

**МАССОМОЩНОСТНОЙ АНАЛИЗ И СРАВНЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ
УСТАНОВОК В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ЛУННОЙ СТАНЦИИ**

А.О. Лежнев

lezhnevao@student.bmstu.ru

Т.В. Мамий

mamiyka11@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Применительно к созданию энергетической установки для лунной станции описаны варианты использования двухрежимной ядерно-энергетической установки на базе термоэмиссионного реактора-преобразователя и термоэлектрохимического преобразователя и каскадных фотоэлектрических преобразователей совместно с системой электрохимического генератора на топливных элементах. Кратко описаны принципы работы каждой из установок. Приведены примеры систем энергетических установок, которые могут быть реализованы на лунной станции. Рассчитан тепловой режим работы панели термоэлектрохимического преобразователя. Приведено сравнение зависимостей масс описанных энергетических установок от вырабатываемых мощностей. На графике проиллюстрированы диапазоны мощностей энергоустановок для выбора систем с минимальной массой.

Ключевые слова

Энергетическая установка, лунная станция, двухрежимная ядерно-энергетическая установка, термоэмиссионный реактор-преобразователь, термоэлектрохимический преобразователь, электрохимический генератор, фотоэлектрические преобразователи, массомощностная характеристика

Поступила в редакцию 27.02.2023

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023

Введение. Одной из основных проблем при создании лунной станции является ее энергоснабжение. Наиболее вероятными энергопотребителями являются сооружения с системой жизнеобеспечения для космонавтов, научная лаборатория или завод по переработке реголита или ильменита. В зависимости от необходимой мощности потребления выбирают различные энергетические установки (ЭУ). В работе приведен анализ систем двухрежимной космической ядерно-энергетической установки (ЯЭУ) на базе термоэмиссионного реактора-преобразователя (ТРП) и термоэлектрохимического преобразователя (ТЭХП) и каскадных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) совместно с системой электрохимического генератора (ЭХГ) на топливных элементах (ТЭ) с точки зрения сравнения массомощностных характеристик.

Двухрежимная ядерно-энергетическая установка. В качестве основного элемента всей ЯЭУ рассматривают ТРП. Данное допущение обусловлено наличием в России большого задела по установкам данного типа различного уровня мощности с потенциально высокими уровнем надежности для заданного ресур-

са работы и компактностью. Отметим, что термоэмиссионные ЯЭУ рассматривается в качестве источника не только электрической, но также и высокопотенциальной тепловой энергии [1–4]. Для дальнейшего расчета представлены две установки отечественного производства:

– ТРП «Красная звезда» с электрической мощностью 50 кВт и тепловой мощностью 650 кВт массой 5 т;

– ТРП на быстрых нейтронах для межорбитального буксира «Геркулес» с пониженной электрической мощностью 150 кВт и тепловой мощностью 1350 кВт массой 6,9 т (работа на пониженной мощности повышает ресурс до пяти лет).

В качестве вспомогательных элементов ЯЭУ рассматривают ТЭХП. В результате научной работы проведены концептуально-проектные исследования по принципу работы системы, состоящей из ТРП и ТЭХП [1]. Их взаимодействие основано на преобразовании тепловой энергии в электрическую путем разделения рабочего тела на две зоны с разными термодинамическими характеристиками. Благодаря наличию твердого электролита между зонами появляется разность потенциалов (рис. 1). Рабочим телом служат пары никеля, циркулирующие по системе с помощью насосной установки с целью охлаждения ТРП и нагрева ТЭХП.

