

УДК 629.787.064.56.003:523.34

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ И ЯДЕРНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК В СОСТАВЕ ЛУННОЙ БАЗЫ

© 2014 г. Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кинаш П.М., Ковалев И.И., Тугаенко В.Ю.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Выполнена технико-экономическая оценка эффективности использования ядерных энергетических установок в составе лунной базы для различных вариантов ее размещения на лунной поверхности, численности экипажа и степени использования лунных ресурсов. Представлено сравнение лунной атомной электростанции и солнечных энергетических установок в составе лунной базы по критерию минимума удельной стоимости производства энергии. Даны рекомендации относительно выбора типа энергоустановки для различных вариантов конфигурации лунной базы.

Ключевые слова: лунная база, ядерная энергетическая установка, лунные ресурсы, удельная стоимость производства энергии.

COMPARATIVE ASSESSMENT OF TECHNICAL AND ECONOMIC EFFICIENCY OF USING SOLAR AND NUCLEAR POWER PLANTS AS PART OF A LUNAR BASE

Beskrovnaya I.A., Evdokimov R.A., Kinash P.M., Kovalev I.I., Tugaenko V.Yu.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

An assessment of technical and economic efficiency of using nuclear power plants as part of a lunar base in comparison with solar power plants was conducted. It was assumed that the solar power plant includes solar arrays and regenerative fuel cells acting as energy storage devices. Used as a measure of efficiency was the unit cost of generating one kilowatt of electric power. Various options for lunar base location on the lunar surface, crew size, and the degree to which the lunar resources are used were considered. It was demonstrated that the nuclear power plants are preferable when power consumption of the lunar base exceeds 50 kW. An exception is the option where the lunar base is located in the areas with continuous insolation in the south polar region. In that case there is no need to provide a large-capacity energy storage device, and solar arrays are preferable when electrical power consumption is below 600 kW.

Key words: lunar base, nuclear power unit, lunar resources, specific price of the electric energy generation.



БЕСКРОВНАЯ И.А.



ЕВДОКИМОВ Р.А.



КИНАШ П.М.



КОВАЛЕВ И.И.



ТУГАЕНКО В.Ю.

БЕСКРОВНАЯ Ирина Александровна — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 BESKROVNAYA Irina Alexandrovna — Lead engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ЕВДОКИМОВ Роман Александрович — кандидат технических наук, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: roman.evdokimov@rsce.ru
 EVDOKIMOV Roman Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: roman.evdokimov@rsce.ru

КИНАШ Петр Михайлович — ведущий инженер-программист РКК «Энергия», e-mail: petr.kinash@rsce.ru
 KINASH Petr Mikhailovich — Lead programmer at RSC Energia, e-mail: petr.kinash@rsce.ru

КОВАЛЕВ Игорь Иванович — кандидат физико-математических наук, заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: igor.kovalev@rsce.ru
 KOVALEV Igor Ivanovich — Candidate of Science (Physical and Mathematical), Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: igor.kovalev@rsce.ru

ТУГАЕНКО Вячеслав Юрьевич — кандидат физико-математических наук, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru
 TUGAENKO Vyatcheslav Yurievich — Candidate of Science (Physical and Mathematical), Head of Department at RSC Energia, e-mail: vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

Введение

Одним из перспективных направлений развития пилотируемой космонавтики является создание обитаемой лунной базы (ЛБ) с целью как углубленных научных исследований естественного спутника Земли, так и освоения лунных ресурсов в интересах земной экономики, сохранения природной среды нашей планеты, а также космической экспансии человечества [1–4]. Освоение лунных ресурсов, в частности, предполагает получение из лунного реголита воды, компонентов ракетного топлива (O_2 , H_2 , CH_4) и рабочих тел электроракетных двигателей (аргон и др.), металлов, кремния, 4He и 3He , тория и т. д. [1, 2, 5].

Масштаб научной и прикладной деятельности, осуществляемой в рамках программы ЛБ, в значительной степени будет определяться возможностью энергоснабжения, поскольку большинство технологических процессов переработки лунного грунта требует

больших затрат как электрической, так и тепловой энергии [2, 5]. В связи с этим одним из наиболее перспективных кандидатов на роль основного источника энергии ЛБ является лунная атомная электростанция (ЛАЭС), энергоблоки которой должны создаваться на основе космических ядерных энергетических установок (ЯЭУ) [1, 5, 6]. К числу достоинств ЯЭУ в составе системы энергоснабжения ЛБ относятся [5, 6]:

- независимость генерации энергии от условий освещенности лунной поверхности в зоне размещения ЛБ;
- отсутствие необходимости в накопителе энергии большой емкости для энергоснабжения ЛБ лунной ночью;
- сравнительно небольшие (по отношению к солнечным энергоустановкам) габариты в рабочем и стартовом (под головным обтекателем ракетносителя) положениях;
- возможность непосредственной генерации высокопотенциальной тепловой энергии [5, 6].

Среди недостатков ЛАЭС должны быть упомянуты необходимость принятия специальных мер для обеспечения радиационной и ядерной безопасности, а также сравнительно невысокий уровень технологической готовности [2].

Вопросам анализа возможности и технической эффективности использования ЛАЭС в составе ЛБ, в т. ч. в сравнении с солнечными системами энергоснабжения, посвящен ряд публикаций [1, 2, 5, 6]. Однако в недостаточной степени освещены вопросы экономической эффективности ЛАЭС в сравнении с альтернативными источниками энергии для различных вариантов ЛБ и этапов освоения Луны.

В настоящей работе выполнена оценка удельной стоимости производства электрической и тепловой энергии посредством ЛАЭС различной конфигурации с учетом стоимости изготовления элементов ЛАЭС и их доставки на лунную поверхность. Выполнено также сравнение ЛАЭС и солнечной системы энергоснабжения ЛБ для различных вариантов ее размещения и различных этапов освоения Луны по критерию минимума удельной стоимости производства энергии с учетом технических ограничений, сформулированы соответствующие рекомендации.

Требования к энергетическим установкам в составе лунной базы по уровню электрической мощности

Факторы, определяющие требования к энергетическим установкам ЛБ. К числу факторов, которые, в конечном итоге, определяют требования к энергетическим установкам (ЭУ), включая уровень мощности, относятся:

- особенности размещения ЛБ на лунной поверхности;
- численность экипажа ЛБ;
- объем решаемых научно-исследовательских и прикладных задач (этап освоения Луны);
- степень самообеспечения ЛБ кислородом, водой и компонентами топлива для лунной транспортной системы;
- циклограмма функционирования научного оборудования и лунных добывающе-перерабатывающих комплексов (ДПК);
- степень замкнутости системы обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) ЛБ;
- характеристики лунной транспортной системы, обеспечивающей доставку грузов с Земли на поверхность Луны.

Расположение ЛБ. Рассматривается два основных варианта размещения ЛБ:

- в южной приполярной области Луны, где в ряде районов возможно высокое содержание воды в реголите (в виде льда, либо в связанном состоянии);

- в произвольном районе лунной поверхности (например, в экваториальных и средних широтах) [1].

