

## ВЛИЯНИЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

© 2022

- Г. Б. Стеганов** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)
- А. М. Безняков** кандидат технических наук, преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)
- А. В. Немиров** преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; [vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

Рассмотрены вопросы обеспечения функционирования дополнительного канала приёма энергии для бортовой системы электроснабжения низкоорбитального космического аппарата. Для восполнения дефицита электроэнергии на борту космического аппарата возможны различные варианты дистанционного энергоснабжения от системы космических энергетических станций, передающих энергию к солнечной батарее лазерным излучением в периоды её вынужденного бездействия. Особенностью функционирования низкоорбитального космического аппарата являются продолжительные участки его нахождения в тени Земли, где солнечная батарея бездействует, а, кроме того, даже на освещённом участке орбиты космического аппарата энергоёмкость с солнечной батареей может снижаться практически до нуля при работе некоторых специальных систем, требующих особых режимов ориентации космического аппарата. Приём энергии от космических энергетических станций с плотностью потока энергии выше солнечного может привести к перегреву панели солнечной батареи традиционной конструкции, снижению её КПД и даже к выходу её из строя. Поэтому важной составной частью дистанционного энергоснабжения является анализ тепловых режимов приёма и преобразования энергии лазерного излучения, влияющих на энергоэффективность солнечной батареи. Предложены соотношения математической модели для оценивания располагаемого энергопритока от солнечной батареи, работающей в режиме экстремального регулирования её мощности. Приводятся результаты апробации модели для сохранения безопасного теплового режима панелей солнечной батареи при дистанционном энергоснабжении космического аппарата.

*Космический аппарат; космическая энергостанция; дистанционная передача энергии; панель солнечной батареи; тепловой режим панели солнечной батареи; бортовая система электроснабжения*

---

*Цитирование:* Стеганов Г.Б., Безняков А.М., Немиров А.В. Влияние дистанционного энергоснабжения космического аппарата на тепловые режимы солнечных батарей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 1. С. 14-23. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-14-23

### Введение

Дефицит электроэнергии в бортовой системе электроснабжения космического аппарата (СЭС КА) проявляется в невозможности непрерывного сохранения допустимого уровня напряжения на шинах потребителей при отработке требуемой циклограммы работы бортовых систем. При этом, если дефицит выходной мощности на шинах системы ведёт к практически немедленному защитному отключению неприоритетных бортовых систем (ограничению нагрузки), то дефицит энергозапаса в СЭС чаще проявляется в постепенном (от суток к суткам) снижении уровня восполнения – прогрессирующем

недозаряде аккумуляторных батарей аккумулирующей подсистемы. Это, даже при нормальных значениях потребляемой мощности, может вызвать ограничение нагрузки в практически непредсказуемый момент времени работы КА с последующим переходом КА в режим восполнения энергоёмкости, на время которого прерывается запланированная программа работ.

Дефицит электроэнергии в СЭС может быть обусловлен следующими факторами:

- неправильно спланированная или с ошибками заложенная на борт программа работ, в которой частота и общая суточная продолжительность включения целевых систем превышают допускаемые изготовителем значения;

- постепенное или внезапное ухудшение (деградация) электрических (энергетических) характеристик источников электроэнергии – солнечных батарей (СБ) и аккумуляторов электроэнергии – аккумуляторных батарей (АБ);

- нарушения в работе системы управления угловым движением КА, при которых интегральные значения углов отклонения нормалей к панелям СБ не обеспечивают требуемый энергоприток от Солнца.

Для восполнения дефицита электроэнергии на борту КА возможны различные варианты дистанционного энергоснабжения от развёрнутой заблаговременно системы космических энергостанций (КЭС) [1 – 3], передающих энергию к СБ лазерным излучением в периоды её вынужденного бездействия [4]. Такими периодами для низкоорбитального КА являются продолжительные участки его нахождения в тени Земли и участки работы специальной аппаратуры с изменением угловой ориентации КА.

