

Радионавигационное обеспечение солнечной космической электростанции

Баркова М.Е.

АО «Российские космические системы»,

ул. Авиамоторная, 53, Москва, 111250, Россия

e-mail: Alttaira@yandex.ru

Статья поступила 07.02.2021

Аннотация

Основные трудности в создании солнечной космической электростанции (СКЭС) связаны с точным наведением транслирующего луча на целевой объект. В представленной работе предлагается решение данной проблемы за счет создания радионавигационного обеспечения СКЭС, состоящего из параметров и режимов (трансляции на космический аппарат, нуждающийся в энергии и на ректенну).

Ключевые слова: солнечная космическая электростанция, энергия, трансляция, наведение, техническое обеспечение, радионавигационное обеспечение.

Введение

Солнечная космическая электростанция (СКЭС) состоит из передающего и принимающего сегментов. Передающий сегмент СКЭС представляет собой один космический аппарат (КА) или систему КА. Принимающий сегмент может быть представлен КА, нуждающимися энергии, или ректеннами, которые представляют собой нелинейные антенны для преобразования лазерного транслирующего излучения в электричество.

По виду обеспечения СКЭС делится на:

- техническое обеспечение (технические параметры космического сегмента СКЭС, выбор орбиты и модели движения КА исходя из его конструктивных особенностей и определение координат пунктов с ректеннами);
- радионавигационное обеспечение (частота трансляции энергии (сигнал), наведение на целевой объект при трансляции энергии, синхронизация сегментов).

Проблемам проектирования и обеспечения эффективной работы посвящено большое количество работ, принадлежащих, как научно-исследовательским институтам, так и крупным предприятиям по всему миру. Некоторые проекты, представленные ФГУП НПО им. Лавочкина под руководством профессора, д.т.н. Сысоева В.К. (Россия, 2006 г.) и Institute of Technology Mr. John C. Mankins и Gopalaswami R. (США, Индия), имеют возможность вывести передающий сегмент СКЭС на орбиту существующими ракетами-носителями. Однако, малая заявленная мощность СКЭС (10 кВт) делает создание этих проектов нецелесообразным [1, 2, 3].

Основное внимание в рассмотренных работах уделяется конструкциям СКЭС, каналам передачи энергии, возмущающим факторам орбиты СКЭС, трансляции энергии с геостационарной орбиты на стационарную ректенну (приемный пункт энергии с постоянными координатами). В обзорах отмечается ряд работ Сысоева В.К., Пичхадзе К.М. [1, 4], посвященных орбите КА передающего сегмента СКЭС. Среди задач радиолокации можно выделить следящий режим ректенны и наведение транслирующего луча на ректенну по время трансляции энергии посредством

пассивной радиолокации, что подробно рассмотрено в работах Майорова А.А., Непоклонова В.Б. и Куприянова А.О. [5].

Причем, **не выявлены:** эксплуатация СКЭС на солнечно-синхронной орбите; методика синхронизации КА и введенной автором передвижной ректенны (приемный пункт энергии с переменными координатами) во время трансляции энергии; применение передвижных ректенн.

В ходе исследования использовались элементы математического анализа, теории вероятностей и некоторые методы радиолокации и радионавигации.

Актуальность темы исследования обусловлена следующими факторами:

- 1) увеличение числа привлекаемых возобновляемых источников энергии и, в том числе солнечной энергетики;
- 2) использование методов радионавигации для получения точного местоположения космического сегмента СКЭС;
- 3) отсутствие способов удержания энергии транслирующего луча.

Отличительными особенностями разрабатываемой СКЭС является альтернативный вид энергии, трансляция электромагнитной энергии в оптическом диапазоне узконаправленным лучом на передвижную ректенну или КА.

На основании приведенного анализа предметной области целью данной работы является выбор параметров и режимов радионавигационного обеспечения солнечной космической электростанции.

Постановка задачи

Объектом исследования данной работы является система радионавигационного наведения при трансляции электромагнитной энергии солнечной космической электростанции (СКЭС). Потенциальный потребитель энергии СКЭС может иметь, как наземное, так и космическое базирование.

Предметом исследования является методическое и алгоритмическое построение радионавигационного обеспечения СКЭС на низких орбитах.

В качестве *исходных данных* для обоснования получения энергии на Земле и на космических аппаратах выступают данные, связанные с техническими возможностями солнечной космической электростанции:

- 1) Количество ректенн на территории России, $N_{\text{рект}} \geq 3$
- 2) Координаты ректенн на территории России, $41^\circ \text{с.ш.} \leq \varphi \leq 81^\circ \text{с.ш.}$
 $19^\circ \text{с.ш.} \leq \lambda \leq 169^\circ \text{с.ш.}$
- 3) Количество КА в передающем сегменте, $M_{\text{КА}} \geq 1$
- 4) Емкость аккумулятора на КА, $0.8 \text{А} \cdot \text{ч} \leq C \leq 98.8 \text{А} \cdot \text{ч}$
- 5) Площадь солнечного коллектора, $10 \text{ м}^2 \leq S \leq 150 \text{ м}^2$
- 6) Максимальная мощность трансляции энергии с КА на ректенну, $P_{\text{R}} = \text{const } 100 \text{ кВт}$
- 7) Максимальная мощность трансляции энергии с КА на КА, $P_{\text{КА}} = \text{const}, 20 \text{ кВт}$
- 8) Выходная мощность на ректенне, $P_{\text{пр}} \geq 100 \text{ кВт}$
- 9) Емкость аккумулятора на ректенне, $98.8 \text{А} \cdot \text{ч} \leq C_{\text{рект}} \leq 1000 \text{А} \cdot \text{ч}$

- | | |
|------------------------------------------|---------------------------------------------------------|
| 10) Частота трансляции энергии, | $10\text{ГГц} \leq f \leq 10\text{ТГц}$ |
| 11) Длительность калибровочного импульса | $1.4\text{н.с} \leq t_{\text{ки}} \leq 3.5. \text{нс}$ |
| 12) Мощность калибровочного импульса | $0.24 \text{Вт} \leq P_{\text{ки}} \leq 15.6 \text{Вт}$ |

Условием задачи является снабжение труднодоступных районов России (приполярные, горные, таежные непроходимые районы и т.д.) не менее 100 кВт мощности при трансляции электромагнитной энергии на одну ректенну и не более 20 кВт мощности при трансляции электромагнитной энергии на один КА, нуждающийся в электроэнергии. Условимся, что в принимающем сегменте один КА в рамках теоретического исследования.