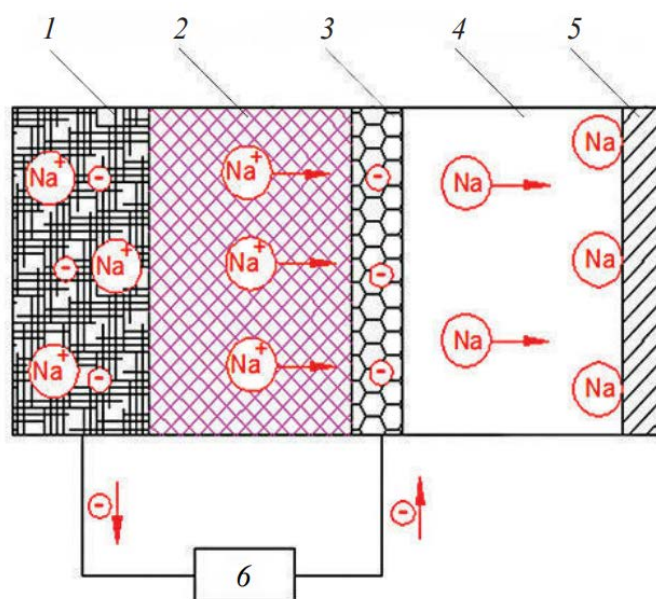


Рис. 1. Принципиальная схема процесса термоэлектрохимического преобразования теплоты в электричество [3]:

1 — «горячий» электрод; 2 — твердый электролит; 3 — «холодный» электрод; 4 — зазор;
5 — корпус; 6 — электрическая нагрузка

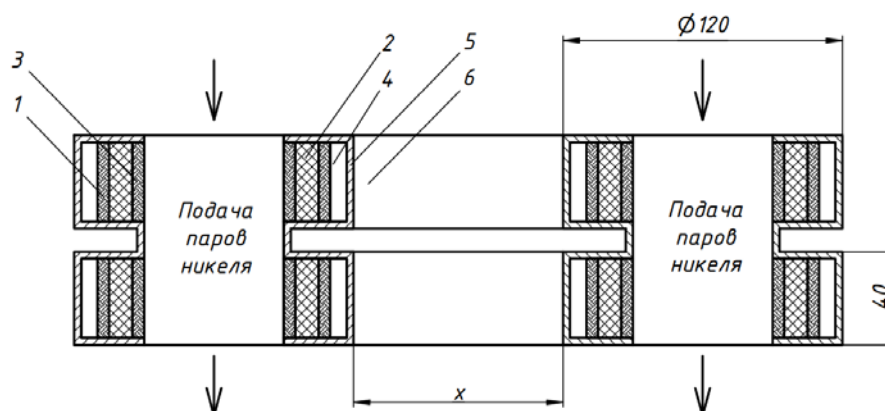


Рис. 2. Вариант исполнения ТЭХП, состоящей из четырех элементов:
1 — «холодный» электрод; 2 — твердый электролит; 3 — «горячий» электрод;
4 — зазор (место сбора сконденсированного никеля); 5 — корпус элемента; 6 — ребро панели

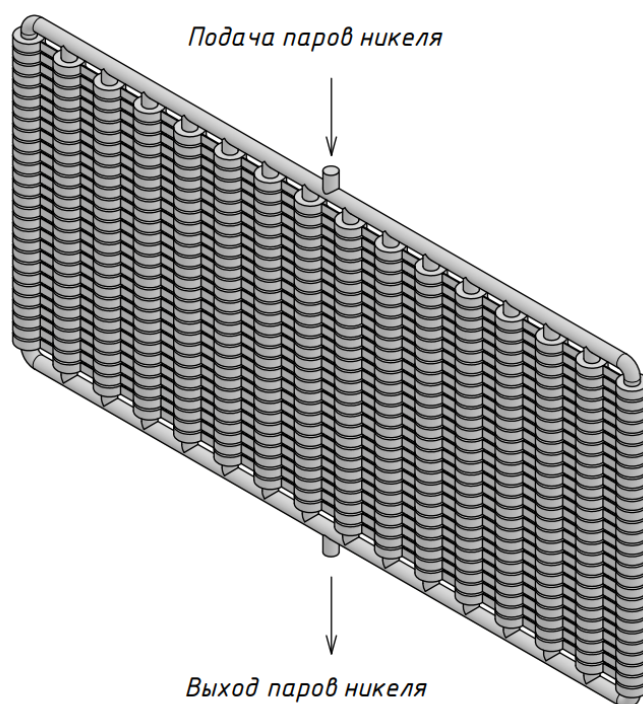


Рис. 3. Вариант компоновки панели из 448 (28×16) элементов

Термоэлектрохимический преобразователь может быть представлен в виде групп элементов (рис. 2, 3). Вертикальный ряд панели состоит из 28 элементов, которые соединяют параллельно в единую систему источников питания для по-

лучения расчетной силы тока на выходе. Далее ряды подключают последовательно и собирают в единую панель. Прочность панели и тепловой режим обеспечивают ребра жесткости, соединяющие элементы ТЭХП между собой.