Источником передачи энергии в космосе могут быть КЭС на базе больших СБ или ядерных энергетических установок, передающие энергию посредством СВЧ или ИК-излучения [1]. Приёмниками ИК-излучения могут быть штатные СБ КА или специализированные фотоэлектрические преобразователи. Для приёма СВЧ-излучения могут использоваться ректенны (преобразователи СВЧ-излучения). При практической реализации дистанционного энергоснабжения КА, в том числе, необходимо решить проблемы, связанные с дополнительным нагревом панелей СБ как на освещённом участке орбиты, так и на участке нахождения КА в тени Земли.

В данной работе рассматриваются условия функционирования панелей СБ традиционного исполнения, облучаемые лазерным излучением с длиной волны в рабочем диапазоне фотоэлектрического преобразователя (ФЭП). При этом, вне зависимости от типа КЭС, их орбитального построения, конструкции систем наведения и сопровождения передающим лучом КА-приёмника, режим функционирования панели СБ при приёме энергии будет определяться в основном параметрами падающего потока излучения: его мощностью, углом падения потока на панель СБ, изменением мощности потока во времени. Панель СБ при таком поступлении энергии будет работать в непрерывном или импульсном режиме [5] в отличие от засветки Солнцем.

### **Математическая модель тепловых режимов солнечной батареи космического аппарата при дистанционном энергоснабжении**

Приём энергии при дистанционной её передаче вне зависимости от длины волны – инфракрасного излучения, СВЧ излучения или других – приводит к нагреву фотоэлектрических преобразователей, конструкции панелей и кабельной сети СБ, элементов крепления панелей к корпусу КА и самого корпуса КА.

Для моделирования процесса нагрева и охлаждения панелей СБ необходимо учитывать не только величину падающего потока излучения, но и количество преобразованного в электроэнергию потока энергии. Для этой цели необходимо выбрать адекватные модели вольт-амперной (ВАХ) и вольт-ваттной (ВВХ) характеристик СБ, модель нагрева и охлаждения панелей СБ, циклограмму нагрузки СЭС КА.

Электрическая мощность, отдаваемая СБ во внешнюю цепь, зависит от формы и размеров её текущей ВАХ (зависимости её напряжения от тока при данных внешних условиях, в том числе температуры панели СБ) и от параметров электрической нагрузки (сопротивления), определяющих рабочую точку на данной ВАХ. Производство тока и напряжения в рабочей точке определяет текущую (мгновенную) мощность СБ.

Расчёт температуры панели СБ при движении КА по орбите является достаточно трудоёмкой задачей, поэтому для упрощения расчётов целесообразно принять ряд допущений, незначительно снижающих точность расчёта:

1. Освещённость ФЭП в пределах панели СБ одинакова (плотность и угол падения потока энергии одинаковы).

2. Панель СБ облучается равномерно (или с незначительными отклонениями плотности потока излучения) по всей поверхности, незасвеченные участки отсутствуют.

2. Теплофизические параметры отдельных ФЭП в пределах одной панели СБ одинаковы.

3. Теплообмен между ФЭП в составе панели СБ, между корпусом КА и панелями СБ, между элементами конструкции панели СБ отсутствует.

4. Панель ФЭП является сплошной однородной физической структурой.

При этих допущениях условия работы (в том числе температура) всех ФЭП в пределах одной панели СБ в любой момент времени одинаковы.

Наиболее широко для инженерных расчётов применяется модель фотоэлектрического преобразователя с сосредоточенными параметрами [2]:

$$I_{\text{ФЭП}} = I_{\text{Ф}} - I_{\text{ОН}} \left[ \exp \left( \frac{e(U + I_{\text{ФЭП}} R_{\text{П}})}{AkT} - 1 \right) \right] - \frac{U}{R_{\text{Ш}}}, \quad (1)$$

где  $I_{\text{ФЭП}}$  – ток нагруженного ФЭП;  $I_{\text{Ф}}$  – фототок или ток короткого замыкания ФЭП;  $I_{\text{ОН}}$  – обратный ток насыщения;  $U$  – напряжение ФЭП;  $R_{\text{П}}$  – последовательное сопротивление схемы замещения;  $R_{\text{Ш}}$  – параллельное сопротивление схемы замещения;  $k$  – постоянная Больцмана;  $T$  – абсолютная температура ФЭП;  $e$  – заряд электрона;  $A$  – эмпирический параметр, получаемый при сравнении теоретических и экспериментальных ВАХ ФЭП и принимающий значения от 1 до 5.