Требуется создать радионавигационное обеспечение солнечной космической электростанции, состоящее из параметров (п.п. 4,5,6,7,8,9) и режимов: трансляция электромагнитной энергии на космический аппарат и на ректенну.

Параметры технического и радионавигационного обеспечения СКЭС

Исходной точкой проектирования СКЭС является задание мощности, получаемой на ректенне. Опираясь на проведенные ранее исследования [1, 2, 3], мощность, полученная на ректенне может варьироваться в диапазоне 10-100 кВт. В данной работе выбрана мощность, на ректенне, равная 100 кВт, исходя из соображений практического использования.

Получены формулы времени заряда аккумулятора для трансляции энергии через мощность трансляции электромагнитной энергии, поток солнечной энергии

$$t_{3.A.} = \frac{C \cdot U}{W \cdot \cos \Gamma \cdot \eta \cdot F \cdot N_E}, \quad (1)$$

где U - напряжение, которое берется равное 28В (напряжение борт-сети) [5], Γ - угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости батареи, η - КПД солнечного элемента, F - коэффициент деградации солнечных батарей, W - поток солнечной энергии, поступающий на солнечный коллектор, N_E - количество элементов солнечной батареи, и времени заряда аккумулятора через его емкость и площадь солнечного коллектора

$$t_{з.а.} = \frac{U \cdot C}{E_C \cdot \cos \Gamma \cdot \eta \cdot F \cdot N_E \cdot S}, \quad (2)$$

где E_C - плотность потока солнечной энергии, равная 1368 Вт/м².

На рисунках 1 и 2 построены графики времени заряда аккумулятора по формулам (1) и (2).

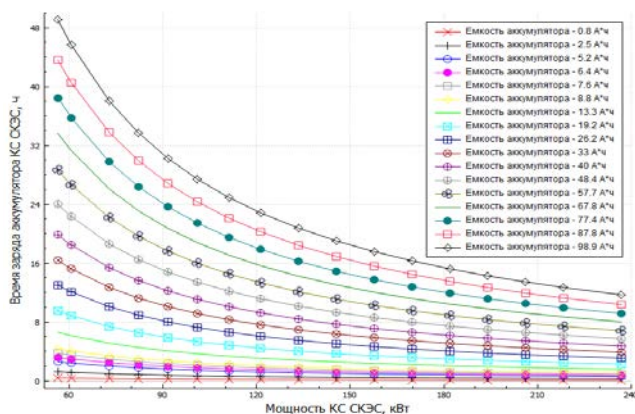


Рис. 1 - Зависимость времени заряда аккумулятора, его емкости и мощности

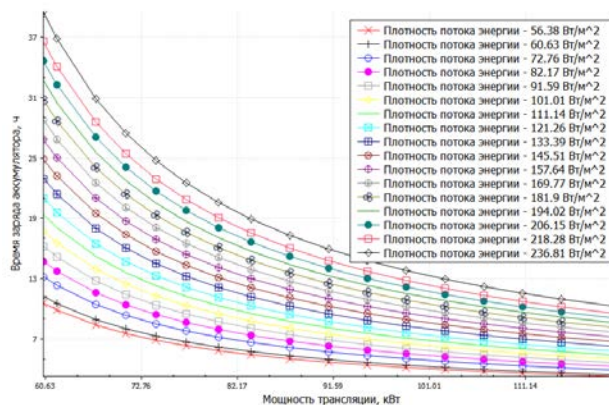


Рис. 2 - Время заряда аккумулятора в зависимости от мощности трансляции и плотности потока солнечной энергии

Рисунки 1 и 2 отражают уменьшение времени заряда аккумулятора в зависимости от увеличения площади солнечного коллектора, емкости аккумулятора

и мощности накопления. Данные формулы отличаются от существующих, простотой и надежностью, показанной на графике.

В таблице 1 представлены значения площади солнечного коллектора на основе арсенида галлия (GaAs), с шагом в 5 единиц и соответствующие им мощность КА, его масса и емкость аккумулятора. В данной таблице задана мощность на ректенне с интервалом 10 единиц, начиная с 40 кВт, так как меньшая мощность неэффективна в силу высоких потерь при трансляции электромагнитной энергии на Землю. Причем, для уменьшения времени заряда аккумулятора искусственно повышена концентрация излучения в 6 раз за счет искусственного повышения концентрации солнечного излучения.

Таблица 1 – Основные технические параметры КА передающего сегмента СКЭС

Мощность на ректенне, кВт	Мощность КА СКЭС, кВт	Площадь солнечного коллектора, м ²	Время заряда аккумулятор а, ч	Емкость аккумулятор а, КА*ч	Масса КА СКЭС, т.
80	91.59	35	4.4	7.6	3.80
90	101.01	40	4.8	8.8	5.10
100	111.14	45	6.0	13.3	6.30
110	121.26	50	7.3	19.2	10.09
120	133.39	55	8.5	26.2	15.05
130	145.51	60	9.7	33.0	21.44
140	157.64	65	10.8	40.0	29.41

Рассматривая таблицу 1 можно сделать следующий вывод. Исходя из выбранной мощности на ректенне, которая составляет 100 кВт, с учетом потерь энергии, которые, как указано выше, составляют 20-30%, выбираем площадь

солнечного коллектора 45 м², мощность - 111.14 кВт, время заряда аккумулятора - 6.0 ч, емкость аккумулятора - 13.3 кА*ч и масса – 6.30 т.

Разработана методика учета выбранной орбиты КА СКЭС, ключевыми параметрами которой являются высота орбиты (зависимость от потерь мощности при трансляции электромагнитной энергии) и наклонение (зависимость накопления мощности от освещённости), опираясь на исследование [6].