Для второго варианта характерен типичный состав лунного грунта и наличие суточного цикла освещенности (14 земных суток лунного дня и 14 суток лунной ночи).

При размещении ЛБ в полярном регионе возможны два режима освещенности. В общем случае ЛБ размещается в постоянно затененных районах, где использование ядерных источников энергии в составе системы электроснабжения ЛБ является безальтернативным. Вместе с тем, должен быть рассмотрен вариант дислокации базы в районе «пиков вечного света», например, на территории части вала кратера Шеклтон, расположенного вблизи южного полюса Луны. Эта область представляет собой практически постоянно (более 97% времени) освещенную возвышенность, отличается достаточно ровным, пригодным для размещения элементов ЛБ рельефом, и обладает площадью около 10 км² [2, 4]. В то же время, дно кратера Шеклтон постоянно погружено в тень. Предполагается, что на дне кратера могут существовать запасы воды в виде содержащего лед грунта. Имеются предложения по размещению ДПК ЛБ на дне кратера, а также хранилищ кислорода и водорода, добываемых в процессе переработки лунного грунта. В этом случае в качестве ЭУ ЛБ могут использоваться солнечные батареи (СБ), размещаемые на «пиках вечного света». Необходимость в буферных накопителях энергии большой емкости в составе солнечной ЭУ отсутствует. Однако необходимо учитывать, что область «пиков вечного света» обладает весьма небольшой площадью, и данный лунный ресурс может стать объектом острой конкуренции между различными странами и организациями — участниками освоения Луны. Привязка ЛБ к данному району также ограничивает возможности ее расширения и освоения других районов спутника Земли. В связи с этим в данной работе исследуются характеристики систем энергоснабжения ЛБ на основе различных источников энергии для разных вариантов размещения базы.

Оценка суммарного энергопотребления обитаемой лунной базы для различных этапов освоения Луны. В данной работе для каждого из рассмотренных выше возможных расположений на лунной поверхности рассматриваются следующие варианты ЛБ:

- ЛБ с ДПК для производства кислорода и воды из лунных ресурсов;
- ЛБ с ДПК для производства криогенных компонентов топлива — Н₂ и О₂ (и с оборудованием для их хранения) для обеспечения

топливом лунной транспортной системы в части доставки грузов с орбиты искусственного спутника Луны на ее поверхность и обратно;

- ЛБ с технологией полной переработки лунного грунта (для получения кислорода, воды, криогенных компонентов топлива и металлов).

В качестве «ядра» ЛБ, которое обслуживается ДПК, рассматривается ЛБ минимальной конфигурации проекта РКК «Энергия» с численностью экипажа три человека (шестеро во время пересменки), описание которой дано в работе [1]. Рассматривается также вариант масштабирования такой базы до ЛБ с численностью экипажа десять человек с пропорциональным возрастанием всех видов энергопотребления.

Для постоянно обитаемой ЛБ минимальной конфигурации (без ДПК) характерно только электропотребление на нужды служебных систем, научной аппаратуры и транспортных средств. В работах [1, 2] показано, что среднесуточное электропотребление лунной базы минимальной конфигурации составит 20...40 кВт.

Возможные типы ДПК для переработки лунного грунта, используемое в их составе оборудование и физико-химические процессы рассмотрены, в частности, в работах [1, 5]. В соответствии с полученными в указанных работах результатами, рассматриваются следующие типы ДПК, различные сочетания которых обеспечивают решение стоящих перед исследуемыми вариантами ЛБ задач:

- комплекс ДПКВ, обеспечивающий добычу воды (содержащейся в форме льда) из лунного реголита путем его термической обработки, очистку воды и получение из нее кислорода и водорода посредством электролиза (применяется только для переработки грунта, обогащенного водяным льдом);

- комплекс ДПКР, обеспечивающий получение кислорода и металлов путем восстановления их окислов в ходе полной переработки лунного грунта, включающей процессы карбохлорирования;

- комплекс ДПК-Н₂, осуществляющий получение воды из адсорбированных газов (Н₂, СО₂, СО), с ее последующим электролизом для производства кислорода. Попутно с адсорбированными газами добывается также и некоторое количество адсорбированной воды — продукта восстановления водородом солнечного ветра окислов лунного грунта.

Удельные энергозатраты на производство воды и кислорода для СОЖ ЛБ посредством каждого из перечисленных вариантов ДПК представлены в табл. 1 [2]. Удельные затраты тепловой и электрической энергии на производство и хранение криогенных компонентов

топлива (О₂ и Н₂) посредством ДПКВ и ДПК-Н₂ представлены в табл. 2 [2]. Как видно из указанных таблиц, функционирование ДПК-Н₂ сопряжено с большими затратами тепловой энергии. Затраты тепловой энергии при переработке больших объемов лунного грунта снижаются за счет использования рекуперации тепла (случай совместного использования ДПК-Н₂ и ДПКР).

Таблица 1

Удельные энергозатраты на производство воды и кислорода для системы жизнеобеспечения лунной базы

Тип ДПК	Полные удельные затраты энергии, кВт·ч/кг			
	электрической		тепловой	
	Н ₂ О	О ₂	Н ₂ О	О ₂
ДПКВ	1,56	7,56	—	—
ДПКР	—	24,8	—	—
ДПК-Н ₂	12,6	14,2	4 947	5 565

Примечание. ДПКВ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из реголита; ДПКР — добывающе-перерабатывающий комплекс по получению кислорода и металлов; ДПК-Н₂ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из адсорбированных газов.

Таблица 2

Удельные энергозатраты на производство криогенных компонентов топлива для лунной транспортной системы для различных типов добывающе-перерабатывающих комплексов

Вид затрат	Тип энергии	Удельные энергозатраты, кВт·ч/кг	
		ДПКВ	ДПК-Н ₂ + ДПКР
Производство	электрическая	7,2	21,2
	тепловая	—	529
Сжижение и хранение	электрическая	9,3	9,3
	тепловая	—	—
Полные	электрическая	16,5	30,5
	тепловая	—	529

Примечание. ДПКВ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из реголита; ДПКР — добывающе-перерабатывающий комплекс по получению кислорода и металлов; ДПК-Н₂ — добывающе-перерабатывающий комплекс по добыче воды из адсорбированных газов.

Поскольку СОЖ ЛБ будет оснащена системами регенерации конденсата влаги и урины со степенью регенерации не менее 0,8, в данной работе принимается, что добыча воды для СОЖ осуществляется только с целью получения кислорода, поскольку цикл по питьевой воде полностью замкнут. В этом случае производительность ДПК по воде должна

составлять около 1 кг/чел/сут. С учетом численности экипажа ДПК ЛБ должен производить 3...10 кг воды в сутки, из которых путем электролиза производится 2,6...8,6 кг кислорода.

