

**ВСЕРОССИЙСКИЙ КОНКУРС ДОСТИЖЕНИЙ ТАЛАНТЛИВОЙ  
МОЛОДЁЖИ  
«НАЦИОНАЛЬНОЕ ДОСТОЯНИЕ РОССИИ»**

---

**Направление:** Астрономия и космонавтика

**Тема:** Анализ ядерных реакторов малой и средней мощности для реализации межпланетных миссий на предмет технологической и экономической эффективности

**Соискатель:** студент 2 курса Архипов Данило Евгеньевич

**Научный руководитель:** преподаватель, к.т.н, Лукина Анаит Арутюновна

**Место выполнения работы:** Московская область, г. Люберцы, ГБПОУ МО «Люберецкий техникум имени Героя Советского Союза, летчика-космонавта Ю.А. Гагарина»

## Оглавление

Введение.....	3
1. Сравнительная характеристика стационарных реакторов и реакторов малой и средней мощности .....	4
1.1. Технические характеристики ядерных реакторов различного типа .....	7
1.2. Малые ядерные реакторы.....	9
1.3. Иные источники энергии.....	12
2. Экономический расчёт .....	17
Заключение .....	21
Литература .....	22

## Введение

Тема ядерных реакторов в контексте космонавтики, не нова, уже с начала космической гонки, когда ядерная энергетика была скорее экспериментальной областью, нежели обыденностью, маломощные ядерные реакторы уже применялись на спутниках. С тех пор прошло более полувека и человечество достигло значительного технологического роста, возмев возможность проводить более технически сложные миссии и исследования. Для любых операций в данных условиях необходима энергия, источником которой могут стать ядерные реакторы, однако существенной проблемой становится то, что в отличие от миссий прошлого, в нынешних компаниях будут участвовать люди. Остро становится вопрос защиты, который может стать ключевым в финансовом плане в выборе, между безопасными источниками энергии и ядерными установками.

Актуальность, конкретно этой тематики, обусловлена множеством факторов. Самыми важными из которых являются: активное участие частных космических компаний в исследовательской и иной деятельности. А также амбиции некоторых из них на предмет значительного увлечения количества запусков, в целях реализации межпланетных миссий, направленных на крупные исследования с участием живого научного персонала и применением сложного научно-технического оборудования, а также колонизацию иных объектов солнечной системы. Что, несомненно, требует огромной энергетической поддержки. Ещё одним существенным фактором, подкрепляющим актуальность нашей работы, становится скорый вывод Международной космической станции, запланированный и согласованный NASA на 2030 год, что в виду слабости нынешней космической программы России, может стать для неё существенным ударом. Активная реализация Россией собственных ядерных технологий, которые по сей день являются востребованными, поможет нашей стране удержать позиции и получить доступ к другим крупным международным проектам, если тому не будут мешать внешнеполитические причины.

Цель данной работы выяснить эффективность и целесообразность применения ядерных реакторов средней и малой мощности, проанализировав заявленную выработку существующих и проектных образцов, а также стоимость доставки оных и необходимых компонентов, относительно иных источников энергии.

В рамках исследования мы поставили следующие задачи:

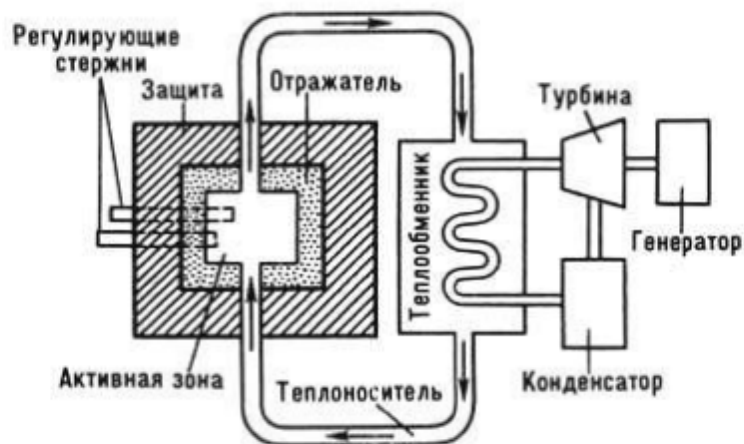
1. Изучить принципиальное устройство реакторов средней и малой мощности, выявить отличия от стационарных станций
2. Провести расчёты на предмет стоимости доставки ядерных и иных энергоустановок, а также их компонентов и топлива. Рассчитать стоимость возведения относительно энергетической выработки.
3. Исходя из полученных данных провести сравнительный анализ ядерных реакторов малой и средней мощности и прочих источников энергии, выявив их преимущества и недостатки с точки зрения технологической и экономической эффективности.

## 1. Сравнительная характеристика стационарных реакторов и реакторов малой и средней мощности

Дабы сравнить конструкции стационарных реакторов и реакторов средней и малой, далее РИТЭГи – радиоизотопные термоэлектрические генераторы, необходимо рассмотреть каждые типы по отдельности.

Ядерный реактор в стационарной атомной электростанции (рис.1.1) представляет собой систему, вырабатывающую колоссальное количество тепловой энергии благодаря контролируемой цепной реакции распада урана или иного вещества способного к энергоэффективному делению и цепной реакции. В центре всей системы находится активная зона — цилиндрическая или призматическая конструкция, заполненная ядерным топливом, зачастую представляющим собой таблетки диоксида урана ( $UO_2$ ), заключенные в герметичные ТВЭЛы из циркониевого сплава. Эти элементы объединяются в топливные сборки, геометрия которых и концентрация урана-235 (3-5% для большинства современных реакторов) тщательно рассчитаны для поддержания устойчивой цепной реакции деления.

Активная зона окружена отражателем нейтронов из бериллия, графита или воды, который направляет нейтроны обратно в зону реакции, повышая эффективность процесса. Для управления мощностью реактора используются системы регулирования, основанные на стержнях из материалов с высоким сечением поглощения нейтронов (бор, кадмий, гафний), которые могут перемещаться в активную зону для снижения или полной остановки реакции. Критически важным элементом конструкции является система охлаждения – обычно это замкнутый контур с водой под высоким давлением (до 16 МПа в водо-водяных реакторах), которая выполняет двойную функцию: отводит тепло от топливныхборок и служит замедлителем нейтронов. Вода в первом контуре нагревается до 280-330°C, но не кипит благодаря высокому давлению, а затем передает тепло через парогенератор во второй контур, где уже образуется пар для привода турбины.

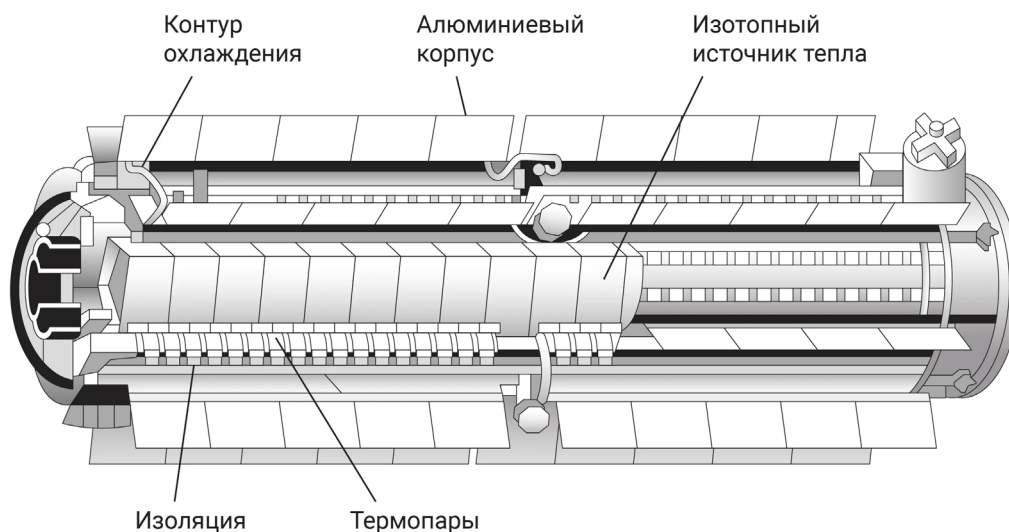


**Рис. 1.1. Схема строения ядерного реактора**

Корпус реактора представляет собой массивную стальную конструкцию толщиной до 250-300 мм, способную выдерживать экстремальные давления и температуры, а также обладающую нейтронной защитой. Вся система помещена в герметичную защитную оболочку – биологическую защиту из предварительно напряженного бетона толщиной 1-2 метра с внутренней стальной футеровкой, рассчитанную на удержание радиоактивных продуктов даже при аварийных ситуациях. Наземные установки могут позволить себе значительные размеры: типичный энергоблок мощностью 1000 МВт имеет высоту более 30 метров и диаметр корпуса 4-5 метров.

