

УДК 629.785

ДИСТАНЦИОННОЕ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЕ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

© 2019 г. Р. А. Евдокимов¹, *, В. Ю. Тугаенко¹

¹Публичное акционерное общество “Ракетно-космическая корпорация “Энергия”
им. С.П. Королёва”, Королёв, Россия

*e-mail: evdokimovrom@yandex.ru

Поступила в редакцию 04.10.2019 г.

После доработки 21.10.2019 г.

Принята к публикации 23.10.2019 г.

Предложена система дистанционного энергоснабжения потребителей на лунной поверхности, функционирующих в областях постоянного затенения, в окрестностях лунных полюсов. Система может быть создана на основе разрабатываемой в РКК “Энергия” технологии беспроводной передачи электрической энергии в лазерном канале между космическими аппаратами. Отработку технологии в натуральных условиях предполагается осуществить в рамках космического эксперимента “Пеликан”. Выполнена оценка технических характеристик системы беспроводной передачи энергии на поверхность Луны, рассмотрены особенности ее построения и функционирования. Показана техническая реализуемость системы и возможность использования при ее разработке задела по научной аппаратуре для космического эксперимента “Пеликан”. Рассмотрены преимущества дистанционного энергоснабжения разветвленной сети потребителей с борта искусственного спутника Луны, по сравнению с радиоизотопными источниками энергии.

Ключевые слова: беспроводная передача электрической энергии, Луна, микрорoverы, лазерное излучение, фотоэлектрические приемники, космические эксперименты

DOI: 10.1134/S0002331019050054

В РКК “Энергия” ведется разработка технологии беспроводной передачи электрической энергии (БПЭЭ) лазерным излучением между космическими аппаратами (КА). В долгосрочную программу научных экспериментов на Российском сегменте Международной космической станции (МКС) включен космический эксперимент (КЭ) “Пеликан” – “Исследование передачи электрической энергии лазерным излучением между КА”. Выполняется наземная отработка технологии, разрабатывается научная аппаратура для реализации космического эксперимента. Исследуются возможные области применения технологии на Земле (беспилотные летательные аппараты) и в космосе – дистанционное энергоснабжение технологических КА [1], созвездий микроспутников, посадочных зондов на поверхности Луны и других тел Солнечной системы [2], межорбитальных буксиров [3].

Освоение Луны в настоящий момент находится в фокусе внимания всех ведущих космических держав. Луна рассматривается не только как объект изучения, но и площадка для астрофизических исследований, отработки технологий для пилотируемых экспедиций в дальний космос и освоения внеземных ресурсов [4, 5]. США планируют создание международной околослунной станции Lunar Orbital Platform-Gateway (LOP-G) в интересах лунных экспедиций и развертывания базы (проект “Артемида”), а также

пилотируемой экспедиции на Марс [6]. В Китае реализуется программа изучения Луны автоматическими КА с перспективой реализации пилотируемой экспедиции в течение 10 лет [7].

В России исследования Луны будут выполнены в соответствии с Федеральной космической программой на 2015–2025 гг. с помощью КА “Луна-25”–“Луна-27” [8]. Для реализации пилотируемой лунной программы, включающей развертывание базы [9], ведется разработка пилотируемого транспортного корабля нового поколения, ракет-носителей “Союз-5” и “Ангара-A5B”, сверхтяжелой РН “Енисей” и др. Рассматривается возможность участия в создании LOP-G [10]. С учетом актуальности и высокой приоритетности лунной программы рассмотрена применимость в ее интересах разрабатываемой технологии БПЭЭ с ориентацией на текущий уровень развития элементной базы.

ВОЗМОЖНАЯ ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

В программах исследования и освоения Луны особое место занимают ее приполярные регионы, для которых характерно наличие постоянно затененных участков, являющихся естественными холодными “ловушками” для летучих соединений [4, 11, 12]. Они могут предоставить лунной базе ресурсы, прежде всего воду, для производства кислорода и компонентов топлива [4, 13]. Полная площадь холодных “ловушек” (с температурой ниже 110 К) в районе южного полюса Луны (выше 82.5° ю.ш.) составляет не менее 11000 км² [12]. Постоянно затененные области на дне крупных кратеров (например, кратера Шеклтон) представляют максимальный интерес с точки зрения содержания запасов воды. Точность оценки суммарной площади этих областей зависит от полноты топографических данных. Их накопление ведет к коррекции указанной оценки в сторону увеличения. По данным работы [14] постоянно затененные области занимают 18600 км² в окрестностях южного полюса Луны и 14750 км² в окрестностях северного (выше 80° ю.ш. и 80° с.ш., соответственно).

При выборе наиболее перспективного района для размещения лунной базы необходимо учитывать как содержание воды в реголите, так и другие факторы – рельеф местности, с точки зрения безопасности посадки, возможность прямой связи с Землей и др. Остро стоит проблема энергообеспечения из-за невозможности использования солнечных источников энергии в затененных районах. Для ее решения база может быть размещена на одном из пиков “вечного света” (постоянно освещенных участков валов кратеров, в частности, кратера Шеклтон [14]). Но добыча воды должна вестись в затененных районах, что создает логистические проблемы, как и сложный рельеф в районе посадки, и сравнительно малая площадь, отводимая базе (протяженность освещенного участка вала Шеклтона – около 5 км при ширине порядка 1 км). Возможно радикальное решение проблемы за счет использования ядерных источников энергии [15, 16]. Альтернативный вариант – дистанционное энергоснабжение лунной базы с орбиты. Но энергообеспечение базы и промышленной инфраструктуры требует передачи от нескольких десятков киловатт до нескольких мегаватт электрической мощности на поверхность Луны [4, 13]. Дальность передачи определяется высотой орбиты, связанной с требуемой продолжительностью сеанса, и составит тысячи километров, что не достижимо в ближайшей перспективе. Но, как показано ниже, существуют задачи, для решения которых достаточно передачи на поверхность Луны сотен ватт – киловатт электроэнергии в течение нескольких минут. В этом случае может быть использован технический задел для КЭ “Пеликан”.

Данные о содержании воды в реголите полярных областей Луны получены с борта ее искусственных спутников (КА “Clementina”, “Lunar Prospector”, “LRO”, “Чандраян-1”) [11]. Проведены ударные эксперименты с помощью КА “LCROSS” и зонда-

ударника, отделившегося от КА “Чандраян-1”, позволившие выполнить спектральный анализ испарившегося при ударе грунта [17]. Поскольку информация получена дистанционными методами, существуют лишь приблизительные оценки запасов воды. Неизвестна форма ее присутствия (слои льда, смесь микрочастиц с реголитом, связанная вода), глубина залегания и мощность водосодержащих слоев. Для точной оценки запасов воды и выбора наиболее перспективных районов размещения лунной базы необходимы прямые исследования. Предполагается их выполнение КА “Луна-25, 27” (стационарные посадочные платформы), “Луна-28” (возвращение образцов грунта), “Луна-29” (тяжелый луноход) [8]. Но перечисленные КА позволят получить прямые данные с относительно небольшой площади поверхности. Однако, как указано выше, площадь области с полным затенением составляет только для окрестностей южного полюса Луны до 18000 км². Для ее детального обследования целесообразно рассмотреть возможность использования множества небольших посадочных станций, включая микроверы, массой порядка 10–50 кг. При этом остро встает проблема энергоснабжения, несмотря на сравнительно малые требуемые мощности. В радиоизотопных генераторах (РИТЭГ), способных обеспечить автономное электропитание, используются дефицитные и дорогие радиоактивные изотопы (см. ниже). В этой связи, дистанционное энергоснабжение микророверов с окололунной орбиты представляет интерес. К числу возможных потребителей относятся также малые стационарные станции с буровыми установками и маяки для обеспечения посадок автоматических и пилотируемых КА.

КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ “ПЕЛИКАН” И ТЕКУЩИЙ УРОВЕНЬ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ В ЛАЗЕРНОМ КАНАЛЕ

Цель космического эксперимента “Пеликан” состоит в отработке технологии БПЭЭ для космических применений в натуральных условиях. Передаваемая электрическая мощность будет поэтапно увеличена с 50–100 Вт до 300 Вт на дальности 1 км, будет также продемонстрирована принципиальная возможность передачи энергии на дальностях до 5 км.

Эксперимент по БПЭЭ между космическими аппаратами будет проведен впервые, характеристики создаваемой научной аппаратуры (НА) отражают существующий уровень развития технологии. Цель эксперимента состоит не только в демонстрации осуществимости БПЭЭ в космосе. Предполагается создание элементов технологии и прототипа системы, которые могли бы использоваться для различных практических применений. Поэтому к ключевым элементам НА “Пеликан” предъявляются высокие требования по ресурсу и сроку службы в условиях космоса – не менее 4000 ч и пять лет, соответственно.

Схема проведения эксперимента показана на рис. 1. На внешней поверхности одного из модулей российского сегмента МКС, на двухосевой поворотной платформе размещается передающая часть системы БПЭЭ – блок “Пеликан-Н”. Помимо системы генерации лазерного излучения (СГЛИ) он включает: систему обнаружения, наведения и удержания приемника излучения (СОНУ), систему формирования и наведения пучка излучения (СФИН), а также системы питания и управления (СПУ) и обеспечения условий функционирования (СОУФ). Блок фотоэлектрического приемника-преобразователя (блок “Пеликан-ФПП”) устанавливается на транспортном грузовом корабле (ТГК) “Прогресс” и включает, помимо приемника излучения и датчиков, блок мишени со специальными призматическими отражателями, обеспечивающими обратную связь для СОНУ, и систему датчиков позиционирования пучка (СДПП).

В состав научной аппаратуры входит также блок “Пеликан-ВУ”, размещаемый внутри станции и предназначенный для управления НА, обработки и хранения получаемой информации. Эксперимент проводится после доставки ТГК “Прогресс” гру-



Рис. 1. Схема проведения космического эксперимента «Пеликан».

зов на МКС. Перед отстыковкой на крышку люка корабля (после демонтажа стыковочного агрегата) устанавливается блок «Пеликан-ФПП» (без разгерметизации корабля). После отхода ТГК «Прогресс» от станции на безопасное расстояние обеспечиваются его периодические повторные сближения с МКС на расстоянии до 1000 м. Время одного пролета корабля через рабочую зону НА «Пеликан» составляет 10–12 мин. Продолжительность работы СГЛИ на максимальной мощности (время передачи энергии в одном сеансе) составит от 1.5 до 5 минут. Количество сеансов с одним ТГК «Прогресс» – не менее 5. Интервал между сеансами – не менее двух суток для обеспечения требуемых условий сближения. В начале сеанса блок «Пеликан-Н» наводится с помощью двухступенной поворотной платформы в область небесной сферы, где по баллистическим данным ожидается появление ТГК «Прогресс». Осуществляется поиск, захват и сопровождение блока «Пеликан-ФПП» с помощью СОНУ. Эта система сканирует лазерным лучом малой мощности (0.5 Вт) с длиной волны 0.665 мкм участок небесной сферы размером $50^\circ \times 50^\circ$. Лазерное излучение, отраженное от блока мишени, формирует в приемном канале системы изображение. Его обработка позволяет вычислить координаты центра приемника с точностью не хуже $60''$. СОНУ функционирует при расстоянии до ТГК «Прогресс» от 800 до 5500 м. Информация о положении приемника обновляется с частотой 100 Гц. По данным СОНУ с помощью двухступенной поворотной платформы осуществляется сопровождение приемника. Точность наведения платформы по каждой из осей не хуже $10'$ (грубое наведение). Платформа отслеживает с этой точностью объекты, движущиеся с относительной угловой скоростью от 1.0° до $3.0^\circ/\text{с}$ (дискретность управления скоростью – $1.0'/\text{с}$). Угловая скорость движения ТГК «Прогресс» относительно РС МКС на расстоянии 1000 м составит $4\text{--}6'/\text{с}$. Система ориентации ТГК «Прогресс» должна обеспечить ориентацию продольной оси корабля на блок «Пеликан-Н» с точностью $\pm 20^\circ$, что соответствует диаграмме направленности отражателей блока мишени. Перед включением СГЛИ на полную мощность выполняется прецизионное наведение с помощью СФИН и пучка лазерного излучения пониженной мощности. СФИН представляет собой двухзеркальную оптическую систему с внеосевым оптоволоконным вводом излуче-

ния, генерируемого СГЛИ, формирующую пучок излучения диаметром не более 0.3 м¹ на расстоянии 1000 м. СФИН обеспечивает также прецизионное наведение пучка излучения по двум осям в диапазоне ± 5 мрад ($\pm 17.5'$). Точность наведения (10 мкрад) определяется дискретностью шага исполнительного устройства – пьезоэлектрической наклонной платформы, выполняющей поворот продольной оси пучка за счет поворота вторичного зеркала СФИН.

В соответствии с техническим заданием максимальное отклонение продольной оси пучка от направления на центр приемника не должно превышать 5.0×10^{-5} рад (что соответствует отклонению 0.05 м на дистанции 1000 м). Для этого требуется дополнительная информация о его пространственном положении. После выполнения этапа грубого наведения (с точностью 10.0'), СФИН под управлением блока “Пеликан-ВУ” по специальному алгоритму осуществляет сканирование пучком излучения СГЛИ на минимальном уровне мощности участка небесной сферы размером ± 5 мрад по двум осям. При попадании лазерного излучения на приемник фотоэлектрические датчики системы позиционирования пучка позволяют определить плотность потока в местах их размещения. Эта информация по специально организованному радиоканалу поступает в блок “Пеликан-ВУ”. Обработка данных позволяет уточнить положение пучка излучения относительно геометрического центра приемника. Методика успешно отработана в лабораторных условиях.

Таким образом, в двухэтапной схеме наведения применяется СОНУ, поворотная платформа, СФИН и СГЛИ в режиме минимальной мощности. Обратные связи обеспечиваются блоком мишени и системой датчиков позиционирования пучка.

Создаются два варианта СФИН для различных этапов КЭ: СФИН-800 для работы с диодным лазером с длиной волны 0.808 мкм и СФИН-1000 для оптоволоконного лазера с длиной волны 1.06 мкм. В СФИН-800 будет использовано главное зеркало с апертурой не более 390 мм и фокусным расстоянием 725 мм. В СФИН-1000 для получения диаметра пучка излучения 0.3 м на расстоянии 1000 м достаточно зеркала с апертурой не более 42 мм (с фокусным расстоянием 350 мм) благодаря лучшему качеству излучения, генерируемого оптоволоконным лазером. Параметр, характеризующий качество излучения – произведение радиуса пучка в фокусе на его угловую расходимость в дальнем поле (ВРР). Для оптоволоконного лазера НА “Пеликан” ВРР = 0.41 мм мрад, а для диодного – 11 мм мрад.