Суммарные затраты кислородно-водородного топлива на обеспечение транспортных операций между ЛБ и орбитой Луны оцениваются величиной около 86 т в год при экипаже три человека [2] (два рейса многоэтажного взлетно-посадочного комплекса для замены экипажа и один-два грузовых рейса с доставкой около 10 т груза на поверхность Луны). Для оценочных расчетов принималось, что увеличение экипажа до десяти человек приведет к пропорциональному возрастанию грузопотока, и для ЛБ с экипажем десять человек потребуется около 286 т топлива в год.

В табл. 3 приведены необходимые уровни электрических мощностей для обеспечения различных вариантов ЛБ при ее размещении в полярном районе Луны. Вариант 1 – ЛБ с ДПКВ для обеспечения O₂ (H₂O регенерируется). Вариант 2 – ЛБ с ДПКВ для обеспечения экипажа O₂, а также производства из H₂O криогенных компонентов топлива – H₂ и O₂. Вариант 3 – комбинированный ДПК: ДПКВ + ДПКР для полной переработки лунного грунта (O₂, H₂O, топливо, металлы).

Таблица 3

Электропотребление ЛБ при размещении в полярном районе Луны для различных вариантов ДПК и численности экипажа

Варианты ЛБ					
1		2		3	
Численность экипажа ЛБ, чел.					
3	10	3	10	3	10
Требуемая электрическая мощность, кВт					
до 50	до 100	до 200	до 600	более 200	более 600

Примечание. ДПК – добывающе-перерабатывающий комплекс; ЛБ – лунная база.

В табл. 4 приведены потребные уровни электрических и тепловых мощностей для обеспечения различных вариантов ЛБ при ее размещении в произвольной точке лунной поверхности.

Перечень целей и задач на этапе индустриального освоения Луны (когда потребуется производство металлов) еще однозначно не определен. Соответственно, не определены и абсолютные значения энергопотребления, поэтому в данной работе дается только нижняя граница энергопотребления на этом этапе, и приводятся данные по энергоемкости переработки лунного реголита.

Таблица 4

Потребление электрической и тепловой энергии ЛБ при размещении в произвольном районе Луны с усредненным химическим составом реголита для различных вариантов ДПК и численности экипажа

Варианты ЛБ					
1		2		3	
Численность экипажа ЛБ, чел.					
3	10	3	10	3	10
Требуемая электрическая мощность, кВт					
до 50	до 100	до 350	до 1 000	более 350	более 1 000
Требуемая тепловая мощность, кВт					
–	–	до 5 200	до 17 000	более 5 200	более 17 000

Примечание. ЛБ – лунная база; ДПК – добывающе-перерабатывающий комплекс.

По мнению авторов, приведенные в табл. 3, 4 значения энергетических затрат могут быть удовлетворены в течение 10...15 лет (характерный ресурс модулей ЛБ) только при использовании в качестве первичных источников энергии СБ большой мощности, либо ЯЭУ. При работе в условиях лунной ночи в случае использования СБ в состав системы энергообеспечения ЛБ должен войти накопитель большой емкости. Ниже рассматриваются возможные варианты энергоустановок на основе ядерных и солнечных источников энергии.

Варианты энергоблоков ЛАЭС на основе ЯЭУ

В составе энергоблоков ЛАЭС и напланетных атомных станций рассматривается возможность применения ЯЭУ на базе различных систем преобразования энергии и различных типов реакторов. В рамках данной работы рассматриваются ЯЭУ на базе термоэмиссионных реакторов-преобразователей. Данное допущение обусловлено наличием в России большого задела по термоэмиссионным космическим ЯЭУ различного уровня мощности [3], их достаточно высокими энергомассовыми характеристиками, компактностью и потенциально высоким уровнем надежности для заданного ресурса работы. Необходимо отметить также, что термоэмиссионные ЯЭУ могут рассматриваться в качестве источника не только электрической, но также и высокопотенциальной (уровень температур – 700...900 °С) тепловой энергии.

Для удовлетворения потребностей различных вариантов ЛБ в электрической и тепловой энергии, приведенных в табл. 3, 4, предлагается использование следующих вариантов ЯЭУ.

При электропотреблении до 50 кВт рассматривается использование ЛАЭС с ЯЭУ мощностью 50 кВт проекта ФГУП «Красная Звезда» [1, 12] в варианте заглубления ЯЭУ в грунт.

В РКК «Энергия» имеется значительный опыт проектно-конструкторских и экспериментальных работ по созданию высокотемпературных термоэмиссионных космических ЯЭУ большой мощности [7]. В результате проведения объемных научно-исследовательских работ был предложен ряд возможных космических применений ЯЭУ на базе указанной технологии, включая лунную атомную станцию [3]. Предлагается создать единый размерный ряд ЯЭУ с двумя основными вариантами — ЯЭУ электрической мощностью 150 и 600 кВт. При потребной мощности электропитания ЛБ свыше 50 кВт предлагается создавать ЛАЭС на базе унифицированных энергоблоков на основе ЯЭУ указанных размерностей, модернизированных с учетом специфики использования в составе системы энергоснабжения ЛБ (повышенный ресурс, требования к биологической радиационной защите и др.).

При электропотреблении до 100 кВт предлагается использовать ЛАЭС на базе космической термоэмиссионной ЯЭУ мощностью 150 кВт. При сохранении массово-габаритных характеристик, за счет снижения полезной электрической мощности ЯЭУ со 150 до 100 кВт (и соответствующего снижения энергонапряженности реактора) предполагается обеспечить ресурс ЛАЭС до десяти лет.

Электропотребление до 200 кВт может быть обеспечено использованием двух энергоблоков мощностью по 100 кВт каждый.

Для обеспечения среднесуточного электропотребления 350, 600, 1 000 кВт и более требуется использование ЛАЭС на основе ЯЭУ проектной мощностью 600 кВт. При этом потребная мощность в 1 000 кВт обеспечивается двумя энергоблоками. Рассматриваются два варианта ЯЭУ мощностью 600 кВт: базовый вариант с ресурсом пять лет (требуется замена энергоблока в ходе десятилетней эксплуатации) и перспективный вариант с ресурсом до десяти лет.

Как следует из табл. 4, производство в лунных условиях криогенного топлива (кислород и водород) при размещении ЛБ в типичных районах лунной поверхности с отсутствием в грунте заметных запасов воды требует, помимо электрической энергии, больших количеств тепла (характерный уровень температур — до 900 °С). Применение в составе ЛАЭС высокотемпературных

термоэмиссионных ЯЭУ позволяет использовать для практических нужд отбросное тепло реактора. При этом часть тепла, отводимого от реактора литиевым теплоносителем, вместо коллекторов тепловых труб холодильника-излучателя должна поступать в специальный теплообменник ДПК.

При КПД термоэмиссионной ЯЭУ около 10% и генерируемой электрической мощности 600 кВт отводимая тепловая мощность составляет порядка 5 400 кВт. Соответственно, потребности в тепловой энергии, приведенные в табл. 4, могут быть удовлетворены при использовании в составе ЛАЭС одного энергоблока (столько же, сколько необходимо для производства электроэнергии), если численность экипажа — три человека. При численности экипажа десять человек помимо двух энергоблоков, производящих электроэнергию, потребуется еще один модуль для дополнительного обеспечения тепловой энергией (всего три энергоблока).