Для расчетов теплового режима и массы панели выберем следующие исходные данные:

- один элемент имеет форму тора прямоугольного сечения с внешним диаметром $d = 120$ мм и высотой $h = 40$ мм. Выходная сила тока с элемента как источника $I_{\text{вых}} = 20$ А, напряжение $U_{\text{вых}} = 1,1$ В, масса одного элемента $m_1 = 0,26$ кг;

- упрощенная схема системы из двух элементов для расчета коэффициента взаимооблученности представлена на рис. 4;

- панель установлена перпендикулярно поверхности Луны на вращающуюся подставку, следующую за Солнцем. Ввиду малой площади освещенной поверхности падающий тепловой поток от Солнца в расчетах не учитывается;

- температура панели постоянна по всей поверхности и равна температуре «холодного электрода» — 550 К;

- расчетная температура поверхности Луны, соответствующая лунному полудню, равна 373,5 К. Поверхность Луны — абсолютно черное тело;

- КПД преобразования тепловой энергии в электрическую $\eta = 25\%$;

- необходимо рассчитать ширину ребра жесткости, обеспечивающую тепловой режим панели. Толщину ребра принять равной $\delta = 2$ мм. Материал ребра — конструкционная сталь $\rho_{\text{ст}} = 7900$ кг/м³.

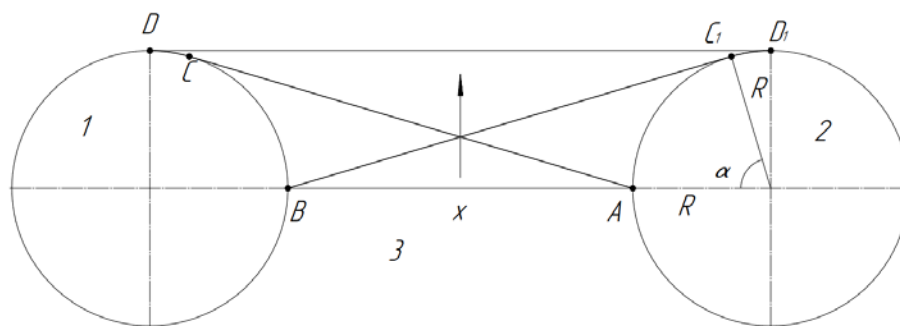


Рис. 4. Расчетная схема излучения элементов

Выходная мощность одного элемента $P_{\text{вых}} = U_{\text{вых}} I_{\text{вых}} = 22$ Вт. А это значит, что при потребляемой тепловой энергии $Q_{\text{вых}} = P_{\text{вых}} / \eta = 88$ Вт необходимо излучать $Q_{\text{вх}} = P_{\text{вых}} - Q_{\text{вых}} = 66$ Вт энергии с одного элемента. Для всей панели

$$\sum P_{\text{вых}} = P_{\text{вых}} N_1 N_2 = 10 \text{ кВт};$$

$$\sum Q_{\text{вх}} = Q_{\text{вх}} N_1 N_2 = 40 \text{ кВт};$$

$$\sum Q_{\text{вых}} = Q_{\text{вых}} N_1 N_2 = 30 \text{ кВт}.$$

Поскольку принимается, что панель расположена перпендикулярно поверхности Луны, то доля собственного излучения лунной поверхности, падающая на панель — $\varphi_{\text{Луны}} = 0,5$.

Тепловой поток от поверхности Луны:

$$q_{\text{Луны}} = \varepsilon T_{\text{Луны}}^4 \varphi_{\text{Луны}} = 500 \text{ Вт/м}^2,$$

где $\varepsilon = 0,8$ — излучательная способность панели.

Площадь, облучаемая поверхностью Луны:

$$S_{\text{пан}} = N_1 N_2 (\pi dh) + 2N_1 (N_2 - 1)hx,$$

где x — ширина ребра.