Этап КЭ с использованием диодного лазера проводится для демонстрации достижения относительно высокого КПД передачи энергии. Максимальная оптическая мощность лазера составит 200 Вт, минимальная – 20 Вт. Диаметр сердцевины оптического волокна – не более 200 мкм. КПД лазера – не менее 35%. Для этапов КЭ, где планируется применение оптоволоконных лазеров, разрабатываются СГЛИ с максимальной оптической мощностью 650 и 1300–1500 Вт, диаметром сердцевины оптоволоконного кабеля 20 мкм и КПД – не менее 27%. Минимальный уровень мощности – 50 Вт.

Мощность, получаемая блоком “Пеликан-Н” от борта станции, не может превосходить 500 Вт. Поэтому в состав блока включена собственная система питания и управления (СПУ) с буферными литий-ионными аккумуляторными батареями. Батареи заряжаются от системы электропитания станции и обеспечивают мощность до 6000 Вт в течение 1.5 мин, либо 3000 Вт в течение 3 мин.

Выделяемая СГЛИ тепловая энергия не может быть непосредственно отведена излучением в космическое пространство, т.к. требуемая площадь холодильников-излучателей приводит к неприемлемо большим габаритам блока “Пеликан-Н”, либо необходимости использовать раскладные и сборные конструкции. Это снижает надежность и увеличивает стоимость проведения эксперимента. Масса и габариты блока “Пеликан-Н” ограничиваются также грузоподъемностью поворотной платформы.

¹ Под диаметром пучка понимается область, в которой сконцентрировано 90% оптической мощности.

Таблица 1. Основные характеристики научной аппаратуры “Пеликан”

Характеристики	Значения
Масса, кг	Не более 150
Габариты, мм	Не более 1200 × 580 × 580
Передаваемая мощность, Вт	300
Потребляемая мощность: в сеансе эксперимента от системы питания и управления/от борта РС МКС в процессе подзарядки аккумуляторов, Вт	До 6000/не более 500
Оптическая мощность лазера в составе СГЛИ	Не более 1500
Диаметр пучка на расстоянии 1 км, м	Не более 0.3
Угловая точность наведения на приемник, рад	Не более 5×10^{-5}

Поэтому в блок “Пеликан-Н” включена система обеспечения условий функционирования (СОУФ) с тепловым аккумулятором. Тепло, выделяемое, прежде всего, в СГЛИ, отводится с помощью жидкостного контура охлаждения (теплоноситель – то-сол) в блоки теплового аккумулятора. Теплоаккумулирующим веществом является парафин (гексадекан) с температурой фазового перехода плюс 18°С. СОУФ обеспечивает рабочую температуру СГЛИ не более плюс 30°С. После отключения СГЛИ аккумулярованное тепло сбрасывается излучением с внешней поверхности блоков теплового аккумулятора за время около 30 мин. Учитывая относительно низкую температуру фазового перехода парафина, сеансы КЭ предпочтительнее проводить на теневых участках орбиты.

Габариты блока “Пеликан-Н” определяются габаритами СОУФ и СФИН и ограничиваются требованиями к грузам, доставляемым на МКС. Диаметр блока “Пеликан-ФПП” – не более 500 мм, при диаметре ФПП – не более 400 мм.

В табл. 1 суммированы основные характеристики НА “Пеликан”.

ОЦЕНКА ТРЕБУЕМЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ СЕАНСОВ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ

Для оценки электропотребления микрорOVERов могут быть использованы сведения о прототипах. Энергетические затраты на перемещение луноходов (по расчетным оценкам и опыту эксплуатации “Лунохода-1, 2” и американских пилотируемых роверов) составляют около 0.2 Вт ч/м при массе 600–900 кг [18]. Соответственно, при массе микрорOVERа 30 кг энергетические затраты на 1 км пути составят всего около 10 Вт ч. Основные энергозатраты будут приходиться на работу научной аппаратуры и служебных систем. В табл. 2 представлены характеристики небольших роверов для исследования Луны и Марса. Как видно из табл. 2, для обеспечения бесперебойной работы от 1 до 6 микрорOVERов на поверхность Луны достаточно передавать электрическую энергию от 150 до 900 Вт ч/сут.

В настоящее время реализуемы дальности передачи энергии не более 300 км на приемники небольшой площади (см. ниже). Поэтому передатчик энергии должен размещаться на низкой окололунной орбите. В табл. 3 представлены некоторые характеристики полярной орбиты ИСЛ с точки зрения обеспечения сеансов БПЭЭ на поверхность. Максимальная продолжительность сеанса при высоте 100–200 км составит 5–6 мин (если не препятствуют местные детали рельефа). Эта оценка относится не только к одному потребителю, но и к общему времени энергоснабжения нескольких потребителей в околополярной области за один виток, т.к. диаметр этой области не превосходит 300 км.

Таблица 2. Технические характеристики малых планетоходов

Название	Масса, кг	Габариты, м	Максимальная мощность системы электропитания, Вт	Энергопотребление, Вт ч/сут*	Максимальная скорость, см/с
“Чандраян-2” (“Прагьян”) [19]	27	0.9 × 0.75 × 0.85	50	Нет данных**	1
“Соджорнер” [20]	10.6	0.7 × 0.5 × 0.3	15	100–150	1
“MER” (“Оппортьюнити”/“Спирит”) [21, 22]	174	1.6 × 2.3 × 1.5	140	300–900 (в среднем – 420)	5

* Значение приведено для земных суток.

** Приход энергии зависит от ориентации ровера относительно Солнца и будет существенно меньше, чем рассчитанный, исходя из максимальной мощности.

Таблица 3. Характеристики низкой полярной орбиты ИСЛ с точки зрения обеспечения беспроводной передачи энергии на лунную поверхность

Характеристики	Высота орбиты	
	H = 100 км	H = 200 км
Период обращения, мин	111.4	127.5
Количество витков за земные сутки	≈ 13	≈ 11.3
Скорость движения относительно лунной поверхности, м/с	1633.6	1590.8
Угловая скорость движения относительно лунной поверхности, град/с	0.936	0.456
Расстояние до лунного горизонта, км	597	857
Максимальная длительность прохождения ИСЛ над фиксированной точкой поверхности (от горизонта до горизонта), мин	12	18.6
Максимально возможная продолжительность сеанса БПЭЭ при ограничении дальности до 300 км, мин	6	4.4
Высота ИСЛ над горизонтом в ходе сеанса БПЭЭ, если ИСЛ проходит через меридиан приемника и дальность ограничена 300 км, град	От 15 до 90	От 38 до 90

С учетом затрат времени на наведение целесообразно проводить сеансы БПЭЭ для разных потребителей на различных витках. В силу малого диаметра околополярной области возможно проведение сеансов БПЭЭ не только на приемники по трассе полета, но и на больших азимутах. Это немаловажно, поскольку, хотя прецессия плоскости полярной орбиты ИСЛ практически отсутствует, поверхность Луны вращается относительно плоскости орбиты с периодом равным 28 земным суткам. За земные сутки может быть выполнено 12–13 сеансов БПЭЭ потребителям в одной околополярной области. Орбита высотой 100 км благоприятнее, чем более высокие орбиты, с точки зрения суммарной продолжительности сеансов БПЭЭ. Дальнейшее снижение высоты не приводит к заметному увеличению продолжительности БПЭЭ. При этом уменьшается средняя высота ИСЛ над горизонтом приемника, что может привести к уменьшению доли принимаемой энергии. Усугубляется влияние на проведение сеансов БПЭЭ рельефа местности.