Как было отмечено выше, для этапа промышленного производства, когда используется технология полной переработки лунного грунта для получения металлов, в настоящий момент трудно сформулировать однозначные требования по полному электропотреблению, поскольку они определяются объемом производства. Принято, что потребности в энергетике ЛБ данного этапа обеспечиваются лунной атомной электростанцией на базе нескольких энергоблоков мощностью 600 кВт-эл. и ресурсом десять лет. Количество блоков будет определяться полной потребностью в тепловой и электрической энергии. В рамках данной работы для указанного этапа рассчитываются только удельные показатели. Энергоблок лунной атомной электростанции помимо ЯЭУ должен включать в свой состав вспомогательные системы, в частности, кабельную сеть (расстояние от энергоблока ЛАЭС до ЛБ будет составлять порядка 1 км); теплозащитные экраны, изолирующие горячие элементы энергоблока от лунной поверхности; элементы конструкции для размещения ЯЭУ на лунной поверхности. Вышеперечисленные дополнительные элементы должны быть учтены при оценке массы лунной атомной электростанции.

В табл. 5 приведены оценки технических характеристик энергоблоков ЛАЭС на основе ЯЭУ электрической мощностью 50, 100 и 600 кВт. Для ЯЭУ мощностью 50 кВт в статьях [1, 12] указана масса около 2 700 кг, но в данной работе учитывается запас на обеспечение десяти лет ресурса.

Таблица 5

Основные технические характеристики энергоблоков ЛАЭС

Характеристики	Электрическая мощность ЯЭУ энергоблока ЛАЭС, кВт		
	50	100	600
Масса ЯЭУ, кг	3 500	5 300	8 000
Масса энергоблока ЛАЭС, кг	5 000	7 000	10 000
Длина, м	5-6	7	14,6
Максимальный диаметр, м	2	3,7	3,8
Отводимая тепловая мощность, кВт	650	1 350	5 400
Ресурс, годы	10	10	5 и 10

Примечание. ЛАЭС — лунная атомная электростанция; ЯЭУ — ядерная энергетическая установка.

Солнечные энергетические установки в составе системы энергоснабжения лунной базы

Облик солнечной энергетической установки (СЭУ) будет определяться местом размещения ЛБ на лунной поверхности. При размещении ЛБ в районе «пиков вечного света» нет необходимости включать в состав СЭУ накопители энергии большой емкости. СЭУ может быть построена на базе однотипных энергомодулей на основе СБ. Учитывая, что перспективные СБ на основе многопереходных GaAs фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) будут обладать высокими энерго-массовыми характеристиками (удельной массой порядка 10 кг/кВт [1]), а также большой (до 400 Вт/м²) удельной мощностью с единицы площади поверхности СБ, целесообразно рассматривать возможность их применения для энергоснабжения ЛБ в районе «пиков вечного света» для всех уровней энергопотребления, включая 600 кВт.

Если ЛБ размещается в районе, где имеет место 14-суточная лунная ночь, требуется либо использование накопителя энергии большой емкости, либо переход на циклограмму энергопотребления, при которой основные, наиболее энергоемкие операции, связанные с функционированием ДПК, выполняются в течение лунного дня, при непосредственном энергоснабжении от СБ. Однако, в последнем случае необходимо учитывать, что производительность (и, соответственно, масса и энергопотребление) ДПК должны быть увеличены вдвое, по сравнению со случаем, когда используется непрерывная циклограмма работы. Кроме того, снабжение электрической энергией служебной и научной аппаратуры ЛБ минимальной конфигурации должно осуществляться

непрерывно, вклад же энергозатрат на производство кислорода посредством ДПК сравнительно невелик (см. выше). Соответственно, когда потребная мощность электропитания не превосходит 100 кВт (см. табл. 4), целесообразно рассматривать СЭУ ЛБ с накопителем. В то же время, для больших энергопотреблений (при производстве топлива и металлов) СЭУ априори проигрывает ЛАЭС. Это обусловлено очень большими потребными проектными мощностями СБ — производство топлива при размещении ЛБ в произвольной точке поверхности Луны требует (см. табл. 4), помимо электроэнергии, большого количества тепла, которое при использовании СБ может быть получено только из электроэнергии. Суммарно для обеспечения производства топлива для лунной транспортной инфраструктуры ЛБ с постоянным экипажем из трех человек потребуется около 5 500 кВт электроэнергии среднесуточно или ~11 000 кВт при функционировании ДПК только в течение лунного дня. При потребной мощности 11 000 кВт масса СБ составит около 110 т, площадь — не менее 25 000 м². В этом случае преимущества ЛАЭС очевидны.

Таким образом, при размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности должны быть рассмотрены варианты СЭУ на базе СБ с накопителем только для уровней среднесуточной электрической мощности 50 и 100 кВт. Для больших мощностей вероятно безальтернативное использование ЛАЭС.

В качестве накопителей энергии могут использоваться либо химические аккумуляторные батареи (например, никель-водородные, литий-ионные или литий-полимерные), либо регенерационные электрохимические генераторы (РЭХГ).

Сравнение удельных характеристик существующих типов химических аккумуляторных батарей (АБ) с параметрами РЭХГ выполнено в работе [8]. Рассматривались РЭХГ, в состав которых входят кислород-водородные ЭХГ, электролизеры воды (ЭВ) высокого давления, а также система хранения газов на основе металлокомпозиционных баллонов высокого давления. Показано, что для лучших существующих химических АБ (литий-ионные и литий-полимерные аккумуляторы) при глубине разряда 80% (ресурс — 1 000 циклов) удельная энергоемкость составит около 100 Вт·ч/кг. В то же время, для РЭХГ, при достигнутом КПД порядка 50% (суммарный КПД ЭХГ и электролизера воды), удельная энергоемкость составит около 700 Вт·ч/кг. Таким образом, РЭХГ значительно превосходят существующие АБ по энергоемкости.

Рассматривалась СЭУ со следующими техническими характеристиками:

Удельная масса СБ $\gamma_{СБ}$	10 кг/кВт [1, 2];
Коэффициент деградации характеристик СБ к концу срока эксплуатации $K_{СБ}^P$	1,2 [1, 2];
Удельная масса РЭХГ $\gamma_{РЭХГ}$	1,38 кг/(кВт·ч) [1, 2];
Удельная масса ЭХГ $\gamma_{ЭХГ}$	5 кг/кВт [1,2];
Удельная масса ЭВ $\gamma_{ЭВ}$	15 кг/кВт [1, 2];
КПД РЭХГ $\eta_{РЭХГ}^{\Sigma}$	0,56 [1];
Удельная стоимость РЭХГ $C_{РЭХГ}^{уд}$	300 долл./кВт·ч [9];
Удельная стоимость ЭХГ $C_{ЭХГ}^{уд}$	2 000 долл./кВт [9];
Удельная стоимость ЭВ (стоимость, отнесенная к потребляемой мощности) $C_{ЭВ}^{уд}$	2 000 долл./кВт [9];
Коэффициент резервирования ЭХГ (кратность замены модулей) за полный ресурс СЭУ (10 лет или ~ 90 000 ч) $\alpha_{ЭХГ}$	8 [9];
Коэффициент резервирования ЭВ (кратность замены модулей) за полный ресурс СЭУ (10 лет или ~90 000 ч) $\alpha_{ЭВ}$	1 [9];
Удельная стоимость ФЭП $C_{ФЭП}^{уд}$	400 тыс. долл./кВт.

