

# Технологическая схема эксплуатации солнечной космической электростанции

## Process Flow Diagram of a Space Solar Power Plant Operation

**Баркова / Barkova M.**

Мария Евгеньевна

(Alttaira@yandex.ru)

ФГБОУ ВО «Московский государственный

университет геодезии и картографии»,

аспирант кафедры астрономии и космической геодезии.

г. Москва

**Ключевые слова:** солнечная космическая электростанция – space solar power plant; требования к солнечной космической электростанции – requirements to space solar power plant; схема работы – operation diagram.

Разработано научно-техническое обоснование требований к солнечной космической электростанции (СКЭС). Разработан алгоритм учета ориентации космического сегмента СКЭС. Рассмотрена технологическая схема эксплуатации СКЭС.

Scientific and technical substantiation of requirements to the space solar power plant (SSPP) is developed. An algorithm for orientation defining of the space segment of SSPP is developed. Process flow diagram of the SSPP operation is considered.

### Введение

В связи с истощением природных ресурсов активно развивается альтернативная энергетика, основанная на возобновляемых источниках энергии, таких как солнечная энергия. Наиболее перспективной разработкой в области гелиоэнергетики является СКЭС. Солнечная космическая электростанция представляет собой систему, состоящую из космического (КС) и наземного сегментов (НС). КС СКЭС состоит из одного космического аппарата (КА) или из их схемы (в статье рассматривается вариант с одним КА). КС СКЭС аккумулирует солнечную энергию на орбите и транслирует энергию посредством СВЧ-тракта на наземный сегмент СКЭС. Наземный сегмент СКЭС представляет собой одну или сеть ректенн – нелинейных антенн, способных преобразовывать СВЧ-излучение в электроэнергию. Принцип расположения ректенн зависит

от времени заряда аккумулятора на борту КС СКЭС, параметров орбиты КС СКЭС.

СКЭС имеет техническое, математическое и геодезическое обеспечение. Техническое обеспечение СКЭС представляет собой конструктивную схему КС СКЭС и ориентацию солнечного коллектора на Солнце. Математическое обеспечение представлено выбором параметров орбиты КС СКЭС и его модели движения, выбором расположения ректенн в наземном сегменте СКЭС. Под геодезическим обеспечением понимаются методы определения координат ректенн.

Конструктивная схема СКЭС является наиболее разработанным этапом ее создания. Впервые концепция СКЭС была предложена П. Глейзером в 1968 году и развивается до сих пор. Описание наиболее распространенного варианта СКЭС содержится в [2, 10]. Проекты предполагают использование СВЧ-тракта для трансляции энергии. В [7, 8] приводится описание работы СКЭС с лазерным каналом передачи. Разработано несколько способов эксплуатации СКЭС, которые заключаются либо в непрерывной трансляции энергии с геосинхронной орбиты, либо в разовой трансляцией энергии в перигее высокоэллиптической орбиты [8–10].

Основой данной статьи является технологическая схема эксплуатации СКЭС, которая отвечала бы минимуму потерь при трансляции энергии.

### Постановка задачи

Задана мощность  $P$ , которую получает ректенна при трансляции энергии, тип орбиты космического сегмента СКЭС и его технические параметры.

Получаемая мощность на космическом сегменте СКЭС имеет вид:

$$P = P_{Over} - \Delta P_{рект} - \Delta P_{ММД} - \Delta P_{атм} - \Delta P_{ориент}, \quad (1)$$

где  $\Delta P_{\text{рект}}$  – потери мощности из-за неточного определения координат ректенн,  $\Delta P_{\text{ММД}}$  – потери мощности из-за неточного положения КС СКЭС на орбите,  $\Delta P_{\text{атм}}$  – потери мощности в результате прохождения СВЧ-луча сквозь атмосферу,  $\Delta P_{\text{ориент}}$  – потери мощности, вызванные неточностью взаимной ориентации СВЧ-антенны и ректенны, что называется точностью трансляции энергии.

Рассмотрим каждый вид потерь отдельно. Потери в результате неточного определения координат ректенн определяются исходя из зависимости:

$$\Delta P_{\text{рект}} = f(n_{\text{рект}}, \Delta k), \quad (2)$$

где  $n_{\text{рект}}$  – количество ректенн в наземном сегменте СКЭС,  $\Delta k$  – неточность определения координат ректенн.