Требуемая оптическая мощность лазера в системе БПЭЭ вычисляется по формуле:

$$N_{\text{л}}^{\text{opt}} = \frac{P_{\text{эл}}^{\Sigma}}{\tau_{\text{с}}^{\Sigma} \eta_{\text{орт}} \eta_{\text{н}} \eta_{\text{г}} \eta_{\text{фпп}} \eta_{\text{АБ}}}, \quad (1)$$

где $P_{\text{эл}}^{\Sigma}$ – полная энергия, запасаемая в аккумуляторных батареях потребителей на поверхности Луны за рассматриваемый промежуток времени (земные сутки); $\tau_{\text{с}}^{\Sigma}$ – сум-

марное время работы лазера за рассматриваемый промежуток времени; η_{opt} – коэффициент, учитывающий потери, связанные с поглощением и рассеянием излучения на оптических элементах СФИН; $\eta_{\text{н}}$ – коэффициент, учитывающий потери, обусловленные отклонениями оси пучка излучения от направления на центр фотоэлектрического приемника-преобразователя (ФПП); $\eta_{\text{г}}$ – коэффициент, равный доле энергии излучения, попадающей на ФПП (зависит от отношения диаметра пучка и приемника и распределения энергии в пучке); $\eta_{\text{фпп}}$ – КПД ФПП; $\eta_{\text{АБ}}$ – КПД заряда батарей потребителей.

Как было показано выше, для энергоснабжения 1–6 микрорOVERов в одной приполярной области Луны требуется энергия $P_{\Sigma}^{\Sigma} = 150\text{--}900$ Вт ч (за земные сутки). Для полярной орбиты Луны высотой 100 км $\tau_{\Sigma}^{\Sigma} \approx 1.3$ ч (см. табл. 3). КПД заряда литий-ионных аккумуляторных батарей $\eta_{\text{АБ}} = 0.96\text{...}0.98$. Коэффициент потерь в СФИН η_{opt} около 0.98 (по результатам эскизного проектирования и макетирования научной аппаратуры “Пеликан”). КПД ФПП зависит от длины волны лазерного излучения. Для каждого из двух используемых лазеров (0.808 и 1.06 мкм) разрабатываются приемники, отличающиеся типом фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) и их коммутацией, обеспечивающей высокий КПД преобразования энергии излучения в электрическую в условиях неравномерной засветки. Результаты эскизного проектирования и лабораторных экспериментов показали, что КПД ФПП для длины волны 0.808 мкм составляет не менее 40% (при КПД отдельных ФЭП – не менее 50%). А для длины волны 1.06 мкм – около 22%. Несмотря на высокий КПД диодных лазеров, их применение в системах БПЭЭ на большие расстояния в ближайшем будущем затруднено в связи с низким качеством пучка излучения. На данном этапе рассматривается применение оптоволоконных лазеров, для которых $\eta_{\text{фпп}} = 0.22$.

Подставляя приведенные значения в формулу (1), получим связь между требуемой оптической мощностью лазера и коэффициентами, учитывающими потери, обусловленные ошибкой наведения и превышением размеров пучка над диаметром приемника:

$$N_{\text{л}}^{\text{opt}} = \frac{N_{\text{х}}}{\eta_{\text{н}}\eta_{\text{г}}}, \text{ где } N_{\text{х}} = 550\text{...}3250 \text{ [Вт]}. \quad (2)$$

В данной работе рассматривается возможность прямого масштабирования технологии, разрабатываемой для КЭ “Пеликан”. Соответственно, мощность лазерных систем, масса и габариты излучателя не должны превышать значений для НА “Пеликан” более чем в 2–3 раза. Т.е., оптическая мощность лазеров должна быть не более 1500–4500 Вт. Тогда из соотношения (2) следует, что $\eta_{\text{н}}\eta_{\text{г}} > 0.4$. Это означает, что диаметр пучка излучения на лунной поверхности должен практически совпадать с диаметром приемника, а величина смещения пучка относительно центра приемника составлять не более 20–40% его диаметра.

В табл. 4 дано сравнение технических требований, предъявляемых к научной аппаратуре “Пеликан” и системе БПЭЭ на лунную поверхность. С учетом ограничений на габариты и массу приемники потребителей должны быть компактными и иметь максимально простую конструкцию (без складных элементов и не ориентируемые). Габариты ФПП должны соответствовать габаритам микрорOVERов, т.е. не превосходить 1.5–2 м. Диаметр пучка излучения на поверхности – не более 2 м, отклонение оси пучка от направления на центр приемника – не более 0.5 м. Эти требования выше, чем к НА “Пеликан”. Но анализ характеристик элементов систем наведения показывает их реализуемость (см. ниже). Потребляемая электрическая и выделяемая тепловая мощности рассчитаны исходя из требуемой оптической мощности СГЛИ и КПД оптоволоконных лазеров.

Таблица 4. Сравнение технических требований к научной аппаратуре “Пеликан” (для последнего этапа КЭ) и к системе БПЭЭ на лунную поверхность

Характеристики	Научная аппаратура “Пеликан”	Система БПЭЭ на лунную поверхность
Оптическая мощность системы генерации лазерного излучения, Вт	До 1500	1500–4500
Потребляемая системой генерации лазерного излучения электрическая мощность, Вт	Не более 6000	5500–17000
Выделяемая системой генерации лазерного излучения тепловая мощность, Вт	До 4500	4000–12500
Продолжительность одного сеанса передачи энергии, мин	1.5	До 6
Дальность передачи, км	1–5	До 300
Диаметр пучка излучения на приемнике, м	Не более 0.3	Не более 2
Отклонение продольной оси пучка излучения от направления на центр приемника, рад	Не более 5×10^{-5}	Не более 1.5×10^{-6}
Количество сеансов за срок службы	5	47500*
Минимальный интервал между сеансами, ч	48	2**
Ресурс, ч	Не менее 4000	Не менее 4000***
Срок службы, лет	Не менее 5	До 10****

* Число циклов соответствует режиму работы, при котором на одном витке ИСЛ обслуживаются потребители только в одной околополярной области Луны; ** определяется периодом обращения ИСЛ; *** величина ресурса соответствует обслуживанию на одном витке ИСЛ потребителей только в одной околополярной области; **** срок службы передающей части системы БПЭЭ на борту ИСЛ.

Баллистические ограничения на условия проведения сеансов КЭ “Пеликан”, а также ограничение на продолжительность автономного полета ТГК “Прогресс” обуславливают относительно малое число сеансов, которое, тем не менее, достаточно для достижения целей эксперимента. Требования к ресурсу НА “Пеликан” (за исключением ресурса аккумуляторов по числу циклов) предъявлялись исходя из того, что данная аппаратура является прототипом штатных систем БПЭЭ. Для системы БПЭЭ на поверхность Луны количество сеансов определяется орбитальным периодом, дислокацией потребителей и сроком службы ИСЛ.

ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ И АНАЛИЗ ПРИМЕНИМОСТИ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА ПО НАУЧНОЙ АППАРАТУРЕ “ПЕЛИКАН”

В состав системы БПЭЭ на лунную поверхность должны входить элементы, аналогичные по своему назначению элементам научной аппаратуры “Пеликан”.

Система генерации лазерного излучения

Для данной системы возможно непосредственное использование технических решений, разрабатываемых в рамках КЭ “Пеликан”, путем прямого масштабирования.