Величины коэффициентов резервирования означают, что модули ЭХГ будут заменяться за ресурс СЭУ восемь раз (т. к. ресурс перспективных ЭХГ должен достигать 10 000 ч [9]), а модули ЭВ — один раз (ресурс 40 000...60 000 ч [9]).

Ресурс СЭУ принимался равным десяти годам. Значение коэффициента $K_{СБ}^{констр}$, учитывающего переход от стоимости ФЭП к стоимости СБ в целом, принималось равным 1,36.

Приведенные данные по удельной стоимости ФЭП ($C_{ФЭП}^{уд}$) используются при проектных расчетах в РКК «Энергия».

Основные принципы оценки экономической эффективности применения ЛАЭС и СЭУ в составе ЛБ, принятые допущения

Целями выполнения оценки экономической эффективности ЛАЭС в составе ЛБ являются:

- оценка полной и удельной стоимости производства электрической и тепловой энергии для разных вариантов ЭУ ЛБ;
- сравнение экономической эффективности ЛАЭС и СЭУ и, соответственно, определение границ областей применения СЭУ и ЛАЭС (с учетом технической эффективности).

Оценка выполняется для рассмотренных выше вариантов размещения ЛБ. Сравнение проводится за период, равный десяти годам, — принятый ресурс СЭУ без замены СБ. При этом для вариантов с РЭХГ учитывается

необходимость периодической замены ЭХГ и ЭВ, а для ЛАЭС — необходимость полной замены энергоблоков при ресурсе, меньшем десяти лет. При расчете полной и удельной стоимости производства энергии учитываются затраты только на изготовление основных энергоблоков ЛАЭС (с учетом их замены при ресурсе, меньшем требуемого) и всех элементов СЭУ, включая запасные (заменяемые после исчерпания ресурса модули ЭВ и ЭХГ), а также стоимость доставки элементов ЛАЭС и СЭУ на лунную поверхность. Считалось, что разработка ЯЭУ, используемых в составе ЛАЭС, как и элементной базы СЭУ (ФЭП, элементов ЭВ и ЭХГ), выполнялась в рамках других программ (например, ядерных буксиров, тяжелых связных космических аппаратов и т. п. [3]). Данное допущение позволяет не учитывать непосредственно затраты на НИР и ОКР по ЭУ при расчете стоимости оборудования ЛАЭС и СЭУ.

Эксплуатационные затраты, связанные с развертыванием и обслуживанием энергосистемы на поверхности Луны, на данном этапе исследования не учитывались (за исключением стоимости заменяемых элементов).

При сравнении ЛАЭС и СЭУ ЛБ рассматривались только основные ЭУ лунной базы; резервная (аварийная) система электропитания, одинаковая во всех случаях при равной численности экипажа и одинаковых конфигурациях базы, не рассматривалась. Резервная система электропитания должна иметь малую мощность (5...10 кВт) и создаваться на базе СБ и РЭХГ (или других эффективных накопителей энергии).

Расчет удельной стоимости транспортировки полезного груза на лунную поверхность для разных вариантов транспортных систем

При расчетах рассматривались два варианта транспортной системы для доставки грузов, включая элементы системы энергоснабжения ЛБ, на поверхность Луны:

1. Система на основе ракеты-носителя (РН) сверхтяжелого класса (масса полезного груза на низкой околоземной орбите около 117 т), межорбитального кислород-водородного разгонного блока массой до 55 т (с топливом) и одноразового грузового лунного посадочного корабля (Г-ЛПК) массой до 30 т (с заправкой топлива) с двигательной установкой на высококипящих компонентах топлива.

2. Система на основе РН тяжелого класса (типа «Ангара-А5»), разгонного блока типа «Фрегат», многоразового межорбитального буксира (МБ) с ядерной электроракетной

установкой мощностью до 1 МВт и грузового многоразового лунного посадочного корабля (Г-МЛПК). В данном варианте на окололунную орбиту доставляется только полезный груз Г-МЛПК массой до 10 т. Сам Г-МЛПК может быть изначально доставлен на Луну с помощью первого варианта транспортной системы.

Первый вариант транспортной системы используется до организации производства топлива из лунных ресурсов для заправки Г-МЛПК. В этом случае на окололунную орбиту, помимо полезного груза, доставляется заправленный Г-ЛПК. Второй вариант используется после организации производства топлива, когда становится возможным использование Г-МЛПК, а на орбиту Луны должен доставляться только полезный груз, спускаемый затем на ее поверхность Г-МЛПК. Максимальная масса полезного груза, доставляемого на поверхность Луны, при использовании любого из указанных вариантов – 10 т [1].

Удельные стоимости транспортировки по указанным вариантам рассчитывались, исходя из стоимости изготовления и подготовки к запуску составных частей транспортных систем, включая эксплуатационные расходы, и представлены в табл. 6, 7.

Таблица 6

Транспортная система на базе ракеты-носителя сверхтяжелого класса

Наименование	Стоимость, млн долл.
Изготовление Г-ЛПК	85,0
Изготовление РН сверхтяжелого класса с МБ, проведение пуска	420,0
Эксплуатационные расходы	2,0
Удельная стоимость транспортировки 1 кг ПГ на поверхность Луны, $C_{тр}^{уд1}$	0,051

Примечание. Г-ЛПК – грузовой лунный посадочный корабль; РН – ракета-носитель; МБ – межорбитальный буксир; ПГ – полезный груз.

Методический аппарат по определению стоимости изготовления изделий, применяемый РКК «Энергия», учитывает основные зависимости между техническими и стоимостными характеристиками изделий. Кроме того, при расчетах используется статистическая база данных по изделиям-аналогам, а также в методике расчета допускается введение в модели (расчетные зависимости) обоснованных корректирующих коэффициентов, учитывающих конструктивно-технологические особенности изготовления изделия, существенные

отличия условий производства, использование уникальных (передовых) технологий и др.

Таблица 7

Транспортная система на базе ракеты-носителя «Ангара-А5»

Наименование	Стоимость, млн долл.
Затраты на эксплуатацию Г-МЛПК (1 рейс)	11,3
Изготовление РН «Ангара-А5» с РБ «Фрегат», проведение пуска	129,2
Эксплуатация многоразового МБ (включая топливо) (1 рейс)	14,5
Эксплуатационные расходы	6,0
Удельная стоимость транспортировки 1 кг ПГ на поверхность Луны, $C_{тр}^{уд2}$	0,016

Примечание. Г-МЛПК – грузовой многоразовый лунный посадочный корабль; РН – ракета-носитель; РБ – разгонный блок; МБ – межорбитальный буксир; ПГ – полезный груз.