Выразим из этих формул расстояние

$$R_{P\Theta} = \sqrt{\frac{P_n \cdot \pi \cdot \Theta \cdot G_R \cdot \lambda^2}{(4\pi)^2 \cdot P_{nr}}}, \quad R_{PA_{\text{эфф}}} = \sqrt{\frac{P_n \cdot G_R \cdot \lambda^4}{(4\pi)^2 \cdot P_{nr} \cdot 4\pi \cdot A_{\text{э}}}}, \quad (3)$$

$$R_{\Delta P\Theta} = \sqrt{\frac{(P + I^2 \cdot r) \cdot \pi \cdot \Theta \cdot G_R \cdot \lambda^2}{(4\pi)^2 \cdot P_{nr}}}, \quad R_{\Delta PA_{\text{эфф}}} = \sqrt{\frac{(P + I^2 \cdot r) \cdot G_R \cdot \lambda^4}{(4\pi)^2 \cdot P_{nr} \cdot 4\pi \cdot A_{\text{э}}}},$$

где G_r - коэффициент усиления приемной антенны R - расстояние между антеннами в метрах, λ - длина волны в метрах, соответствующая частоте передачи.

Построим рисунок 3.

На основании геометрических соотношений, а также теоремы Пифагора и теоремы синусов и косинусов

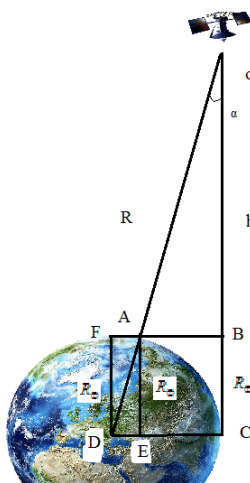


Рис. 3 – Высота орбиты КА

$$FD = AE = BC = CD = R_{\oplus},$$

$$\frac{h + R_{\oplus}}{\sin \beta} = \frac{R + AD}{\sin 90^\circ} = \frac{R_{\oplus}}{\sin \alpha} \quad (4)$$

$$h = (R + AD) \cdot \sin \beta - R_{\oplus},$$

$$h = \sqrt{AB^2 + R^2 - 2 \cdot AB \cdot R \cdot \sin \alpha}.$$

Получаем четыре соотношения высоты орбиты КА СКЭС с учетом формул (3), выведенные автором, в зависимости от диаграммы направленности Θ и протяженности апертуры антенны, которая выражена через эффективную площадь антенны A_{Θ} и потерь мощности в зависимости от этих параметров $\Theta\Delta P$ и $A_{\Theta}\Delta P$

$$h_{\oplus} = \sqrt{AB^2 + (R_{P\Theta})^2 - 2 \cdot AB \cdot R_{P\Theta} \cdot \sin \alpha},$$

$$h_{\oplus} = (R_{P\Theta} + AD) \cdot \sin \beta - R_{\oplus}$$

$$h_{A_{\Theta}} = \sqrt{AB^2 + (R_{PA_{\Theta}\Phi\Phi})^2 - 2 \cdot AB \cdot R_{PA_{\Theta}\Phi\Phi} \cdot \sin \alpha},$$

$$h_{A_{\Theta}} = (R_{PA_{\Theta}\Phi\Phi} + AD) \cdot \sin \beta - R_{\oplus}$$

$$h_{\oplus\Delta P} = \sqrt{AB^2 + (R_{\Delta P\Theta})^2 - 2 \cdot AB \cdot R_{\Delta P\Theta} \cdot \sin \alpha}, \quad (5)$$

$$h_{\oplus\Delta P} = (R_{\Delta P\Theta} + AD) \cdot \sin \beta - R_{\oplus},$$

$$h_{A_{\Theta}\Delta P} = \sqrt{AB^2 + (R_{\Delta P A_{\Theta}\Phi\Phi})^2 - 2 \cdot AB \cdot R_{\Delta P A_{\Theta}\Phi\Phi} \cdot \sin \alpha},$$

$$h_{A_{\Theta}\Delta P} = (R_{\Delta P A_{\Theta}\Phi\Phi} + AD) \cdot \sin \beta - R_{\oplus}$$

$$|h_{\oplus\Delta P} - h_{A_{\Theta}\Delta P}| \leq 10^{-3}, \quad |h_{\oplus} - h_{A_{\Theta}}| - |h_{\oplus\Delta P} - h_{A_{\Theta}\Delta P}| \leq 10^{-3}$$

Наклонение орбиты получаем по формулам, выведенным автором

$$i_{\Theta} = \arccos \left(\frac{2 \cdot \dot{\Omega} \cdot a^3 \cdot (a \cdot (1 - e^2))^2}{-3J_2 \cdot \mu \cdot ((R_{P\Theta} + AD) \cdot \sin \beta - h)^2} \right),$$

$$i_{A_3} = \arccos \left(\frac{2 \cdot \dot{\Omega} \cdot a^3 \cdot (a \cdot (1 - e^2))^2}{-3J_2 \cdot \mu \cdot ((R_{PA_3\phi\phi} + AD) \cdot \sin \beta - h)^2} \right),$$

$$i_{\Theta\Delta P} = \arccos \left(\frac{2 \cdot \dot{\Omega} \cdot a^3 \cdot (a \cdot (1 - e^2))^2}{-3J_2 \cdot \mu \cdot ((R_{\Delta P\Theta} + AD) \cdot \sin \beta - h)^2} \right), \quad (6)$$

$$i_{A_3\Delta P} = \arccos \left(\frac{2 \cdot \dot{\Omega} \cdot a^3 \cdot (a \cdot (1 - e^2))^2}{-3J_2 \cdot \mu \cdot ((R_{\Delta PA_3\phi\phi} + AD) \cdot \sin \beta - h)^2} \right),$$

$$i_{\Theta} \approx i_{A_3} \approx i_{\Theta\Delta P} \approx i_{A_3\Delta P}$$

По известным формулам и формулам, полученным автором, в таблице 2 представлены численные значения элементов орбиты КА СКЭС.