Потери в результате неточности положения КС СКЭС определяются следующим выражением:

$$\Delta P_{\text{ММД}} = f(\Delta r), \quad (3)$$

где  $\Delta r$  – неточность определения орбиты.

Потери за счет прохождения сигнала через атмосферу Земли определяется по общеизвестному закону затухания сигнала [5].

$$\Delta P_{\text{атм}} = 20 \cdot \lg \left( \frac{4\pi \cdot d_0 \cdot f}{c} \right) + 10k \cdot \lg \left( \frac{d}{d_0} \right), \quad (4)$$

где  $k$  – коэффициент ослабления сигнала, который равен 2 для открытого пространства,  $d$  – дальность от космического сегмента СКЭС до ректенны,  $f$  – частота сигнала,  $c$  – скорость света,  $d_0$  – эталонное расстояние, равное 1 м.

Дальность до ректенны можно определить по следующей формуле:

$$L = L_I + L_T + L_O, \quad (5)$$

где  $L_I$  – затухание сигнала при вождении в ионосферу,  $L_T$  – затухание сигнала при вождении в тропосферу.

$$\Delta P_{\text{атм}} = 20 \cdot \lg \left( \frac{4\pi \cdot d_0 \cdot f}{c} \right) + 10k \cdot \lg \left( \frac{I^{0.5n} + T^{0.5m}}{d_0} \right), \quad (6)$$

где  $I$  – толщина ионосферного слоя, начиная с высоты орбиты КС СКЭС,  $T$  – толщина тропосферного слоя.

Учитывая преломление сигнала при прохождении из ионосферы в тропосферу, по закону преломления  $(\sin \alpha / \sin \beta) = (n_2 / n_1)$  получаем:

$$\Delta P_{\text{атм}} = 20 \cdot \lg \left( \frac{4\pi \cdot d_0 \cdot f}{c} \right) + 10k \cdot \lg \left( \frac{I^{0.5n} + T^{0.5m}}{d_0} \right) + 10 \cdot \lg \left( \frac{n_1 \cdot \cos \alpha + n_2}{n_1 + n_2 \cdot \cos \beta} \right), \quad (7)$$

Потери мощности в результате неточной ориентации солнечного коллектора а Солнце вычисляются по формуле мощности солнечной батареи  $P$

$$S = \cos \Gamma \cdot \eta \cdot F \cdot A_6 \cdot P, \quad (8)$$

где  $S$  – плотность потока солнечного излучения на Земле или в космосе,  $Bm / m^2$ ,  $\Gamma$  – угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости батареи,  $\eta$  – КПД солнечного элемента,  $F$  – коэффициент деградации солнечных батарей,  $A_6$  – площадь солнечной батареи [6].

Результаты исследований зависимости мощности и массы космического сегмента СКЭС от площади его солнечного коллектора представлены на рисунках 1 и 2. Пунктирной линией показан доверительный интервал, в границах которого находятся оптимальные расчетные значения площади, солнечного коллектора, мощности и массы КС СКЭС.

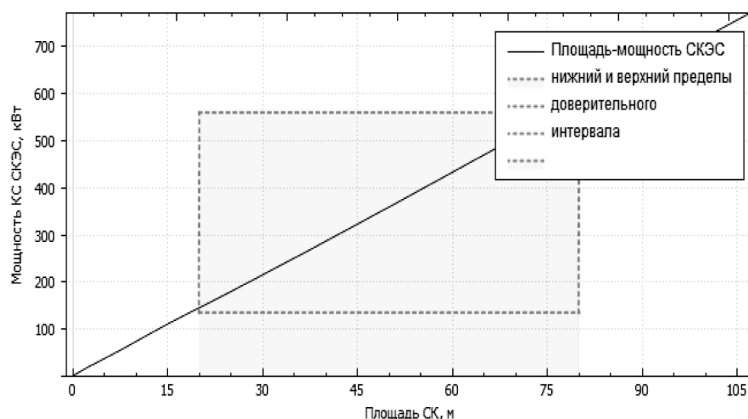


Рис. 1. График зависимости мощности КС СКЭС площади солнечного коллектора

Из рисунков 1 и 2 видно, что оптимальные значения площади солнечного коллектора лежат в диапазоне 20–80 метров, при этом значения мощности находятся в диапазоне 130–570 кВт. Значения массы КС СКЭС лежат в диапазоне 2–25 т.