Современные реакторы оснащены многоуровневыми системами безопасности, включая аварийное отключение, системы аварийного охлаждения активной зоны, средства локализации радиоактивных выбросов. В тепловых реакторах (типа ВВЭР или PWR) нейтроны замедляются водой или графитом до тепловых энергий для повышения вероятности деления, тогда как в реакторах на быстрых нейтронах (типа БН) используется жидкий натрий в качестве теплоносителя без замедления. Электрическая энергия вырабатывается стандартным способом: пар вращает турбину, соединенную с генератором, при этом КПД современных АЭС составляет 30-38%. Конструкция наземных реакторов оптимизирована под максимальную безопасность и долговечность (60+ лет эксплуатации), экономичность и возможность обслуживания с заменой топлива каждые 12-24 месяца в ходе плановых остановок.

Радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ) же представляет собой автономный источник электроэнергии, преобразующий тепло от естественного распада радиоактивного изотопа непосредственно в электрическую энергию с помощью термоэлектрических преобразователей. Конструкция РИТЭГа включает несколько ключевых компонентов. В центре устройства располагается тепловыделяющий элемент, ранее упомянутый ТВЭЛ, содержащий радиоактивный изотоп — чаще всего плутоний-238 в виде диоксида ( $\text{PuO}_2$ ), заключенного в прочную капсулу из иридия или другого жаропрочного материала, способного



**Рис. 1.2. Строение радиоизотопного термоэлектрического генератора**

выдерживать высокие температуры и предотвращать утечку радиоактивного материала при аварийных ситуациях. Этот тепловой блок окружен многослойной теплоизоляцией и радиационной защитой, обычно состоящей из материалов с высокой плотностью (таких как свинец или вольфрам), которые минимизируют излучение в окружающее пространство и защищают чувствительную электронику космического аппарата. Основная часть конструкции — это термоэлектрические модули, расположенные между горячей зоной (тепловыделяющим элементом) и холодной зоной (радиатором). Эти модули изготавливаются из полупроводниковых материалов (обычно на основе сплавов висмута, теллура, свинца или кремния-германия), которые создают электрическое напряжение за счет эффекта Зеебека, когда между их торцами поддерживается разность температур. Горячие стороны модулей термически соединены с тепловыделяющим элементом, а холодные стороны — с системой отвода тепла, которая в космических условиях представляет собой радиаторные панели с большой поверхностью, излучающие избыточное тепло в космическое пространство. Вся конструкция помещена в герметичный корпус из жаропрочных и радиационно-стойких материалов (таких как нержавеющая сталь или композиты), обеспечивающий механическую прочность, защиту от внешних воздействий (микрометеоритов, вакуума, экстремальных температур) и дополнительную радиационную безопасность. Внутри корпуса также размещаются электрические соединения, система управления и контроля, а также иногда вторичные системы распределения тепла. Конструкция РИТЭГа оптимизирована для максимальной энергетической эффективности при минимальной массе и габаритах, что особенно важно для космических применений, где каждый килограмм имеет значение. Типичная мощность космических РИТЭГов варьируется от нескольких десятков до нескольких сотен ватт, обеспечивая надежное и долговечное (десяtkи лет) энергоснабжение для научной аппаратуры, систем связи и навигации в условиях, где солнечная энергия недоступна или недостаточна.

Отдельной категорией ядерных реакторов, можно назвать — малые активные. Как и стационарные они работают на основе управляемой цепной реакции, в качестве топлива используя уран. Это позволяет вырабатывать больше энергии, нежели в РИТЭГах, от 1 до 10 киловатт, позволяя при этом сохранять приемлемые значения по массе и габаритам. Концептуально малые

реакторы, по конструкции практически схожи со стационарными, с различиями в толщине внешней защиты, виду теплоносителя и способу энергопреобразования. Теплоноситель в малых реакторах, зачастую жидкометаллический: натрий, натрий-калиевые сплавы, в некоторых случаях рассматриваются другие металлы, такие как литий и калий. Вместо турбогенератора, тепло по тепловым трубам передаётся в двигатель Стирлинга. КПД малых реакторов и станций, схожий.

По итогу выводя различия между РИТЭГами и стационарными реакторами, стоит в первую очередь отметить то, что РИТЭГи выделяют в миллионы ватт меньше энергии. Кратно меньше и КПД подобных установок. Однако, это компенсируется малой массой ввиду использования лёгких композитов и специальных сплавов малыми габаритами. Оба критерия являются критически важными при любой космической деятельности. Другим отличием и по совместительству преимуществом радиоизотопных термоэлектрических генераторов – это предельно упрощённая, относительно стационарных конструкция. Вместо сложной системы управления цепной реакцией. РИТЭГи опираются на пассивный тепловой источник выделяющий энергию постоянно. Системы охлаждения также различны, вместо жидкостных охлаждающих контуров и градирен, используются пластинчатые радиаторы. Простота конструкции, системы охлаждения и отсутствие множественных систем контроля и безопасности, делает радиоизотопные термоэлектрические генераторы простыми в эксплуатации и обслуживании. За более десятка лет работы, можно ограничиться лишь редкими осмотрами, что делает их значительно безопаснее, для колонистов или экипажа на межпланетных миссиях.

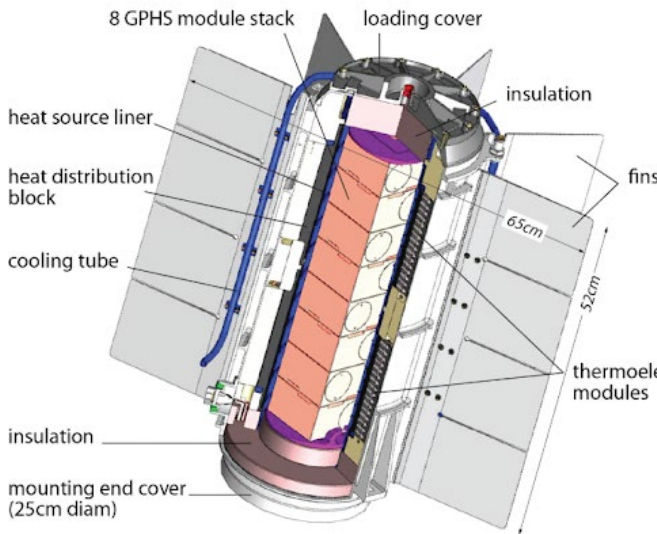
Малые активные же реакторы являются отдельной категорией, имеющие технические преимущества и КПД стационарных станций, и превышающую радиоизотопные термоэлектрические генераторы энерговыработку. Однако при этом усложняется эксплуатация и обслуживание энергоустановок. Данная категория является разрабатываемой. Пускай она и является перспективной, маловероятно, что малые реакторы вытеснят РИТЭГи в виду разности затрагиваемых в космической межпланетной деятельности задач.