Таблица 2 – оценка орбитальных параметров СКЭС

Параметры	Значение
Высота орбиты, км	600
Наклонение орбиты, °	82
Эксцентриситет орбиты	~0
Аргумент перицентра, °	43
Долгота восходящего узла, °	65
Средняя аномалия	3.27
Влияние переменной массы КА СКЭС, м/с ²	4.86·10 ⁻¹⁰

Все возмущающие ускорения оценены в данной работе, причем ускорение, вызванное влиянием переменной массы КА СКЭС, получено автором лично. Рассматривая данные таблицы 2, что ускорение, вызванное, реактивной отдачей лазерного луча и влиянием переменной массы КА оказывает воздействие на движение космического аппарата в меньшей степени по сравнению с возмущающими ускорениями гравитационной и негравитационной природы, следовательно, данные ускорения необходимы только для повышения точности трансляции электромагнитной энергии, что является самоцелью данной работы.

Трасса орбиты, обозначенной в таблице 2, имеет вид, показанный на рисунке 4 [7 - 18].

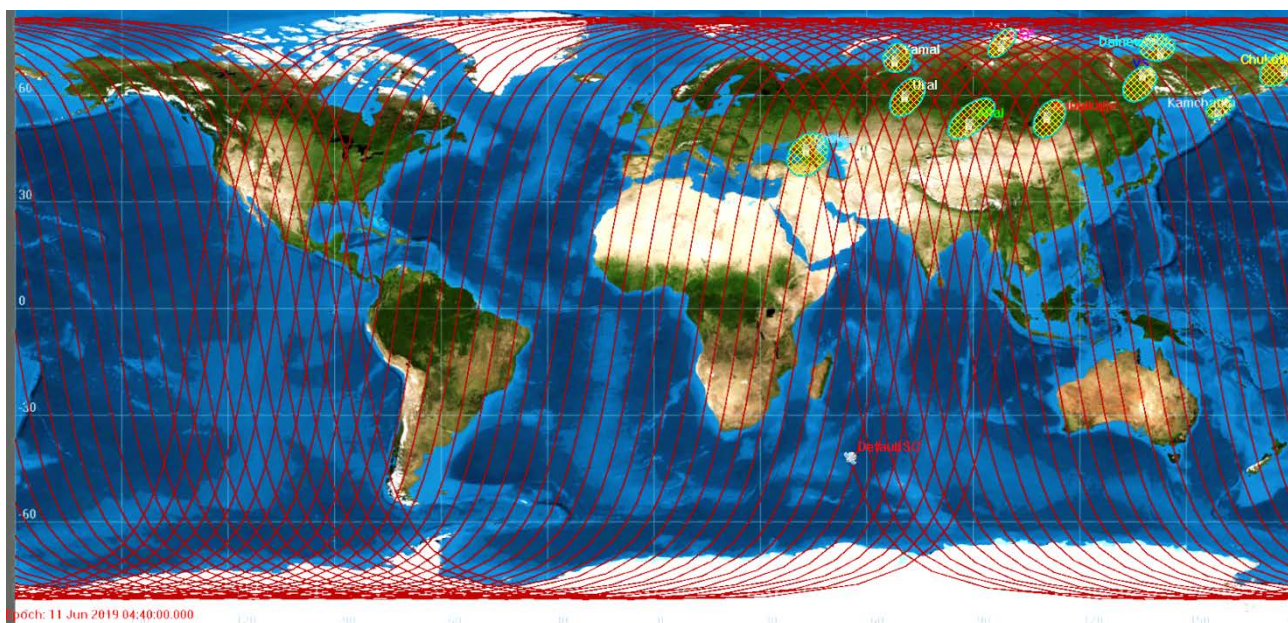


Рис. 5 - Трасса орбиты КА высотой 600 км и наклонением 82°

Далее остается привести разработанные режимы радионавигационного обеспечения.

Режимы радионавигационного обеспечения СКЭС

В разработанном автором радионавигационном обеспечении СКЭС существуют два режима: трансляция электромагнитной энергии на передвижную ректенну и на КА, нуждающийся в энергии.

Режим трансляции электромагнитной энергии на ректенну происходит согласно полученному алгоритму, изображенному на рисунке 6.

Эффективная трансляция электромагнитной энергии происходит при условии совпадения диаграмм направленности передающей антенны и приемной станции. Для этого необходимо сориентировать передающую антенну по лучу, для чего применяется тензор инерции, который имеет следующий вид:

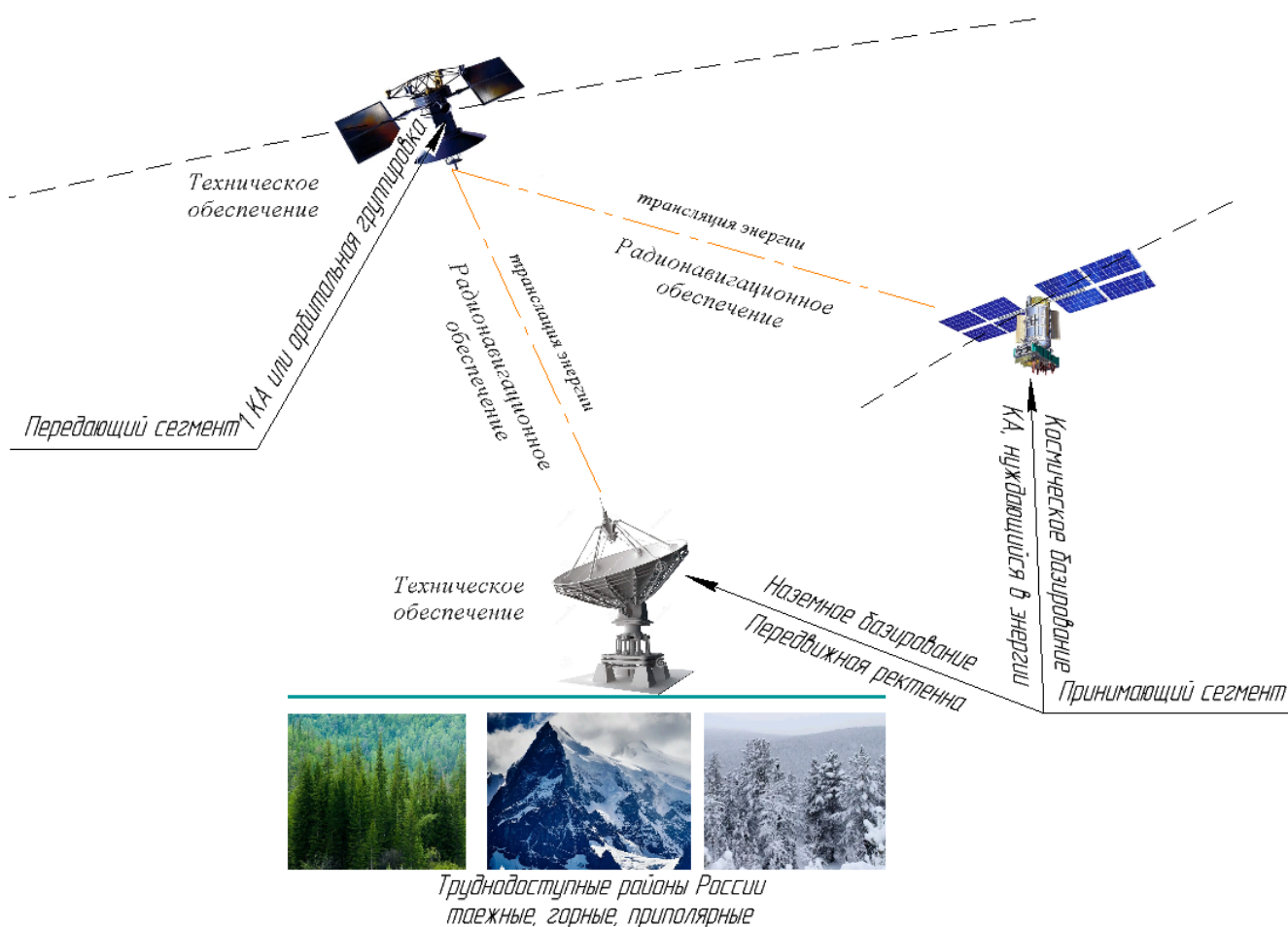


Рис. 6 – Способ трансляции электромагнитной энергии на ректенну

$$\|I\| = \begin{vmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{vmatrix}$$

$$I = \begin{bmatrix} m_{\Pi}h_{\Pi}^2 + \frac{3}{5}m_{\Pi}w_{\Pi}^2 + \frac{2}{5}mr_{\Pi}^2 + \frac{1}{10}mh_{\kappa}^2 + \frac{3}{20}mr_{\kappa}^2 & 0 & 0 \\ 0 & m_{\Pi}h_{\Pi}^2 + \frac{3}{5}m_{\Pi}w_{\Pi}^2 + \frac{2}{5}mr_{\Pi}^2 + \frac{1}{10}mh_{\kappa}^2 + \frac{3}{20}mr_{\kappa}^2 & 0 \\ 0 & 0 & m_{\Pi}h_{\Pi}^2 + \frac{3}{5}m_{\Pi}w_{\Pi}^2 + \frac{2}{5}mr_{\Pi}^2 + \frac{3}{10}mr_{\kappa}^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

где m_{Π} - масса пластины, h_{Π} , w_{Π} - длина и ширина пластины, $m_{\Pi\Pi}$ - масса трехстепенного шарнира, $r_{\Pi\Pi}$ - радиус трехстепенного шарнира, m_{κ} - масса конуса, r_{κ} - радиус конуса, h_{κ} - высота конуса [9, 17, 18].

Тензор инерции КА осуществляет связь момента импульса и кинетической энергии вращения КА с его угловой скоростью.

Из-за того, что происходит межвитковое смещение трассы, поэтому не всегда удастся транслировать энергию с заданной точностью на ту же ректенну. В связи с этим помимо прогноза движения космического аппарата КА СКЭС, необходимо учесть переориентацию КА для наведения и трансляции электромагнитной энергии с нового местоположения на приемный пункт.

Для этого вводится понятие *тензора смещения* S , который представляет собой произведение трех тензоров: тензора инерции I (7), тензора скоростей деформации C и тензора напряжений T

$$S=I+C+T, \quad (8)$$

$$\Delta r = f(q, \dot{q}, t, S),$$

где q – координаты КА, \dot{q} – вектор скорости КА, t – момент времени, S – тензор смещения. Данный тензор разработан специально для радионавигационного обеспечения СКЭС и не имеет аналогов.

Таким образом, общий тензор смещения для модели СКЭС имеет вид

$$C = \begin{bmatrix} m_{II}h_{II}^2 + \frac{3}{5}m_{II}w_{II}^2 + \frac{2}{5}mr_{III}^2 + \frac{1}{10}mh_K^2 + \frac{3}{20}mr_K^2 & 0 & m_{II}h_{II}^3 + \frac{4}{9}m_{II}w_{II}^5 + \frac{7}{8}mr_{III}^3 + mh_K + \frac{3}{7}mr_K^2 \\ m_{II}h_{II} + mr_{III} + \frac{1}{7}mr_K^2 & m_{II}h_{II}^2 + \frac{3}{5}m_{II}w_{II}^2 + \frac{2}{5}mr_{III}^2 + \frac{1}{10}mh_K^2 + \frac{3}{20}mr_K^2 & 0 \\ m_{II}h_{II}^3 + \frac{4}{9}m_{II}w_{II}^5 + \frac{7}{8}mr_{III}^3 + mh_K + \frac{3}{7}mr_K^2 & 0 & m_{II}h_{II}^2 + \frac{3}{5}m_{II}w_{II}^2 + \frac{2}{5}mr_{III}^2 + \frac{3}{10}mr_K^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

На основе выведенного тензора инерции и тензора смещения приведем его графическое представление (рисунок 7 и 8).