Система питания и управления

Технические решения по подсистеме преобразования мощности могут быть заимствованы от СПУ научной аппаратуры “Пеликан”. Учитывая малую продолжительность сеансов БПЭЭ в течение одного витка ИСЛ целесообразно сохранить архитектуру СПУ – использовать в ее составе буферные аккумуляторные батареи. Это позво-

лит избежать большой проектной мощности солнечных батарей ИСЛ. При потребляемой СГЛИ электрической мощности 5500–17000 Вт, мощность, генерируемая солнечными батареями для зарядки аккумуляторов, составит лишь 550–1700 Вт (с учетом теневых участков орбиты). Особенностью буферных аккумуляторных батарей для лунной системы БПЭЭ является большое количество зарядно-разрядных циклов (до 40–50 тысяч за 10 лет работы). Подобные требования предъявляются к аккумуляторным батареям для КА на низкой околоземной орбите и могут быть удовлетворены для литий-ионных батарей при глубине разряда не более 20–25% [23]. Для обеспечения заданного числа зарядно-разрядных циклов необходимо также ограничить ток разряда батарей величиной не более 1С [А], где С – величина емкости в ампер-часах. Поэтому, несмотря на относительно небольшую энергию, расходуемую в сеансе БПЭЭ – 550...1700 Вт ч, проектная емкость батарей СПУ должна быть не менее 5000–14000 Вт ч. Глубина разряда составит около 10%. Это позволяет (без потери ресурса по количеству циклов) осуществлять энергоснабжение потребителей в обеих полярных областях Луны и/или на ее теневой стороне. Продолжительность сеансов передачи энергии на поверхность увеличится до 12 минут за один виток ИСЛ. Количество циклов работы батарей СПУ останется прежним, но ресурс других систем будет увеличен с 4000 до 8000 ч. Потребуется также увеличить мощность, предоставляемую солнечными батареями ИСЛ в процессе заряда батарей, до 1100–3400 Вт. В ОАО “Сатурн” фирмами “SAFT” и “MITSUBISHI” созданы для различных КА литий-ионные батареи емкостью 7000–9500 Вт ч [23], полная масса которых составляет 58–78 кг. Малое число зарядно-разрядных циклов для НА “Пеликан” позволяет работать при большей глубине разряда – не менее 0,5, а величина тока может достигать 5–10 С. Поэтому для НА “Пеликан” предполагается использовать аккумуляторную батарею емкостью не более 500–700 Вт ч массой около 5 кг.

Система обеспечения условий функционирования

Количество отводимой тепловой энергии от СГЛИ в одном сеансе КЭ “Пеликан” не более 7000 Вт ч, а для сеанса БПЭЭ на лунную поверхность – от 24000 до 75000 Вт ч, т.е. в 4–10 раз больше. Масса системы СОУФ для КЭ “Пеликан” по результатам эскизного проектирования 30–35 кг. Соответственно, при прямом масштабировании масса СОУФ может возрасти для лунной системы БПЭЭ до 140–350 кг. Теневой участок орбиты ИСЛ, наиболее благоприятный для сброса излучением накопленной в тепловом аккумуляторе энергии, составляет около 60 минут, что вдвое превышает оценку времени охлаждения для НА “Пеликан”. Однако, поскольку толщина блоков теплового аккумулятора не может быть значительно увеличена из-за ухудшения условий теплопередачи, площадь излучающей поверхности должна быть в 3–10 раз выше, чем для блока “Пеликан-Н”. Таким образом, использование теплового аккумулятора в системе БПЭЭ на лунную поверхность может привести к неприемлемо большому массе, габаритам и моментам инерции излучателя на ИСЛ. Целесообразно рассматривать СОУФ на основе активного жидкостного контура охлаждения, отдающего тепло холодильнику-излучателю, в конструкции которого могут быть использованы тепловые трубы. Для сброса излучением 4000–12500 Вт при температуре около 300 К (температура теплоносителя на выходе СГЛИ не должна превышать плюс 30°С) требуется площадь 10–32 м² (при степени черноты $\epsilon = 0.85$). Соответственно, площадь плоского радиатора с двухсторонним сбросом тепла – 5–16 м². Учет потока излучения от солнца для наиболее неблагоприятных условий ведет к возрастанию площади до 6–18.5 м² при использовании селективных покрытий с величиной коэффициента поглощения $A_s = 0.1$. Сеанс передачи энергии осуществляется при прохождении ИСЛ над полярной областью, когда панели радиатора могут быть освещены солнцем, но тепловой поток от поверхности Луны можно считать пренебрежимо малым. Конструктивно радиатор может быть выполнен в виде двух раскладывающихся панелей, расположен-

ных симметрично относительно продольной оси излучателя. Предварительная оценка массы СОУФ может быть получена путем анализа характеристик аналогов и прототипов. Так система обеспечения теплового режима КА “Экспресс-1000” [24] на базе тепловых труб (встроенных в панели корпуса КА) и жидкостного контура, способная отвести до 8000 Вт тепловой мощности при полной площади радиационной поверхности 14 м^2 , имеет массу 106 кг. Таким образом, масса СОУФ для системы БПЭЭ на поверхность Луны может составить 50–150 кг.

Система формирования и наведения пучка излучения

Было показано, что диаметр пучка не должен превышать 2 м на расстоянии 300 км. Тогда для длины волны 1.06 мкм дифракционному пределу будет соответствовать диаметр главного зеркала СФИН около 0.16 м. Учитывая уровень развития технологии изготовления зеркал для оптических систем, можно принять, что требуемая апертура главного зеркала составит 0.5 м. В этом случае может быть использован задел по НА “Пеликан”. Эта оценка подтверждает принятое ограничение на дальность передачи энергии, так как большие дальности потребуют либо увеличения диаметра зеркала, либо очень высокой точности обработки его поверхности. Фокусное расстояние f главного зеркала, зная диаметр оптического волокна на выходе СГЛИ d_{opt} и диаметр пучка излучения D_L на дальности передачи $L_{\text{БПЭЭ}}$, можно оценить по приближенной формуле [25]:

$$f = L_{\text{БПЭЭ}} d_{\text{opt}} / D_L. \quad (3)$$

Принимая, что $L_{\text{БПЭЭ}} = 300 \text{ км}$; $d_{\text{opt}} = 20 \text{ мкм}$; $D_L = 2 \text{ м}$, получим величину фокусного расстояния $f = 3000 \text{ мм}$. Величина f определяет продольные габариты СФИН и излучателя в целом для простейшей оптической схемы без использования дополнительных оптических элементов. Полученная оценка приемлема, но, при необходимости, может быть уменьшена незначительным усложнением оптической схемы.

Наиболее сложная задача – обеспечение требуемой точности наведения излучателя на приемник (угловое отклонение продольной оси пучка от направления на центр приемника – не более 1–2 мкрад). Эти требования выше, чем для НА “Пеликан”, но на макете СФИН использованы позиционеры (ПНП-10 НИИ “ЭЛПА”), с точностью наведения 1 мкрад.

Алгоритм наведения излучателя на приемник

Алгоритм наведения необходимо скорректировать для достижения аналогичной точности. Использование СОНУ невозможно из-за ограничения по дальности работы (5.5 км). Однако для потребителей на Луне и ИСЛ может быть достигнута высокая точность определения координат баллистико-навигационными методами. Рассматривается возможность развертывания лунной навигационной системы [26]. В этом случае координаты приемника могут быть известны априори с точностью до нескольких десятков метров.

