КЛЭУ} + M_{ка0} + M_{рт}.$$

4.5. Определяется требуемая величина электрической мощности:

$$N_{СЭPi} = N_{СЭPi} + N_{СКМ}.$$

4.6. Масса $M_{ка}^{\Sigma}$ может быть уточнена с учетом нового значения $N_{СЭPi}$. В таком случае расчеты по п. 3.1 – 3.5 повторяются до тех пор, пока разница между текущим и предыдущим значениями масс будет не более чем предельная погрешность $\delta_{масса}$.

Блок-схема разработанной методики приведена на рисунке 3.13.

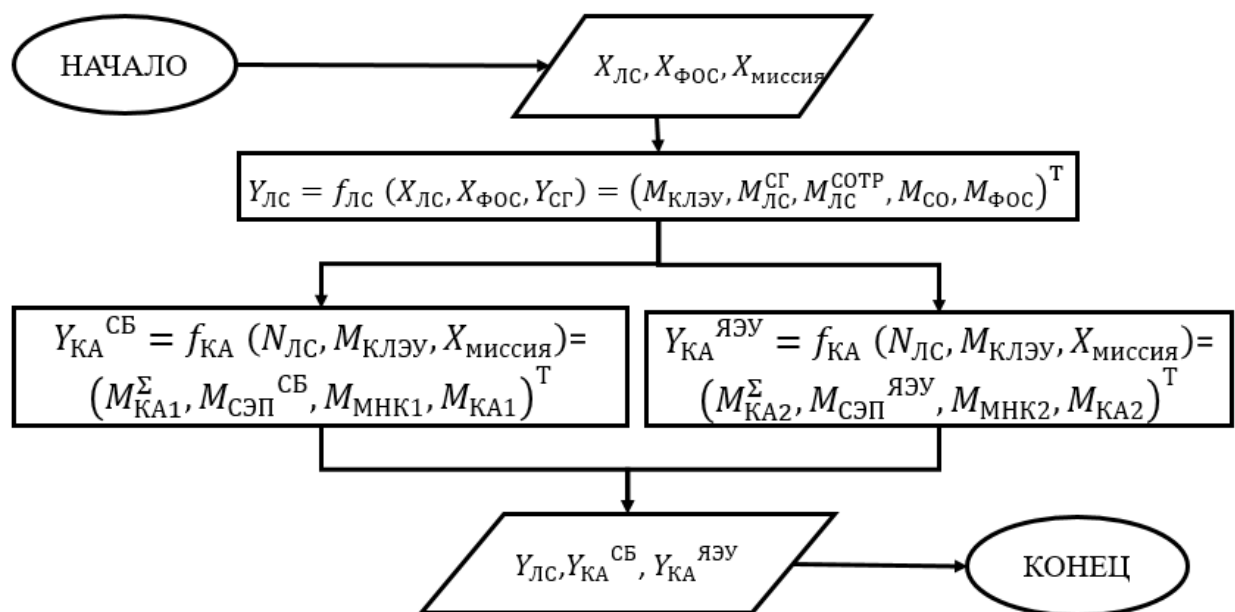


Рисунок 3.13 – Блок-схема методики определения массы КА с КЛЭУ

Выходные параметры можно записать в следующем виде:

$$Y_{КА} = (M_{СЭП}, M_{СКМ}, M_{КА})^T,$$

$$Y_{ЛС} = (M_{ЛС}, M_{ЛС}^{СГ}, M_{ЛС}^{СОТР}, M_{СО}, M_{ФОС})^T.$$

Выводы к главе 3

В данной главе приведены параметры подсистем КЛЭУ на основе волоконных лазеров: СО, ЛС, ФОС. Приведены значения яркости фона внешней среды, характерные размеры и массы ФКМ. Полученные значения можно использовать как исходные данные для расчета массы КА с КЛЭУ и определения параметров режимов работы КЛЭУ.

Приведены соотношения, позволяющие определить массу КЛЭУ, СЭП СКМ и общую массу КА с КЛЭУ. На основании приведенных соотношений разработана методика определения массы КА с КЛЭУ.

Глава 4 Параметрический синтез КЛЭУ на основе волоконных лазеров для решения задачи борьбы с фрагментами космического мусора

4.1 Описание методики параметрического синтеза КЛЭУ

При решении задачи параметрического синтеза КЛЭУ необходимо учитывать не только ограничения, накладываемые на энергетические характеристики подсистем КЛЭУ и площадь холодильника-излучателя, но и на ограничения по массе.

Методику определения массы КА с КЛЭУ и эффективности применения КЛЭУ, учитывающую ограничения по массе КА, можно представить в следующем виде (см. рисунок 4.1):

1. Задаются исходные данные $X_{\text{КЛЭУ}} = (X_{\text{ФОС}}, X_{\text{ЛС}}, X_{\text{СО}}, X_{\text{цели}}, X_{\text{фон}}, X_{\text{миссия}})^T$ и максимальная масса КА с КЛЭУ $(M_{\text{КЛЭУ}})_{\text{макс}}$.
2. Используя приведенную в главе 3 методику, рассчитывается масса КА с КЛЭУ:

$$M_{\text{ка}}^{\Sigma} = f_{\text{масса}}(X_{\text{ЛС}}, X_{\text{ФОС}}, X_{\text{миссия}}).$$

3. Если полученное значение массы КЛЭУ $M_{\text{ка}}^{\Sigma}$ превосходит предельно допустимое значение массы $(M_{\text{КЛЭУ}})_{\text{макс}}$, то параметры режима работы ЛС КЛЭУ изменяются таким образом (в данной работе уменьшается энергия импульса $E_{\text{лс}}$), чтобы удовлетворять ограничениям, накладываемым на массу КЛЭУ: $X_{\text{ЛС}} = X_{\text{ЛС}}^*$. После чего повторяется расчет $M_{\text{ка}}^{\Sigma}$ (см. п.2) для ЛС с обновленным вектором параметров $X_{\text{ЛС}}$.
4. Если условие $M_{\text{ка}}^{\Sigma} > (M_{\text{КЛЭУ}})_{\text{макс}}$ не удовлетворяется, то, используя методику, приведённую в главе 2, определяются параметры режимов работы и эффективности применения КЛЭУ:

$$\begin{pmatrix} N_{\text{ФКМ}}^{\Delta V} \\ Y_{\text{возо}} \\ Y_{\text{обн}} \end{pmatrix} = f_{\text{реж}}(X_{\text{КЛЭУ}}, X_{\text{цели}}, X_{\text{фон}}, X_{\text{миссия}}).$$

Выходными параметрами являются масса КА с КЛЭУ на основе волоконных лазеров $M_{КА}^{\Sigma}$ и значение показателя эффективности применения КЛЭУ – число удаляемых с занимаемой орбиты ФКМ $N_{ФКМ}^{\Delta V}$.

Расчеты по п. 2 – 4 выполняются отдельно для КЛЭУ с СЭП на основе СБ и отдельно для КЛЭУ с СЭП на основе ЯЭУ.