Общая тепловая мощность от поверхности Луны:

$$Q_{\text{Луны}} = q_{\text{Луны}} S_{\text{пан}}.$$

Для расчета коэффициента взаимооблученности приведем упрощенную схему в плоскости сечения элемента, перпендикулярной оси (рис. 4). Тогда средний угловой коэффициент излучения с четверти элемента 1 в космическое пространство [5]:

$$\overline{\varphi}_{BD,DD_1} = \frac{\overline{BD} + \overline{DD_1} - \overline{BC_1D_1}}{2\overline{BD}},$$

где $\overline{BD} = \frac{\pi R}{2}$; $\overline{DD_1} = x + 2R$; $\overline{BC_1D_1} = \sqrt{(x+R)^2 - R^2} + R \left(\frac{\pi}{2} - \arccos \left(\frac{R}{x+R} \right) \right)$.

Средний угловой коэффициент излучения с четверти элемента 1 на ребро 3:

$$\overline{\varphi}_{BC,AB} = \frac{\overline{BC} + \overline{AB} - \overline{AC}}{2\overline{BC}},$$

где $\overline{BC} = R \arccos \left(\frac{R}{x+R} \right)$; $\overline{AB} = x$; $\overline{AC} = \sqrt{(x+R)^2 - R^2}$.

Из свойства геометрического взаимного облучения тел, определяется угловой коэффициент излучения с ребра 3 на четверть элемента 1:

$$\overline{\varphi}_{AB,BC} = \overline{\varphi}_{BC,AB} \frac{\overline{BC}}{\overline{AB}}.$$

Средний угловой коэффициент излучения с ребра 3 в космическое пространство

$$\bar{\varphi}_{AB,DD_1} = 1 - 2\bar{\varphi}_{AB,BC}$$

Стоит учесть тепловой поток, излучаемый с поверхности в сторону элементов панели:

$$Q_{\text{Изл.эл}} = (1 - A) \left(\left(1 - \bar{\varphi}_{BD,DD_1} \right) S_{\text{Ц внутр}} + 2\bar{\varphi}_{AB,BC} S_{\text{реб}} \right),$$

где $A = 0,8$ — поглощательная способность панели.

В итоге уравнение теплового баланса будет иметь вид

$$\sum Q_{\text{вых}} + Q_{\text{Лунны}} = \varepsilon T_{\text{Пан}}^4 \sigma \left(\bar{\varphi}_{BD,DD_1} S_{\text{Ц внутр}} + \bar{\varphi}_{AB,DD_1} S_{\text{реб}} + S_{\text{Цв неш}} \right) + Q_{\text{Изл.эл}},$$

Решая уравнение относительно x , ширина ребра окажется равной 90 мм. Тогда масса панели с учетом ребер жесткости и самих элементов

$$M_{\text{пан}} = N_1 N_2 m_1 + N_1 (N_2 - 1) h x \delta \rho_{\text{ст}} = 141 \text{ кг},$$

при этом расчетная мощность одной панели 10 кВт.

Термоэмиссионные реакторы-преобразователи разных видов могут обеспечить тепловой энергией разное количество панелей. Так, с одной «Красной звездой» в системе максимально могут быть соединены 16 панелей, а с ТРП на быстрых нейтронах для межорбитального буксира «Геркулес» — 33 панели. При повышении мощности системы ЭУ необходимо увеличивать количество ТРП.

Комбинированная система каскадных фотоэлектрических преобразователей и электрохимического генератора на топливных элементах. Альтернативой ядерной энергетике для лунной станции может стать консервативная для космических аппаратов система, состоящая из фотоэлектрических преобразователей и электрохимического генератора на топливных элементах. Невозможность автономной работы подсистемы ФЭП объясняется лунной ночью, а именно отсутствием солнечного излучения в течение 14 земных суток.

Для анализа были взяты трехслойные каскадные ФЭП на основе форсида галлия-индия, арсенида галлия и германия с КПД составляет 30 % [6, 7]. Такой высокий КПД объясняется взаимодействием каждого из материалов с фотонами только своего энергетического диапазона. При этом материалы, расположенные выше по каскаду, оптически прозрачны для фотонов с меньшей энергией, которые провзаимодействуют с нижними слоями каскада. Таким образом, кратно увеличивается электронная эмиссия в каскадных ФЭП при неизменной площади панелей.

