

Труды МАИ. 2023. № 133
Trudy MAI, 2023, no. 133

Научная статья

УДК 629.783

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177676>

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ СОЛНЕЧНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

**Руслан Махтиевич Жашуев¹, Юлия Васильевна Соколова²,
Валентин Константинович Сысоев³, Андрей Дмитриевич Юдин⁴✉**

^{1,2,3,4} Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,

Химки, Московская область, Россия

¹ZHashuevRM@laspacespace.ru

²SokolovaUV@laspacespace.ru

³SysoevVK@laspacespace.ru

⁴IUdinAD@laspacespace.ru ✉

Аннотация. В работе анализируются необходимые параметры функционирования демонстрационной солнечной космической электростанции с лазерным каналом передачи энергии. Рассматриваются различные варианты орбит, мощности, диаметра зеркальной системы лазерного передатчика и циклограмма работ. Показано наличие технических решений современной оптико-электронной и ракетно-космической техники, которые могут быть использованы для создания солнечной космической электростанции.

Ключевые слова: демонстрационная солнечная космическая электростанция, солнечная энергетика, космический аппарат, передача энергии

Для цитирования: Жашуев Р.М., Соколова Ю.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Выбор параметров функционирования демонстрационной солнечной космической электростанции // Труды МАИ. 2023. № 133. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177676>

Original article

SELECTION OF PARAMETERS FOR THE OPERATION OF A DEMONSTRATION SOLAR SPACE POWER PLANT

Ruslan M. Zhashuev¹, Yulia V. Sokolova², Valentin K. Sysoev³, Andrey D. Yudin⁴✉

^{1,2,3,4} Lavochkin Research and Production Association, NPO Lavochkin, Khimki, Moscow region, Russia

¹ZHashuevRM@laspacespace.ru

²SokolovaUV@laspacespace.ru

³SysoevVK@laspacespace.ru

⁴YudinAD@laspacespace.ru✉

Abstract. The article analyzes the necessary parameters of the functioning of a demonstration solar space power plant with a laser energy transmission channel. Currently, there are also physical and technical problems that complicate the implementation of space solar power plants. This is the need for large mass-dimensional parameters of solar power plants for energy collection, the need to create an energy transmission channel with high

efficiency and high precision guidance and ensuring the thermal operation of solar power plants at high capacities.

The authors consider the basic parameters of such power plants. The transmitted power of laser radiation from the spacecraft is in the range of 10-100 kW. The diameter of the mirrors of the laser emitter is selected within 1÷5 meters. The choice of the orbit height, which is limited to the following options: geostationary orbit, sun-synchronous orbit with a height of 500-1000 km and elliptical orbit of the "Lightning" type

An important condition for the transfer of energy from a demonstration solar power plant to an Earth site is the size of the laser spot and its spread. Their total value should not exceed the size of the surface of the earth's phototransformers, the accepted diameter of 100 meters. Detailed calculations were carried out for a mirror diameter of 2 meters.

When determining the design appearance of a demonstration space power plant, in terms of geometric dimensions, the area of solar panels of such a power plant was estimated, depending on the estimated power and efficiency of the photo converters.

Currently, it is very difficult to estimate the design parameters of such a spacecraft, especially the mass-dimensional ones, but as can be seen from previous estimates, they will be very significant. Modern space technology makes it possible to estimate such a demonstration space power plant in the range from 5 to 8 tons.

Keywords: demonstration solar space power plant, solar energy, spacecraft, energy transmission

For citation: Zhashuev R.M., Sokolova Yu.V., Sysoev V.K., Yudin A.D. Selection of parameters for the operation of a demonstration solar space power plant. *Trudy MAI*, 2023, no. 133. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177676>

Введение

Развитие солнечных космических электростанций (СКЭС) предполагает обеспечение цивилизации чистой и безотходной энергией с использованием неиссякаемого источника – Солнца.

В настоящее время увеличивается число стран участников, количество разрабатываемых проектов СКЭС, различных технических решений реализации СКЭС [1-6] и вариантов беспроводной передачи энергии [7-9].

Однако имеются и физико-технические проблемы, затрудняющие реализацию таких решений:

- необходимость больших массово-габаритных параметров СКЭС для сбора энергии;
- необходимость создания канала передачи энергии с высокой эффективностью и высокой точностью наведения;
- обеспечение теплового режима работы СКЭС при больших мощностях.

Конечно, в своих проектах многочисленные участники гонки за космическую энергетику шаг за шагом решают данные проблемы, но ключевым моментом, позволяющим ускорить создание СКЭС является проведение демонстрационного эксперимента со всеми рабочими системами будущей промышленной СКЭС.

Параметры такой демонстрационной солнечной космической электростанции (ДСКЭС) будут определяться двумя уровнями:

1. Совокупность внешних параметров, которые определяют уровень возможной реализации ДСКЭС.

2. Совокупность внутренних параметров, которые будут определены устройством самой электростанции.

В данной работе рассмотрим подробно первый уровень: параметры орбиты, параметры зеркального лазерного передатчика, уровень реализуемой мощности, оценка точности наведения лазерного пучка, площадь и параметры фотопреобразователей и параметров системы охлаждения лазерного передатчика.

Прежде всего рассмотрим базовые параметры таких электростанций:

1. Передаваемая мощность лазерного излучения с борта космического аппарата (КА) в пределах $10 \div 100$ кВт [10]. Выбор диапазона таких мощностей обусловлен экспертной оценкой развития лазерных генераторов.