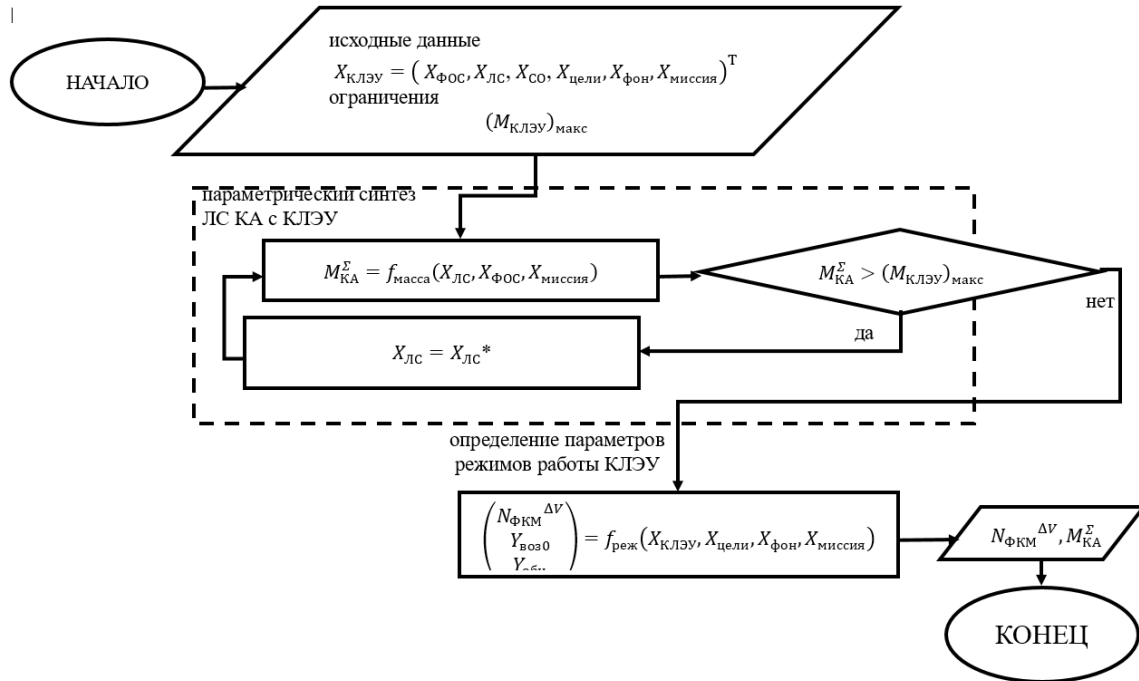


Рисунок 4.1 – Блок-схема методики параметрического синтеза КЛЭУ

4.2 Результаты применения разработанной методики для оценки эффективности работы КЛЭУ

Проведем расчет массы КА с КЛЭУ и эффективности применения КЛЭУ, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ. Рассмотрим восемь вариантов КА с КЛЭУ (четыре варианта для СЭП на основе ЯЭУ и четыре варианта для СЭП на основе СБ). Значения энергии лазерного импульса ЛС, диаметры выходной апертуры ФОС и высоты орбиты базирования КА с КЛЭУ (круговая орбита) рассматриваемых вариантов приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Основные параметры подсистем СГ и ФОС рассматриваемых вариантов КА с КЛЭУ

СЭП на основе		Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
ЯЭУ	$E_{лс}, \text{Дж}$	10	30	10	30
	$D_{лс}, \text{м}$	1	1	3	3
СБ	$E_{лс}, \text{Дж}$	10	30	10	30
	$D_{лс}, \text{м}$	1	1	3	3

Параметры подсистем СГ и ФОС, принятые неизменными для каждого из вариантов, приведены в таблице 4.2. Максимальный диаметр выходной апертуры КЛЭУ составляет 3 м. В качестве минимального диаметра выходной апертуры примем величину, равную 1 м. Электрическую мощность, требуемую для обеспечения работы остальных бортовых подсистем, примем равной $P_{КА}=2$ кВт.

Таблица 4.2 – Неизменные параметры подсистем СГ и ФОС рассматриваемых вариантов КА с КЛЭУ

Параметр	Значение
$f_{лс}, \text{Гц}$	1000
$\theta, \text{град}$	7,5
$\alpha_{скан}, \text{град/с}$	15
M^2	1,2
$\eta_{сн}$	0,5
$\eta_{сг}$	0,8
$\eta_{скс}$	0,7

В настоящей работе считаем, что при использовании СБ в составе СЭП максимальная генерируемая электрическая мощность ограничена величиной $(N_{СБ})_{\text{макс}}=100$ кВт (соответствует электрической мощности, генерируемой СБ, разработанными фирмой «Локхид» [52]), что при КПД ЛС 0,3 приводит к

ограничению среднего уровня мощности лазерного излучения, генерируемого СГ КЛЭУ, $\overline{P_{сг}} \leq 30$ кВт (мощность без учета обеспечения бортовых подсистем КЛЭУ и мощность, требующаяся для подзарядки АБ). Для сравнения массовых характеристик КА с КЛЭУ и СЭП на основе ЯЭУ и СБ расчет для КЛЭУ с СЭП на основе ЯЭУ также будем проводить для значений $\overline{P_{сг}} \leq 30$ кВт.

Расчет будем проводить для двух орбит базирования с высотами 450 км и 850 км, наклоном 55° . Согласно [1], орбита с высотой 850 км и наклоном 55° относится к одной из наиболее загрязненных орбит. Орбита с высотой 450 км активно используется для базирования КА различного назначения, в том числе для пилотируемых полетов [1].

Вибрации, возникающие в конструкции КА с КЛЭУ и СЭП на основе СБ, влияют на точность наведения лазерного излучения, генерируемого КЛЭУ, на ФКМ. На сегодняшний день в литературе нет данных о влиянии площади СБ на точность наведения КЛЭУ. Однако в одном из проектов КЛЭУ, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ, площадь СБ составляет $S_{сб}=250$ м² (проект LADROIT). Поэтому в диссертации принято, что площадь СБ должна быть не более $(S_{сб})^{\max}=300$ м².

Для обеспечения наибольшей зоны обнаружения энергия импульса в режиме «Обнаружение» должна быть равна энергии импульса в режиме «Воздействие» и равна $E_{лс}^{\text{возд}} = E_{лс}^{\text{лок}} = E_{лс}$. Время сканирования для каждого из вариантов было принято равным $t_{\text{скан}}=20$ с.

За исключением значений $E_{лс}^{\text{лок}}$ и $D_{\text{вх}}$ параметры СО КЛЭУ в расчетах будут приняты неизменными для всех рассматриваемых вариантов КЛЭУ. Диапазоны наиболее характерных значений параметров СО и критерии их выбора для достижения наибольшей дальности обнаружения приведены в таблице 4.3. Параметры фоно-целевой обстановки приведены в таблице 4.4. Минимальный размер обнаруживаемого объекта соответствует

минимальному характерному размеру ФКМ 4 группы (1 см). Параметры миссии КА с КЛЭУ приведены в таблице 4.5.

Таблица 4.3 – Параметры СО КЛЭУ

Параметр k	Критерий выбора	Характерные значения для рассматриваемого диапазона длин волн	
		Диапазон	Принятое в расчете значение
$d_{\text{пикс}}$, МКМ	$\min(d_{\text{пикс}})$	3...20	3
$n_{\text{отн}}$	$\min(n_{\text{отн}})$	1/1...1/8	1/8
$\eta_{\text{мфпу}}$	$\max(\eta_{\text{мфпу}})$	0,5...0,7	0,7
$\tau_{\text{опт}}$	$\min(\tau_{\text{опт}})$	$\leq 0,7$	0,7
Δf , Гц [2]	$\min(\Delta f)$	50...100	50
D^* , см·Гц ^{0,5} ·Вт ⁻¹ [2]	$\max(D^*)$	$10^9 \dots 10^{15}$	10^{15}
$N_{\text{сш}}^{-1}$	$\min(N_{\text{сш}}^{-1})$	≥ 12	12
$t_{\text{эксп}}$, с	$\min(t_{\text{эксп}})$	$\geq 10^{-6}$	10^{-6}

Таблица 4.4 – Усредненные параметры фоно-целевой обстановки, используемые в расчетах

Параметр	Диапазон значений	Принятое в расчете значение
$[\rho_{\text{цели}}]$	[0,2;0,9]	0,6
$[B_{\text{фон}}]$, Вт·м ⁻² ·ср ⁻¹ для диапазона (1,06 ±0,01) мкм	[6,4; 19,9] – в поле зрения попадает Земля	13
$d_{\text{цели}}$, м	$\geq 10^{-5}$	0,01

Таблица 4.5 – Параметры миссии КА с КЛЭУ и параметры КА

Параметр	Принятое в расчете значение
$H_{\text{КА}}$, км	850
$i_{\text{КА}}$, град	55
$\tau_{\text{клэу}}$, лет	10
$P_{\text{КА}}$, кВт	2
$M_{\text{КА}}^{\text{макс}}$, кг	20 000
$N_{\text{фос}} + N_{\text{КА}} + N_{\text{СО}}$, кВт	5

4.2.1 КЛЭУ с системой электропитания на основе ЯЭУ

Результаты расчетов массы подсистем ЛС и СЭП на основе ЯЭУ для четырех рассматриваемых вариантов КЛЭУ приведены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Масса подсистем КЛЭУ с СЭП на основе ЯЭУ

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
$M_{\text{Фос}}$, кг	431	431	683	683
$M_{\text{СГ}}$, кг	360	1152	360	1152
$M_{\text{СОТР}}$, кг	78	234	78	234
$M_{\text{СЭП}}^{\text{ЯЭУ}}$, кг	2456	4224	2456	4224

Масса подсистемы СКМ и общая масса КЛЭУ приведены в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Масса подсистемы СКМ и общая масса КЛЭУ, базирующей на рассматриваемых орбитах

$H_{\text{КА}}$, км	Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
	p				
450	$M_{\text{СКМ}}$, кг	116	187	123	194
	$M_{\text{КА}}^{\Sigma}$, кг	6292	9572	6616	9896
850	$M_{\text{СКМ}}$, кг	153	247	162	256
	$M_{\text{КА}}^{\Sigma}$, кг	6338	9647	6665	9974

Параметры режимов для КЛЭУ, базирующихся на каждой из выбранных высот, одинаковы. Максимальная дальность работы КЛЭУ в режиме «Воздействие» и параметры режима «Обнаружение» приведены в таблице 4.8. В таблице 4.9 приведено количество ФКМ $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$, принадлежащих к рассматриваемым группам, обнаруживаемых КЛЭУ за один год.