Возможен следующий алгоритм поиска, захвата и сопровождения приемника. Сначала выполняется предварительное наведение излучателя на приемник, исходя из баллистических данных. Могут использоваться перспективные двухосевые поворотные платформы (типа “Солярис”) с точностью сопровождения объекта до 5” (при скорости относительного движения до $1^\circ/\text{с}$), что эквивалентно 8 м на расстоянии 300 км. Затем включается СГЛИ, а СФИН обеспечивает подсветку поверхности расфокусированным пучком диаметром до 100 м. При попадании излучения на фотоэлектрические датчики системы СДПП генерируется сигнал обнаружения приемника (передаваемый на борт ИСЛ по радиоканалу). Осуществляется сканирование поверхности по задан-

ному алгоритму с помощью СФИН и фиксируется нарастание, либо снижение мощности сигнала — выполняется позиционирование центра пучка на приемник излучения. В процессе уточнения положения приемника сужается область сканирования и уменьшается диаметр пучка до 2 м. Когда диаметр пучка и область поиска уменьшаются до величин, при которых фиксируется разность показаний отдельных датчиков системы СДПП, реализуется алгоритм наведения, описанный выше для НА “Пеликан”. Возможен вариант системы наведения с дополнительным оптическим каналом поиска приемника (вместо СОНУ): телескопическая система с приемным каналом, фиксирующим сигналы от пилотного луча СГЛИ, либо расфокусированного основного пучка, отраженные от уголкового отражателя на приемнике.

Приемники лазерного излучения и системы электропитания потребителей

Системы электропитания потребителей на поверхности Луны должны включать фотоэлектрические приемники-преобразователи (ФПП). Специфика данных ФПП состоит в оптимизации конструкции ФЭП для работы в потоке излучения заданной длины волны, а также их коммутации, обеспечивающей минимальные потери в условиях неравномерной засветки приемника. Актуальны проблемы оптимизации контактной сетки ФЭП с учетом высокой плотности энергии излучения и охлаждения ФПП. Для научной аппаратуры “Пеликан” предложена конструкция ФПП на основе кремниевых ФЭП (выполненных по технологии PERC — элементов с пассивацией задней поверхности кремниевой пластины), работоспособных в потоке излучения плотностью до 8 Вт/см^2 (около 60 солнц). Коммутация ФЭП обеспечивает работу приемника при его неполной засветке, а также неравномерном распределении энергии в поперечном сечении пучка. Рассеиваемая в элементах конструкции приемника тепловая энергия отводится в слой теплоаккумулирующего материала (парафина).

Технические решения для ФПП научной аппаратуры “Пеликан” могут быть использованы в системе БПЭЭ для Луны, но средняя плотность потока излучения не превысит 1400 Вт/м^2 (соответствует солнечной). Не требуются специальные меры по охлаждению приемника, могут быть использованы ФЭП с контактной сеткой, рассчитанной на меньшие значения токов. Оценка удельной массы ФПП составляет $1\text{--}1.5 \text{ кг/м}^2$ с учетом ФЭП и конструкции (для плоской геометрии приемника). С учетом вспомогательных элементов (датчиков системы позиционирования пучка, уголкового отражателя) при площади приемника около 3 м^2 масса ФПП составит $4\text{--}5 \text{ кг}$. Возможно использование так называемого всенаправленного ФПП, что позволит смягчить требования к условиям проведения сеанса БПЭЭ, включая допустимые местные углы наклона поверхности. Но такой приемник будет иметь несколько большую массу и моменты инерции.

Системы электроснабжения потребителей должны включать буферные аккумуляторные батареи, запасующие передаваемую в сеансе БПЭЭ энергию. Количество рабочих циклов этих батарей может быть существенно меньшим, чем для батарей излучателя. Во-первых, излучатель работает с несколькими потребителями. Во-вторых, назначенный срок службы одного потребителя может быть значительно меньше ресурса ИСЛ, составляя от нескольких месяцев до трех лет (что характерно для малых посадочных аппаратов). Т.е., один ИСЛ может обеспечивать электропитанием несколько “поколений” потребителей. Если в одной околополярной области одновременно работает от 3 до 6 микророботов, то приемник каждого из них участвует в $2\text{--}4$ сеансах БПЭЭ за земные сутки. При ресурсе $1\text{--}3$ года количество циклов составит $\approx 700\text{--}4000$. Тогда допустима глубина разряда литий-ионной аккумуляторной батареи до 70% [23]. Запасаемая энергия составит $150\text{--}300 \text{ Вт ч}$, а проектная емкость батареи — $300\text{--}450 \text{ Вт ч}$. Масса аккумуляторной батареи составит $2\text{--}3 \text{ кг}$, а полная масса системы электроснабжения — $6\text{--}8 \text{ кг}$. Хотя дистанционное энергоснабжение позволяет отказаться от РИТЭГ, потребу-

ются радиоизотопные источники тепла малой мощности для обеспечения теплового режима. При перерыве в энергоснабжении потребители переводятся в “спящий” режим. При наличии периодов освещенности, ФПП используется как солнечная батарея (с несколько меньшим КПД).

Поворотные платформы

В силу ограниченности угла сканирования СФИН требуется этап грубого наведения. Требуемая точность на этом этапе выше, чем для НА “Пеликан”, и составляет 5–10′. Теоретически возможно ее обеспечение только посредством системы ориентации и стабилизации ИСЛ. Так, для КА “Спектр-Р” была достигнута фактическая точность наведения космического радиотелескопа на наблюдаемые объекты, характеризующая стандартным отклонением σ , на уровне 0.2″ [27]. Однако, с точки зрения стоимости создания и эксплуатации системы целесообразно, чтобы передача энергии не была единственной задачей ИСЛ. В этой связи, а также для снижения требований к бортовым системам ИСЛ, предпочтительнее использование автономных поворотных платформ. Существующие двухосевые поворотные платформы для РС МКС имеют точность наведения до 10′. Платформа “Солярис” будет удовлетворять требованиям по точности наведения. Однако необходимо повышение грузоподъемности платформ со 100 до 200–400 кг, а также увеличение допустимых моментов инерции полезной нагрузки с 30 кг м² до 50–150 кг м².

СОСТАВ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НА ЛУННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Выше показано, что передающая часть системы БПЭЭ должна размещаться на борту ИСЛ с высотой полярной орбиты 100–200 км. В качестве прототипа может рассматриваться КА “Луна-26”, который при стартовой массе 2200 кг несет массу полезной нагрузки около 160 кг [8]. В табл. 5 обобщены основные характеристики системы БПЭЭ. В табл. 6 даны массовые сводки излучателей с оптическими мощностями 1500 и 3000 Вт. Энергоснабжение потребителей на поверхности Луны целесообразно рассматривать как одну из задач ИСЛ. Другие задачи могут включать ретрансляцию данных от посадочных аппаратов, дистанционные исследования Луны, решение навигационных задач и пр.

При наличии нескольких ИСЛ на полярных орбитах в системе могут использоваться несколько излучателей. Мощность каждого излучателя будет снижена, уменьшены масса и габариты. Это облегчит их размещение на КА как дополнительной полезной нагрузки, повысит надежность системы. В тоже время, система, включающая один ИСЛ и способная обслужить за 10 лет работы от 10 до 150 потребителей (с учетом их нескольких “поколений”), может рассматриваться как первый этап долговременной программы геологической разведки околополярных районов Луны. В ней могут быть задействованы сотни посадочных аппаратов, снабжаемых энергией от нескольких специализированных ИСЛ.