2. Диаметр зеркал лазерного излучателя выбирается в пределах $1 \div 5$ метра. Выбор диаметра зеркала определен экспертной оценкой технологии изготовления зеркал для космических экспедиций (не исключая изготовление его из отдельных управляемых секций). В настоящее время максимальный размер зеркала это 6,5 метров космической обсерватории имени Джеймса Уэбба НАСА [11].

3. Выбор высоты орбиты, который ограничен следующими вариантами:

– геостационарная орбита;

– солнечно-синхронная орбита высотой $500 \div 1000$ км;

– эллиптическая орбита типа «Молния» высотой от 500 км в перигее до 40000 км в апогее.

Параметры функционирования демонстрационной солнечной космической электростанции

В последующем рассмотрении взаимосвязи всех этих параметров КА конструктивное исполнение ДСКЭС не должно превышать возможные массово-габаритные ограничения современной и перспективной космической техники.

Первый параметр ДСКЭС это диаметр зоны облучения лазерным излучением на Земле, в котором необходимо разместить приемные фотомодули. Для этого рассмотрим размещение зеркала лазерного излучателя на трех наиболее часто рассматриваемых орбитах высотой 40 000, 5000 и 500 км. При этом рассмотрим четыре варианта диаметра зеркала: 1, 2, 3 и 5 метров.

Угол дифракционной расходимости в одномодовом режиме рассчитывается по формуле:

$$\theta_d = \frac{1,22 * \lambda}{n_0 * D_3} \quad (1)$$

λ – длина волны (м), $\lambda = 10^{-6}$ м, D_3 – диаметр зеркала (м), $n_0 = 1$.

Диаметр зоны облучения на Земле рассчитывается по формуле:

$$d_{\pi} = D_3 + 2 * (L * tg(\theta_d)) \quad (2)$$

D_3 – диаметр зеркала (м), L – высота орбиты (м)

На рисунке 1 показаны результаты данных оценочных расчетов с учетом расходимости лазерных пучков и отношение диаметра пятна освещенности лазерного излучения на Земле от высоты орбиты.

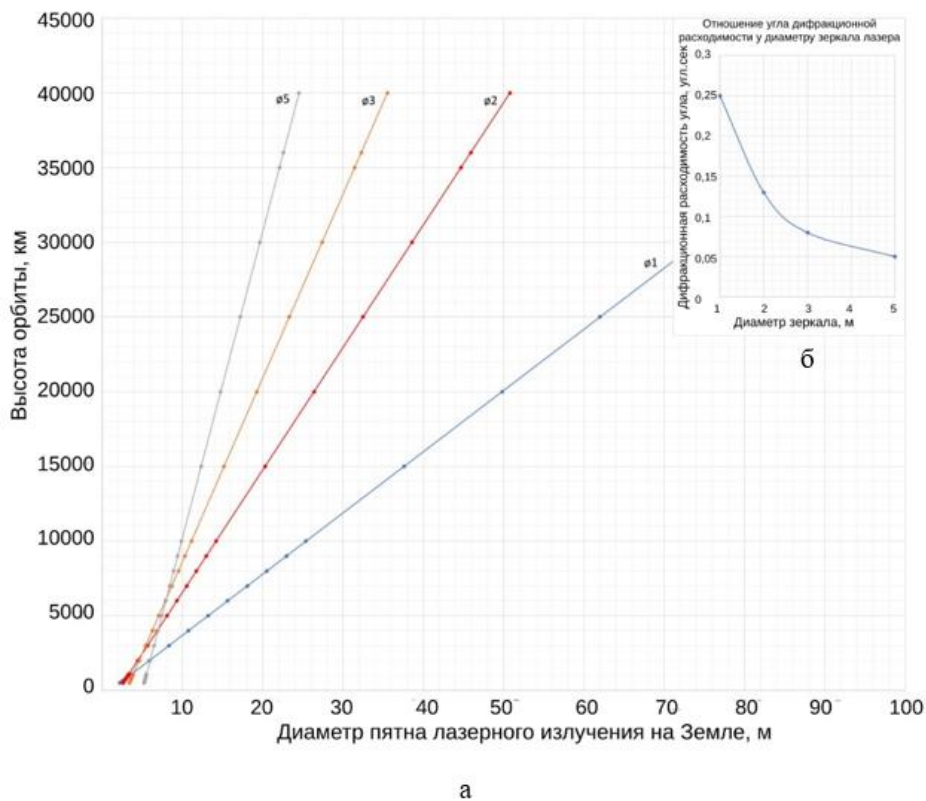


Рис. 1 – Результаты оценочных расчетов диаметров лазерного пучка на Земле:

а - отношение диаметра пятна освещенности лазерного излучения на Земле к диаметру зеркала лазера и высоты орбиты, б - отношение диаметра зеркала Лазера к углу дифракционной расходимости

Конечно, данные оценки показывают, что использование лазерного канала позволяет получить зону облучения на Земле во всех случаях незначительного диаметра. Использование лазерного излучения с длиной волны 1 мкм (10^{-6} м) приводит к значительно меньшему диаметру облучения, чем при использовании СВЧ канала передачи энергии (длиной волны 0,1 м) [12]. Этим определяется то, что демонстрационная солнечная космическая электростанция может строиться только на

лазерном канале передаче энергии. Приемные наземные фотомодули принятия энергии будут иметь приемлемые размеры, позволяющие принимать лазерное излучение как с космического аппарата, так и солнечное излучения.