На рисунке 3 изображена гистограмма рейтинга полезной нагрузки некоторых ракет-носителей с диапазоном высот расчетных орбит [4].

Требуется разработать научно-техническое обоснование требований к СКЭС и ее техническому и математическому обеспечению, а также технологическую схему эксплуатации СКЭС.

### Научно-техническое обоснование требований к СКЭС

Научно-техническая задача СКЭС состоит в том, чтобы накопить максимально возможное количество энергии при имеющихся параметрах КС и НС СКЭС и транслировать энергию с минимальными потерями на ректенны. Эта цель СКЭС достигается посредством технического и математического обеспечения. Техническое обеспечение представляет собой конструктивную схему сегментов СКЭС ориентацией КС СКЭС. Математическое обеспечение представлено моделью движения, определением координат ректенн в НС СКЭС.

Реализация проекта СКЭС будет способствовать развитию как гелиоэнергетики, так и космонавтики в силу использования передовых технологий для ее создания и обеспечения.

Для реализации СКЭС предъявляются требования, которые помогут предотвратить ошибки и сделать работу всей системы эффективной благодаря трансляции энергии с минимальными потерями мощности.

Требования к СКЭС разделяются на следующие типы:

- требования к конструктивной схеме СКЭС;
- требования к математическому обеспечению космического сегмента СКЭС;
- требования к математическому обеспечению наземного сегмента СКЭС сегмента СКЭС.

К конструктивной схеме космического сегмента СКЭС предъявляются следующие требования:

- Внутренние потери мощности КС СКЭС в результате преобразования и накопления энергии в аккумуляторе должны быть минимальными.

Структура СЭ со встроенным брэгговским отражателем позволяет достигнуть высокой радиационной стабильности – „остаточная мощность“ 84–86% после облучения электронами с энергией 1 МэВ [1]. Следовательно, потери при преобразовании энергии составят 14–16%.

- Прочность и легкость конструкций космического сегмента СКЭС должны достигаться посредством применения пленочных солнечных батарей для солнечного коллектора.

- Масса КС СКЭС должна быть такой, чтобы вывести на орбиту космический сегмент СКЭС одним запуском ракеты-носителя.

- Эффективность фотоэлектрических компонент должна быть не менее 30–35%.

В ФТИ (Физико-технический институт им. А. Ф. Иоффе РАН) разработаны также наземные трехпереходные каскадные солнечные элементы GaInP/GaAs/Ge и GaInP/GaAs/GaSb с КПД более 37% при концентрированном солнечном облучении. При большем количестве каскадов возможно увеличение КПД до 45–50% [3].

Требования к математическому обеспечению космического сегмента СКЭС представляют собой требования к его орбите и математической модели движения.

Орбиты космического сегмента СКЭС могут быть трех видов [2, 7, 8, 10, 11]:

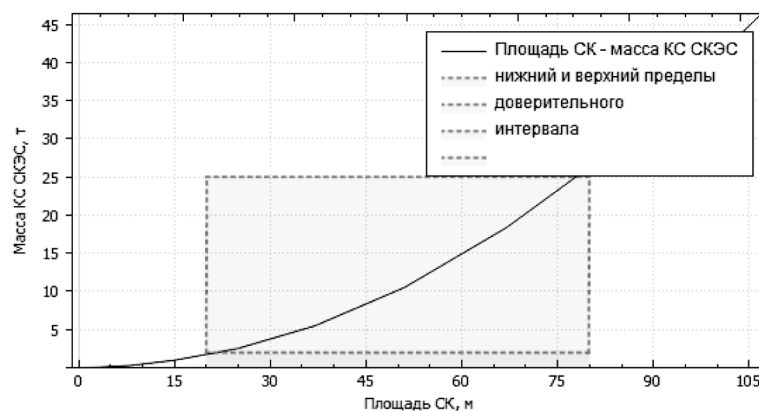


Рис. 2. График зависимости массы КС СКЭС от площади солнечного коллектора

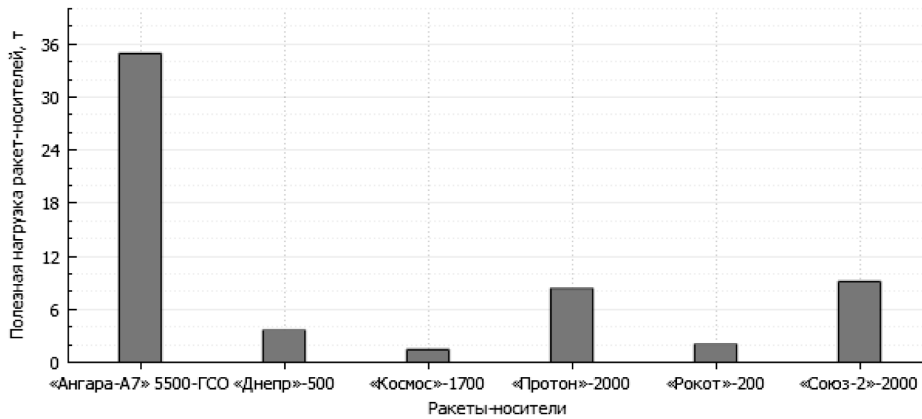


Рис. 3. Ракеты-носители для выведения КС СКЭС

– геостационарная орбита (ГСО) при единственном КА в космическом сегменте СКЭС предполагает единственный пункт с ректенной, если КС СКЭС представляет группировку КА, то количество пунктов с ректенной будет совпадать с количеством КА на орбите. С геостационарной орбиты осуществляется непрерывная трансляция энергии;

– высокоэллиптическая орбита (ВЭО). Находясь на ВЭО, КС СКЭС имеет возможность трансляции энергии на один пункт с ректенной – в точке перигея орбиты, большую часть полета КА занимает накопление энергии;

– низкая орбита (ЛЭО). Находясь на низкой орбите, КС СКЭС имеет возможность осуществлять трансляцию энергии одним или несколькими КА на несколько пунктов с ректеннами.

В данной статье рассматривается низкоорбитальный космический сегмент СКЭС, поскольку технология эксплуатации СКЭС менее разработана, по сравнению с остальными КС СКЭС [2, 7, 8]. Более эффективной, с точки зрения увеличения количества потребителей, получающих энергию, и получения максимальной энергии на ректенне, является СКЭС с низкоорбитальным космическим сегментом и наличием нескольких ректенн в наземном сегменте и одного КА.

Требования к орбите космического сегмента СКЭС основаны на потребности в получении точного положения КС СКЭС на орбите.

Требования к орбите космического сегмента СКЭС:  
– Орбита КС СКЭС должна быть солнечно-синхронной (ССО), так как, находясь на ССО, КА не попадает в тень Земли и, следовательно, получает больше энергии по сравнению с другими видами орбит.

Потеря мощности при трансляции энергии с космического на наземный сегмент СКЭС должна быть минимальной. Минимума потерь мощности можно достичь в результате получения оптимальной орбиты

космического сегмента СКЭС, уточнения модели движения космического сегмента СКЭС и учета тропосферной и ионосферной задержек. Потери энергии в атмосфере зависят от влажности воздуха, температуры и наличия облаков. График потерь СВЧ-излучения в атмосфере показан на рисунке 4.

– Высота орбиты должна быть такой, чтобы удовлетворять максимуму полезной нагрузки ракет-носителей и времени заряда аккумулятора.

– Точность определения орбиты задается исходя из планируемых потерь энергии.

Синхронизация СКЭС является основой ее работы и представляет собой процесс зарядки аккумулятора на борту КС СКЭС в промежутках между ректеннами и трансляцию энергии при вхождении в зону радиовидимости ректенны. Синхронизацию СКЭС должна обеспечивать технологическая схема ее эксплуатации.

Требования к расположению ректенн наземного сегмента:

– Местоположение ректенн выбирается исходя из времени заряда аккумулятора и параметров орбиты КС СКЭС.

– Ректенны не должны располагаться от пунктов потребления на значительном удалении, так как это снижает рентабельность СКЭС.

– Точность определения координат ректенн должна получаться исходя из заданной выходной мощности на ректенне.

С учетом представленных требований к системе, необходимо разработать технологическую схему эксплуатации СКЭС.

Общий принцип функционирования СКЭС подробно описан в работах [2, 7, 8, 10, 11]. Ниже описана технология эксплуатации СКЭС, которая позволит использовать СКЭС с минимальными потерями энергии.