Таблица 4.8 – Максимальная дальность работы в режиме «Воздействие» и параметры режима «Обнаружение» КЛЭУ

	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
$\Phi_{\text{лс}}^{\text{возд}}$, рад	$7,75 \cdot 10^{-6}$			
$R_{\text{воздМ}}$, км	18	30	53	92
$r_{\text{лп}}$, м	4	6	10	15
$r_{\text{скан}}$, км	0,6	0,9	1,4	2,2
$f_{\text{изм}}$, Гц	1000			
$R_{\text{обн}}$, км	35	51	85	136

Таблица 4.9 – Число обнаруживаемых КЛЭУ за один год ФКМ $N_{\text{фкм}}^{\Sigma}$, принадлежащих к 4-6 группам для рассматриваемых высот базирования

Высота, км	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
450	18	37	101	244
850	87	190	474	1223

При работе установки на данном режиме был проведен расчет числа удаляемых объектов. На рисунке 4.2 приведено отношение числа ФКМ $N_{\text{фкм}}$, принадлежащих к 4-6 группам, высота орбиты которых снижена на $\Delta H_{\text{фкм}}$, к числу ФКМ, обнаруживаемых КЛЭУ $N_{\text{фкм}}^{\Sigma}$ за один год, для орбиты базирования 450 км. Аналогичные данные для КЛЭУ, базирующейся на орбите 850 км, приведены на рисунке 4.3.

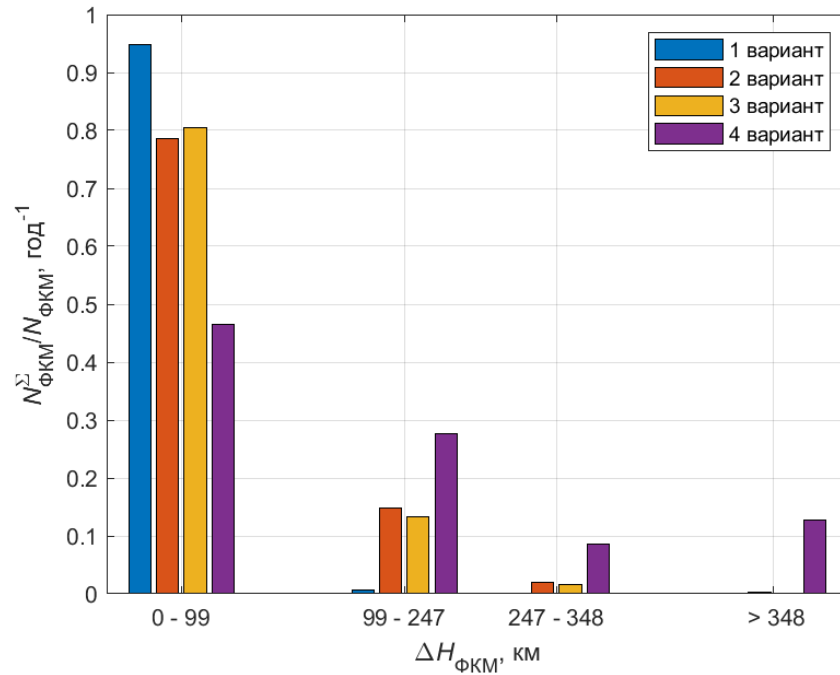


Рисунок 4.2 – Отношение числа ФКМ $N_{\text{ФКМ}}$, принадлежащих к 4-6 группам, высота орбиты которых снижена на $\Delta H_{\text{ФКМ}}$, к числу обнаруживаемых КЛЭУ ФКМ $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$ за год, для орбиты базирования 450 км

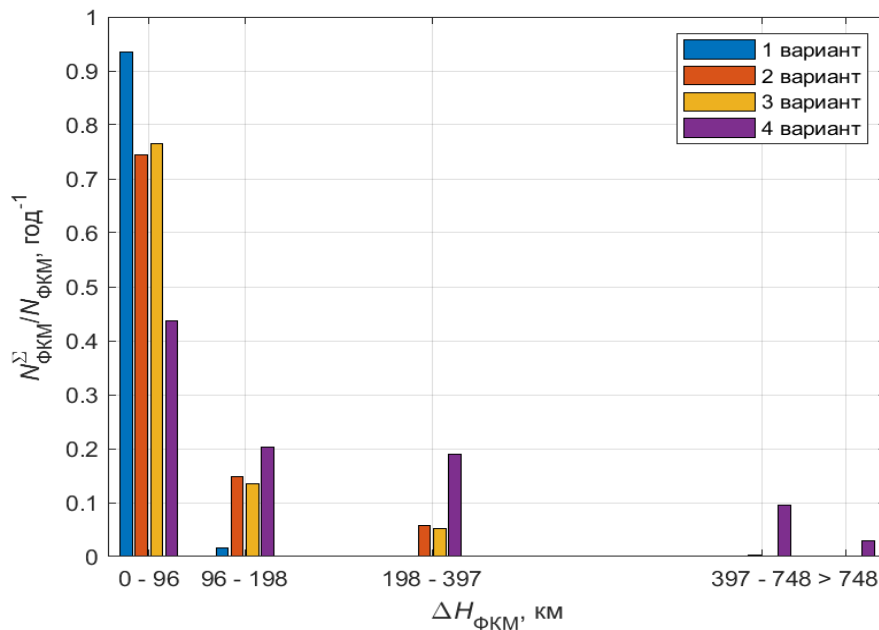


Рисунок 4.3 – Отношение числа ФКМ $N_{\text{ФКМ}}$ принадлежащих к 4-7 группам, высота орбиты которых снижена на $\Delta H_{\text{ФКМ}}$ к числу обнаруживаемых КЛЭУ ФКМ $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$ за один год, для орбиты базирования 850 км

4.2.2 КЛЭУ с системой электропитания на основе СБ

Результаты расчетов массы КЛЭУ с СЭП на основе ЯЭУ для рассматриваемых вариантов приведены в таблице 4.10. Масса подсистемы СКМ и общая масса КЛЭУ приведены в таблице 4.11. В таблице 4.12 приведено количество ФКМ $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$, принадлежащих к рассматриваемым группам, обнаруживаемых КЛЭУ за год.

Таблица 4.10 – Масса подсистем КЛЭУ с СЭП на основе СБ и энергия лазерного импульса, генерируемая СГ ЛС

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
$M_{\text{ФОС}}$, кг	431	431	683	683
$M_{\text{СГ}}$, кг	360	1057	360	1057
$M_{\text{СОТР}}$, кг	78	229	78	229

Таблица 4.11 – Площадь СБ, масса подсистемы СКМ и общая масса КЛЭУ, базирующихся на рассматриваемых орбитах

$H_{\text{КА}}$, км	Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
450	$M_{\text{СКМ}}$, кг	96	228	106	235
	$M_{\text{СЭП}}^{\text{СБ}}$, кг	1168	4833	1168	4833
	$M_{\text{КА}}^{\Sigma}$, кг	3988	9169	4280	9458
	$S_{\text{СБ}}$, м ²	271	664	271	664
850	$M_{\text{СКМ}}$, кг	118	287	127	296
	$M_{\text{СЭП}}^{\text{СБ}}$, кг	1112	4833	1113	4833
	$M_{\text{КА}}^{\Sigma}$, кг	3734	9040	4026	9332
	$S_{\text{СБ}}$, м ²	262	664	262	664

Таблица 4.12 – Число обнаруживаемых КЛЭУ ФКМ $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$ за один год, принадлежащих к 4-6 группам, для рассматриваемых высот базирования ($Z_{\text{КЛЭУ}}=0,7$)

Высота, км	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
450	13	26	71	170
850	60	133	331	856

Максимальная дальность работы КЛЭУ в режиме «Воздействие» и параметры режима «Обнаружение» приведены в таблице 4.13.