### **1.1. Технические характеристики ядерных реакторов различного типа**

Для того чтобы провести сравнение на предмет экономической эффективности, нами были собраны открытые технические данные по проектам малых ядерных реакторов и РИТЭГов используемых на поверхности релевантных для космических миссий объектов – Луны и Марса. Главными фаворитами стали РИТЭГ – MMRTG, получивший широкое распространение во многих миссиях по исследованию глубокого космоса и место источника энергии в двух действующих марсоходах. И среди малых ядерных реакторов – Kilopower, KRUSTY, пускай проект является закрытым в 2018 году, он успешно испытан. Продолжение Kilopower получит в уже в проекте Fission Surface Power (FSP), переняв принцип работы, но увеличив масштаб энергодобычи, для реализации полной энергетической поддержки непосредственно запланированной лунной станции. А также иных источников электроэнергии, дабы в последствии сравнить стоимость эксплуатации энергоустановок относительно их энергетической выработки. Главными рассматриваемыми критериями для нас были: масса установки и топлива, энергетическая мощность, используемое топливо и срок его выработки.

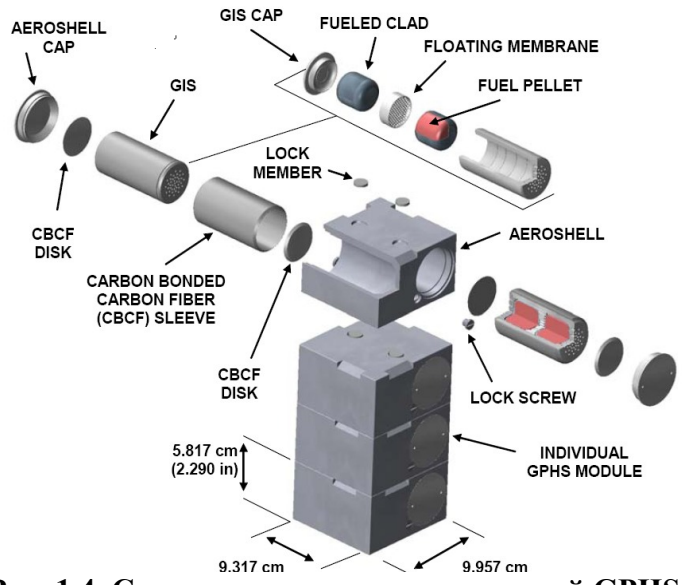
MMRTG (Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator).

Многофункциональный радиоизотопный термоэлектрический генератор (MMRTG) был разработан совместными усилиями двух компаний: Aerojet Rocketdyne и Teledyne Energy Systems для работы на Марсе и в условиях космического вакуума. MMRTG имеет гибкую модульную конструкцию, способную удовлетворить потребности широкого спектра миссий, поскольку он генерирует электроэнергию с меньшими приращениями, чем предыдущие поколения РИТЭГов около 110 ватт при запуске. Цели проектирования MMRTG включали оптимизацию уровней мощности в течение минимального срока службы 14 лет и обеспечение высокой степени безопасности. MMRTG разработан для использования источника тепла, состоящего из восьми модулей общего назначения (GPHS).



**Рис. 1.3. Строение MMRTG**

Эти модули GPHS являются основным элементом безопасности радиоизотопных энергетических систем. Однако стоит заметить, что за долгую, по меркам космической индустрии, историю эксплуатации РИТЭГов не случилось ни одного пришествия связанного с некорректной работой данных генераторов. MMRTG содержит в общей сложности 4,8 кг диоксида плутония (включая Pu-238), который изначально обеспечивает примерно 2000 ватт тепловой мощности и 110 ватт электрической мощности при воздействии условий глубокого космоса. Термоэлектрические материалы (PbSnTe, TAGS и PbTe) продемонстрировали



**Рис. 1.4. Строение и компоновка модулей GPHS**

длительный срок службы и высокую производительность и являются такими же, как и те, что использовались для двух космических аппаратов Viking, которые приземлились на Марс в 1976 году. Генератор MMRTG имеет диаметр около 64 сантиметра от кончика ребра до кончика ребра и высоту 66 сантиметров и весит около 45 килограммов.

**Таблица 1.1**

**Технические характеристики радиоизотопного генератора MMRTG**

Характеристики установки	
Используется\Должен использоваться	Марсоходы «Curiosity» и «Perseverance» и Спутники
Масса установки	45 кг (Общая масса)

Энергетическая мощность	110-120 Ватт
Используемое топливо	Плутоний-238 (Pu-238) в виде диоксида
Масса топлива	4.8 кг
Срок работы (Выработки)	14 лет

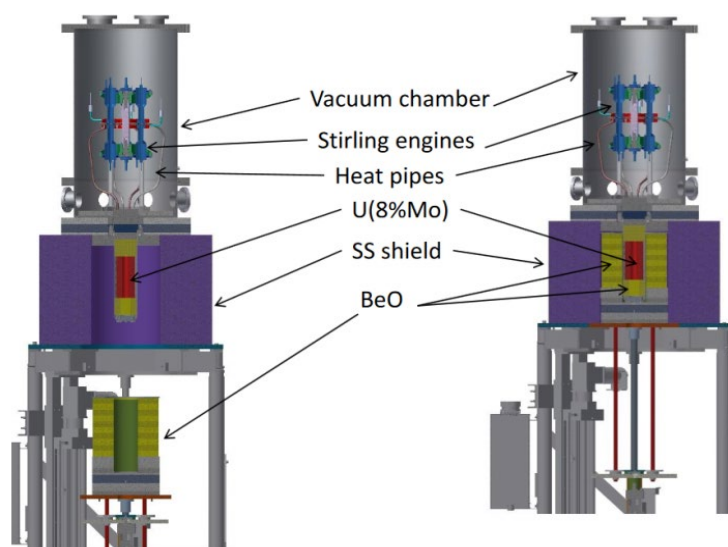
## 1.2. Малые ядерные реакторы

### **Kilopower, KRUSTY (англ. Kilopower Reactor Using Stirling Technology)**

Компактный ядерный реактор Kilopower, разработанную совместными усилиями NASA и Национальной лаборатории Лос-Аламос (LANL) энергоустановку, для снабжения миссий по изучению дальнего космоса и колонизационной деятельности. Проект стартовал в 2015 году в рамках направленных исследований Space Technology Mission Directorate и завершился успешными наземными испытаниями полноразмерного прототипа KRUSTY (Kilopower Reactor Using Stirling Technology) в период с ноября 2017 по март 2018 года. Конструктивно Kilopower – это модульная система, рассчитанная на выработку 1-10 кВт электроэнергии, состоящая из семи ключевых компонентов: литой металлической топливной сборки из урана-молибдена (8%Mo), оксид-бериллиевый нейтронный отражатель, натриевых тепловых трубок из сплава Naupes 230, литий-гидридно/вольфрамовой радиационной защиты, регулирующего стержня с карбидом бора, преобразователей энергии на основе двигателей Стирлинга и титанового радиатора с водяным контуром для отвода избыточного тепла.

При массе около 400 кг для 1-киловаттной версии и 1500 кг для 10-киловаттного варианта, реактор способен функционировать в полностью пассивном режиме благодаря отрицательному температурному коэффициенту реактивности — при увеличении нагрузки температура снижается, что повышает реактивность (интенсивность цепной реакции) и автоматически увеличивает мощность, и наоборот.

Испытания KRUSTY проводились на объекте Device Assembly Facility (DAF) в Nevada National Security Site в четыре этапа: измерение отдельных компонентов для выявления их частного влияния на реактивность всей системы, запуск цепной реакции полной системы при низких температурах (доведение до критичности), постепенный разогрев реактора с выходом на тепловую мощность 4 кВт при температурах до 400° С, и полномасштабный испытательный цикл при рабочей температуре 800°С. В ходе 28-часового теста при полной мощности реактор продемонстрировал исключительные характеристики: выход на рабочий режим за 1,5 часа вместо запланированных 3 часов, стабильную работу при полной тепловой мощности, способность к «самосогласованию» при изменении нагрузки (включая симуляцию отказа одного или двух двигателей Стирлинга), и безопасное поведение при полной потере активного охлаждения — температура изменилась менее чем на 15°С при допустимых 50°С. Критически важным преимуществом Kilopower является его безопасность при запуске: благодаря использованию высокообогащенного урана-235 (93%) система обладает естественной радиоактивностью всего 4,8 кюри против десятков тысяч кюри у радиоизотопных систем, что радикально снижает риски при авариях на старте. Стоимость разработки и испытаний проекта KRUSTY составила около 20 миллионов долларов, что безусловно рекордно низкая сумма для ядерного проекта, что в свою очередь доказывает экономическую целесообразность технологии. Успешное завершение испытаний открывает путь к практическому применению компактных ядерных реакторов в ближайших миссиях NASA, включая лунную программу Artemis и последующие экспедиции на Марс.