Минимальных потерь энергии можно достичь в результате выбора орбиты космического сегмента СКЭС, выбора расположения ректенн в наземном

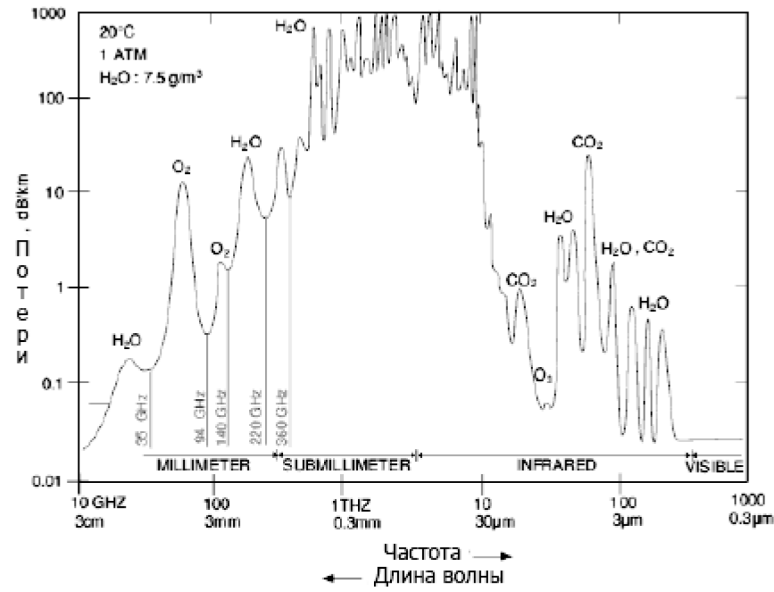


Рис. 4. График потери излучения в атмосфере [9]

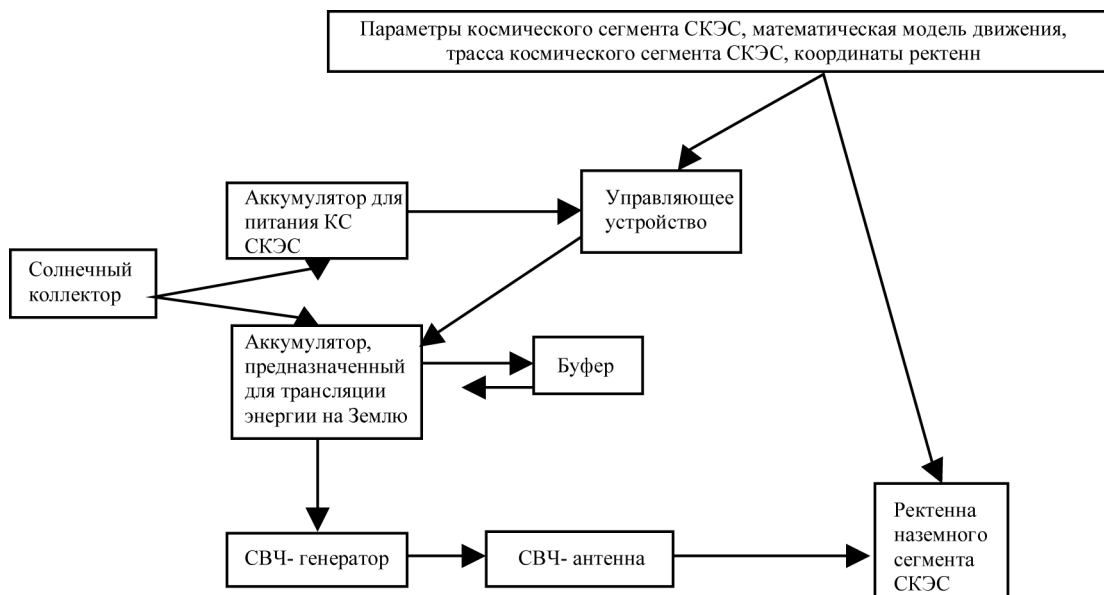


Рис. 5. Технологическая схема эксплуатации СКЭС



Рис. 6. График зависимости потерь мощности от ошибки ориентации солнечного коллектора

сегменте СКЭС и взаимной синхронизации передающей СВЧ-антенны и ректенны во время трансляции энергии. Технология эксплуатации СКЭС изображена на рисунке 5.