Таблица 4.13 – Максимальная дальность работы в режиме «Воздействие» и параметры режима «Обнаружение» КЛЭУ

	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
$\varphi_{\text{лс}}^{\text{возд}}$, рад	$7,75 \cdot 10^{-6}$			
$R_{\text{воздМ}}$, км	18	30	53	92
$r_{\text{лп}}$, м	4	6	10	15
$r_{\text{скан}}$, км	0,6	0,9	1,4	2,2
$f_{\text{изм}}$, Гц	1000			
$R_{\text{обн}}$, км	35	51	85	136

На рисунке 4.4 приведено отношение числа ФКМ $N_{\text{ФКМ}}$, принадлежащих к 4-6 группам, высота орбиты которых снижена на $\Delta H_{\text{ФКМ}}$, к числу ФКМ, обнаруживаемых КЛЭУ за год $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$, для орбиты базирования 450 км. Аналогичные данные для КЛЭУ, базирующейся на орбите 850 км, приведены на рисунке 4.5.

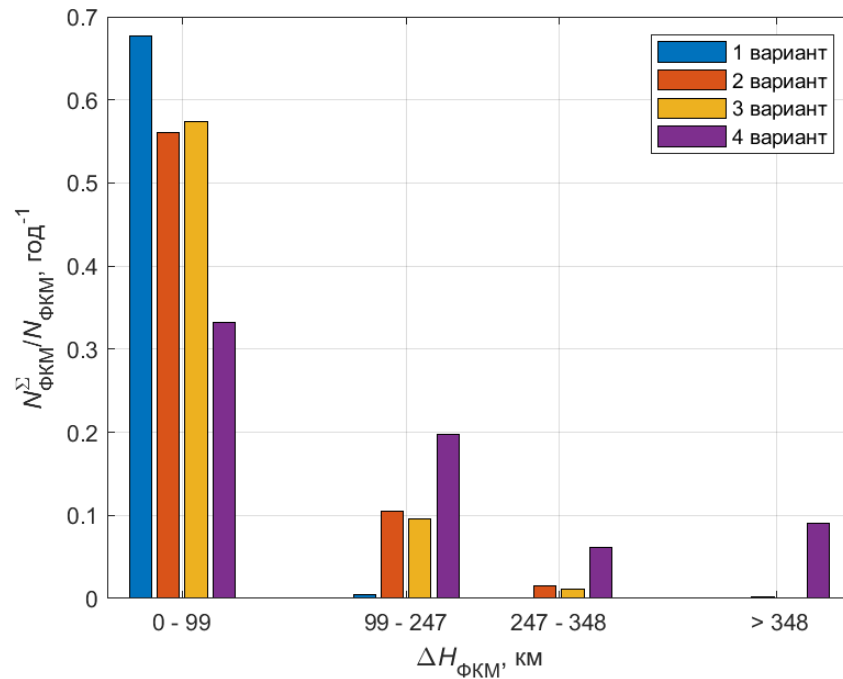


Рисунок 4.4 - Отношение числа ФКМ $N_{\text{ФКМ}}$, высота орбиты которых снижена на $\Delta H_{\text{ФКМ}}$, к числу обнаруживаемых КЛЭУ ФКМ $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$ за один год, принадлежащих к 4-6 группам для орбиты базирования 450 км

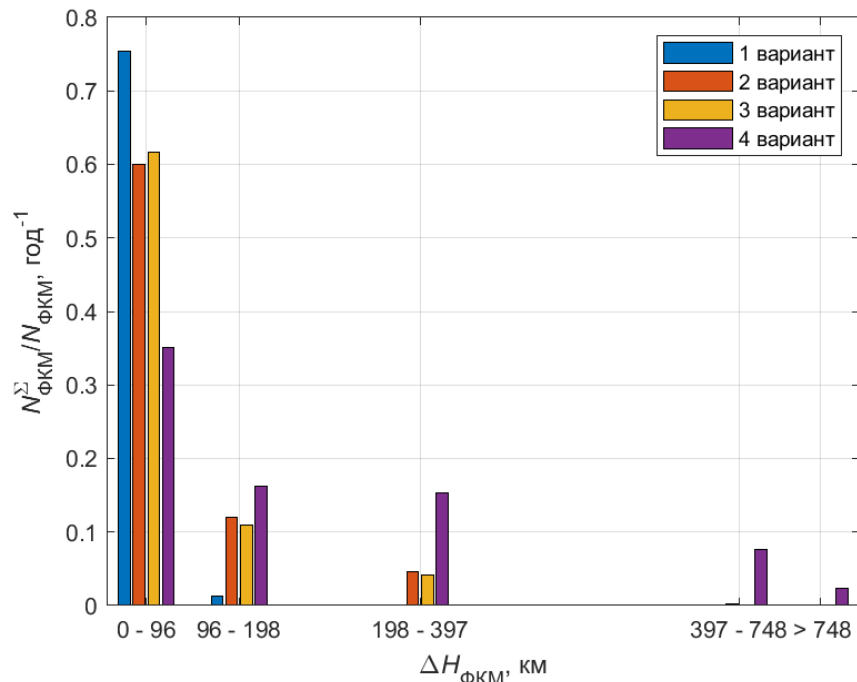


Рисунок 4.5 - Отношение числа ФКМ $N_{\text{ФКМ}}$, высота орбиты которых снижена на $\Delta H_{\text{ФКМ}}$, к числу обнаруживаемых КЛЭУ ФКМ $N_{\text{ФКМ}}^{\Sigma}$ за один год, принадлежащих к 4-6 группам для орбиты базирования 850 км

4.2.3 Сравнение характеристик КЛЭУ с системой электропитания на основе ЯЭУ и СБ

Полученная масса рассматриваемых вариантов КА с КЛЭУ, базирующихся на высотах 450 км и 850 км и число удаляемых с занимаемой орбиты ФКМ приведены в таблицах 4.14 и 4.15 соответственно.

Таблица 4.14 – Основные параметры КА с КЛЭУ и СЭП на основе СБ и ЯЭУ, базирующихся на высоте 450 км

СЭП на основе	Вариант	$\overline{P_{сг}}$, кВт	M _{КЛЭУ} , кг	r _{скан} , км	η _{очистки} для диапазонов Δh _{ФКМ} :			Общая эффективность η _{очистки} (Δh _{ФКМ} не менее 100 км)
					100...250 км	250...350 км	≥350 км	
СБ	1	10	3988	0,85	-	-	-	-
	2	30	9169	0,88	0,10	-	-	0,10
	3	10	4280	1,5	0,10	0,01	-	0,11
	4	30	9458	2,3	0,19	0,06	0,09	0,34
ЯЭУ	1	10	6292	0,85	0,01	-	-	-
	2	32	9572	0,88	0,15	0,02	-	0,17
	3	10	6616	1,5	0,13	0,02	-	0,15
	4	32	9896	2,3	0,27	0,08	0,12	0,47

Таблица 4.15 – Основные параметры КА с КЛЭУ и СЭП на основе СБ и ЯЭУ, базирующихся на высоте 850 км

СЭП на основе	Вариант	$\overline{P_{ст}}$, кВт	M _{КЛЭУ} , кг	r _{скан} , км	η _{очистки} для диапазонов Δh _{ФКМ} :			Общая эффективность η _{очистки} (Δh _{ФКМ} не менее 100 км)
					100...400 км	400...750 км	> 750 км	
СБ	1	10	3734	0,85	0,01	-	-	0,01
	2	30	9040	0,88	0,06	-	-	0,06
	3	10	4026	1,5	0,15	-	-	0,15
	4	30	9332	2,3	0,31	0,07	0,02	0,4
ЯЭУ	1	10	6338	0,85	0,02		-	0,02
	2	32	9647	0,88	0,19		-	0,19
	3	10	6665	1,5	0,18		-	0,18
	4	32	9974	2,3	0,39	0,09	0,03	0,51

Выводы к главе 4

Различное количество удаляемых ФКМ при работе КЛЭУ на основе двух различных типов СЭП в одинаковых режимах объясняется тем, что коэффициент, учитывающий перерывы в работе КЛЭУ (далее коэффициент использования орбиты) с СЭП на основе СБ в настоящей работе принимался равным $K_{КЛЭУ} = 0,7...0,8$ (КЛЭУ с СЭП на основе СБ не работала в моменты затенения). Работа КЛЭУ с СЭП на основе СБ с коэффициентом $Z_{КЛЭУ} = 1$, в зависимости от времени миссии, привела бы к увеличению массы КЛЭУ на величину порядка 1...5 т. В результате чего использование СБ в составе СЭП в сравнении с использованием ЯЭУ в составе СЭП не дает преимуществ по массе КА с КЛЭУ.