Для замыкания автономной работы системы приняты ЭКГ на кислород-водородных элементах [8–10]. Данный выбор объясняется высокой удельной электроемкостью элементов и возможностью их использования в системе жизнеобеспечения (СЖО). В отличие от топливного генератора, в ЭХГ энергия

производится за счет разности потенциалов на никелевых электродах, к которым отдельно подводятся кислород и водород.

В общем случае работу системы можно описать следующим образом: в лунный день ФЭП выступает в роли основной ЭУ и расходует часть энергии на электролиз воды, получая компоненты топлива для ЭХГ, который обеспечит персонал электроэнергией в течение лунной ночи.

Для расчета массы и мощности системы вводятся следующие данные:

– лунная ночь длится 14 земных суток, или $t = 336$ ч. За лунную ночь лунная станция работает в режиме системы жизнеобеспечения (работы, требующие больших затрат электроэнергии, не проводятся);

– электролиз 1 кг воды потребляет $W_k = 11$ кВт·ч энергии;

– среднесуточное потребление электроэнергии персоналом с учетом СЖО $P_c = 4$ кВт;

– КПД ФЭП $\eta = 30\%$.

При заданных вводных минимальная энергоемкость системы

$$P_{\Sigma} = tP_c = 1344 \text{ кВт} \cdot \text{ч}.$$

Масса рабочего тела, необходимого для функционирования в период лунной ночи:

$$m_{\text{РТ}} = \frac{P_{\Sigma}}{C_{\text{уд}}} = 1680 \text{ кг},$$

где $C_{\text{уд}} = 0,8$ кВт·ч/кг — удельная энергоемкость ТЭ.

Масса ЭХГ с рабочим телом:

$$M_{\text{ЭХГ}} = (1 + \psi)m_{\text{РТ}} = 4200 \text{ кг},$$

где $\psi = 1,5$ — относительная масса конструкции.

Минимальная мощность процесса электролиза воды для обеспечения установки рабочим телом на всю лунную ночь:

$$P_{\text{РТ}} = \frac{m_{\text{РТ}} W_k}{t} = 18,6 \text{ кВт}.$$

Минимальная масса ФЭП при потреблении 18,6 кВт энергии:

$$M_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{РТ}}}{E\eta} \mu = 450 \text{ кг},$$

где $E = 1380$ Вт/м² — энергия излучения Солнца; η — КПД; $\mu = 10$ кг/м² — удельная масса ФЭП.

Минимальная масса комбинированной установки, обеспечивающая только свою автономность:

$$M_{\min} = M_{\text{ФЭП}} + M_{\text{ЭХГ}} = 4650 \text{ кг.}$$

Дальнейшая зависимость массы от мощности может быть представлено в следующем виде:

$$M(P) = \frac{P}{E\eta} \mu + M_{\min}.$$

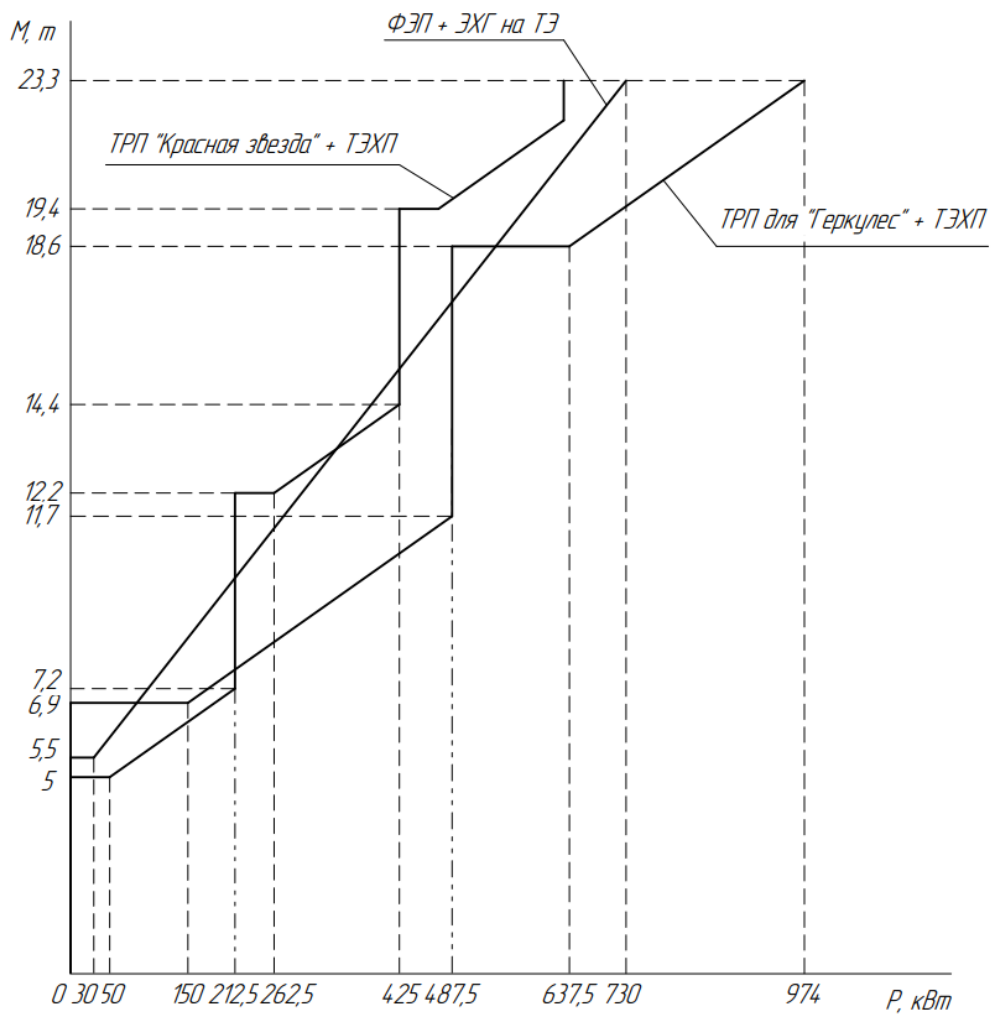


Рис. 5. График зависимостей масс от выходной мощности разных энергетических систем

Вывод. На графике зависимостей масс (рис. 5) от выходной мощности видно, что система из ЯЭУ является более выгодной в подавляющей части диапазона мощностей. К плюсам этой системы так же относится независимость от лунного суточного цикла. Однако ЭУ на основе ФЭП + ЭХГ имеет возможность самостоятельной выработки кислорода и воды, которые могут использоваться для обеспечения жизнедеятельности экипажа. Помимо этого такая система является более простой и безопасной в обслуживании.

Литература

- [1] Грибков А.С., Попов А.Н., Синявский В.В. Двухрежимная космическая ядерно-энергетическая установка на базе термоэмиссионного реактора-преобразователя и термоэлектрохимического генератора. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 3, с. 42–52.
- [2] Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес». *Космическая техника и технологии*, 2013, № 3, с. 25–45.
- [3] Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 1, с. 4–15.
- [4] Синявский В.В. Обзор результатов экспериментальных исследований нейтронно-физических характеристик термоэмиссионных реакторов-преобразователей на быстрых нейтронах. *Космическая техника и технологии*, 2020, № 2, с. 61–83.
DOI: <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2020-2-61-83>
- [5] Елисеев В.Н. *Тепловые режимы летательных аппаратов*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 181 с.
- [6] Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кинаш П.М. и др. Сравнительная оценка Технико-экономической эффективности использования солнечных и ядерных энергетических установок в составе лунной базы. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 4, с. 76–88.
- [7] Андреев В.М. Мощные фотоэлектрические преобразователи монохроматического и концентрированного солнечного излучения. *Современная электроника*, 2014, № 6, с. 20–25.
- [8] Матренин В.И., Овчинников А.Т., Поспелов Б.С. и др. От энергетики орбитального корабля «Буран» к энергетике космических кораблей и станций. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 3, с. 57–65.
- [9] Серебряков В.Н. *Основы проектирования системы жизнеобеспечения экипажа космических летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1983.
- [10] Квасников Л.А., Латышев Л.А., Пономарев-Степной Н.Н. и др. *Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов*. Москва, МАИ, 2001.