Солнечный коллектор СК принимает солнечное излучение. Оно распределяется по двум направлениям. Меньшая часть поступает в аккумулятор, предназначенный для питания самого космического сегмента СКЭС. Большая часть полученной энергии передается в аккумулятор, предназначенный для трансляции на наземный сегмент, причем, если этот аккумулятор переполнен, то излишки энергии передаются в буфер. Затем, по команде с управляющего устройства, энергия поступает в СВЧ-генераторы и на передающую СВЧ-антенну. При помощи СВЧ-антенны производится трансляция направленного пучка электромагнитных волн на ректенну.

Орбита космического сегмента СКЭС определяется исходя из его технических параметров, то есть времени заряда аккумулятора, площади солнечного коллектора, массы КС СКЭС. Так как эти параметры определяют высоту орбиты и тип ракет-носителей. Также определяющим фактором эффективности работы СКЭС является точность определения орбиты космического сегмента СКЭС.

При накоплении энергии важна ориентация солнечного коллектора на Солнца, так как ошибки ориентации влекут за собой потери мощности. По формуле (8) можно определить потери мощности, подставив в нее вместо  $\Gamma$  угол отклонения солнечного коллектора от направления на Солнце, получим потери мощности. На рисунке 6 изображена зависимость потерь энергии от ошибки ориентации солнечного коллектора.

Центр масс спутника, движущийся по орбите, описывается из уравнения

$$\vec{\omega} = \|I\| \cdot \vec{\omega} + \vec{M} \quad (9)$$

где

$$\|I\| = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} - \text{тензор инерции КА,}$$

$\vec{\omega}$  – вектор мгновенной угловой скорости КА,  $M$  – вектор момента сил, действующих на КА. Тензор инерции КА осуществляет связь момента импульса и кинетической энергии вращения КА с его угловой скоростью.

Динамические уравнения Эйлера могут получиться, если оси выбранной системы координат совпадают с осями инерции.

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x &= (I_y - I_z) \cdot \omega_y \cdot \omega_z = -M_{xy} + M_{xb} \\ I_y \dot{\omega}_y &= (I_z - I_x) \cdot \omega_x \cdot \omega_z = -M_{yy} + M_{yb} \\ I_z \dot{\omega}_z &= (I_x - I_y) \cdot \omega_x \cdot \omega_y = -M_{zy} + M_{zb}, \end{aligned} \quad (10)$$

где  $I_x, I_y, I_z$  – главные центральные моменты инерции КА относительно соответствующих осей,  $M_{xy}, M_{yx}, M_{xy}$  и  $M_{xb}, M_{xb}, M_{xb}$ . Исходя из этого, можно получить уравнения момента импульса следующим образом.

Имеем уравнения момента импульса трех составляющих модели СКЭС:

- пластины  $I_{II} = \frac{m_{II} \cdot (h_{II}^2 + w_{II}^2)}{12}$ ,
- трехстепенного шарнира  $I_{III} = \frac{2 \cdot m_{III} \cdot r_{III}^2}{5}$ ,
- конуса  $I_{xk} = I_{yk} = \frac{3}{5} \cdot m_k \cdot \left( \frac{r_k^2}{4} - h^2 \right), I_{zk} = -\frac{3}{10} \cdot m_k \cdot r_k^2$ .

В исходных уравнениях изменены знаки, чтобы перевернуть конус.

С применением механизма частных производных получаем следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned}
 I_x &= \frac{m_{II} \cdot (h_{II}^2 + w_{II}^2)}{12} + \frac{2 \cdot m_{III} \cdot r_{III}^2}{5} + \frac{3}{5} \cdot m_K \cdot \left( \frac{r_K^2}{4} - h^2 \right) \\
 I_y &= \frac{2 \cdot m_{III} \cdot r_{III}^2}{5} + \frac{3}{5} \cdot m_K \cdot \left( \frac{r_K^2}{4} - h^2 \right) \\
 I_z &= \frac{m_{II} \cdot (h_{II}^2 + w_{II}^2)}{12} + \frac{2 \cdot m_{III} \cdot r_{III}^2}{5} - \frac{3}{10} \cdot m_K \cdot r_K^2 \quad (11)
 \end{aligned}$$

Рассмотрим вывод тензора инерции для каждой из вышеуказанных фигур.