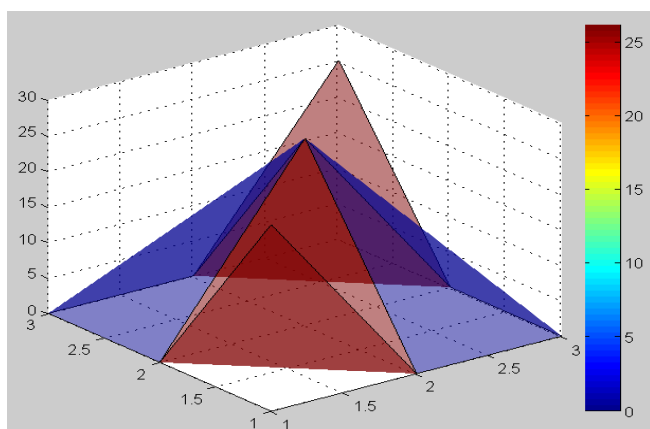


Рис. 7 – графическое представление тензора инерции

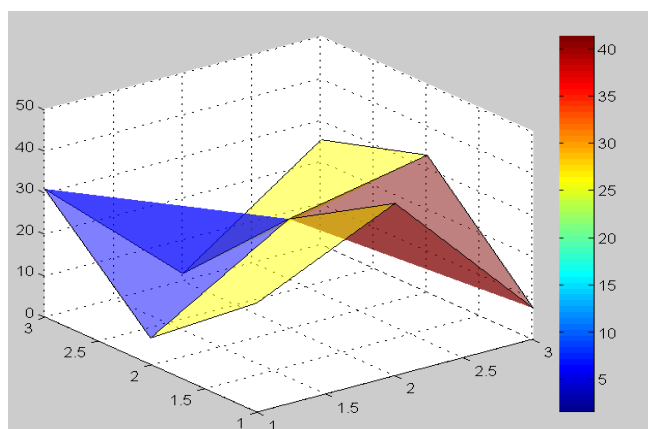


Рис. 8 – графическое представление тензора смещения

При этом передвижная ректенна, ориентируется в момент трансляции электромагнитной энергии в следящем режиме по схеме, изображенной на рисунке 9. Режим трансляции электромагнитной энергии на КА изображен на рисунке 10.

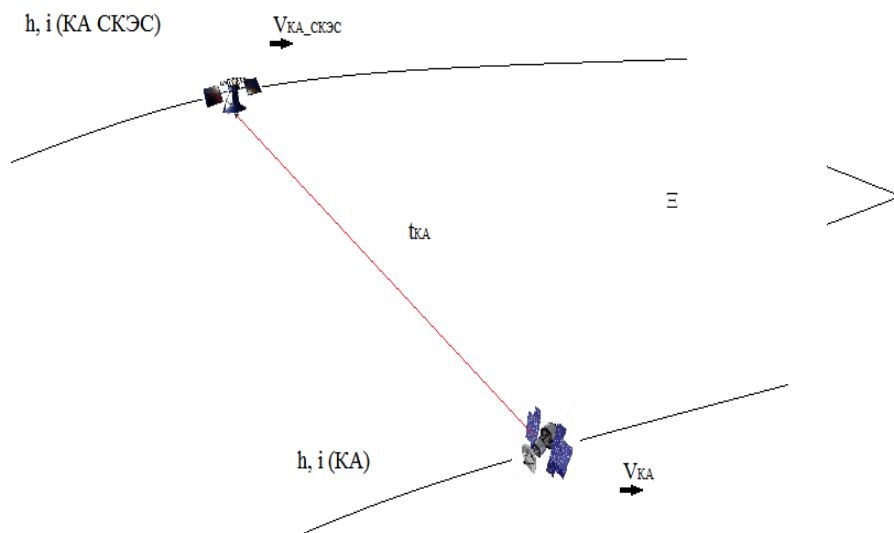


Рис. 10 – Трансляция энергии на КА

На основании рисунка 10 получаем, что допуск трансляции электромагнитной энергии на целевой КА имеет вид

$$t_{КА} = \left(\frac{h_{цКА}}{v_{КА}} + \frac{h_{КАСКЭС}}{v} \right) * \frac{|i_{КАСКЭС} - i_{КА}|}{\Xi} ; \quad t_{КА} < t_{сближения} . \quad (6)$$

Физическая реализуемость формулы трансляции электромагнитной энергии на КА (6) подтверждается графиками на рисунке 11.

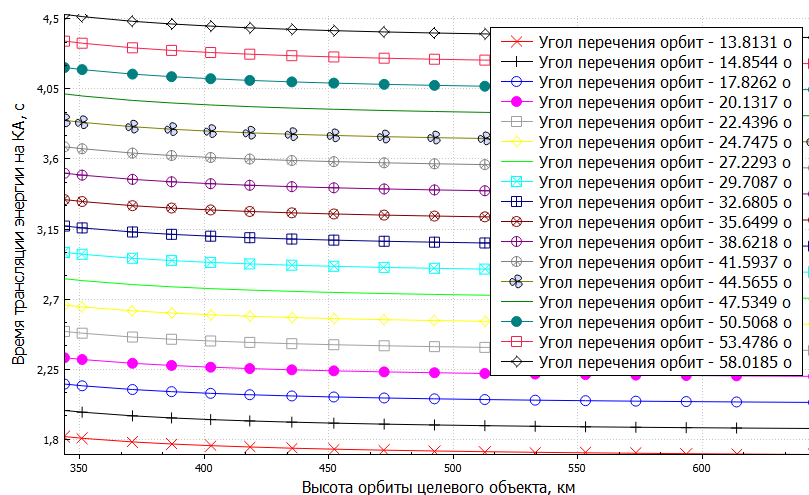


Рис. 12 – допуск трансляции электромагнитной энергии на целевой КА

На основании рисунка 12 можно сделать вывод, что допуск трансляции электромагнитной энергии на целевой КА получен верно.

Организация наведения луча на целевой объект и трансляция электромагнитной энергии с заданной точностью обеспечивается с использованием *теории массового обслуживания*.

По условию задачи, количество спутников $M_{КА}$ имеет m каналов трансляции электромагнитной энергии, причем $M_{КА} = m$, и с ограниченным временем пребывания в зоне видимости целевого объекта (передвижной ректенны или КА) $t_{ЗРВ}$, то есть $(M_{КА} = m) \cup t_{ЗРВ}$. Интенсивность потока обслуживания, также по условию задачи, определяется, как $N_{рект}$, то есть имеется ограниченное количество потребителей. Таким образом, выбрана многоканальная система массового обслуживания с ограниченной очередью. Однако, в связи с тем, что рассматривается 1 КА передающего сегмента СКЭС, то есть 1 транслирующий канал, то, в качестве частного случая выбирается многоканальная система массового обслуживания с ограниченной очередью.

Она имеет несколько параметров: вероятность обслуживания, вероятность отказа, вероятность наличия очереди, абсолютная и относительная пропускные способности.