При определении стоимости изготовления составных частей транспортных систем (разработка этих систем осуществляется по другим программам) использовался метод укрупненной оценки затрат (по базовым техническим параметрам изделий). В основе этого метода – знание технико-экономических показателей изделия-аналога, сходного по своему назначению и составу комплектующих систем с вновь создаваемым изделием. Данный метод используется в условиях ограниченного объема исходной информации (этапа предпроектных исследований).

Результаты расчетов стоимости изготовления и подготовки к запуску составных частей транспортных систем представлены в табл. 6, 7.

Оценки стоимости приведены в ценах 2013 г.

Методики расчета удельной стоимости производства энергии посредством СЭУ и ЛАЭС в составе ЛБ

Система электроснабжения на базе СБ. Для варианта размещения ЛБ в приполярном районе Луны, в зоне «пиков вечного света», основная СЭУ ЛБ включает в свой состав только энергомодули на основе СБ. В этом случае удельная стоимость производства электроэнергии определяется по формуле:

$$(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = K_{СБ}^{констр} C_{ФЭП}^{уд} K_{СБ}^P + C_{тр}^{уд1} \gamma_{СБ} K_{СБ}^P \quad (1)$$

где $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ}$ – удельная стоимость производства электроэнергии посредством СБ в расчете на единицу требуемой мощности (долл./кВт) с учетом стоимости ФЭП, конструкции и механизмов ориентации СБ, деградации ФЭП

за требуемое время работы, а также с учетом стоимости транспортировки на лунную поверхность; $C_{тр}^{уд1}$ — удельная стоимость транспортировки грузов с Земли на поверхность Луны для первого варианта транспортной системы (см. табл. 6), поскольку СБ должны быть доставлены на Луну до организации производства топлива.

Значения величин, входящих в формулу (1), приведены выше, в характеристиках СЭУ.

Энергетическая установка на базе СБ и РЭХГ. При размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности, где имеет место лунная ночь продолжительностью 14 земных суток, в ее состав должны быть включены накопители электроэнергии на основе РЭХГ, технические и технико-экономические характеристики которых приведены выше. Для этого варианта удельная стоимость производства электрической энергии рассчитывается по формуле:

$$(C_{уд}^{ЭЭ})_{СЭУ} = \left(\frac{1 + \eta_{РЭХГ}^{\Sigma}}{\eta_{РЭХГ}^{\Sigma}} \right) K_{СБ}^p (K_{СБ}^{констр} C_{ФЭП}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{СБ}) + T_{цикл} (C_{РЭХГ}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{РЭХГ}) + \alpha_{ЭХГ} (C_{ЭХГ}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{ЭХГ}) + \frac{\alpha_{ЭВ}}{\eta_{РЭХГ}^{\Sigma}} (C_{ЭВ}^{уд} + C_{тр}^{уд1} \gamma_{ЭВ}). \quad (2)$$

В формуле (2) $T_{цикл}$ — продолжительность лунной ночи ($T_{цикл} = 336$ ч), значения остальных величин приведены выше, в описании характеристик СЭУ для ЛБ.

Формула (2) получена с учетом возрастания проектной мощности СБ в силу необходимости заряда РЭХГ лунным днем при заданном КПД РЭХГ, а также с учетом изготовления и доставки на лунную поверхность не только основных, но и запасных элементов ЭХГ и ЭВ. Поскольку использование СЭУ данного типа на этапе производства топлива из лунного реголита не предусматривается, то удельная стоимость транспортировки грузов на лунную поверхность соответствует первому типу транспортной системы.

Энергетические установки на базе ЛАЭС.

Стоимостные характеристики энергомодулей ЛАЭС определены на основе данных работ [10, 11] по удельным стоимостям (долл./кВт) космических термоэмиссионных ЯЭУ различного уровня мощности и ресурса с учетом инфляции в период 2009...2013 г., а также с учетом затрат на доработку космических ЯЭУ, предназначенных для использования в составе различных космических аппаратов и буксиров, в составе ЛАЭС. Отметим, что при оценке стоимости энергоблока ЛАЭС мощностью 100 кВт в качестве базовой принималась

термоэмиссионная ЯЭУ проектной мощностью 150 кВт (см. выше).

В итоге стоимость изготовления (в ценах 2013 г., с учетом инфляции) одного экземпляра ЯЭУ (без доработки для использования в составе ЛАЭС) электрической мощностью 50 кВт была оценена в \$62 млн, ЯЭУ мощностью 100 кВт — \$81 млн, а 600 кВт — 100 и \$112 млн для ресурсов пять и десять лет, соответственно.

Удельная стоимость производства электрической энергии при использовании ЛАЭС рассчитывается по формуле:

$$(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = [(K^3 + 1) K_{ЛАЭС} C_{изг}^{ЯЭУ} + M_{ЛАЭС} (C_{тр}^{уд1} + K^3 C_{тр}^{уд2})] / N_{ЛАЭС}^{изг}. \quad (3)$$

Здесь K^3 — коэффициент, учитывающий возможность замены ЛАЭС за ресурс ($K^3 = 0$ при ресурсе ЛАЭС десять лет, $K^3 = 1$ при ресурсе ЛАЭС пять лет); $K_{ЛАЭС} = 1,3...1,38$ — коэффициент, учитывающий переход от стоимости изготовления ЯЭУ к стоимости энергоблока ЛАЭС с учетом затрат на доработку ЯЭУ. Коэффициент $K_{ЛАЭС}$ получен экспертным путем на основе аналогов и прототипов. При этом стоимость дополнительных элементов конструкции и экранов составляет ~15%, систем преобразования мощности и кабельной сети — ~20%. $C_{изг}^{ЯЭУ}$ — стоимость изготовления ЯЭУ; $N_{ЛАЭС}^{изг}$ — электрическая мощность ЛАЭС, кВт; $M_{ЛАЭС}$ — масса ЛАЭС, кг.

Поскольку энергоблоки электрической мощностью 600 кВт используются на этапе производства лунного топлива, то учтено использование второго варианта транспортной системы (с многократным МБ) для транспортировки сменного модуля ЛАЭС (через использование в формуле величины $C_{тр}^{уд2}$).

Для всех случаев, когда для удовлетворения потребностей ДПК ЛБ в тепловой энергии достаточно того же числа энергомодулей ЛАЭС, что и для удовлетворения потребностей в электрической энергии, можно полагать, что тепловая энергия, являясь сопутствующим продуктом, бесплатна. Если требуется дополнительный энергомодуль исключительно для производства тепла, то удельная стоимость его производства вычисляется как отношение суммы стоимости изготовления энергомодуля ЛАЭС и стоимости доставки его на лунную поверхность к количеству произведенного за ресурс тепла. Подобная ситуация имеет место только для энергомодуля мощностью 600 кВт с ресурсом десять лет, когда требуется производство топлива для ЛБ с численностью экипажа десять человек, размещенной в произвольной точке лунной поверхности.