Плотность пластины можно вычислить по формуле:

$$\rho = \frac{m \cdot 1000}{h \cdot w} \quad (12)$$

$$\begin{aligned}
 I &= \int_V \rho(x, y, z) \begin{bmatrix} y^2 + z^2 & -xy & -xz \\ -xy & z^2 + x^2 & -yz \\ -xz & -yz & x^2 + y^2 \end{bmatrix} dx dy dz \\
 &= \rho \int_0^h \int_{-r(h-z)/w}^{r(h-z)/w} \int_{-\sqrt{[r(h-z)/w]^2 - y^2}}^{\sqrt{[r(h-z)/w]^2 - y^2}} \begin{bmatrix} y^2 + z^2 & -xy & -xz \\ -xy & z^2 + x^2 & -yz \\ -xz & -yz & x^2 + y^2 \end{bmatrix} dx dy dz \\
 &= \begin{bmatrix} m_{II} h_{II}^2 + \frac{3}{5} m_{II} w_{II}^2 & 0 & 0 \\ 0 & m_{II} h_{II}^2 + \frac{3}{5} m_{II} w_{II}^2 & 0 \\ 0 & 0 & m_{II} h_{II}^2 + \frac{3}{5} m_{II} w_{II}^2 \end{bmatrix} \quad (13)
 \end{aligned}$$

Тензор инерции для шара выводится следующим образом.

$$\rho = \frac{m}{\frac{4}{3} \pi r^3} \quad (14)$$

$$\begin{aligned}
 I &= \int_V \rho(x, y, z) \begin{bmatrix} y^2 + z^2 & -xy & -xz \\ -xy & z^2 + x^2 & -yz \\ -xz & -yz & x^2 + y^2 \end{bmatrix} dx dy dz = \\
 &= \rho \int_{-r}^r \int_{-\sqrt{r^2 - x^2}}^{\sqrt{r^2 - x^2}} \int_{-\sqrt{r^2 - x^2 - y^2}}^{\sqrt{r^2 - x^2 - y^2}} \begin{bmatrix} y^2 + z^2 & -xy & -xz \\ -xy & z^2 + x^2 & -yz \\ -xz & -yz & x^2 + y^2 \end{bmatrix} dx dy dz = \\
 &= \begin{bmatrix} \frac{2}{5} m r_{III}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{2}{5} m r_{III}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{2}{5} m r_{III}^2 \end{bmatrix} \quad (15)
 \end{aligned}$$

Тензор инерции описывает мгновенное действие, состоящее в том, что в момент времени изменяет положение КС СКЭС. Отклонение солнечного коллектора более чем на 10° дает потери мощности порядка 7%. Более важную роль играет взаимная ориентация СВЧ-антенны и ректенны во время трансляции энергии, поскольку неточная ориентация приводит к потерям энергии.

Если космический аппарат не является геосинхронным, то одного пункта с ректенной недостаточно. Чем более концентрированный пучок производит СВЧ-антенна, тем меньших размеров требуется ректенна. Расположение ректенн в наземном сегменте СКЭС влияет на эффективность работы СКЭС, так как требуется зарядить аккумулятор между соседними трансляциями.

Таким образом, технологическая схема эксплуатации СКЭС реализуется в три этапа:

- 1) определение и уточнение орбиты космического сегмента СКЭС;
- 2) определение расположения ректенн и их координат в наземном сегменте СКЭС;
- 3) трансляция энергии СКЭС.

Рассмотрим два способа трансляции энергии.

Известно общее количество ректенн, расположенных на территории России, и расстояния между ними – базовые линии, скорость полета космического сегмента СКЭС на заданной высоте. Тогда, найдя время, за которое космический сегмент СКЭС пролетает расстояние одной базовой линии, можно рассчитать время трансляции энергии. Прогнозируемое время трансляции СВЧ-пучка на ректенну записывается в бортовой компьютер, согласно которому происходит сброс СВЧ-пучка. Этот способ требует знания точной модели движения, координат пунктов с ректеннами и высокоточной привязки к пунктам геодезической сети. Все это позволит с заданной точностью произвести трансляцию энергии на ректенну.

Второй способ. Известны координаты пунктов, на которых расположены ректенны. Вычисляется минимальная дальность до ректенны во время полета спутника и по известной модели движения прогнозируется расчетное время сброса СВЧ-пучка.

Таким образом, для повышения надежности трансляции энергии следует комбинировать два способа, то есть вычислять минимальную дальность до ректенны и определять время трансляции энергии.