Вероятность обслуживания и относительная пропускная способность СКЭС вычисляется по формуле [19, 20]

$$P_{обс} = \frac{\Lambda}{M}, \quad (7)$$

где Λ – абсолютная пропускная способность, M - интенсивность потока обслуживания.

По формулам (7) построим семейство графиков зависимости точности наведения передающей антенны, ректенны и точность взаимного наведения на рисунке 13.

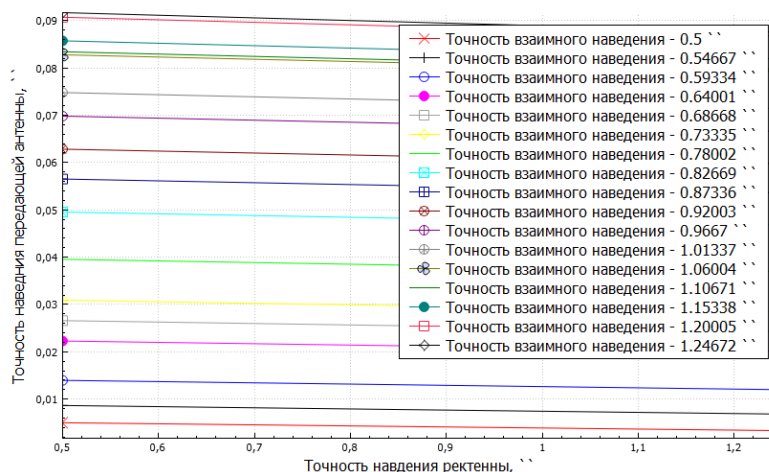


Рис. 13 – Точность взаимного наведения

Таким образом, трансляция электромагнитной энергии на ректенну происходит с точностью 5-10".

Выводы

В данном исследовании разработано радионавигационное обеспечение СКЭС, которое состоит из параметров (емкость аккумулятора, площадь солнечного коллектора, мощность трансляции электромагнитной энергии на ректенну и на КА, выходная мощность на ректенне, ёмкость аккумулятора на ректенне) и режимов (трансляция на ректенну и трансляция на КА). Получена количественная и графическая оценка параметров радионавигационного обеспечения СКЭС.

Выбранная мощность на ректенне составляет 100 кВт, с учетом потерь энергии, которые, как указано выше, составляют 20-30%, выбираем площадь солнечного коллектора 45 м², мощность - 111.14 кВт, время заряда аккумулятора - 6.0 ч, емкость аккумулятора - 13.3 кА*ч и масса – 6.30 т.

Определение параметров радионавигационного обеспечения СКЭС позволило создать режимы трансляции электромагнитной энергии.

Режим радионавигационного обеспечения СКЭС – трансляция на передвижную ректенну, обеспечивает энергией труднодоступные районы России. Режим радионавигационного обеспечения СКЭС – трансляция на космический аппарат, обеспечивает энергией КА. Некоторые алгоритмы методики выбора параметров и режимов СКЭС нашла внедрение в АО «Российские космические системы».

Библиографический список

1. Сысоев В.К. Космические солнечные электростанции, как преодолеть барьер недоверия? // Исследовано в России. 2016. № 21. С. 29 – 37.
2. Brendan Dessanti, Nicholas Picon, Carlos Rios, Shaan Shah, Narayanan Komerath Daniel Guggenheim. A us-India power exchange towards a space power grid, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, 2011.
3. Nagatomo Makoto. An Approach to Develop Space Solar Power as a New Energy System for Develop Countries, Institute of Space and Astronautical Science, Space Power Systems Section, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, 229, Japan, 2009.

4. 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: <http://trudymai.ru/published.php?ID=52959>
5. Майоров А.А., Непоклонов В.Б., Куприянов А.О., Давлатов Р.А., Мацкин Е.Л., Рождественский Д.А. Экспериментальные исследования влияния ионосферных эффектов на спутниковые определения // Известия вузов. Геодезия и аэрофотосъемка. 2014. № 4. С. 7 - 12.
6. Баркова М.Е. О выборе параметров орбиты космического сегмента солнечной космической электростанции // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=72899>
7. Баркова М.Е. Определение координат ректенн с использованием методов космической геодезии // Геология, география и глобальная энергия. 2016. № 4 (63). С. 36 - 43.
8. Jiang J., Chen Q., Yao B., Guo J. Desired Compensation Adaptive Robust Control of Mobile Satellite Communication System with Disturbance and Model Uncertainties // International Journal of Innovative Computing, Information and Control, 2013, vol. 9, no. 1, pp. 153 – 164.
9. Баркова М.Е. Технологическая схема эксплуатации солнечной космической электростанции // Информация и космос. 2016. № 3. С. 167 - 174.

10. Сысоев В.К., Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. и др. Солнечная космическая электростанция – возможное решение // Альтернативная энергетика и экология. 2009. № 10 (78). С. 52 – 59.
11. Дорофеев Р.Ю. Повышение энергоэффективности системы электропитания космического аппарата за счет использования энергии электростатического заряда поверхности космического аппарата в орбитальных условиях эксплуатации // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41785>
12. Вейцель В.А., Волковский А.С. и др. Радиосистемы управления. - М.: Дрофа, 2005. - 416 с.
13. Хорошилов С.В. Об алгоритмическом обеспечении управления ориентацией солнечных космических электростанций. Ч. 1. // Системные технологии. 2009. № 2 (61). С. 153 – 167. URL: http://st.nmetau.edu.ua/journals/journals/61/18_a_ru.pdf
14. Хорошилов С.В. Об алгоритмическом обеспечении управления ориентацией солнечных космических электростанций. Ч. 2. // Системные технологии. 2012. № 5 (82). С. 12 – 24. URL: http://st.nmetau.edu.ua/journals/82/2_a_ru.pdf
15. Глушков А.В., Улыбышев С.Ю. Применение режима тактовой работы к двигательной установке для высокоточного орбитального маневрирования и переориентации космического аппарата // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96960>
16. Осипов Н.А., Шавин А.С., Тарасов А.Г. Методика идентификации помех, действующих в канале передачи информации робототехнических систем // Труды МАИ. 2014. № 76. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=81085>