Критерием эффективности работы ДСКЭС служит передача мощности лазерного излучения, превышающая определенный порог плотности мощности солнечного излучения на поверхности Земли. Пороговая величина плотности мощности была выбрана 100 Вт/м^2 .

На рисунке 2 показана величина плотности мощности излучения получаемая на земных фотоприемных модулях при различных параметрах системы – орбитах высотой 40 000, 5000 и 500 км; диаметр зеркала 1, 2, 3 и 5 метров при мощности потока энергии лазера 100 КВт и 10 КВт.

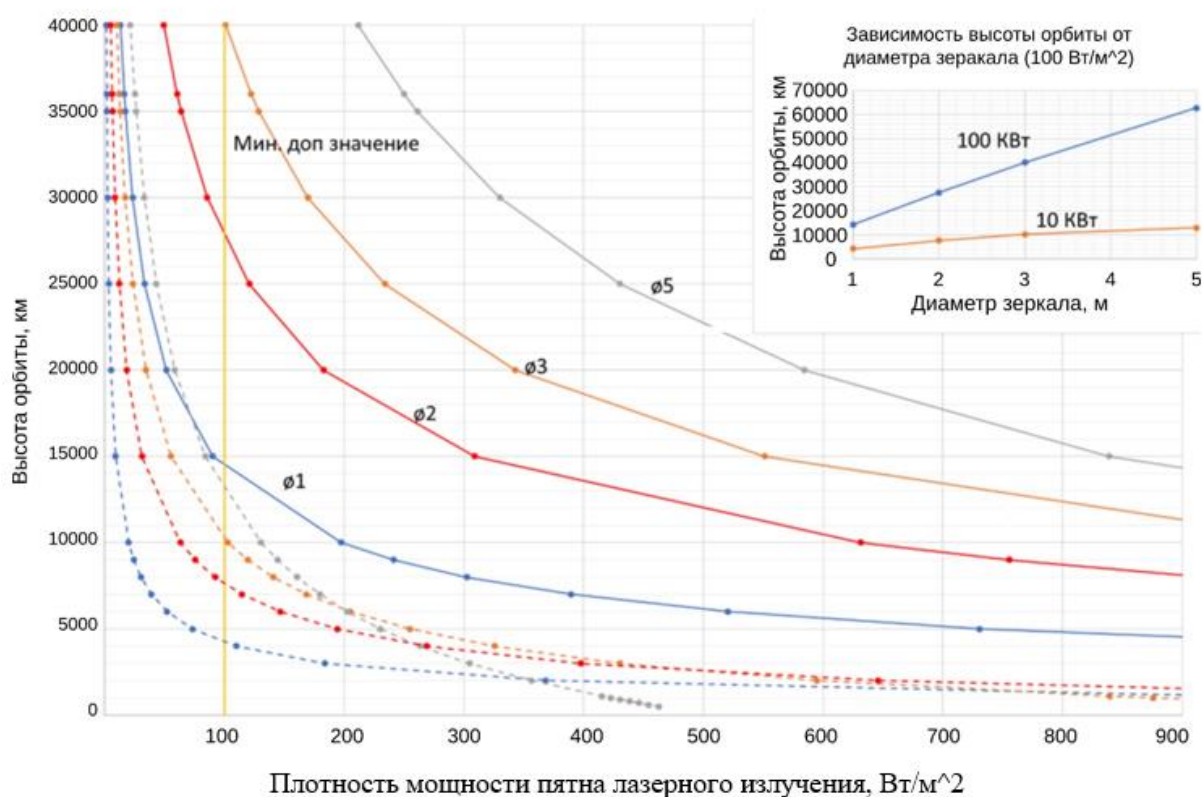


Рис. 2 – График отношения плотности мощности потока лазерного излучения на Земле к высоте орбиты и диаметру зеркала

Из графика видно, что плотность мощности лазерного излучения превышает выбранную плотность мощность солнечного излучения на орбитах высотой до 40 000 км при использовании зеркал диаметром более 5 метров. Зеркало диаметром 1 метр может быть использовано на орбитах высотой до 500 км.

Конечно, одной из ключевых проблем при реализации ДСКЭС является выполнение требований необходимой угловой точности наведения лазерного пучка с КА на наземный приемный фотомодуль.

На рисунке 3 приведены оценки данной точности, считая, что приемный модуль будет иметь диаметр 100 метров и максимально возможное угловое наклонение для различной высоты орбиты и диаметров зеркальной системы.