Лежнев Алексей Олегович — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Мамий Тимур Вячеславович — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Лежнев А.О., Мамий Т.В. Массомощностной анализ и сравнение энергетических установок в условиях эксплуатации на лунной станции. *Политехнический молодежный журнал*, 2023, № 03 (80). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-03-872.html>

MASS-CAPACITY ANALYSIS AND COMPARISON OF POWER INSTALLATIONS UNDER OPERATION CONDITIONS ON THE LUNAR STATION

A.O. Lezhnev

lezhneva@student.bmstu.ru

T.V. Mamiy

mamiyka11@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

With regard to the creation of a power plant for the lunar station, we describe options for using a dual-mode nuclear power plant based on a thermionic emission reactor-converter and thermos-electrochemical converter and cascade photoelectric converters together with a fuel cell electrochemical generator system. The operating principles of each plant are briefly described. Examples of power plant systems which can be implemented on the lunar station are given. The thermal mode of the thermos-electrochemical converter panel is calculated. A comparison of the mass dependences of the described power plants on the generated power is given. The graph illustrates the power plant power ranges for the selection of systems with the minimum mass.

Keywords

Power plant, lunar station, dual-mode nuclear power plant, thermionic emission reactor-converter, thermos-electrochemical converter, electrochemical generator, photovoltaic converters, mass-power characteristic

Received 27.02.2023

© Bauman Moscow State Technical University, 2023

References

- [1] Gribkov A.S., Popov A.N., Sinyavskiy V.V. Dual-mode space nuclear power system based on a thermionic conversion reactor and thermoelectrochemical generator. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2017, no. 3, pp. 42–52. (In Russ.).
- [2] Sinyavskiy V.V. Advanced technology for nuclear electric propulsion orbital transfer vehicle Hercules. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2013, no. 3, pp. 25–45. (In Russ.).
- [3] Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavskiy V.V. Prospects for and efficiency in application of space nuclear power plants and nuclear electrorocket propulsion systems. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2013, no. 1, pp. 4–15. (In Russ.).
- [4] Sinyavskiy V.V. Review of results of experimental studies of neutronic properties of fast-neutron thermionic converter-reactors. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2020, no. 2, pp. 61–83.
DOI: <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2020-2-61-83> (in Russ.).
- [5] Eliseev V.N. *Teplovye rezhimy letatelnykh apparatov* [Thermal conditions of aircraft]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2009, 181 p. (In Russ.).

- [6] Beskrovnaya I.A., Evdokimov R.A., Kinash P.M. et al. Comparative assessment of technical and economic efficiency of using solar and nuclear power plants as part of a lunar base bazy. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2014, no. 4, pp. 76–88. (In Russ.).
- [7] Andreev V.M. Power photo-electric converters of the monochromatic and concentrated sunlight. *Sovremennaya elektronika*, 2014, no. 6, pp. 20–25. (In Russ.).
- [8] Matrenin V.I., Ovchinnikov A.T., Pospelov B.S. et al. From power system of buran orbiter to power system of space vehicles and stations. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2013, no. 3, pp. 57–65. (In Russ.).
- [9] Serebryakov V.N. *Osnovy proektirovaniya sistemy zhizneobespecheniya ekipazha kosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Fundamentals of spacecraft crew life support system design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. (In Russ.).
- [10] Kvasnikov L.A., Latyshev L.A., Ponomarev-Stepnoy N.N. et al. *Teoriya i raschet energosilovykh ustanovok kosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Theory and calculation of spacecraft power systems]. Moscow, MAI Publ., 2001. (In Russ.).

Lezhnev A.O. — Student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Mamiy T.V. — Student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Lezhnev A.O., Mamiy T.V. Mass-capacity analysis and comparison of power installations under operation conditions on the lunar station. *Politeknicheskii molodezhnyy zhurnal*, 2023, no. 03 (80). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-03-872.html> (in Russ.).