Анализ результатов расчетов

Расчеты по формуле (1) показывают, что удельная стоимость производства электроэнергии в зоне «пиков вечного света» при принятых допущениях составит $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = 1,16$ млн долл./кВт. Поскольку тепловая энергия в случае использования СЭУ производится непосредственно из электрической энергии с КПД, близким к 100%, то удельную стоимость тепловой энергии можно принять равной удельной стоимости электрической: $(C_{уд}^{ТЭ})_{СБ} = (C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = 1,16$ млн долл./кВт.

Данные величины могут быть представлены и в ином, более привычном для удельной стоимости энергии виде — через стоимость одного киловатт-часа (долл./кВт·ч) и одной килокалории (долл./ккал). С этой целью необходимо учесть количество энергии, производимой СЭУ за десять лет эксплуатации (87 600 ч): $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СБ} = 13,25$ долл./кВт·ч и $(C_{уд}^{ТЭ})_{СБ} = 0,015$ долл./ккал.

Небольшая (для космической техники) удельная стоимость производства энергии связана с большим ресурсом СЭУ, а также учетом в стоимости оборудования СЭУ только стоимости его изготовления (большая часть оборудования не является уникальным при данном подходе). Кроме того, в состав данного типа СЭУ не входит накопитель большой емкости, что резко снижает массу СЭУ и стоимость ее доставки на ЛБ. Нужно также иметь в виду, что приведенные здесь оценки являются, фактически, оценками себестоимости.

Расчеты по формуле (2) показывают, что удельная стоимость производства тепловой и электроэнергии в случае использования СЭУ на базе СБ и РЭХГ составит $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СЭУ} = 30,7$ млн долл./кВт. Это соответствует $(C_{уд}^{ЭЭ})_{СЭУ} = 351$ долл./кВт·ч и $(C_{уд}^{ТЭ})_{СЭУ} = 0,4$ долл./ккал.

Многokратное увеличение удельной стоимости энергии, по сравнению с вариантом, когда в составе присутствует только СБ, обусловлено очень большой массой (и, соответственно, стоимостью доставки на лунную поверхность) накопителя энергии — РЭХГ.

Выполненные по формуле (3) расчеты (при значении коэффициента $K_{ЛАЭС} = 1,3...1,38$) показывают, что удельная стоимость производства электроэнергии посредством ЛАЭС составит:

- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 6,5$ млн долл./кВт (74,3 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 50 кВт;
- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 4,5$ млн долл./кВт (51,4 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 100 кВт;
- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 1,5$ млн долл./кВт (17,2 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 600 кВт при ресурсе энергомодуля ЛАЭС пять лет;
- $(C_{уд}^{ЭЭ})_{ЛАЭС} = 1,1$ млн долл./кВт (12,6 долл./кВт·ч) для ЯЭУ мощностью 600 кВт при ресурсе энергомодуля ЛАЭС десять лет.

Удельная стоимость тепла, производимого дополнительным энергомодулем мощностью 600 кВт-эл., составит 0,00146 долл./ккал.

Сравнение ЛАЭС и СЭУ по величине удельной стоимости производства электроэнергии представлено в табл. 8.

Таблица 8

Сравнение ЛАЭС и СЭУ по величине удельной стоимости производства электроэнергии

Мощность, кВт	Удельная стоимость электроэнергии $C_{уд}^{ЭЭ}$, млн долл./кВт		
	СБ (полярный район)	СБ + РЭХГ	ЛАЭС
50	1,16	30,7	6,5
100	1,16	30,7	4,5
600	1,16	—	1,5 (ресурс — 5 лет)
600	1,16	—	1,1 (ресурс — 10 лет)

Примечание. СБ — солнечная батарея; РЭХГ — регенерационный электрохимический генератор; ЛАЭС — лунная атомная электростанция; ЯЭУ — ядерная энергетическая установка.

Сравнение солнечной и ядерной систем электроснабжения ЛБ для случая размещения лунной базы в приполярном районе («пики вечного света») по полной стоимости вырабатываемой ими электроэнергии за десять лет эксплуатации для разных уровней требуемой электрической мощности представлено в табл. 9. Преимущество СБ в данном варианте размещения ЛБ является очевидным для уровней мощности 50, 100 и 200 кВт. При уровне электрической мощности 600 кВт ЛАЭС и СБ становятся сопоставимыми по величине стоимости производства энергии, и ЛАЭС может получить преимущества за счет значительно меньших габаритов. Однако необходимо учитывать также технологические риски создания мощных космических ЯЭУ и вопросы радиационной безопасности.

Для случая размещения ЛБ в произвольной точке поверхности сравнивается СЭУ на базе СБ и РЭХГ с ЛАЭС. Результаты сравнения представлены в табл. 10. Видно значительное преимущество ЛАЭС из-за большой массы СЭУ на основе СБ с РЭХГ для рассматриваемых уровней мощности (что приводит к высокой стоимости доставки СЭУ на поверхность Луны).

Таким образом, при размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности при потребляемой электрической мощности свыше 50 кВт использование ЛАЭС является практически безальтернативным.

Таблица 9

Стоимость вырабатываемой электроэнергии в полярном районе Луны

Мощность, кВт	Стоимость вырабатываемой за 10 лет электроэнергии, млн долл.	
	ЛАЭС	СБ
50	325	60
100	450	120
200	900	240
600	900 (ресурс ЯЭУ – 5 лет)	720
	660 (ресурс ЯЭУ – 10 лет)	

Примечание. ЛАЭС – лунная атомная электростанция; СБ – солнечная батарея; ЯЭУ – ядерная энергетическая установка.

Таблица 10

Стоимость вырабатываемой электроэнергии при размещении ЛБ в произвольной точке поверхности

Мощность, кВт	Стоимость вырабатываемой за 10 лет электроэнергии, млн долл.	
	ЛАЭС	СБ + РЭХГ
50	330	1 540
100	450	3 070

Примечание. ЛБ – лунная база; ЛАЭС – лунная атомная электростанция; СБ – солнечная батарея; РЭХГ – регенерационные электрохимические генераторы.

Необходимо, тем не менее, отметить, что на начальных стадиях развертывания ЛБ должна использоваться СЭУ небольшой (до 10 кВт) среднесуточной мощности, которая в дальнейшем станет частью аварийной системы электроснабжения.

Полученные результаты являются предварительными и могут уточняться в ходе дальнейших исследований вариантов энергообеспечения ЛБ.