**Рис. 1.5. Строение малого ЯР Kilopower, KRUSTY**

Таблица 1.2

## Технические характеристики серии малых ядерных реакторов Kilopower

Характеристики установки	
<u>Используется</u> \Должен использоваться	Миссии на Луне и Марсе
Масса установки	450-1500 кг
Энергетическая мощность	1-10 кВт
Используемое топливо	Уран-235 (U-235)
Масса топлива	22.7 кг
Срок работы (Выработки)	От 10 лет

Таблица 1.3

## Технические характеристики малого ядерного реактора Fission Surface Power (FSP)

Характеристики установки	
<u>Используется</u> \Должен использоваться	Планируется для Лунной базы Artemis
Масса установки	Менее 15000 кг
Энергетическая мощность	40 кВт
Используемое топливо	Уран-235 (U-235)
Масса топлива	-
Срок работы (Выработки)	От 10 лет

## «Селена»

Ядерный реактор «Селена» разрабатывается в рамках российско-китайского проекта по созданию международной научно-исследовательской лунной станции (МНЛС) и представляет собой проект компактной, полностью автономной атомной энергетической установки малой мощности, предназначенной для круглосуточного энергоснабжения лунной базы в условиях экстремальной окружающей среды. Основой проекта стали наработки Национального исследовательского центра «Курчатовский институт» и МГТУ им. Баумана, в частности, наземная мини-АЭС «Елена» и «Елена-АМ», разрабатываемая для энергообеспечения удалённых регионов России, таких как якутский посёлок Тикси. В отличие от земного прототипа, «Селена» адаптирована под лунные условия: она использует реактор с жидкометаллическим теплоносителем, который не кипит при высоких температурах и не создаёт избыточного давления, что значительно упрощает конструкцию и повышает безопасность. Принципиальным решением стало отказ от турбин и любых вращающихся механизмов, требующих регулярного технического обслуживания; вместо этого электричество будет вырабатываться методами прямого преобразования тепла, либо с помощью термоэлектрических, либо термоэмиссионных генераторов, что обеспечивает высокую надёжность и возможность эксплуатации без присутствия персонала в течение всего срока службы.

Проект предусматривает двухэтапное развёртывание: на первом этапе (ориентировочно к 2033–2035 годам) будет доставлена и установлена компактная версия массой около 1,5 тонны,

способная выдавать 3–5 кВт электроэнергии, что достаточно для жизнеобеспечения небольшой экспедиции (по оценкам, одному космонавту требуется не менее 1,5 кВт). Эта установка будет оснащена излучателем размером 15×15 м для отвода тепла в вакуум. На втором этапе планируется масштабирование системы до 12 тонн массы и 500 кВт электрической мощности с излучателем 60×60 м, что позволит поддерживать полноценную научную базу, осуществлять добычу водяного льда из полярных кратеров, производить кислород и водород для ракетного топлива, а также обеспечивать работу лазерных систем связи и других энергоёмких технологий. Строительство станции, включая развёртывание реактора, предполагается выполнять полностью роботизированными комплексами в течение примерно 54 дней, с возможностью последующей утилизации ядерной части и повторного использования защитного сооружения. Реактор будет размещён в приполярном кратере Пири, где использование местных ресурсов и аддитивных технологий позволит создать дополнительную радиационную защиту из лунного реголита. Благодаря своей саморегулируемой, необслуживаемой конструкции и способности работать независимо от солнечного света, «Селена» станет ключевым элементом обеспечения устойчивого присутствия на Луне, особенно во время 14-дневной лунной ночи, когда температура опускается до  $-173\text{ }^{\circ}\text{C}$ , а солнечные панели становятся бесполезными.

**Таблица 1.4**

**Технические характеристики ядерной установки «Селена»**

<b>Характеристики установки</b>	
<u>Используется</u> \ Должен использоваться	Планируется для Лунной базы МНСЛ
Масса установки	1500 Кг/12000 Кг
Энергетическая мощность	3-5 кВт/ 500 кВт
Используемое топливо	Диоксид урана (UO <sub>2</sub> )
Масса топлива	-
Срок работы (Выработки)	От 10 лет

**1.3. Иные источники энергии**

Для ведения сравнительных расчётов мы выделили категорию иных источников энергии. В неё попали все энергоустановки не связанные с принципом деления ядра или полураспада. Мы придерживались широкого назначения в рамках межпланетной исследовательской деятельности, поэтому представленные аппараты могут работать в купе с ядерными реакторами. Однако сами по себе обладают фундаментальными проблемами.

**Солнечные панели**

Крайне широкий сектор фактически неисчерпаемой энергетики не мог не найти свою реализацию в космической деятельности. Безопасные, легко контролируемые в виду пассивности и понятности условий работы фотоэлектрические элементы заняли нишу главного источника энергии на космических станциях, где и по прежнему остаются единственными. А также дополнительным источником энергии для различного рода роверов и автоматических аппаратов. В проектах по колонизации и углублённому изучению иных объектов солнечные панели также нашли потенциальную реализацию, однако с местами существенными ограничениями по эффективности.

## Ultraflex Solar Arrays

UltraFlex — это инновационная система солнечных батарей, разработанная компанией AEC-Able Engineering в сотрудничестве с NASA Glenn Research Center (GRC), Лабораторией реактивного движения (JPL) и EMCORE Photovoltaics. Основное отличие этой технологии от традиционных жёстких панелей заключается в использовании гибкой, ультралёгкой мембранной конструкции, которая в сложенном виде занимает минимальный объём, а при развёртывании образует жёсткую, предварительно напряжённую структуру в форме неглубокого зонта. Система состоит из 10 соединённых треугольных сегментов («гóров»), изготовленных из сетчатой подложки Vectran, на которую наносятся высокоэффективные многопереходные (multi-junction) солнечные элементы. Развёртывание происходит в два этапа: сначала вся сборка поворачивается на  $90^\circ$  относительно корпуса аппарата, затем мотор через ленточный механизм постепенно раскрывает «веером» гибкую мембрану, после чего радиальные спары (spar elements) упруго фиксируют конструкцию в рабочем положении, обеспечивая высокую жёсткость без применения массивных вторичных несущих элементов.

Ключевыми преимуществами UltraFlex являются чрезвычайно высокая удельная мощность (до 220 Вт/кг в варианте NGU-LW с утонёнными 100-мкм солнечными элементами и до 175 Вт/кг в базовой версии NGU-S), компактность в сложенном состоянии ( $>33$  кВт/м<sup>3</sup>), высокая надёжность и масштабируемость — крылья могут быть спроектированы на мощность от менее 1 кВт (Mars 01-Lander) до 15 кВт и более. Конструкция допускает работу в условиях экстремальных температур (от  $-240^\circ\text{C}$  до  $+100^\circ\text{C}$ ), выдерживает до 17 000 термоциклов (для низкой околоземной орбиты) и успешно прошла испытания на вибрационную прочность, включая защиту хрупких фотоэлементов с помощью прокладок из полиимидного пеноматериала. Электрическая схема выполнена в серпантинной (змееобразной) конфигурации, что позволяет использовать систему в высоковольтных режимах ( $>100$  В), особенно актуальных для электрических двигательных установок. UltraFlex также демонстрирует высокую радиационную стойкость благодаря применению проверенных многопереходных элементов на основе GaInP<sub>2</sub>/GaAs/Ge. Технология уже имеет летную квалификацию: две панели были построены и протестированы для миссии Mars 01-Lander (хотя запуск не состоялся), а компоненты прошли полный цикл квалификационных испытаний, включая термовакуумные, вибрационные и жизненные циклы.