ПРЕИМУЩЕСТВА ДИСТАНЦИОННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ, ПО СРАВНЕНИЮ С ДРУГИМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭНЕРГИИ

Единственной альтернативой дистанционному энергоснабжению потребителей, находящихся в области постоянного затенения, являются радиоизотопные генераторы (РИТЭГ). Для данного источника энергии характерны простота конструкции, надежность, полная автономность работы, большой позитивный опыт применения на различ-

Таблица 5. Основные характеристики системы БПЭЭ на лунную поверхность

Характеристики	Значения
Количество передающих станций (излучателей на ИСЛ)	1
Высота ИСЛ, км	100
Наклонение ИСЛ, град	90
Передаваемая энергия за все сеансы в течение одних земных суток, Вт ч/сут	150–900
Количество сеансов за земные сутки	До 13
Продолжительность одного сеанса передачи энергии, мин	До 6
Число регулярно снабжаемых энергией потребителей для одной полярной области/двух полярных областей и потребителей на ночной стороне Луны	До 6/до 15
Передаваемая электрическая мощность в сеансе, Вт	125–750
Дальность передачи энергии, км	100–300
Время активного существования в составе ИСЛ, лет	10
Среднесуточная электрическая мощность, потребляемая от ИСЛ, Вт:	
– при электроснабжении до 6 потребителей	550–1700
– при электроснабжении до 12–15 потребителей	1100–3400
Масса передающей части системы на ИСЛ (без поворотной платформы), кг	190–400
Габариты передающей части в составе ИСЛ в сложенном/развернутом положении, мм, не более	$3000 \times 800 \times 700/3000 \times 6000 \times 700^*$
Оптическая мощность лазера, Вт	1500–4500
Длина волны лазерного излучения, мкм	1.06
Диаметр пучка излучения на лунной поверхности, м, не более	2
Отклонение продольной оси пучка лазерного излучения от направления на центр приемника в сеансе БПЭЭ, мкрад, не более	1–2
Диаметр приемника излучения, м, не более	2
Масса приемника и аккумуляторных батарей потребителей энергии, кг	6–8

* При развернутых радиаторах системы обеспечения условий функционирования.

ных КА. В табл. 7 приведены характеристики РИТЭГ, обеспечивавших энергопитание потребителей на поверхности Марса [28, 29] и Луны [30] на уровне 1000–2500 Вт ч/сут. В составе КА “Луна-25” будет использован РИТЭГ (исключительно с целью обогрева и электропитания часов реального времени), вырабатывающий 6.5 Вт электроэнергии (около 150 Вт ч/сут) [31]. Масса этого РИТЭГ – 6.7 кг. Т.е., масса РИТЭГ сопоставима с массой элементов системы дистанционного электроснабжения на борту микророботов. Недостатком РИТЭГ для системы, в которую входит множество посадочных аппаратов, является применение дефицитных и дорогих радиоактивных изотопов. Запасы плутония-238 крайне ограничены, а его производство практически прекращено, что заставляет изучать возможность создания РИТЭГ на других радиоактивных изотопах [32]. NASA сталкивается с нехваткой плутония для создания РИТЭГ даже для единичных флагманских миссий в дальний космос [33].

Таким образом, преимуществами системы БПЭЭ на лунную поверхность являются:

- снабжение разветвленной сети потребителей от одной станции;
- обеспечение высокой энерговооруженности небольших посадочных аппаратов;
- отсутствие необходимости в использовании радиоактивных изотопов.

Таблица 6. Массовая сводка передающей части системы БПЭЭ на лунную поверхность для оптических мощностей лазера 1500 и 3000 Вт

Элемент системы	Массы элементов системы, кг	
	оптическая мощность излучателя 1500 Вт	оптическая мощность излучателя 3000 Вт
СГЛИ	45	70
СФИН	30	30
СПУ (без аккумуляторов)	15	30
Аккумуляторная батарея	35	70
СОУФ	50	100
Конструкция	15	30
Итого	190	330

Таблица 7. Технические характеристики РИТЭГ

Название	Носители (количество на аппарате)	Максимальная мощность		Изотоп	Вес топлива, кг	Полная масса, кг
		электрическая, Вт	тепловая, Вт			
MMRTG [29]	MSL/Curiosity rover (1)	~110	~2000	^{238}Pu	~4	45
Модификация SNAP-19 [28]	Viking 1 (2), Viking 2 (2)	42.7	525	^{238}Pu	~1	15.2
SNAP-27 [30]	Apollo 12–17 ALSEP (1)	73	1480	^{238}Pu	3.8	20

Использование предложенной технологии возможно и для исследования других тел Солнечной системы: безатмосферных спутников планет-гигантов, тел пояса Койпера, кометных ядер и пр. В силу малых размеров этих тел возможны длительные сеансы БПЭЭ с орбитальных КА на посадочные зонды с небольших расстояний (до 50–100 км). Мощность лазера может быть снижена в 5–10 раз, по сравнению с рассмотренной системой, а электропитание осуществляется непосредственно от орбитального КА. Будет уменьшена апертура главного зеркала СФИН. В итоге масса излучателя может быть многократно снижена (до 20–30 кг), как и его габариты.

Это позволит размещать подобные системы на борту КА флагманских миссий в дальний космос, существенно расширяя возможности малых посадочных зондов. Подобная система может быть использована и в перспективных программах изучения Меркурия сетью посадочных станций, где, как показали наземные радиолокационные эксперименты и исследования АМС “Messenger” [34], также имеются зоны постоянного затенения на полюсах, содержащие залежи водяного льда.

ВЫВОДЫ

1. В РКК “Энергия” ведется разработка технологии беспроводной передачи электрической энергии в лазерном канале. Предложен космический эксперимент “Пеликан” по передаче энергии с борта российского сегмента МКС на ТК “Прогресс”.

2. Рассматриваются различные варианты использования технологии в космосе, включая программу исследования и освоения Луны. Интерес представляет дистанционное энергоснабжение с орбиты разветвленной сети потребителей на поверхности, к

числу которых относятся микророботы, исследовательские станции с буровыми установками, маяки для обеспечения посадок автоматических и пилотируемых КА и пр.

3. Уровень технологии, разрабатываемой для реализации КЭ “Пеликан”, достаточен для создания системы, передающей на поверхность Луны энергию около 150–900 Вт ч/сут с орбиты ИСЛ высотой 100–200 км. Подобная система может одновременно снабжать энергией несколько микророботов для исследования приполярных регионов Луны. Система БПЭЭ может размещаться на борту многоцелевого КА, предназначенного также для исследования лунной поверхности и обеспечения связи с посадочными зондами.

4. Помимо одновременного снабжения множества потребителей система позволяет отказаться от использования РИТЭГ на малых посадочных станциях.