Согласно конвенции о ядерной безопасности, принятой 5 июля 1994 г., запуск СЭП на основе ЯЭУ может осуществляться лишь на орбитах, высоты которых превышают 800 км. Поэтому, применение КЛЭУ с СЭП на основе ЯЭУ, базирующейся на орбите с высотой 450 км, рассмотрено в диссертации лишь для качественного сравнения характеристик КЛЭУ на основе различных СЭП.

В результате можно сформулировать рекомендации по выбору типа СЭП в зависимости от ограничений на массу и орбиты базирования КА с КЛЭУ, а также режима работы ЛС КЛЭУ на основе волоконных лазеров:

1) В составе СЭП КА с КЛЭУ на основе волоконных лазеров рекомендуется использовать СБ при:

- ограничении на максимальную величину массы КА с КЛЭУ до 6 т;
- орбитах базирования КА с КЛЭУ с высотами менее 800 км;
- работе ЛС КЛЭУ в режиме, мощность лазерного излучения в котором эквивалентна мощности лазерного излучения в непрерывном режиме менее 10 кВт, и условию, что КЛЭУ не проводит очистку выбранной орбиты от опасных ФКМ в моменты затенения СБ.

2) В составе СЭП КА с КЛЭУ на основе волоконных лазеров рекомендуется использовать ЯЭУ:

- при высоте орбиты базирования более 800 км и величине массы КА с КЛЭУ свыше 6 т;
- для достижения наибольшей эффективности очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ и наименьшей массы КА с КЛЭУ на основе волоконных лазеров при времени миссии ≈ 10 лет;
- при работе ЛС на основе волоконных лазеров в режиме, мощность лазерного излучения в котором эквивалентна мощности лазерного излучения в непрерывном режиме ≥ 10 кВт.

Заключение

При достижении поставленных в настоящей диссертации задач были получены следующие результаты:

1. Сформирован структурный облик КЛЭУ на основе волоконных лазеров для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ.
2. Для КЛЭУ на основе волоконных лазеров разработаны методики:
 - определения параметров режимов работы КЛЭУ и эффективности ее применения для очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ;
 - определения массы КА с КЛЭУ на основе волоконных лазеров для очистки околоземного пространства от опасных ФКМ;
 - параметрического синтеза КЛЭУ на основе волоконных лазеров, решающей задачу очистки выбранной орбиты от опасных ФКМ.
3. Полученные в работе результаты позволяют сделать следующие выводы о использовании СЭП с СБ и СЭП с ЯЭУ в составе КЛЭУ на основе волоконных лазеров:
 - Для очистки от опасных ФКМ орбит с высотами менее 800 км или при ограничении массы КА с КЛЭУ величиной 6 т, в составе КЛЭУ предложено использовать СЭП на основе СБ.
 - Для очистки от опасных ФКМ орбит с высотами более 800 км и при режиме работы ЛС с мощностью лазерного излучения, эквивалентной мощности лазерного излучения в непрерывном режиме более 10 кВт, в составе КЛЭУ рекомендовано использовать СЭП на основе ЯЭУ.

Список литературы

1. Вениаминов С. С. Космический мусор – угроза человечеству. 2-е издание, исправ. и доп. М.: ИКИ РАН, 2013. 207 с.
2. Владенков А.В., Ивакин С.В., Метельников А.А., Научный руководитель - Авдеев А.В. «Применение пассивной и активной защиты для космических аппаратов в околоземном пространстве». XLIV Международная молодежная научная конференция Гагаринские чтения – 2018 , Сборник тезисов докладов, том 1, Москва, 17-20 апреля 2018 г., С. 183.
3. Хуторовский З.Н., Каменский С.Ю., Бойков В.Ф., Смелов В.Л. Риск столкновений космических объектов на низких высотах // В сб. "Столкновения в околоземном пространстве (Космический мусор)". – М.: Космосинформ, 1995. – С.19–90.
4. Campbell I.W. Project ORION: orbital debris removal using ground-based sensors and lasers // NASA Technical Memorandum 108522. 1996. 342 p.
5. Кузнецов Л.И., Савичев В.Ю., Тихонов Н.Н. Лазерно-реактивная защита космических аппаратов от малоразмерного мусора // Квантовая электроника. – М., 1998 – Т. 25, №4. – С.372–376.
6. Игнатъев А.Б., Назаренко А.В. «О возможности борьбы с космическим мусором и поддержания орбит низкоорбитальных КА с использованием лазерной системы передачи энергии воздушного базирования». 9-ая международная конференция «Авиация и космонавтика – 2010». Тезисы докладов. Москва, МАИ 16-18 ноября 2010г. с 108109.
7. Авдеев А.В., Метельников А.А. Бортовая лазерная силовая установка для борьбы с космическим мусором// Труды МАИ, 2016, №89: https://mai.ru/upload/iblock/28b/avdeev_melnikov_rus.pdf
8. Ашурбейли И.Р., Лаговиер А.И., Игнатъев А.Б., Назаренко А.В. Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического

аппарата// Труды МАИ, 2011, № 43:<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24856>

9. Бункин Ф.В. Использование лазерного источника энергии для создания реактивной тяги / Ф. В. Бункин, А.М. Прохоров // Успехи физических наук – 1976. – Т.119, №3 – С. 425-446.
10. Schall W.O. Laser requirements for the removal of space debris from orbit // SPIE. 1998. V. 3574. - P. 428-436.
11. Расчетно-теоретическое исследование характеристик и обоснование возможности создания многоцелевой космической энергоустановки на основе фтороводородных непрерывных химических лазеров: диссертация ... кандидата технических наук: 05.07.05, 01.04.21 / Авдеев Алексей Валерьевич; [Место защиты: Моск. гос. авиац. ин-т].
12. Soulard R., Quinn M. N., Toshiki T., Mourou G. ICAN: A novel laser architecture for space debris removal. Acta Astronautica. 105. 2014. P. 192–200.
13. Путь в ракетной технике, под ред. Б.И. Каторгина. М.: Машиностроение, Машиностроение-Полет. 2004. 488 с.
14. Звелто О. Принципы лазеров. М.: Мир, 1990. 558с.
15. Toshikazu E. Demonstration designs for the remediation of space debris from the International Space Station/ Toshikazu E. et al.. Acta Astronautica. 112. 2015. doi: 10.1016/j.actaastro.2015.03.004
16. ГОСТ Р 25645.167-2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. - М.:Стандартинформ, 2005. – 40 с.
17. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок [Электронный ресурс] // сайт «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва». 2013.Свободный доступ. URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2013/01-2013/01-01.pdf> (дата обращения: 05.01.2018)

18. Phipps R.C., Bonnal C. A Spaceborne, pulsed UV laser system for re-entering or nudging LEO debris, and re-orbiting GEO debris. *Acta Astronautica*. 118. 2016. P. 224-236.
19. Phipps R.C. L'ADROIT – A spaceborne ultraviolet laser system for space debris clearing. *Acta Astronautica*. 104. 2014. P. 243–255.
20. Авдеев А.В., Метельников А.А. Теоретическая разработка лидарной установки космического базирования на основе непрерывного химического DF-лазера для мониторинга атмосферы // Труды МАИ, 2015 г., выпуск № 81, <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57833>
21. Avdeev A., Boreysho A., Ivakin S., Katorgin B., Metelnikov A. Nuclear powered spaceborne laser for orbital debris removal // *PROCEEDINGS OF SPIE*, 11042, XXII International Symposium on High Power Laser Systems and Applications, 1104211 (3 January 2019); doi: 10.1117/12.2522456
22. Авдеев А.В., Метельников А.А. Системная модель передающего канала лазерной бортовой энергоустановки для борьбы с космическим мусором // Альманах мировой науки, 2016 г., №10-1 (13), С. 77-79.
23. Авдеев А.В., Метельников А.А. «Обоснование требований к точности наведения лазерной бортовой энергоустановки для борьбы с космическим мусором»// Конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. Москва, 2016. с. 84.
24. Авдеев А. В., Метельников А.А. «Многофункциональные лазерные энергетические установки на основе волоконных лазеров». 17-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика-2018». Тезисы. Москва, МАИ 19-23 ноября 2018 г., с. 91-93.
25. Метельников А.А., Научный руководитель - Авдеев А.В. «Методика анализа параметров подсистем генерации и формирования лазерного излучения мобильных многофункциональных лазерных энергетических установок». XLV Международная молодежная научная конференция

Гагаринские чтения – 2019 , Сборник тезисов докладов, Москва, 16-19 апреля 2019 г., с. 149.