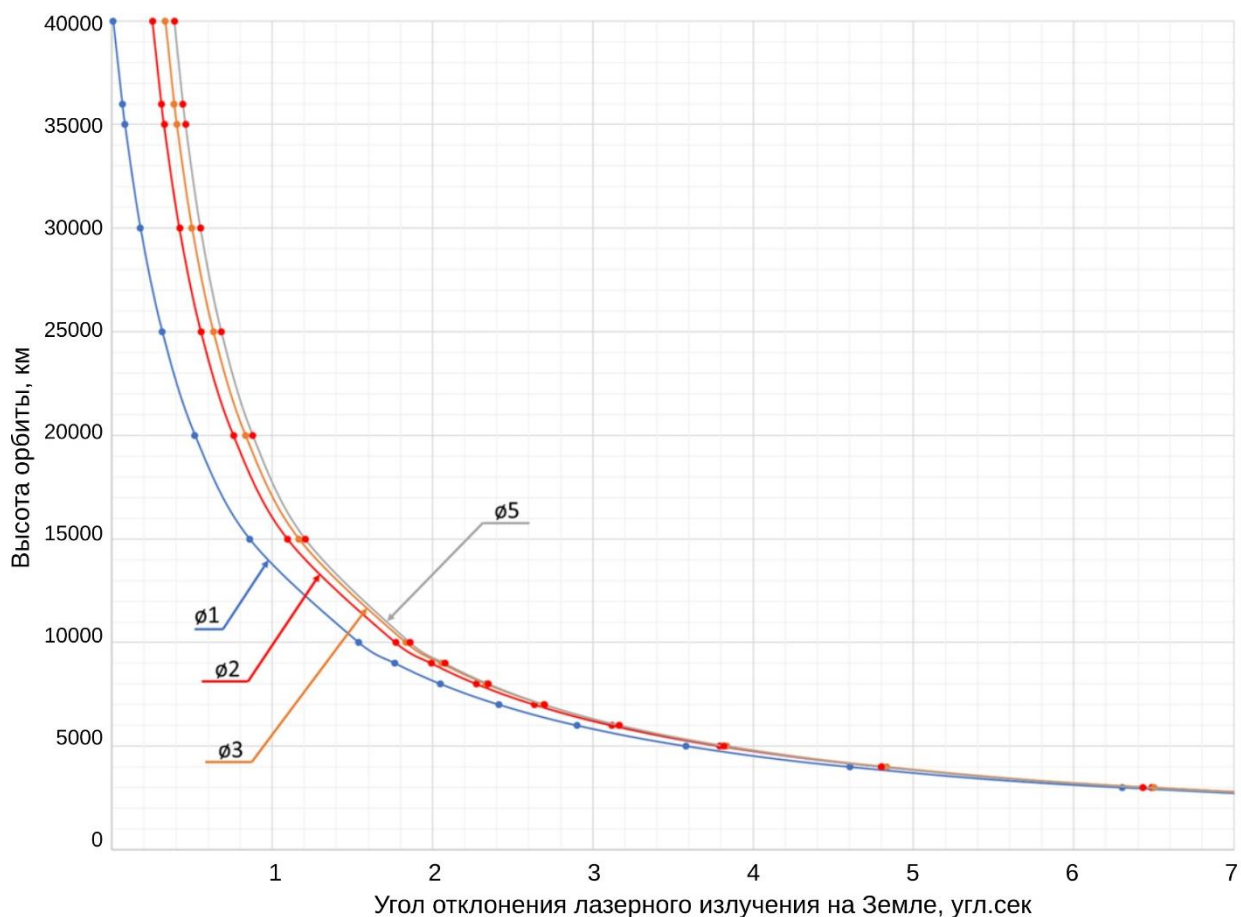


Рис. 3 – График отношения угла отклонения пучка на Земле к высоте орбиты

Таким образом данные оценки показывают, что точность системы стабилизации КА с лазерным излучателем должна быть не менее 0,1 угл. сек. Для выполнения таких требований система наведения и удержания должна быть двухсторонней, т.е. с обратной связью как показано в работах [13-15].

Выбор орбиты и баллистическое обеспечение работы солнечной космической электростанции

Существует несколько типов возможных орбит: солнечно-синхронная, низкая, средняя, эллиптическая, и геостационарная. Анализ вариантов орбит показывает, что наиболее привлекательным вариантом для демонстрационного эксперимента

является средняя или эллиптическая орбиты, так как они позволяют, по сравнению с геостационарной орбитой, снизить требование к системе наведения и зеркальной системе, за счет более низкой высоты орбиты, и в тоже самое время позволяет передавать энергию на Землю в достаточный промежуток времени. Недостатками является использование накопителей энергии и постоянное переориентирование КА.

Методика расчета трассы КА и координат точек орбиты в инерциальной геоцентрической экваториальной системе координат подробно описана в [4,16], не будем на ней останавливаться. Ключевым параметром в передачи энергии с ДСКЭС на земную площадку является размер лазерного пятна и его разброс. Их суммарная величина не должна превышать размер поверхности земных фотопреобразователей, принятый диаметр 100 метров. Детальные расчеты были проведены для диаметра зеркала 2 метра.

Для проведения полноценного демонстрационного эксперимента необходимо соблюдение следующих важных моментов:

1. Время передачи энергии с ДСКЭС на наземной фотоприемной станцией должно быть более 20 мин.
2. Диаметр лазерного пятна совместно с его разбросом не должны превышать диаметр фотопреобразователей на Земле.
3. Угол возвышения между наземной фотоприемной станцией и ДСКЭС не должен быть ниже 60° .
4. Координаты расположения аэростата должны попадать на территорию Российской Федерации, для расчетов бал выбран г. Астрахань (координаты

46° 22' с.ш., 48° 5' в.д.).

Для определение максимального времени передачи энергии с ДСКЭС на наземную фотоприемную станцию и параметров орбит, подходящих под вышеуказанные требования, был проведен ряд расчетов (при долготе восходящего узла 0°) в пакете прикладных математических программ Scilab, результаты которых представлены в табл.1.

Таблица 1 – Результаты расчета определения параметров орбит при максимальном возможном времени передачи зеркальной системой диаметром 2 метра

№	Период, час	Число сеансов	Время передачи, мин	Эксцентриситет	Фокальный параметр, км	Наклонение орбиты, °	Аргумент перигея, °	Долгота для начальной точки орбиты, °	Истинная аномалия начальной точки	Минимальное расстояние между КА и наземной станцией, км
1	6	3	~110 ~75 ~75	0.2	16090	74	270	0	0	12656
2	8	2	~90 ~90	0	20305	74	0	90	150	13936
3	12	2	~65 ~65	0.3	24212	89	90	120	30	13065
4	24	1	~70	0.6	27030	59	90	30	90	10729

Трассы движения ДСКЭС представлены на рисунке 4.