5. Предложенная технология может быть использована в программах исследования других тел Солнечной системы, включая ледяные луны планет-гигантов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Евдокимов Р.А., Корнилов В.А., Лобыкин А.А., Тугаенко В.Ю. Космическая технологическая система с дистанционным энергоснабжением по лазерному каналу // *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*. 2018. № 9. С. 82–92.
2. Evdokimov R.A., Tugaenko V.Y., Gribkov A.S., Sinyavski V.V., Bombin A.N., Maslennikov A.A. Remote power supplying of equipment for planetary explorations // *Proceeding of the First Moscow Solar System Symposium*. Moscow, IKI, 11–15 October 2010.
3. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синяевский В.В. и др. Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах // *Изв. РАН. Энергетика*. 2009. № 2. С. 118–123.
4. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной ред. Легостаева В.П. и Лопоты В.А. М.: РКК “Энергия”. 2011. 584 с.
5. Шевченко В.В. Утилизация привнесенного на Луну астероидного вещества – экономичный путь к получению космических ресурсов высокой ценности // *Космическая техника и технологии*. 2018. № 1(20). С. 5–22.
6. Brian Dunbar What is Artemis [Электронный ресурс] // сайт NASA/ URL: <https://www.nasa.gov/what-is-artemis> (дата обращения 5.08.2019).
7. Chinese Lunar Exploration Program [Электронный ресурс] // официальный сайт CLEP/ URL: <http://www.clep.org.cn> (дата обращения 5.08.2019).
8. Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (К 50-летию космических аппаратов “Луна-9” и “Луна-10”) // *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*. 2016. № 4. С. 3–8.
9. Микрин Е.А. Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики (к 110-летию со дня рождения С.П. Королёва) // *Космическая техника и технологии*. 2017. № 1(17). С. 5–11.
10. Роскосмос – NASA. Совместные исследования дальнего космоса [Электронный ресурс] // сайт Роскосмоса / URL: <https://www.roscosmos.ru/24136> (дата обращения 5.08.2019).
11. Митрофанов И.Г., Санин А.Б., Литвак М.Л. Вода в полярных областях Луны: результаты картографирования нейтронным телескопом ЛЕНД // *Доклады Академии наук*. 2016. Т. 466. № 6. С. 660–663.
12. Paul O., Hayne, Amanda Hendrix, Elliot Sefton-Nash, Matthew A. Siegler, Paul G. Lucey, Kurt D. Retherford, Jean-Pierre Williams, Benjamin T. Greenhagen, David A. Paige Evidence for exposed water ice in the Moon’s south polar regions from Lunar Reconnaissance Orbiter ultraviolet albedo and temperature measurements, *Icarus* 255 (2015), 58–69.
13. Грибков А.С., Евдокимов Р.А. Рациональный облик системы энергоснабжения обитаемой лунной базы на разных этапах ее освоения // *Изв. РАН. Энергетика*. 2011. № 3. С. 105–116.
14. Quinn D.P., Cahill J.T.S., Bussey D.B.J., McGovern J.A., Spudis P.D., Noda H., Ishihari Y. Exploration potential for highly illuminated points at the lunar poles using Kaguya, LOLA and LROC data sets, *Paper № 2518 in 42nd Lunar and Planetary Science Conference* (2011).
15. Бранец В.Н., Грибков А.С., Джафаров Г.А. и др. Атомная электростанция обитаемой лунной базы // *Изв. РАН. Энергетика*. 2007. № 3. С. 15–21.
16. Евдокимов Р.А., Бескровная И.А., Ковалев И.И. и др. Оценка технико-экономической эффективности использования ядерной энергетической установки в составе лунной базы // *Космическая техника и технологии*. 2015. № 4. С. 76–89.
17. Schultz P.H. et al. The LCROSS cratering experiment. 2010. *Science* 330 (6003), 468–472.
18. Планетоходы / А. Л. Кемурджиан, В. В. Громов, И. Ф. Кажукало и др.; под ред. Кемурджиана А.Л. М., Машиностроение, 2-е изд., 1993.

19. GSLV-Mk III – M1 /Chandrayaan-2 Mission [Электронный ресурс]// официальный сайт ISRO/URL: <https://www.isro.gov.in/gslv-mk-iii-m1-chandrayaan-2-mission/launch-kit-glance> (дата обращения 14.08.2019).
20. A Description of the Rover Sojourner [Электронный ресурс]// официальный сайт JPL NASA/ URL: <https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/rover/descrip.html> (дата обращения 14.08.2019).
21. Mars Exploration Rovers Overview [Электронный ресурс] // официальный сайт JPL NASA/ URL: <https://mars.jpl.nasa.gov/mer/mission> (дата обращения 14.08.2019).
22. NASA's 2009 Mars Science Laboratory [Электронный ресурс] // официальный сайт NASA/ URL: https://marsweb.nas.nasa.gov/landingsites/msl/memoranda/MSL_overview_LS.pdf (дата обращения 14.08.2019).
23. Лихоносов С.Д., Попов В.А., Кулыга В.П., Каллут Ю.В., Пачуев А.В. Литий-ионные аккумуляторы космического назначения, основные направления работ и полученные результаты // Автономная энергетика. 2014. № 32. С. 39–45.
24. Спутниковая платформа “Экспресс-1000”: учебное пособие / В.И. Ермолаев и др.; под ред. Бабука В.А., Тестоедова Н.А. СПб: БГТУ. 2015. 67 с.
25. Теория оптических систем: Учебник для студентов приборостроительных специальностей вузов / Н.П. Закаэнов, С.И. Киришин, В.Н. Кузичев – 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 448 с.
26. Микрин Е.А., Михайлов М.В., Орловский И.В., Рожков С.Н., Краснопольский И.А. Спутниковая навигация космических аппаратов на лунной орбите // Космическая техника и технологии. 2018. № 2(21). С. 63–70.
27. Лисаков М.М., Войнаков С.М., Сыров А.С. и др. Работа системы ориентации космического аппарата “Спектр-Р” // Космические исследования. 2014. Т. 52. № 5. С. 399–407.
28. Brittain W.M. “SNAP-19 Viking RTG Mission Performance”, Paper 769255 in *Proceedings of the 11th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*, held in State Line, Nevada, 12–17 September 1976.
29. Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator (MMRTG) [Электронный ресурс] // сайт NASA / URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/4_Mars_2020_MMRTG.pdf (дата обращения 5.08.2019).
30. Pitrolo A.A., Rock B.J., Remini W.C., Leonard J.A., “SNAP-27 Program Review” in *Proceedings of the 4th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*, held in Washington, D.C., 22–26 September 1969.
31. Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Космический аппарат “Луна-25” – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9–19.
32. Пустовалов А.А., Панкин М.И., Прилепо Ю.П., Рыбкин Н.Н., Синявский В.В. Космические радиоизотопные термоэлектрические генераторы на америции-241 // Космическая техника и технологии. 2018. № 2(21). С. 63–70.
33. Greenfieldboyce, Nell. The Plutonium Problem: Who Pays For Space Fuel? [Электронный ресурс] // NPR, 8 November 2011/URL: <https://www.npr.org/2011/11/08//141931325> (дата обращения 5.08.2019).
34. James L. Fastook, James W. Head, Ariel N. Deutsch Glaciation on Mercury: Accumulation and flow of ice in permanently shadowed circum-polar crater interiors, *Icarus* 317 (2019), 81–93.

Remote Power Supply of Consumers on the Moon Surface

R. A. Evdokimov^{a,*} and V. Y. Tugaenko^a

^a Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Russia

*e-mail: evdokimovrom@yandex.ru

Remote power supply system of consumers on the lunar surface, functioning in the areas of permanent shading, in the vicinity of the lunar poles, is proposed. The system can be created on the basis of the technology of electric energy wireless transmission in the laser channel between spacecraft developed by RSC “Energia”. Technology development in the space environment conditions is expected to be carried out within the experiment “Pelican”. Estimations of the remote power supply system technical characteristics are given. The features of this system construction and operation are considered. The system technical feasibility and the possibility of space experiment “Pelican” key technology elements usage for its development are shown. The advantages of remote power supply of the wide consumers network from the board of an moon orbiter, compared with radioisotope energy sources are considered.

Keywords: electric energy wireless transmission, Moon, micro-rover, laser radiation, photovoltaic receivers, space experiments