26. Авдеев А. В., Владенков А.В., Ивакин С.В., Метельников А.А. «Система маневрирования космического аппарата с лазерной энергоустановкой, предназначенной для борьбы с космическим мусором». 16-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика-2017». Тезисы. Москва, МАИ 20-24 ноября 2017 г., с. 86-87.

27. Авдеев А. В., Ивакин С.В., Метельников А.А., Погода А.П. «Твердотельные ОВФ-лазеры для решения космических задач». 16-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика-2017». Тезисы. Москва, МАИ 20-24 ноября 2017 г., с. 109-110.

28. Claude P. et al. Laser impulse coupling at 130 fs// Claude P et al. Applied Surface Science. 2005. doi: 10.1117/12.568419

29. D. Liedahl Pulsed laser interactions with space debris: target shape effects// D. Liedahl et al. Adv. SpaceRes. Vol. 52. 2013, P. 895–915.

30. А.В. Авдеев, А.С. Башкин, Б.И. Каторгин, М.В. Парфеньев Анализ возможности очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического НФ-лазера/ Квант. электроника, 2011, 41 (7), 669–674.

31. Авдеев А. В., Каторгин Б. И., Метельников А. А. Методика расчета энергетических характеристик подсистем мобильных многофункциональных лазерных энергетических установок на основе волоконных лазеров// Вестник МАИ 2019. Т. 26. № 2. С. 61-69.

32. Sinko J., Phipps C. Modeling CO2 laser ablation impulse of polymers in vapor and plasma regimes. Applied Physics Letters. 95 (2009) 131105-1–131105-3. doi: 10.1063/1.3234382

33. Гарнов С. В. Оценка характеристик перспективного орбитального лазерного локатора для мониторинга космического мусора // Гарнов С. В. и др. Труды института общей физики им. А.М. Прохорова. 2014. 70. С. 26-38.

34. Авдеев А.В., Метельников А.А. «Локационный канал многофункциональной лазерной энергетической установки»// 9-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. Москва, 2017. с. 76-78.
35. Матвеев И.Н. Протопопов В. В., Троицкий И. Н., Устинов Н. Д. Лазерная локация / Под ред. Н.Д. Устинова. М.: Машиностроение, 1984. 272 с.
36. Метельников А.А., Научный руководитель - Авдеев А.В. «Приемный канал бортовой лазерной энергоустановки». XLIII Международная молодежная научная конференция Гагаринские чтения – 2017 , тезисы докладов, Москва, 5-19 апреля 2017 г., с 572-573.
37. The Infrared and electro-optical systems handbook / Clifton S. Fox, editor - Library of Congress Cataloging-in-Publication Data. 1978. 326 p.
38. Injeyan H., Goodno G. High Power Laser Handbook. - 1st Edition. - New York: McGraw-Hill Professional, 2011. 624 p.
39. Dawson J.W Analysis of the scalability of diffraction-limited fiber lasers and amplifiers to high average power // Dawson J.W. et al. Optics Express. 2008. Vol. 16. Issue 17, P. 13240-13266.
40. Andy Clarkson High Power Fibre Lasers and Amplifiers, Winter College on Fibre Optics, Fibre Lasers and Sensors International Centre for Theoretical Physics 12 –23 February 2007. – 133 p.: <http://indico.ictp.it/event/a06183/session/15/contribution/10/material/0/1.pdf> (04.09.19)
41. Esmaeil M Thermal Modeling, Heat Mitigation, and Radiative Cooling for Double-Clad Fiber Amplifiers// Esmaeil M. et al. Journal of the Optical Society of America B. – 2018.-Vol. 35, Issue 10. – P. 2484-2493
42. Nilsson J., Clarkson W.A., Selvas R. et al. High-power wavelength-tunable cladding-pumped rare-earth-doped silica fiber lasers // Optical Fiber Technology. 2004. N 10. P. 5–30.

43. Mourou G. A. The future is fibre accelerators// Mourou G. A. et al. Nature photonics. vol 7. 2013, P. 258-261.
44. Soulard. R. Design and properties of a Coherent Amplifying Network laser// Soulard. R. et al. Amplifying Network laser. Applied Optics. 54. 4640-4645. 2015. doi: 10.1364/AO.54.004640.
45. Борейшо А.С., Ивакин С.В. Б 82 Лазеры: устройство и действие: Учебное пособие. — СПб.: Издательство «Лань», 2016. — 304 с.
46. Larson W. J., Wertz J. R. Space mission analysis // Microcosm Press. 1999. 987 p.
47. Holst G.C. Electro-Optical Imaging System Performance, Sixth Edition // SPIE PRESS BOOK. 2017, 407 p.
48. Воронин В. Г. Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов / В. Г. Воронин, А. В. Ревякин, В. Я. Сасин, В. С. Тарасов. — Москва: Машиностроение, 1976. — 200 с.
49. Алексеев С. В., Рыбкин Б. И., Прокопенко И. Ф. Низкотемпературные тепловые трубы для космической техники. В 2 томах. Том 1. Проблемы обеспечения работоспособности. М.: Новости, 2006. 240 с.
50. Spacecraft systems engineering, 3rd ed., by P. Fortescue, J. Stark, and G. Swinerd. Chichester. UK: Wiley, 2005. 678p. doi: 10.1002/9781119971009.
51. Ярыгин В.И. Ядерная энергетика прямого преобразования в космических миссиях XXI В// Известия высших учебных заведений. Ядерная энергетика. 2013. 2. С 5-20.
52. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов [Текст] : учебник для студ. вузов / Л. А. Квасников [и др.]. - 2-е изд., перераб. и доп. - М. : Изд-во МАИ, 2001. - 480 с.
53. Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Скребков С.А. Вероятностные оценки массовых характеристик энергодвигательных систем транспортных и транспортно-энергетических космических аппаратов// Космическая техника и технологии. 2017. № 1(16) – С. 71-81.

54. Косенко А.Б., Синявский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. №2. С.72 – 84.
55. Куландин А.А., Тимашев С.В. Энергетические системы космических летательных аппаратов - М.: Машиностроение, 1972, 428 с.
56. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников земли. М.: ИПК Издательство стандартов, 2004. 28 с.
57. Введение в динамику космического полета: Учебное пособие / Сост. М.Ю. Овчинников. М.: МФТИ. 2016. 208 с.
58. А.В. Хромов, В.П. Ходненко Выбор проектных параметров системы коррекции орбиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2011. - №2. – С. 15-22.
59. А.В. Яковлев, А.А. Внуков, Т.Н. Баландина Довыведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 2. – С. 5.
60. Кондратьев А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электродвигательной установкой / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».Х., 2009. № (67). С. 82-84.
61. Ким В.П., Семенкин А.В., Хартов С.А. Конструктивные и физические особенности двигателей с замкнутым дрейфом электронов. – М.:Изд-во МАИ, 2016. 160 с.
62. Справочник по инфракрасной технике/Ред. У. Волф, Г. Цисис. В 4-х тт. Т. 1. Физика ИК-излучения: Пер. с англ- М.: Мир, 1995.-606 с.

Приложение А – К определению требуемых углов воздействия на ФКМ

А.1.1 Характерные орбиты ФКМ и механизм их изменения

В работе [2] отмечалось, что ФКМ имеет эллиптические орбиты.

Основными параметрами орбиты ФКМ являются:

Q, q – апогейное и перигейное расстояние;

e – эксцентриситет орбиты;

a, b – наибольшая и наименьшая ось эллипса;

$V_{\text{фкм}}, V_r, V_\tau$ – результирующая, радиальная и тангенциальная скорость ФКМ;

R – радиус-вектор (расстояние ФКМ от центра гелиоцентрической системы координат при значении истинной аномалии ϑ).