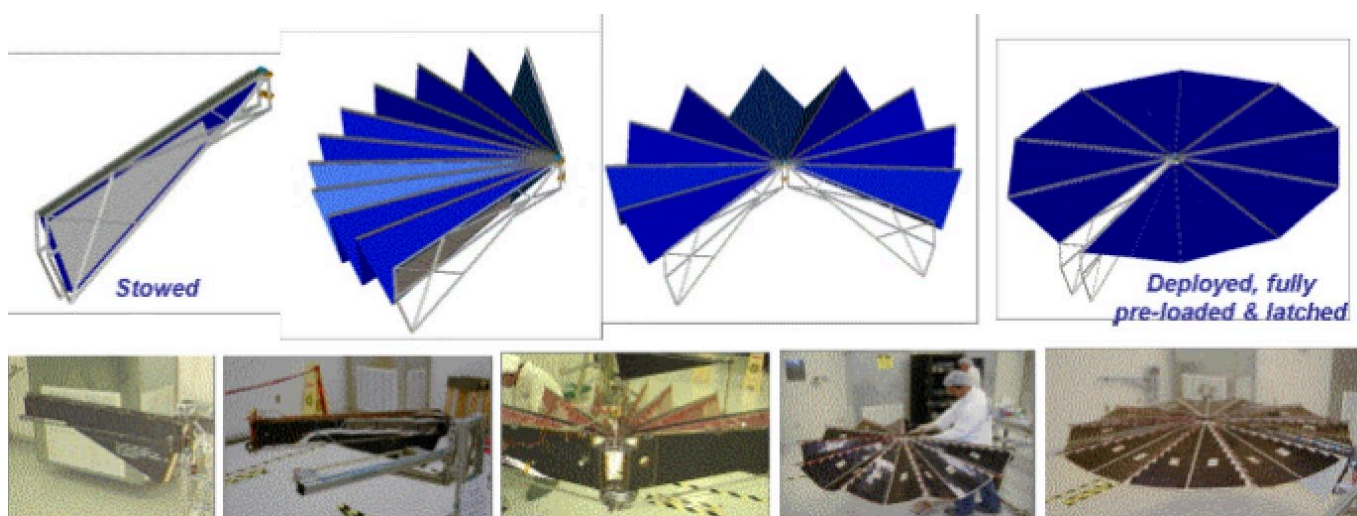


Рис. 1.6. Демонстрационная модель UltraFlex. Этапы развёртывания элементов

## Технические характеристики системы солнечных батарей UltraFlex

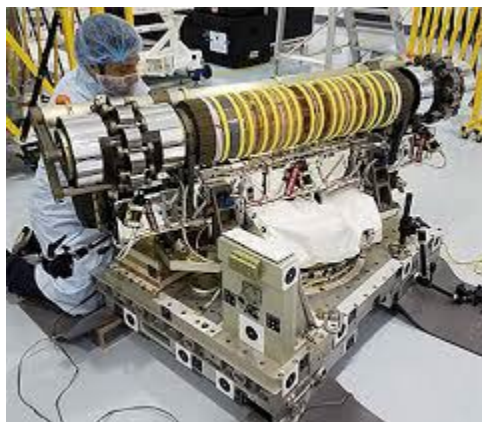
Характеристики установки	
Используется\Должен использоваться	Потенциально: миссии на Марс, Европу, Титан, межпланетные аппараты, спутники на ГСО и НОО, системы солнечной электрической тяги (SEP) Подходит для посадочных модулей, автономных станций, долгосрочных миссий за пределами 5 а.е. (благодаря совместимости с АТЭлементами)
Масса установки	Удельная масса: ~4.5–5.7 кг/кВт (при 175–220 Вт/кг) Для 7-кВт крыла: ~32–40 кг Для 15-кВт крыла: ~68–85 кг
Энергетическая мощность	Базовая версия (NGU-S): >175 Вт/кг Улучшенная (NGU-LW, 100-мкм элементы): >220 Вт/кг Масштабируемость: от <1 кВт (Mars 01) до ≥15 кВт на одно крыло
Срок работы	Менее 10 лет

**Roll-Out Solar Arrays (rosa)**

Roll-Out Solar Array (ROSA) — это инновационная система солнечных батарей, разработанная компанией Redwire (ранее Deployable Space Systems, DSS) в сотрудничестве с NASA и Space Systems Loral (SSL). В отличие от традиционных жёстких панелей, которые складываются с помощью механических шарниров и занимают значительный объём при запуске, ROSA использует принцип «рулонной» развёртки, аналогичный измерительной ленте: компактно свёрнутый цилиндр раскрывается за счёт упругой энергии, запасённой в композитных стрингерах. Конструкция состоит из гибкой центральной мембраны, на которую нанесены цепочки высокоэффективных фотогальванических элементов, и двух продольных high-strain composite booms (HSCB) по краям — плоских, предварительно скрученных композитных трубок, которые при развёртывании распрямляются, натягивая мембрану в жёсткую, самонесущую плоскую структуру без необходимости в моторах или сложных механизмах. Эта пассивная, надёжная и маломассовая архитектура обеспечивает высокую удельную мощность и компактность: ROSA на 20 % легче и занимает вчетверо меньший объём по сравнению с жёсткими панелями эквивалентной мощности.

Первое в мире космическое испытание ROSA состоялось в июне 2017 года в рамках миссии SpaceX CRS-11: массив массой 325 кг (717 фунтов) и шириной 1,6 м был доставлен на Международную космическую станцию (МКС) в негерметичном отсеке Dragon и развёрнут с помощью роботизированной руки Canadarm2. В течение 12 дней проводились тесты на устойчивость к термическим циклам, вибрациям и динамическим нагрузкам. Хотя после завершения эксперимента возникли трудности со сворачиванием панели, что привело к её сбросу с МКС, сама технология развёртки была признана полностью успешной. На основе ROSA была создана увеличенная версия — iROSA (ISS Roll-Out Solar Array), которая с 2021 года

последовательно устанавливается поверх старых солнечных крыльев МКС для восполнения деградировавшей мощности. Каждая iROSA имеет длину около 19 м, ширину 6 м и добавляет до 20 кВт к общему энергобалансу станции; всего планируется установить шесть таких панелей, что увеличит суммарную выработку на 120 кВт.



**Рис. 1.7. Солнечная батарея ROSA в неразвёрнутом состоянии**

ROSA демонстрирует высокую масштабируемость и универсальность: она уже применяется в межпланетных миссиях, таких как DART (Double Asteroid Redirection Test), где два крыла длиной 8,5 м обеспечивают питание ионного двигателя NEXT-C, и будет использоваться на модуле Power and Propulsion Element лунной станции Gateway. Технология совместима с Transformational Solar Array — экспериментальной системой с концентраторами и IMM-элементами, дающей втрое большую удельную мощность. Благодаря простоте, надёжности, малой массе и возможности многократного развёртывания/сворачивания, ROSA открывает новые возможности для автоматических и пилотируемых миссий к Луне, Марсу и за его пределы, а также для коммерческих спутников связи, включая первый GEO-спутник

Ovzon-3, запущенный в январе 2024 года.

**Таблица 1.5**

**Технические характеристики солнечной батареи Roll-Out Solar Arrays**

Характеристики установки	
<u>Используется</u> / Должен использоваться	DART (2021–2022) — первая межпланетная миссия с ROSA МКС (iROSA) — начиная с 2021 года: каналы 2B/4B, 3A/4A, 1A/1B; завершение в 2025 г. (2A/3B) Lunar Gateway (PPE) — будущая лунная орбитальная станция Ovzon-3 — первый коммерческий GEO-спутник с ROSA (запуск 2024)
Масса установки	iROSA (МКС): ~340–360 кг на панель
Энергетическая мощность	iROSA (МКС): до 20 кВт на панель
Срок работы	Более 10-15 лет

**Spectrolab XTJ-Prime solar cells и панели на их основе**

Солнечные элементы Spectrolab XTJ Prime представляют собой космические тройные (triple-junction) фотоэлектрические преобразователи, разработанные для эксплуатации в условиях космического пространства при спектре AM0 (135.3 мВт/см<sup>2</sup>) и температуре 28 °С. Их начальная эффективность (Beginning of Life, BOL) составляет 30.7%, что делает их одними из лучших в отрасли как по показателям на начало, так и на конец срока службы (End of Life, EOL). Элементы сертифицированы в соответствии со стандартами AIAA-S-111-2005, AIAA-S-112 и европейским

ECSS-E-ST-20-08C, включая процедуры фотонного и термического отжига. Более 320 кВт ХТJ Prime уже поставлено заказчикам, что подтверждает их широкое применение и надёжность.