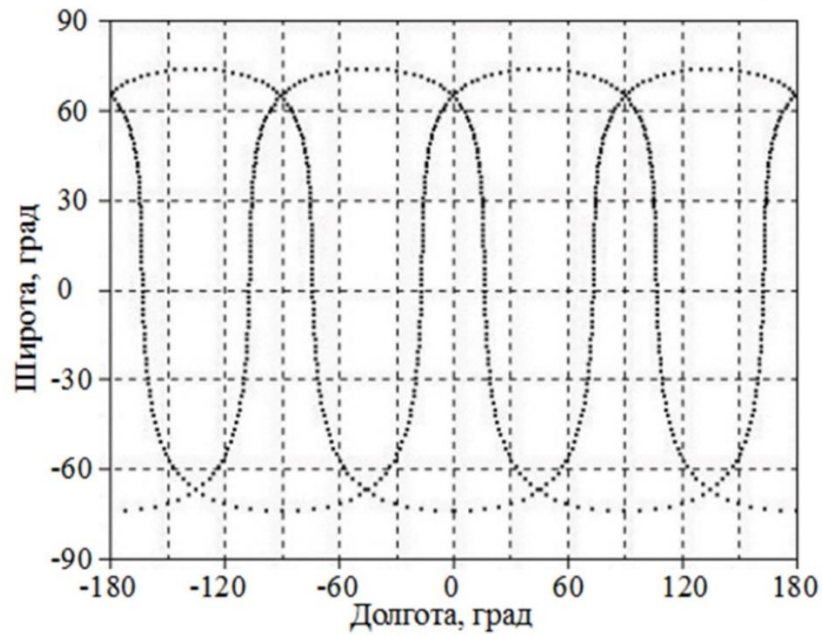


Рис. 4 – Трасса движения ДСКЭС

Продолжительность сеансов передачи энергии для расположение наземного приемного пункта с координатами $46^{\circ} 22'$ с.ш., $48^{\circ} 5'$ в.д для диаметра зеркала 2 метра представлены на рисунке 5.

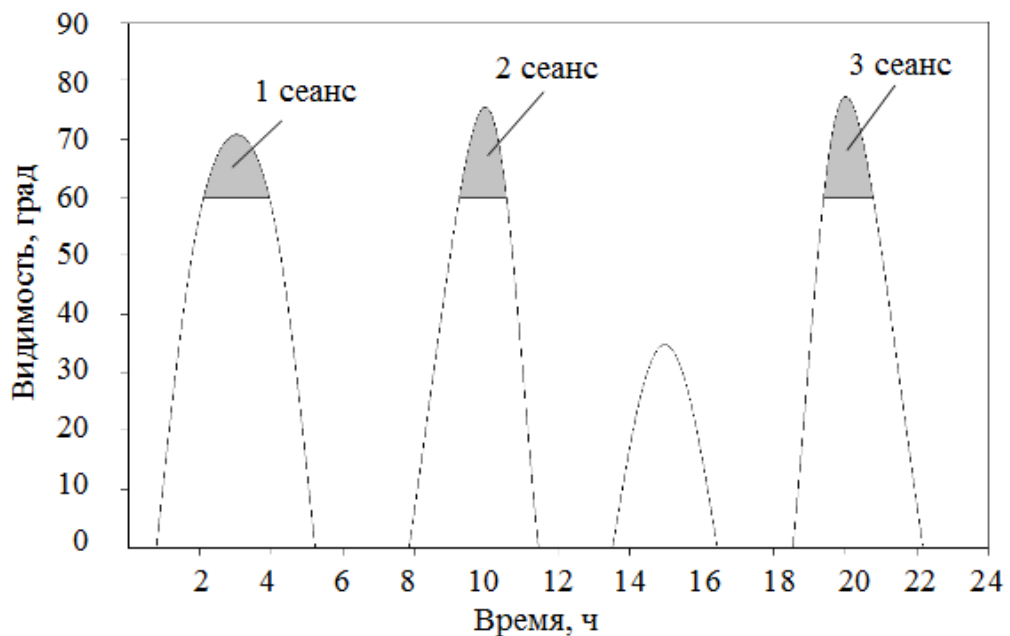


Рис. 5 – продолжительность сеансов передачи энергии с углом видимости (б)

для диаметра зеркала 2 метра [4]

Для определения проектного облика демонстрационной космической электростанции, особенно в части геометрических размеров, важно оценить площадь солнечных батарей (СБ) такой электростанции в зависимости от предполагаемой мощности и КПД фотопреобразователей [17].

Для оценки рассмотрено два варианта КПД фотопреобразователей:

1. 35 %, что соответствует лучшим современным преобразователям применяемые в космосе;

2. 70% - предполагаемое КПД перспективных фотопреобразователей для космоса.

Результаты отношения площади СБ от генерируемой мощности при солнечной постоянной равной 1370 Вт/м^2 показаны на рисунке 6.