При известных значениях апогея и перигея значение Q и q равно соответственно:

$$Q = R_3 + H_a; q = R_3 + H_p,$$

где $R_3 = 6371$ км – радиус Земли.

Большая полуось эллиптической орбиты:

$$a = (Q + q) / 2. \quad (\text{A.1.1})$$

Эксцентриситет:

$$e = 1 - \frac{q}{a}. \quad (\text{A.1.2})$$

Малая полуось эллиптической орбиты:

$$b = \sqrt{a^2 \cdot (1 - e^2)}. \quad (\text{A.1.3})$$

Радиус вектор при известном значении ϑ :

$$R = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos(\vartheta)}.$$

Значение скоростей $V_{\text{фкм}}, V_r, V_\tau$ [12]:

$$V_r = \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \cdot e \cdot \sin(\vartheta),$$

$$V_\tau = \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \cdot (1 + e \cdot \cos(\vartheta)),$$

$$V_{\text{фкм}} = \sqrt{V_r^2 + V_\tau^2}, \quad (\text{A.1.4})$$

где $\mu=398600,4415 \cdot 10^9 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

При облучении ФКМ лазерным излучением с достаточным уровнем плотности энергии на поверхности часть материала ФКМ начинает испаряться и возникает реактивная струя, которая приводит к изменению направления и значения $V_{\text{фкм}}$ (см. рисунок А.1.1.).

Приведем зависимости для нового значения и направления $V_{\text{фкм}}^*$.

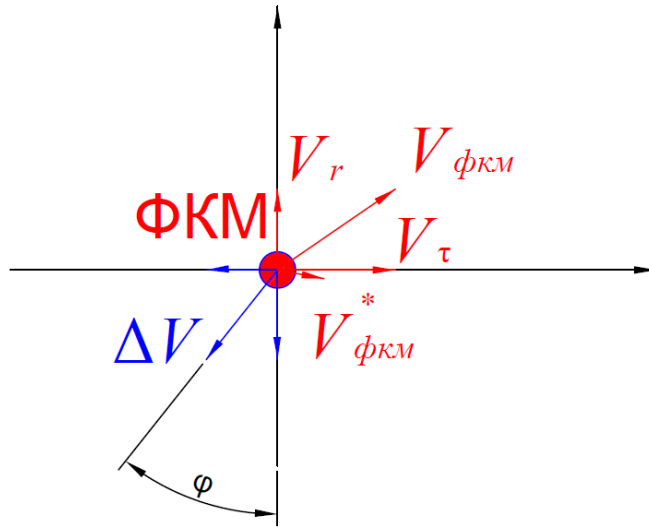


Рисунок А.1.1 – Расчетная схема для определения изменения скорости ФКМ из-за появления вектора скорости ΔV , создаваемого абляционным факелом

На рисунке φ – угол между вектором скорости ΔV , создаваемым абляционным факелом, и осью радиальной составляющей вектора скорости ФКМ в геоцентрической системе координат. Тогда новое значение V_r и V_τ :

$$V_r^* = V_r + \Delta V \cdot \cos(\varphi),$$

$$V_\tau^* = V_\tau + \Delta V \cdot \sin(\varphi).$$

Подставив V_r^* и V_τ^* в (А.1.4) получим значение скорости ФКМ $V_{\text{фкм}}^*$. Тогда новое значение a^* орбиты ФКМ:

$$a^* = \frac{R \cdot \mu}{2 \cdot \mu - R \cdot (V_{\text{фкм}}^*)^2}.$$

Изменения Δe орбиты ФКМ:

$$\Delta e = \frac{R \cdot (e + \cos(\vartheta)) \cdot \Delta a}{a \cdot (2 \cdot a - R)},$$

где $\Delta a = a - a^*$ - изменение большой полуоси орбиты ФКМ.

Новое значение e^* орбиты ФКМ:

$$e^* = e + \Delta e.$$

Новые значения Q^* и q^* могут быть получены при решении уравнений (А.1.1) и (А.1.2) с новыми параметрами орбиты a^* и e^* . Изменение высоты орбиты в перигее $\Delta H_{\text{п}}$ и апогее $\Delta H_{\text{а}}$:

$$\Delta H_{\text{п}} = q^* - q,$$

$$\Delta H_{\text{а}} = Q^* - Q.$$

А.1.2 Зона работы КЛЭУ

Как было сказано выше, ФКМ имеет эллиптические орбиты. Считаем, что КА имеет круговую орбиту. Рассмотрим сценарии работы КА с КЛЭУ по воздействию на ФКМ в случае компланарных орбит (см. рисунок А.1.2).

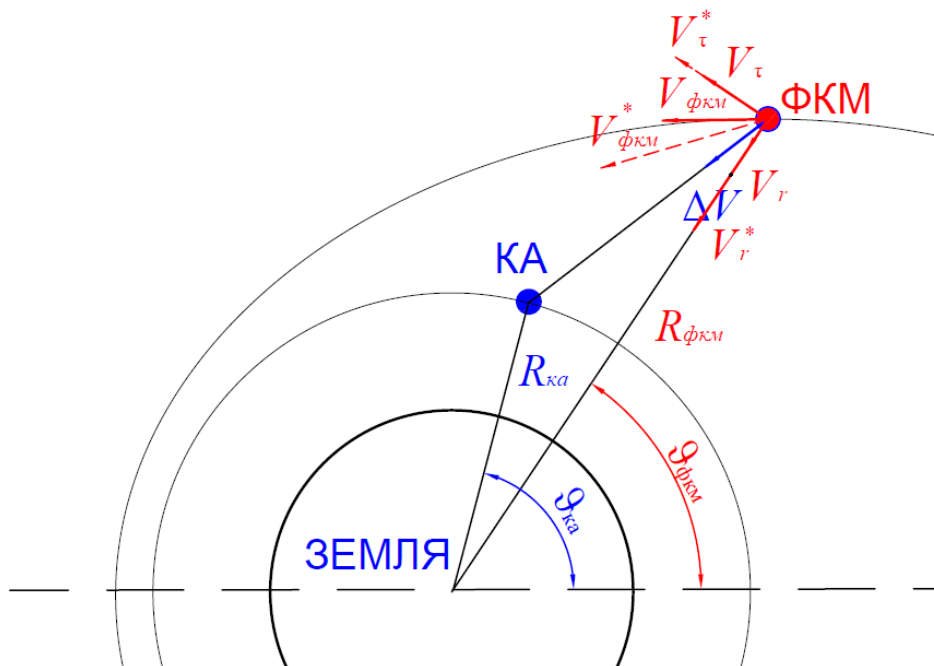


Рисунок А.1.2 – Схема воздействия КА с КЛЭУ на ФКМ

Положение ФКМ и КА на орбитах задается радиусом $R_{\text{фкм}}$ и $R_{\text{ка}}$ и истинной аномалией $\vartheta_{\text{фкм}}$ и $\vartheta_{\text{ка}}$. Следовательно, сценарии воздействия на ФКМ можно разделить на четыре множества (см. рисунок А.1.3):

- 1) $R_{\text{фкм}} > R_{\text{ка}}, \vartheta_{\text{фкм}} > \vartheta_{\text{ка}}$;
- 2) $R_{\text{фкм}} > R_{\text{ка}}, \vartheta_{\text{фкм}} < \vartheta_{\text{ка}}$ – один из элементов множества (см. на рисунке А.1.3);
- 3) $R_{\text{фкм}} < R_{\text{ка}}, \vartheta_{\text{фкм}} > \vartheta_{\text{ка}}$;
- 4) $R_{\text{фкм}} > R_{\text{ка}}, \vartheta_{\text{фкм}} < \vartheta_{\text{ка}}$.*

*При условии, что оптическая ось не пересекает нулевую отметку истинной аномалии.

Основные сценарии воздействия КЛЭУ на ФКМ приведены на рисунке А.1.3.