ХТJ Prime доступны в нескольких геометрических исполнениях: от 26 см<sup>2</sup> (прямоугольная ячейка с обрезанными углами) до 84 см<sup>2</sup>, включая классы 27 см<sup>2</sup>, 72 см<sup>2</sup> (SuperCell) и 80 см<sup>2</sup> (D Cell). Толщина элементов варьируется от 80 до 225 мкм, а удельная масса — от 50 до 130 мг/см<sup>2</sup>, в зависимости от версии и стандарта (американский или европейский). Конструкция основана на проверенной решётке Upright Lattice-Matched ХТJ, обеспечивающей высокую радиационную стойкость и стабильность характеристик в течение длительных миссий.

По данным производителя, после облучения потоком электронов энергии 1 МэВ с fluence  $1 \times 10^{15}$  эл/см<sup>2</sup> (соответствует примерно 15 годам работы на геостационарной орбите) эффективность ХТJ Prime снижается до 26.7%. При fluence  $1 \times 10^{14}$  эл/см<sup>2</sup> (эквивалентно ~10 годам на низкой околоземной орбите) коэффициент удержания эффективности составляет 0.94, то есть сохраняется около 28.9%. Температурные коэффициенты в диапазоне 15–125 °С характеризуются следующими значениями:

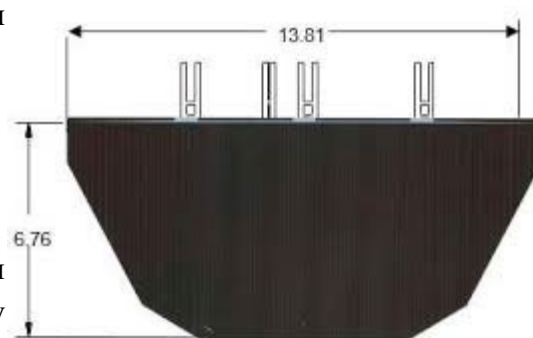
$$\Delta V_{oc}/\Delta T \approx -5.6 \dots -6.6 \text{ мВ}/^\circ\text{С},$$

$$\Delta J_{sc}/\Delta T \approx +10 \dots +11.8 \text{ мкА}/\text{см}^2/^\circ\text{С},$$

$$\Delta V_{mp}/\Delta T \approx -6.3 \dots -6.6 \text{ мВ}/^\circ\text{С},$$

$$\Delta J_{mp}/\Delta T \approx +5 \dots +12.1 \text{ мкА}/\text{см}^2/^\circ\text{С}.$$

Кроме того, ХТJ Prime обладают улучшенными тепловыми свойствами: благодаря оптимизированному дизайну они работают на 2 °С холоднее, чем другие космические солнечные элементы, что дополнительно снижает деградацию и повышает долговечность.



**Рис. 1.8. Фотоэлектрический элемент ХТJ-Prime**

На базе ХТJ Prime компания AAC Clyde Space разработала линейку солнечных панелей PHOTON, предназначенных для CubeSat-платформ размером от 1U до 12U. Все панели PHOTON используют ХТJ Prime с эффективностью 30.7% в качестве стандартных фотоэлементов. Конструкция выполнена на основе FR4-подложки, дополненной в развёртываемых моделях лёгкой алюминиевой рамой. Панели оснащены 4-миллиметровым антибликовым покрытием, датчиками температуры и грубого положения Солнца, а также изготовлены из материалов с низким выделением газов, соответствующих требованиям NASA GEVS.

Линейка PHOTON включает:

PHOTON-SIDE — боковые неразвёртываемые панели толщиной 3.5 мм, массой 135 г для 3U;

PHOTON-SD — однократно развёртываемые, толщина 7 мм, масса 310 г (3U);

PHOTON-DD — двукратно развёртываемые, толщина 9.55 мм, масса 330 г (3U);

PHOTON-TD — трёхкратно развёртываемые, толщина 9.5 мм, масса 330 г (3U).

Максимальная выходная мощность достигает до 9 Вт на одну освещённую грань 3U. Все панели проходят комплексные приёмочные испытания: термоциклы, освещение, тестирование развёртывания и проверку датчиков, и поставляются в защитных контейнерах, пригодных для хранения до интеграции. PHOTON совместимы со структурами ZAPHOD и соответствуют требованиям ISS Crewed Flight, что позволяет использовать их в пилотируемых миссиях.

Таким образом, система на основе ХТJ Prime и PHOTON обеспечивает высокую удельную мощность, доказанную радиационную стойкость, низкую массу и гибкость конфигурации, что делает её подходящей для самых требовательных космических миссий — от малых спутников до длительных геостационарных операций.

Таблица 1.6

## Технические характеристики фотоэлектрического элемента XTJ-Prime

Характеристики установки	
<u>Используется</u> \ Должен использоваться	Многочисленные орбитальные миссии
Масса установки	Для отдельной ячейки: 50–130 мг/см <sup>2</sup> Для PHOTON-панелей (3U): PHOTON-SIDE: 135 г PHOTON-SD: 310 г PHOTON-DD / TD: 330 г
Энергетическая мощность	До 9 Вт на грань 3U
Срок работы	После 15 лет эффективность падает до 26.7% и далее по убывающей

## 2. Экономический расчёт

Для ведения расчётов на предмет экономической эффективности, нами было учтено несколько критически важных параметров: Стоимость космической доставки — ключевой параметр, заложивший основу ценообразования для выявления стоимости производимой энергии на килограмм массы энергетической установки. Для установления формирования стоимости доставки мы использовали данные из официальных СМИ и данные прошлых миссий. Разделение на категории по принципу сферы применения в межпланетных миссиях. Ключевыми стали энергоустановки для аппаратов, с меньшим энергопотреблением из всех категорий. Энергоустановки пригодные для временных станций. И установки для крупных колоний с увеличенным или постоянным присутствием человека.

Доставка. Ключевые конечные точки доставляемого полезного груза, определены нами исходя из внимания научного сообщества, крупных технических корпораций и космических агентств. На сегодняшний день объектами всеобщего внимания стали Луна и Марс. Ценообразование на орбиту и поверхность одного объекта в виду технических особенностей в реализации существенно различается. К этому прибавляется и разница в цене вызванная габаритами конечного полезного груза, из-за чего стоимость одного килограмма разногабаритной полезной нагрузки тоже может различаться. Ввиду этого опираясь на прошлые миссии в ценообразовании мы выбирали конечную цену по полезной нагрузке схожей по габаритам с выбранными нами энергоустановками или же вовсе являющихся их частью.

Стоит понимать, что ряд крупных компаний, вроде SpaceX имеют амбиции и тестируют технические возможности для кратного уменьшения стоимости доставки. Реализуя многоэтапные ступени и вознамериваясь обеспечить эффект масштаба. Ситуация в ценообразовании космических доставок может измениться в течении следующих двух десятилетий. Однако на данный момент данные о предполагаемых ценах не являются достаточно достоверными, чтобы включить их в наши расчёты.

Таблица 2.1

Ценовая характеристика доставки килограмма полезного груза на Луну и Марс

Точка	Цена	Источник
Луна Поверхность	От 113 тыс. долларов / кг	BBC. Astrorobotic
Марс Поверхность	От 237 тыс. долларов / кг	Nasa — доставка ровера Perseverance

Для начала сравнительной экономической и от части технической характеристики энергоустановок, ключевыми параметрами стали:

1. Общая стоимость килограмма установки и полного цикла топлива, если такое имеется:

$$\frac{(C_{уст.} + C_{цикл.})}{(m_{уст.} + m_{цикл.})} + C_{дост.}$$

Где  $C_{уст.}$  — общая стоимость всей энергоустановки, а  $C_{цикл.}$  — стоимость полной загрузки топлива, если таковое имеется на полный цикл, до его истощения.  $C_{дост.}$  же является стоимостью доставки за килограмм. А  $m_{уст.}$  и  $m_{цикл.}$  — масса установки и топливного цикла соответственно

2. Энергодобыча на килограмм:

$$\frac{N_e}{m_{уст.}}$$

Где  $N_e$  – электрическая мощность.  $m_{уст.}$  – Масса установки.