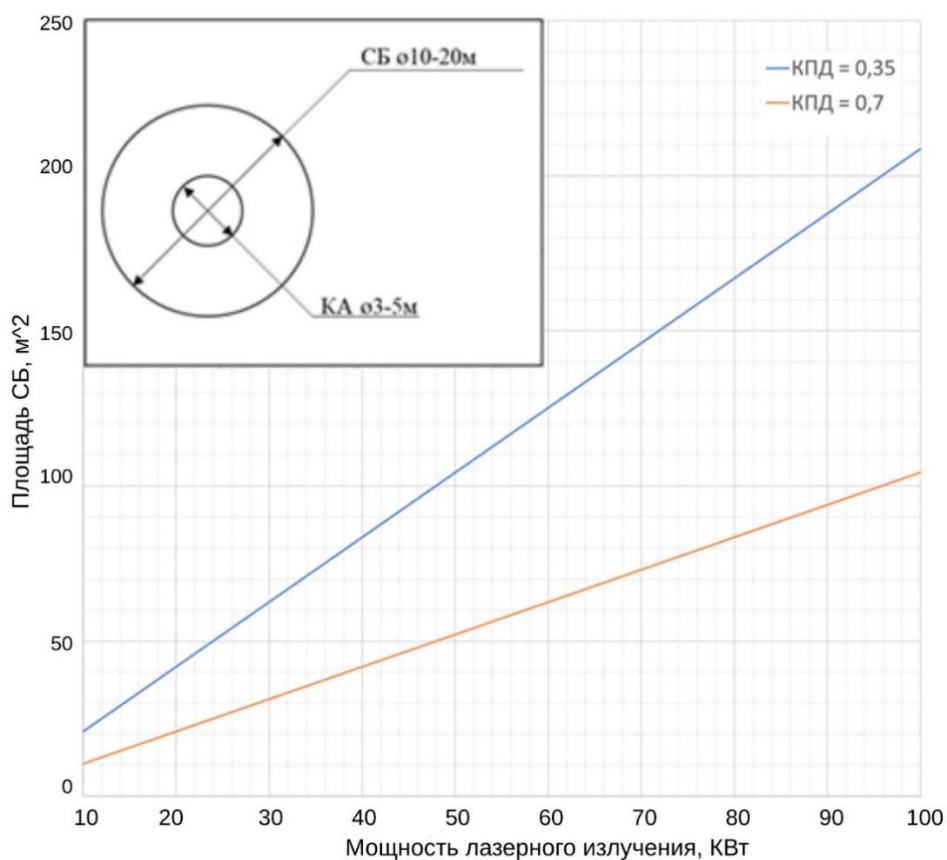


Рис. 6 – График отношения площади СБ от генерируемой мощности

Из графика видно, что при выбираемой максимальной мощности площадь солнечных батарей лежит в пределах $105 \div 210 \text{ м}^2$, что приблизительно можно оценить окружностью диаметром $12 \div 17 \text{ м}$. Конечно, это экспертные оценки, но они позволяют оценить геометрические размеры солнечной космической электростанции.

Важнейшей проблемой таких СКЭС является утилизация тепла получаемого при всех преобразованиях «из света в свет» или КПД всей системы. Как показывает экспертная оценка преобразования энергии от фотопреобразователей в лазерное излучение в лучшем случае на тепловые потери уходит не менее 50%, т.е. при излучении максимальной лазерной мощности в 100 КВт необходимо утилизировать 100 КВт тепла.

В условиях космоса утилизировать тепло можно излучательным способом. Излучение тепла с радиатора составляет порядка 1000 Вт/м^2 . Таким образом, при утилизации 100 КВт тепла потребуется радиатор площадью 100 м^2 , что значительно усложняет конструкцию ДСКЭС.

Как показано ранее режим излучения лазера будет непродолжительным, от 30 до 60 минут, поэтому для обеспечения теплового режима можно реализовать сброс тепла с помощью тепловых фазовых аккумуляторов [18], что позволит значительно уменьшить размеры систем обеспечения теплового режима. Оценки показывают, что утилизация 100 КВт в течении 10 минут потребует теплоаккумулятор массой порядка 380 кг, для 50 КВт – 190 кг.

В настоящее время весьма трудно оценить проектные параметры такого КА, особенно массово-габаритные, но как видно из предыдущих оценок они будут весьма

значительными. Современная космическая техника позволяет оценить такую ДСКЭС в пределах от 5 до 8 тонн.

Создание ДСКЭС с максимальными параметрами (мощностью излучателя в 100 КВт на геостационарной орбите высотой 40 000 км) является дорогой и трудно достижимой задачей.

Поэтому необходимо рассмотреть конфигурацию такой электростанции и алгоритм её работы, позволяющий решить основные задачи такого проекта, а именно:

- осуществить сбор большого количества энергии;
- передать эту энергию на Землю с необходимой точностью;
- «не перегреть» КА, т.е. создать компактную высокоэффективную систему утилизации тепла.

Для решения этих задач предлагается рассмотреть следующий вариант конфигурации ДСКЭС: высота орбиты до 1000 км, мощность – 50 КВт, диаметр зеркальной системы – 2 м, точность наведения лазерного канала – 0,1 угл. сек. Время передачи будет определяться баллистическими параметрами (рис. 4) – в диапазоне от 15 до 30 минут.

Состав такой электростанции предлагается рассмотреть в следующей конфигурации (рис. 7).