## Заключение

В данной статье разработана технологическая схема эксплуатации СКЭС, которая позволит использовать СКЭС с минимальными потерями мощности при трансляции энергии на Землю. Схема отличается от существующих тем, что ее использование обеспечивает минимум потерь мощности при трансляции энергии. Это достигается способами трансляции энергии, разработанными на основе требований к СКЭС и ее обеспе-

чению. Выполнен краткий анализ спутников, аналогичных СКЭС, что позволило получить требования и сделать вывод о концептуальном сходстве геодезических, научно-исследовательских и навигационных спутников.

[develop\\_space\\_solar\\_power\\_as\\_a\\_new\\_energy\\_system\\_for\\_developing\\_countries.shtml](#), свободный. – Загл. с экрана.

## Литература

1. Алферов, Ж. И. Тенденции и перспективы развития солнечной фотоэнергетики [Электронный ресурс] / Ж.И. Алферов, В.М. Андреев, В.Д. Румянцев // Физика и техника полупроводников. – 2004. – Т. 38. – Вып. 8. – Режим доступа: <http://journals.ioffe.ru/articles/viewPDF/5591>, свободный. – Загл. с экрана.

2. Анализ компоновочных схем демонстрационной солнечной космической электростанции [Электронный ресурс] / В.К. Сысоев [и др.] // Электронный журнал «Труды МАИ». – Вып. 77. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=52959>, свободный. – Загл. с экрана.

3. Андреев В. М. Концентрационная солнечная фотоэнергетика. / В.М. Андреев // Альтернативная энергетика и экология. – 2012. – № 05–06 (109–110). – С. 40–44.

4. Ракеты-носители. Проекты и реальность. Книга 1: Ракеты-носители России и Украины / В.Н. Блинов [и др.]. – Омск : Изд-во ОмГТУ, 2011. – 382 с.

5. Кочин, В. П. Быстрая оценка мощности Wi-Fi-сигнала при прохождении препятствий в пределах здания [Электронный ресурс] / В.П. Кочин, Ю.И. Воротницкий, Д.А. Стрикалев // Вестник БГУ. Сер. 1. – 2013. – № 1. – Режим доступа: [http://elib.bsu.by/bitstream/123456789/22199/1/Кочин%20В\\_П.pdf](http://elib.bsu.by/bitstream/123456789/22199/1/Кочин%20В_П.pdf), свободный. – Загл. с экрана.

6. Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей : [пер. с англ] / Г. Раушенбах. – М.: Энергоатомиздат, 1983. – 360 с.

7. Сысоев, В. К. Анализ возможных схем построения космических солнечных электростанций / В.К. Сысоев, К.М. Пичхадзе, Е.А. Арапов // Полет. – 2010. – № 6. – С. 34–47.

8. Сысоев, В. К. Мировые тенденции развития космических электростанций / В.К. Сысоев, А.Д. Понамаренко, А.А. Верлан // Альтернативный киловатт. – 2011. – № 5 (11). – С. 14–18.

9. Lesurf, Jim. Radio & Coherent Techniques [Электронный ресурс] / Jim Lesurf; University of St. Andrews, St Andrews, Fife KY16 9SS, Scotland. – Режим доступа: [https://www.st-andrews.ac.uk/~www\\_pa/Scots\\_Guide/RadCom/intro.html](https://www.st-andrews.ac.uk/~www_pa/Scots_Guide/RadCom/intro.html), свободный. – Загл. с экрана.

10. Mankins, John C. SPS-ALPHA: The First Practical Solar Power Satellite via Arbitrarily Large Phased Array (A 2011-2012 NASA NIAC Phase 1 Project) [Электронный ресурс] / John C. Mankins, 2012. – Режим доступа: [http://www.nasa.gov/directorates/spacetech/niac/mankins\\_sps\\_alpha.html](http://www.nasa.gov/directorates/spacetech/niac/mankins_sps_alpha.html), свободный. – Загл. с экрана.

11. Nagatomo, Makoto. An Approach to Develop Space Solar Power as a New Energy System for Develop Countries [Электронный ресурс] / Makoto Nagatomo; Institute of Space and Astronautical Science, Space Power Systems Section, 3-1-1 Yoshinodai, Sagami-hara, 229 Japan, 2009. – Режим доступа: [http://www.spacefuture.com/archive/an\\_approach\\_to\\_](http://www.spacefuture.com/archive/an_approach_to_)