Мы применили данные формулы на полученных ранее данных для дальнейшего анализа.

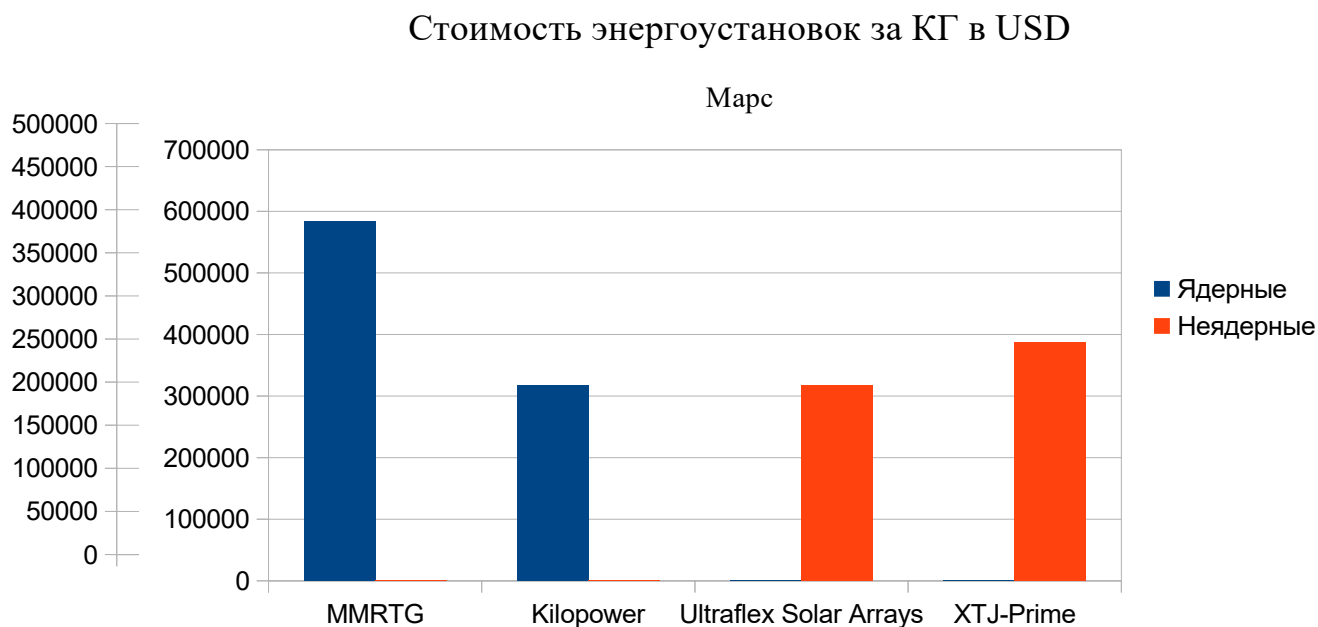


Рис. 2.1. Д

Рис. 2.2. Диаграмма итоговой стоимости энергоустановок на килограмм при доставке на поверхность Марса

В итоге самыми дорогими по стоимости на килограмм оказались радиоизотопные термоэлектрические генераторы — MMRTG. Существенная по сравнению с другими источниками энергии цена, обусловлена преимущественно стоимостью диоксида плутония, оцениваемого по данным из открытых источников в 2.5 миллионов долларов за килограмм. Кардинально ниже в ценовой диаграмме расположились солнечные панели, ввиду отсутствия физического топлива и следовательно отсутствия необходимости доставки оноого. Однако их стоимость существенно разниться от земных аналогов, не только из-за стоимости космической доставки, но и из-за использования многопереходных материалов и усиленной радиационной защиты. На ряду с солнечными панелями в одном диапазоне оказался и малый ядерный реактор Kilopower, KRUSTY. Как мы упоминали ранее, конечная стоимость установки оказалась около 20 миллионов долларов, что является рекордно низкой как для активных ядерных установок, так и для космических источников энергии в целом. Полученные данные помогли нам составить дальнейшие расчёты итоговой энергодобычи на килограмм массы, что стало завершающим этапом к подготовке экономического в купе с техническим анализа.

Электрическая мощность энергоустановки на килограмм массы

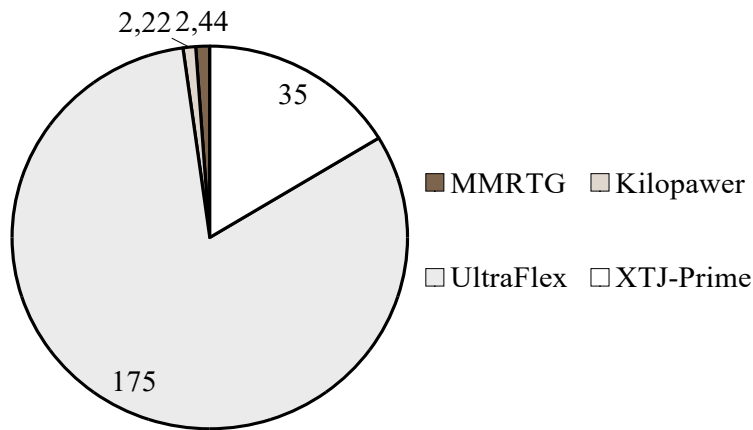


Рис. 2.3. Диаграмма электрической мощности установок на килограмм массы

Таким образом, согласно диаграмме можно понять, что в категории ядерных установок MMRTG немного превосходит Kilopower в энергодобыче на килограмм массы. Однако стоит понимать, что с экономической точки зрения это ещё не говорит об превосходстве данного источника энергии. Как мы ранее описывали,

РИТЭГи работают на дорогостоящем плутонии, обладая при этом крайне низким КПД. Электрическая мощность базовой комплектации Kilopower, которая успешно прошла испытания и стала базой для расчётов, составляет 1кВт. Для достижения таких же результатов понадобится более 9 РИТЭГов, общая стоимость которых значительно превышает стоимость Kilopower и полного цикла его топлива. Категория неядерных энергоустановок показала самые сильные результаты. Однако, как и в прошлой категории есть существенные «но», которые необходимо учесть. Значительная относительно ядерных установок выработка обусловлена технической документацией описанной в рамках условий околоземной орбиты. Тобишь отсутствия сильного влияния атмосферы и дальности сопоставимой с дальностью Земли от Солнца. К тому-же расчёт описывает электрическую мощность в конкретный момент времени и если ядерные реакторы в исправном состоянии без внеплановых отключений способен работать непрерывно в течении всего срока эксплуатации или топливного цикла. В то время как солнечные элементы на прямую зависят от солнечного света и дневного цикла, который к примеру на Луне равен 14.75 Земным суткам, что на столь долгий период делает солнечные панели бесполезными. Отдельная проблема это лунная пыль, которая обладает наэлектризованностью из-за потоком космических лучей и имеет острую структуру ввиду отсутствия эрозии. Вкупе это делает лунную пыль крайне цепкой и абразивной, что нарушает корректную работу панелей. Ещё первые астронавты побывавшие на Луне отмечали, что лунную пыль практически невозможно удалить со скафандра и внутренней палубы челнока. Для противодействию этому учёные из NASA в данный момент ведут разработку средств противодействия лунной пыли. Пыль не обошла стороной и Марс. Пускай абразивность в виду пылевых бурь отсутствует, они же разносят её на большие расстояния, забивая оборудование и насадая на солнечных панелях находящихся там аппаратов. Однако самой большей проблемой является куда большее расстояние от солнца. Вкупе расстояния, пылевые бури и от части слабая, но имеющая место быть атмосфера снижают эффективность солнечных панелей на 70%. Но при этом в отличии от Луны длительность марсианских суток практически не отлична от земных суток, заставляя 24 часа 39 минут.