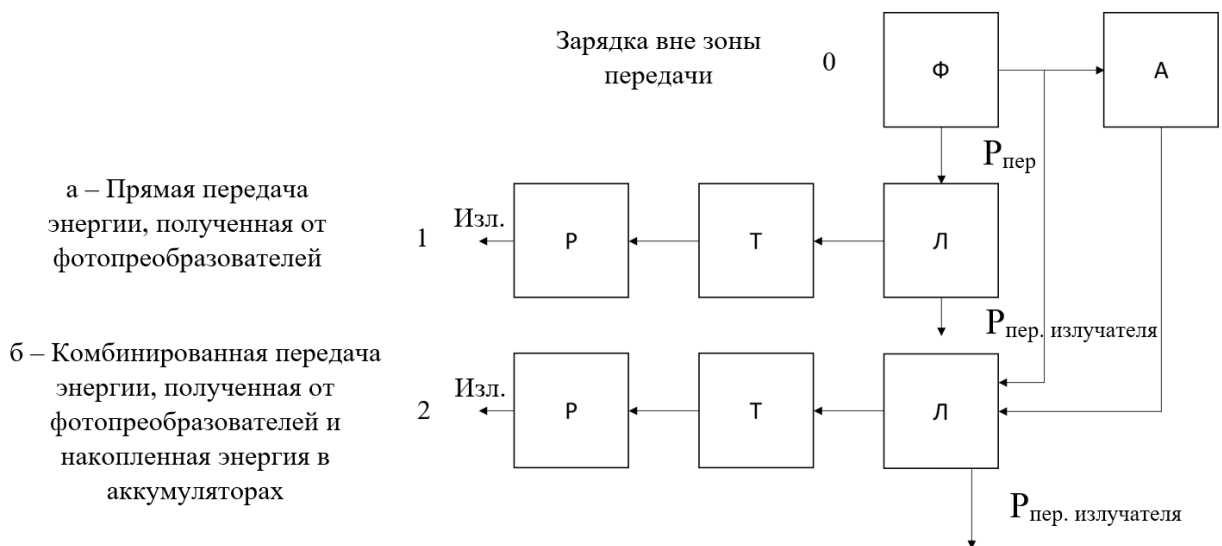


Рис. 7 – Блок-схема ДСКЭС: Ф – фотопреобразователи, А – аккумуляторные батареи (включая суперконденсаторы), Л – лазер, Т – тепловые аккумуляторы, Р – радиаторы.

Алгоритм работы будет следующий:

- вне передачи излучения на Землю электричество с фотопреобразователей будет заряжать аккумуляторные батареи или суперконденсаторы [19];
- в момент передачи излучения на Землю лазерный генератор будет получать электрическую мощность с фотопреобразователей и аккумуляторов, что позволит значительно увеличить мощность передачи;
- тепло с излучателя будет переходить в тепловой аккумулятор, а затем с помощью радиатора уходить в космическое пространство [20].

Вариант а – это непосредственная передача электрической мощности с фотопреобразователей на блок питания лазерного генератора, вариант б – использование систем накопителей энергии.

Заключение

Анализ, проведенный в данной статье, показывает наличие технических решений на базе современной оптико-электронной и ракетно-космической техники, позволяющий приступить к проведению работ по созданию ДСКЭС, которые позволят не только провести летные испытания такого космического комплекса, но и получить гибридную солнечную космическую электростанцию на Земле, работающую как от солнечного, так и лазерного излучения.

Демонстрационный эксперимент в условиях реального космического пространства является важнейшим звеном в подготовке по созданию первой пилотной промышленной космической электростанции, поскольку только он может подтвердить правильность принятых в результате теоретических исследований решений.

Список источников

1. Glaser P.E. Power from the Sun: it's Future // Science, 1968, vol. 62, pp. 857-886. DOI: [10.1126/SCIENCE.162.3856.857](https://doi.org/10.1126/SCIENCE.162.3856.857)
2. Ванке В.А., Лесков Л.В., Лукьянов А.В. Космические энергосистемы. - М.: Машиностроение, 1997. - 140 с.
3. Нагамато М., Сакаси С., Наруо И., Ванке В.А. Работа института космических исследований в области космической энергетики // Успехи физических наук. 1994. Т. 164. № 6. С. 631-641.

4. Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Грешилов П.А., Верлан А.А. Космические солнечные электростанции - пути развития. - М.: МАИ-Принт, 2012. - 185 с.
5. SOLARIS activity plan 2023-2025. Summary. 2022. Reference: ESA-TECSF-PL-2022-004006. URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/SOLARIS/SOLARIS_activity_plan
6. Сысоев В.К., Юдин А.Д. Возможность использования орбитальных солнечных отражателей в целях повышения эффективности земных солнечных электростанций // Полет. 2022. № 8-9. С. 90-98.
7. Богушевская В.А., Заяц О.В., Масляков Я.Н. и др. Разработка системы дистанционного энергоснабжения беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29047>
8. Дмитриев А.О. Предложение по обеспечению энергопитания сети кластеров малых космических аппаратов тандемом космических аппаратов // Труды МАИ. 2022. № 127. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=170341>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-11)
9. Асланова А.Б. Вопросы оптимизации комбинированного питания БПЛА с использованием солнечных батарей и наземной воздушной передачи энергии лазерным лучом // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=164287>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-21](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-21)
10. Cougnet C., Gerber B., Steinsiek F., Laine R., Perren M. The 10 kW satellite: a first operational Step for space based solar power // 61nd IAC. 2010. № IAC-10/C3/4/2, pp.1-6.