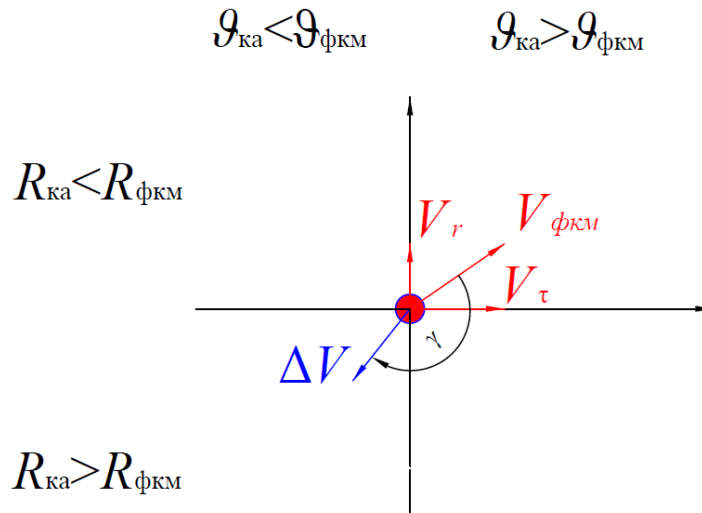


Рисунок А.1.3 – Сценарии воздействия КЛЭУ на ФКМ

Используя модель, приведенную в разделе 2.1.1, оценим ΔH орбиты для ФКМ с высотой орбиты в апогее $H_a=1020$ км и перигее $H_p=870$ км при изменении его скорости на $\Delta V=100$ м/с и диапазона углов воздействия $\gamma=0\dots360^\circ$.

Такой ФКМ имеет следующие параметры орбиты:

$$Q=7391 \text{ км}; q=7241 \text{ км}; e = 0,0103; a=7316 \text{ км}; b=7315,6 \text{ км};$$

$$\text{В точке с } \vartheta=0^\circ \text{ (перигей): } V_{\text{фкм}}=V_\tau=7454 \text{ км/с}, V_r=0 \text{ км/с.}$$

$$\text{В точке с } \vartheta=180^\circ \text{ (апогей): } V_{\text{фкм}}=V_\tau=7306 \text{ км/с}, V_r=0 \text{ км/с.}$$

Результаты расчетов для двух положений приведены на рисунках А.1.4 и А.1.5.

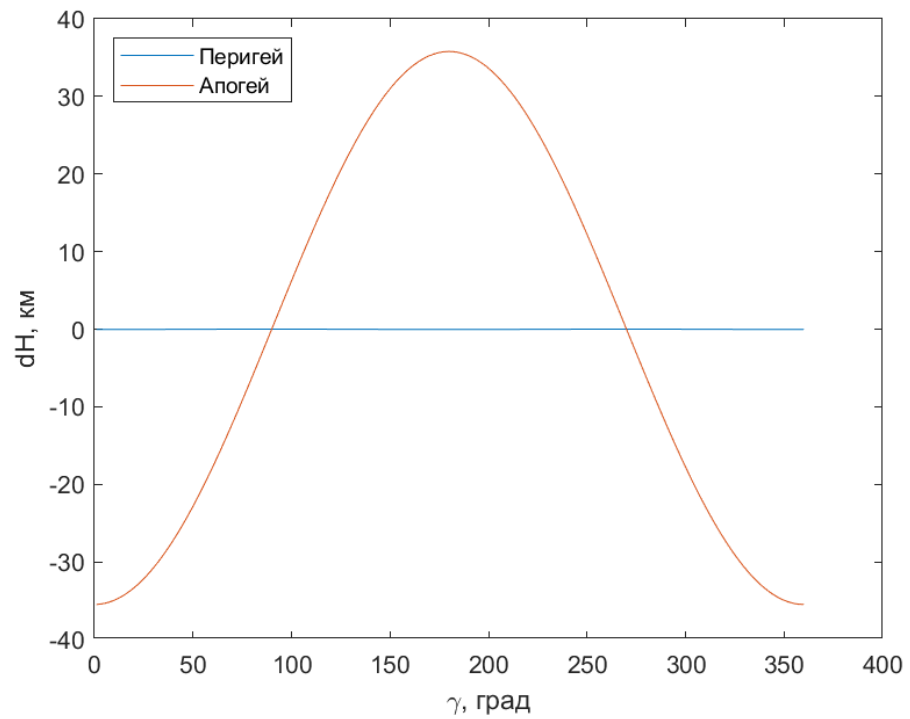


Рисунок А.1.4 – Зависимость $\Delta H_{\text{п}}$ и $\Delta H_{\text{а}}$ от γ (воздействие на ФКМ в точке орбиты с $\vartheta=0^\circ$)

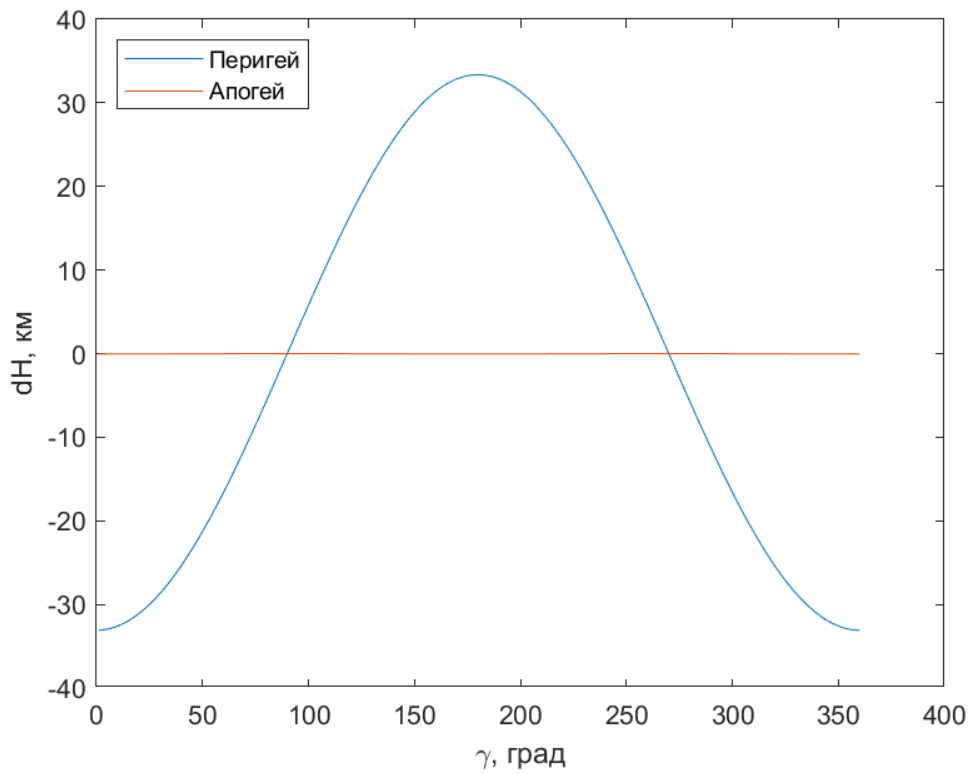


Рисунок А.1.5 – Зависимость $\Delta H_{\text{п}}$ и $\Delta H_{\text{а}}$ от γ (воздействие на ФКМ в точке орбиты с $\vartheta=180^\circ$)

Из рисунков видно, что для снижения орбиты ФКМ необходимо, чтобы вектор скорости, создаваемый абляционным факелом, ΔV находился под углом $90^\circ < \gamma < 270^\circ$ к вектору $V_{\text{фкм}}$. Следовательно, наилучшими для воздействия являются сценарии:

$$1) R_{\text{фкм}} > R_{\text{ка}}, \vartheta_{\text{фкм}} > \vartheta_{\text{ка}}; \text{ и } 3) R_{\text{фкм}} < R_{\text{ка}}, \vartheta_{\text{фкм}} > \vartheta_{\text{ка}}.$$

Из рисунков видно, что для обоих положений максимальное снижение высоты орбиты составило $\Delta H = -375$ км при $\gamma = 0^\circ$ – воздействию вектора ΔV в противоположном направлении $V_{\text{фкм}}$ (для $\vartheta = 180^\circ$ и $\vartheta = 0^\circ$). Следовательно, для рассматриваемых случаев при $\gamma = 0^\circ$ новые орбиты будут иметь следующие параметры:

$\vartheta = 0^\circ$: $H_a^* = H_a + \Delta H = 675$ км (теперь перигей), перигей $H_{\text{п}}^* = H_{\text{п}} - 870$ км (теперь апогей).

$\vartheta = 180^\circ$: $H_a^* = H_a = 1020$ км, перигей $H_{\text{п}}^* = H_{\text{п}} + \Delta H = 495$ км.