Несмотря на описанные недостатки и более значительные требования правилам к эксплуатации, солнечные панели обладают главным и крайне серьёзным преимуществом. А именно огромным потенциалом расширения, при росте энергозатрат, например в случае

расширения колоний солнечные электростанции можно размещать на огромных площадях, когда как реакторы, такие как Kilorower пускай и эффективны по цене, но в таких количествах могут быть небезопасны и трудно разместины из-за необходимости отводить избыточное тепло. К примеру в программе Артемида, по возвращению человека на Луну и созданию станции постоянного пребывания или же колонии, планируется, что во время расширения станции, солнечные панели займут площадь вдоль всего экватора спутника.

Таким образом можно подвести итоги, что ядерные и неядерные источники имеют как с экономической, так и с технической точки зрения свои недостатки и преимущества. РИТЭГи несмотря на наибольшую стоимость, занимают нишу, где можно пренебречь КПД и эффективностью в угоду малой массы и габаритов. На данный момент и в исторической хронике это были спутники, в будущем, как мы считаем они могут занять место источников энергии в глубинной технике. Активные малые реакторы, обладают меньшей стоимостью и способны работать в любых условиях. Они могут стать главными резервными источниками. И питать отдельное оборудование или структуры. В то время когда, солнечные элементы при всех недостатках могут располагаться на огромных площадях. В сумме вырабатывая колоссальное количество энергии. По итогу один из типов установок нельзя удалить или заменить, они как превосходят друг друга в некоторых аспектах, так и компенсируют недостатки друг друга.

## Заключение

В заключение хотим сказать, что все задачи, поставленные нами в рамках данной научно-исследовательской работы были выполнены, мы изучили принципиальное устройство реакторов средней и малой мощности, выявив при этом их отличия от стационарных атомных электростанций. Провели расчёты на предмет стоимости доставки ядерных и иных энергоустановок, а также их компонентов и топлива. Рассчитали стоимость возведения относительно энергетической выработки. Исходя из полученных данных провели сравнительный анализ ядерных реакторов малой и средней мощности и прочих источников энергии, выявив их преимущества и недостатки с точки зрения технологической и экономической эффективности.

Отдельно считаем важным сказать, что космическая отрасль является крайне закрытой. Мы собрали и классифицировали крайне редкую, в частности техническую информацию, основанную на современной и архивной документации организаций занимающихся описанными нами проектами напрямую. Ввиду этого наш материал может послужить источником для тех, кто желает узнать о космической энергетике в рамках колонизационного процесса наиболее открыто.

## Литература

1. Ядерный реактор // Большая российская энциклопедия [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://bigenc.ru/c/iadernyi-reaktor-1f5d67>, свободный. — Загл. с экрана. — Дата обращения: 07.01.2026.
2. Beyond Nerva. KRUSTY: First of a New Breed of Reactors – Kilopower Part II [Электронный ресурс] / автор — D. Dewey. — Режим доступа: <https://beyondnerva.wordpress.com/2017/11/19/krusty-first-of-a-new-breed-of-reactors-kilopower-part-ii/>, свободный. — Загл. с экрана. — Дата обращения: 15.01.2026.
3. Афтергуд С. Использование ядерной энергии в космосе [Текст] / С. Афтергуд // Science & Global Security. — 1989. — Vol. 1, № 1–2. — С. 93–107.
4. Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator (MMRTG) [Текст] / U.S. Department of Energy, Office of Nuclear Energy. — Washington, January 2008. — 2 с.
5. Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator (MMRTG) [Текст]. — Cleveland : NASA Glenn Research Center, [б. г.]. — 2 с.
6. Gibson M. A. Проект реактора Kilopower и путь к миссиям повышенной мощности [Текст] / M. A. Gibson, S. R. Oleson, D. I. Poston, P. McClure. — Cleveland : NASA Glenn Research Center, 2017. — 13 с.
7. McClure P. Kilopower: A Small Fission Reactor for Planetary Surface and Deep Space Power [Текст] / P. McClure, D. Poston, M. Gibson // Los Alamos National Laboratory. — Presentation to TRIAD Management, July 31, 2019. — 37 с.
8. Sanchez R. Kilowatt Reactor Using Stirling TechnologY (KRUSTY) Experiment Update [Текст] / R. Sanchez. — Los Alamos National Laboratory, March 2017. — 24 с.
9. SpaceX CRS-11 Mission Overview [Текст]. — NASA, June 2017. — 4 с.
10. (Содержит информацию о доставке Roll-Out Solar Array (ROSA) на МКС)
11. UltraFlex Solar Array [Текст]. — ABLE Engineering Company, Inc., [б. г.]. — 2 с.
12. Csank J. Power and Energy for the Lunar Surface [Текст] / J. Csank, J. H. Scott. — NASA Glenn Research Center; NASA Space Technology Mission Directorate, April 29, 2022. — 32 с.
13. AAC Clyde Space PHOTON Solar Panels [Текст]. — Glasgow : AAC Clyde Space, [б. г.]. — 1 с.
14. Spence B. Next Generation UltraFlex Solar Array for NASA’s New Millennium Program Space Technology 8 [Текст] / B. Spence, S. White, N. Wilder [et al.] // AEC-Able Engineering, Goleta, CA. — 2005. — 13 с.
15. Wohl C. J. Lunar Dust Considerations for Vertical Solar Arrays. Volume 1: Lunar Environment and Dust Interactions [Текст] / C. J. Wohl, J. K. Burgess, S. P. Belbin [et al.]. — NASA Technical Memorandum NASA/TM-20240003496. — Hampton ; Cleveland : NASA Langley Research Center ; NASA Glenn Research Center, October 2024. — 35 с.
16. Wohl C. J. Strategies Toward Lunar Dust Adhesion Mitigation [Текст] / C. J. Wohl. — NASA Langley Research Center, February 2025. — 32 с. — (Presentation at the 48th Annual Meeting of the Adhesion Society).
17. McNatt J. NASA's Photovoltaic Energy Research Plans and Programs [Текст] / J. McNatt. — Cleveland : NASA Glenn Research Center, November 7, 2022. — 32 с.
18. XTJ Prime Space Qualified Triple Junction Solar Cell [Текст] / Spectrolab, Inc. — Sylmar, CA, USA, March 7, 2017. — 2 с.
19. Михайлов А. А., Виноградов А. П.. «Луна» // Прохоров А. М. «Большая Советская Энциклопедия» - 3-е изд., 1974. — Т. 15.

20. Лунная дорога: кто первым построит ядерную энергоустановку на спутнике Земли [Электронный ресурс] // Страна Росатом. — 2025. — 24 ноября. — Режим доступа: <https://strana-rosatom.ru/2025/11/24/lunnaya-doroga-kto-pervym-postroit-yade/?ysclid=mkef4eh4k6141665355>, свободный. — Загл. с экрана. — Дата обращения: 14.01.2026.

21. Без турбин: специалисты раскрыли подробности создания будущей АЭС на Луне [Электронный ресурс] // Московский комсомолец. — 2025. — 4 июля. — Режим доступа: <https://www.mk.ru/science/2025/07/04/bez-turbin-specialisty-raskryli-podrobnosti-sozdaniya-budushhey-aes-na-lune.html>, свободный. — Загл. с экрана. — Дата обращения: 14.01.2026.

22. Соглашение между Правительством Российской Федерации и Правительством Китайской Народной Республики о сотрудничестве в области создания Международной научной лунной станции от 25 ноября 2022 г. // Международные договоры Российской Федерации. — М., 2022. — Вступило в силу 18 июля 2024г.. — Доступ из официального ресурса Министерства иностранных дел Российской Федерации // [mddoc.mid.ru/api/ia/download/?uuid=73ba695f-5723-4d65-ab61-457aa8b2d1b4](https://mddoc.mid.ru/api/ia/download/?uuid=73ba695f-5723-4d65-ab61-457aa8b2d1b4)