17. Robin Kuenzel. Solarstrom aus der Wüste für Deutschland. Die Andasol-Kraftwerke 1-3. Projektarbeit, 2013, 78 p.
18. Manan Arya, Nicolas Lee and Sergio Pellegrino. Ultralight Structures for Space Solar Power Satellites // 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, 2016. DOI: [10.2514/6.2016-1950](https://doi.org/10.2514/6.2016-1950)
19. Солнышкина И.В. Теория массового обслуживания. - Комсомольск-на-Амуре: КНАГТУ, 2015. – 75 с.
20. Иванова В.Р., Киселев И.Н. Частотно-регулируемый электропривод для энергосбережения и оптимизации технологических процессов в электротехнических комплексах // Известия высших учебных заведений. Проблемы энергетики. 2019. № 21 (5). С. 59 - 70. DOI: [10.30724/1998-9903-2019-21-5-59-70](https://doi.org/10.30724/1998-9903-2019-21-5-59-70)

Radio-navigational support of space solar power plant

Barkova M.E.

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, JSC “RSS”,

53, Aviamotornaya str., Moscow, 111250, Russia

e-mail: Alttaira@yandex.ru

Abstract

The main problem of article is accumulating and transmitting the solar energy to the receiving device with minimum power losses.

The purpose of this work is radio-navigational provision developing of the solar space power plant (SSPP).

This work relevance consists in increasing the number of the engaged renewables, including solar energy, and in the fact of the transmitting beam holding techniques deficiency.

The main shortcomings of the existing projects are excessive attention to technical issues to the detriment of energy transmission ensuring with the minimum losses.

The SSPP consists of the transmitting and receiving segments. The SSPP transmitting segment represents a one spacecraft (S) or the S-system. The receiving segment can be presented by a spacecraft in need of energy or the rectennaes, which represent nonlinear antennas for the laser transmitted radiation transforming into electricity.

By the type of provision the SSPP are being divided as follows:

- Technical provision (the SSPP space segment parameters technical parameters);

- Radio-navigation provision (trajectory and spacecraft movement selection, on account of its structural specifics, coordinates determining of the points with rectennas, segments synchronization).

The obtained results can be applied while spacecraft development and operation.

The author concludes that parameters determining of the SSPP radio-navigational provision allowed creating the energy transmitting modes.

The author's unconditional credit consists in creating the invention named "Solar Space Power Plant", and its technical and its radio-navigational provision.

Some algorithms of the SSPP parameters, and modes selection found application in the JSC "Russian Space Systems".

Keywords: space solar power plant, energy, broadcasting, targeting, technical support, radio-navigational support.

References

1. Sysoev V.K. *Issledovano v Rossii*, 2016, no. 21, pp. 29 – 37.
2. Brendan Dessanti, Nicholas Picon, Carlos Rios, Shaan Shah, Narayanan Komerath Daniel Guggenheim. *A us-India power exchange towards a space power grid*, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, 2011.
3. Nagatomo Makoto. *An Approach to Develop Space Solar Power as a New Energy System for Develop Countries*, Institute of Space and Astronautical Science, Space Power Systems Section, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, 229, Japan, 2009.

4. Sysoev V.K., Barabanov A.A., Dmitriev A.O., Nesterin I.M., Pichkhadze K.M., Suimenbaev B.T. *Trudy MAI*, 2014, no. 77, URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=52959>
5. Maiorov A.A., Nepoklonov V.B., Kupriyanov A.O., Davlatov R.A., Matskin E.L., Rozhdestvenskii D.A. *Izvestiya vuzov. Geodeziya i aerofotos"emka*, 2014, no. 4, pp. 7 - 12.
6. Barkova M.E. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=72899>
7. Barkova M.E. *Geologiya, geografiya i global'naya energiya*, 2016, no. 4 (63), pp. 36 - 43.
8. Jiang J., Chen Q., Yao B., Guo J. Desired Compensation Adaptive Robust Control of Mobile Satellite Communication System with Disturbance and Model Uncertainties, *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, 2013, vol. 9, no. 1, pp. 153 – 164.
9. Barkova M.E. *Informatsiya i kosmos*, 2016, no. 3, pp. 167 - 174.
10. Sysoev V.K., Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M. et al. *Al'ternativnaya energetika i ekologiya*, 2009, no. 10 (78), pp. 52 – 59.
11. Dorofeev R.Yu. *Trudy MAI*, 2013, no. 68. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41785>
12. Veitsel' V.A., Volkovskii A.S. et al. *Radiosistemy upravleniya* (Radio control systems), Moscow, Drofa, 2005, 416 p.
13. Khoroshilov S.V. *Sistemnye tekhnologii*, 2009, no. 2 (61), Ch. 1, pp. 153 – 167. URL: http://st.nmetau.edu.ua/journals_journals/61/18_a_ru.pdf

14. Khoroshilov S.V. *Sistemnye tekhnologii*, 2012, no. 5 (82), Ch. 2. pp. 12 – 24. URL: http://st.nmetau.edu.ua/journals/82/2_a_ru.pdf
15. Glushkov A.V., Ulybyshev S.Yu. *Trudy MAI*, 2018, no. 101, URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=96960>
16. Osipov N.A., Shavin A.S., Tarasov A.G. *Trudy MAI*, 2014, no. 76. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=81085>
17. Robin Kuenzel. *Solarstrom aus der Wüste für Deutschland. Die Andasol-Kraftwerke 1-3*. Projektarbeit, 2013, 78 p.
18. Manan Arya, Nicolas Lee and Sergio Pellegrino. Ultralight Structures for Space Solar Power Satellites, *3rd AIAA Spacecraft Structures Conference*, 2016. DOI: [10.2514/6.2016-1950](https://doi.org/10.2514/6.2016-1950)
19. Solnyshkina I.V. *Teoriya massovogo obsluzhivaniya* (Queuing theory), Komsomol'sk-na-Amure, KnAGTU, 2015, 75 p.
20. Ivanova V.R., Kiselev I.N. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Problemy energetiki*, 2019, no. 21 (5), pp. 59 - 70. DOI: [10.30724/1998-9903-2019-21-5-59-70](https://doi.org/10.30724/1998-9903-2019-21-5-59-70)