Выводы

Выполнена оценка технико-экономической эффективности применения энергетических установок различных типов в составе системы энергоснабжения ЛБ, по результатам которой могут быть сделаны следующие выводы:

- использование ЛАЭС является, фактически, безальтернативным при размещении ЛБ в постоянно затененных полярных районах, а также при размещении в произвольной точке лунной поверхности (с наличием суточного цикла и отсутствием водяного льда в грунте) на этапах производства компонентов ракетного топлива и полной переработки лунного грунта;

- солнечная система энергоснабжения предпочтительна при размещении ЛБ в районе «пиков вечного света» при уровнях мощности СБ вплоть до 600 кВт; при мощности 600 кВт и более, с учетом габаритных характеристик, у ЛАЭС явное преимущество;

- при размещении ЛБ в произвольной точке лунной поверхности, даже для ЛБ минимальной конфигурации при энергопотреблении от 50 кВт, ЛАЭС обладает большим преимуществом (стоимость изготовления и доставки элементов системы энергоснабжения ЛБ в 5–7 раз ниже) по сравнению с СЭУ на основе СБ и РЭХГ.

Список литературы

1. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы // Под научной ред. Легостаева В.П. и Лопоты В.А. М: РКК «Энергия». 2011. 584 с.
2. Грибков А.С., Евдокимов Р.А. Рациональный облик системы энергоснабжения обитаемой лунной базы на разных этапах ее освоения // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 105–116.
3. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Эффективность применения космических ядерных энергетических и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. №1. С. 4–15.
4. Bussey D.B.J. and Spudis P.D. The lunar polar illumination environment: what we know and what we don't // Space Resources Roundtable VI. 2004. P. 75–77.
5. Грибков А.С. Технология и энергозатраты для космического производства металлических рабочих тел ракетных двигателей // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 112–117.
6. Бранец В.Н., Грибков А.С., Джафаров Г.А., Евдокимов Р.А., Железняков А.Г., Масленников А.А., Романов С.Ю., Севастьянов Н.Н., Синявский В.В., Тугаенко В.Ю. Атомная электростанция обитаемой лунной базы // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 15–21.
7. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25–45.
8. Гришин В.М., Кабайлова Н.В., Соколов Б.А., Челяев В.Ф., Шишкарева Н.И., Щербаков А.Н., Егоров А.М., Долгин А.В., Коровин А.В. Обеспечение лунной базы электроэнергией, теплом, водородом и кислородом на основе солнечных батарей и аккумуляторов энергии с водородным циклом // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 1. С. 19–26.

9. Смоленцев А.А., Щербаков А.Н. Создание новейших водородных технологий для наземных транспортных средств: современное состояние и прогноз на будущее // Журнал автомобильных инженеров. 2011. № 4 (69). С. 39–41.

10. Косенко А.Б., Сinyaевский В.В. Экономическая эффективность использования многоорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки при обеспечении больших грузопотоков между орбитами Земли и Луны // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2009. Вып. 3. С. 49–70.

11. Косенко А.Б., Сinyaевский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многоорбитального межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84.

12. Пышко А.П., Плотников А.Ю., Сонько А.В. Особенности выбора радиационной защиты для напланетных АЭС // Атомная энергия. 2008. Т. 105. Вып. 2. С. 72–79.

Статья поступила в редакцию 15.09.2014 г.

References

1. Luna – shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoi sistemy [The Moon as a step towards Solar System exploration technologies]. Sci. eds. Legostaev V.P., Lopota V.A. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2011. 584 p.

2. Gribkov A.S., Evdokimov R.A. Ratsional'nyi oblik sistemy energosnabzheniya obitaemoi lunnoi bazy na raznykh etapakh ee osvoeniya [The efficient configuration of a power supply system for a manned Moon base at different phases of its exploration]. Izvestiya RAN. Energetika, 2011, no. 3, pp. 105–116.

3. Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyaevskiy V.V. Effektivnost' primeneniya kosmicheskikh yadernykh energeticheskikh i yadernykh elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok [Prospects for and efficiency in application of space nuclear power plants and nuclear electrorocket propulsion systems]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 1, pp. 4–15.

4. Bussey D.B.J. and Spudis P.D. The lunar polar illumination environment: what we know and what we don't. Space Resources Roundtable VI, 2004, pp. 75–77.

5. Gribkov A.S. Tekhnologiya i energozatraty dlya kosmicheskogo proizvodstva metallicheskh rabochikh tel raketnykh dvigatelei [Manufacturing process and power requirements for producing in space metallic rocket propellants]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 2, pp. 112–117.

6. Branets V.N., Gribkov A.S., Dzhafarov G.A., Evdokimov R.A., Zheleznyakov A.G., Maslennikov A.A., Romanov S.Yu., Sevast'yanov N.N., Sinyaevskiy V.V., Tugaenko V.Yu. Atomnaya elektrostantsiya obitaemoi lunnoi bazy [Nuclear power plant of a manned lunar base]. Izvestiya RAN. Energetika, 2007, no. 3, pp. 15–21.

7. Sinyaevskiy V.V. Nauchno-tekhnicheskii zadel po yadernomu elektroraketnomu mezhorbital'nomu buksiru «Gerkules» [Advanced technology for nuclear electric propulsion orbital transfer vehicle Hercules]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 3, pp. 25–45.

8. Grishin V.M., Kabailova N.V., Sokolov B.A., Chelyaev V.F., Shishkareva N.I., Shcherbakov A.N., Egorov A.M., Dolgin A.V., Korovin A.V. Obespechenie lunnoi bazy elektroenergiei, teplom, vodorodom i kislorodom na osnove solnechnykh batarei i akkumulyatorov energii s vodorodnym tsiklom [Supply of a lunar base with electric power, heat, hydrogen and oxygen based on solar arrays and hydrogen-cycle energy storage devices]. Izvestiya RAN. Energetika, 2009, no. 1, pp. 19–26.

9. Smolentsev A.A., Shcherbakov A.N. Sozdanie noveishikh vodorodnykh tekhnologii dlya nazemnykh transportnykh sredstv: sovremennoe sostoyanie i prognoz na budushchee [Development of advanced hydrogen technologies for ground transportation: current status and the outlook]. Zhurnal avtomobil'nykh inzhenerov, 2011, no. 4 (69), pp. 39–41.

10. Kosenko A.B., Sinyaevskiy V.V. Ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovki pri obespechenii bol'shikh gruzopotokov mezhdu orbitami Zemli i Luny [Cost effectiveness of using a reusable orbital transfer vehicle based on nuclear electrical propulsion system when supporting heavy cargo traffic between Earth and Moon orbits]. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2009, issue 3, pp. 49–70.

11. Kosenko A.B., Sinyaevskiy V.V. Tekhniko-ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovki dlya obespecheniya bol'shikh gruzopotokov pri osvoenii Luny [Technical and economic efficiency of employing a reusable space tug based on a nuclear electric propulsion system to support intensive cargo traffic for lunar exploration]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 2, pp. 72–84.

12. Pyshko A.P., Plotnikov A.Yu., Son'ko A.V. Osobennosti vybora radiatsionnoi zashchity dlya naplanetnykh AES [Issues involved in selecting radiation protection for nuclear power plants based on planetary surface]. Atomnaya energiya, 2008, vol. 105, issue 2, pp. 72–79.