11. James Webb space telescope. Goddard space flight center. URL: <https://jwst.nasa.gov/content/webbLaunch/whereIsWebb.html>
12. Баркова М.Е. Радионавигационное обеспечение солнечной космической электростанции // Труды МАИ. 2021. № 116. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=121078>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-09](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-09)
13. Сысоев В.К., Барабанов А.А., Дмитриев А.О., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Суйменбаев Б.Т. Анализ компоновочных схем демонстрационной солнечной космической электростанции // Труды МАИ. 2014. № 77. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=52959>
14. Сысоев В.К., Беляев Б.Б., Жиряков А.В., Нестерин И.М., Суйменбаев Б.Т., Телепнев П.П. Исследование влияния механических систем космического аппарата на прецизионность ориентации и стабилизации демонстрационной солнечной электростанции // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 91-99.
15. Yermoldina G.T., Suimenbayev V.T., Sysoev V.K., Suimenbayeva Z.B. Features of space solar power station control system // Acta Astronautica, 2019, vol. 158, pp. 111-120. DOI: [10.1016/J.ACTAASTRO.2018.04.001](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.04.001)
16. Охоцимский Д.Е. Сихарулидзе Е.Г. Основы механики космического полета. - М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1990. - 448 с.
17. Андреев В.М. Каскадные солнечные батареи космического и наземного применения // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2020. Т. 21. № 4. С. 271–280.

18. Васильев Е.Н., Дервянко В.А., Чеботарев В.Е. Тепловой аккумулятор для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2016. Т. 17. № 4. С. 930–935.
19. Шуригина В. Суперконденсаторы. помощники или возможные конкуренты батарейным источникам // Электроника: Наука, Технология, Бизнес. 2003. № 3. С. 20–24.
20. Белявский А.Е., Сорокин А.Е., Строгонова Л.Б., Шангин И.А. Выбор процессов теплоаккумуляции в системах обеспечения теплового режима космических аппаратов // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100615>

References

1. Glaser R.E. Power from the Sun: it's Future, *Science*, 1968, vol. 62, pr. 857-886. DOI: [10.1126/SCIENCE.162.3856.857](https://doi.org/10.1126/SCIENCE.162.3856.857)
2. Vanke V.A., Leskov L.V., Luk'yanov A.V. *Kosmicheskie energosistemy* (Space power systems), Moscow, Mashinostroenie, 1997, 140 p.
3. Nagamoto M., Sakasi S., Naruo I., Vanke V.A. *Uspekhi fizicheskikh nauk*, 1994, vol. 164, no. 6, pp. 631-641.

4. Sysoev V.K., Pichkhadze K.M., Greshilov P.A., Verlan A.A. *Kosmicheskie solnechnye elektrostantsii - puti razvitiya* (Space solar power plants - ways of development), Moscow, MAI-Print, 2012, 185 p.
5. *SOLARIS activity plan 2023-2025. Summary. 2022. Reference: ESA-TECSF-PL-2022-004006.* URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/SOLARIS/SOLARIS_activity_plan
6. Sysoev V.K., Yudin A.D. *Polet*, 2022, no. 8-9, pp. 90-98.
7. Bogushevskaya V.A., Zayats O.V., Maslyakov Ya.N. et al. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29047>
8. Dmitriev A.O. *Trudy MAI*, 2022, no. 127. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=170341>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-11](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-11)
9. Aslanova A.B. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=164287>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-21](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-21)
10. Cougnet C., Gerber B., Steinsiek F., Laine R., Perren M. *The 10 kW satellite: a first operational Step for space based solar power*, 61nd IAC, 2010, № IAC-10/C3/4/2, pp.1-6.
11. *James Webb space telescope. Goddard space flight center.* URL: <https://jwst.nasa.gov/content/webbLaunch/whereIsWebb.html>
12. Barkova M.E. *Trudy MAI*, 2021, no. 116. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=121078>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-09](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-09)

13. Sysoev V.K., Barabanov A.A., Dmitriev A.O., Nesterin I.M., Pichkhadze K.M., Suimenbaev B.T. *Trudy MAI*, 2014, no. 77. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=52959>
14. Sysoev V.K., Belyaev B.B., Zhiryakov A.V., Nesterin I.M., Suimenbaev B.T., Telepnev P.P. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2016, no. 2, pp. 91-99.
15. Yermoldina G.T., Suimenbayev B.T., Sysoev V.K., Suimenbayeva Z.B. Features of space solar power station control system, *Acta Astronautica*, 2019, vol. 158, pp. 111-120. DOI: [10.1016/J.ACTAASTRO.2018.04.001](https://doi.org/10.1016/J.ACTAASTRO.2018.04.001)
16. Okhotsimskii D.E. Sikharulidze E.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta*. (Fundamentals of space flight mechanics), Moscow, Nauka. Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoi literatury, 1990, 448 p.
17. Andreev V.M. *Vestnik Rossiiskogo universiteta druzhby narodov. Seriya: Inzhenernye issledovaniya*, 2020, vol. 21, no. 4, pp. 271–280.
18. Vasil'ev E.N., Derevyanko V.A., Chebotarev V.E. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2016, vol. 17, no. 4, pp. 930–935.
19. Shurigina V. *Elektronika: Nauka, Tekhnologiya, Biznes*, 2003, no. 3, pp. 20–24.
20. Belyavskii A.E., Sorokin A.E., Strogonova L.B., Shangin I.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 103. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=100615>

Статья поступила в редакцию 17.11.2023

Одобрена после рецензирования 25.11.2023

Принята к публикации 25.12.2023

The article was submitted on 17.11.2023; approved after reviewing on 25.11.2023; accepted for publication on 25.12.2023