Энергетические характеристики ФЭП существенным образом зависят от мощности падающего потока излучения и температуры панели ФЭП. При увеличении потока излучения, падающего на ФЭП, пропорционально растёт выходная электрическая мощность при слабо растущем напряжении. В случае увеличения температуры ФЭП выходная электрическая мощность значительно снижается, после некоторого критического значения – снижается вплоть до нулевого значения.

Полное уравнение теплового баланса панели СБ, учитывающее все тепловые потоки, выглядит следующим образом [3]:

$$C_m \frac{dT}{d\tau} = C_{\text{сол}} \varphi_1 \alpha_1 + Q_1 \varphi_2 \alpha_2 + Q_2 \varphi_3 \alpha_3 + Q_3 - \frac{P_{\text{Н}}}{S_{\text{ПСБ}}} - kT^4 (\varepsilon_{\text{Л}} + \varepsilon_{\text{Т}}), \quad (2)$$

где  $C_m$  – удельная теплоёмкость панели СБ;  $C_{\text{сол}}$  – плотность теплового потока Солнца – солнечная постоянная ( $C = 1396 \text{ Вт/м}^2$ );  $Q_1$  – плотность теплового потока инфракрасного излучения Земли;  $Q_2$  – плотность отражённого от Земли теплового потока Солнца;

$Q_3$  – плотность теплового потока, излучаемого от элементов конструкции КА;  
 $\frac{P_H}{S_{\text{ПСБ}}}$  – отводимая с панели СБ электрическая мощность;  $k$  – постоянная Больцмана  
 $(k = 5,6704 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{К}^4)$ ;  $T$  – температура панели СБ;  $\varepsilon_{\text{Л}}, \varepsilon_{\text{Т}}$  – коэффициенты черноты лицевой и тыльной сторон СБ;  $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$  – угловые коэффициенты падающих на поверхности тепловых потоков  $Q_1, Q_2, Q_3$ ;  $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$  – коэффициенты поглощения поверхностей, на которые падают тепловые потоки  $Q_1, Q_2, Q_3$ .

Принятые упрощения позволяют без существенного снижения точности расчётов экспериментально определить значения коэффициентов  $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ ,  $\varepsilon_{\text{Л}}, \varepsilon_{\text{Т}}$  и  $C_m$  для всей панели.

Уравнение для равновесной температуры панели имеет следующий вид:

$$T_p^4 = \left( C_{\text{сол}} \varphi_1 \alpha_1 + Q_1 \varphi_2 \alpha_2 + Q_2 \varphi_3 \alpha_3 + Q_3 - \frac{P_H}{S_{\text{ПСБ}}} \right) \frac{1}{k(\varepsilon_{\text{Л}} + \varepsilon_{\text{Т}})}. \quad (3)$$

С учётом (3) выражение (2) запишется в следующем виде:

$$\frac{dT}{d\tau} = (T_p^4 - T^4) \frac{\sigma(\varepsilon_{\text{Л}} + \varepsilon_{\text{Т}})}{C_m}. \quad (4)$$

Решая дифференциальное уравнение (4), можно получить температуру панели СБ в любой момент времени нахождения КА на орбите как на освещённом, так и на теневом её участках, а также в моментах перехода из участка в участок.

При расчёте температуры панели СБ необходимо знать начальные условия для решения уравнения (4), в том числе температуру панели СБ на момент начала расчёта. Температура панели СБ существенным образом зависит от положения на орбите и после выхода или захода КА в тень Земли начинает быстро изменяться и за время 10...15 мин достигает значений  $+80^\circ\text{C}$  и  $-100^\circ\text{C}$  соответственно [6]. На теневом участке орбиты (ТУО) панель СБ охлаждается за счёт излучения. Так как на освещённом участке орбиты (ОУО) температура панели СБ приближена к максимально допустимой для материалов и элементов её конструкции, то дальнейшее увеличение температуры, сопровождающее дистанционную передачу энергии, представляет опасность для КА. На ТУО после охлаждения панели СБ возможен безопасный дистанционный приём энергии без быстрого её перегрева. Длительности освещённого и теневого участков орбиты существенно зависят от высоты орбиты и могут быть рассчитаны, например, методом угла тени [4]. Так, для низкой околокруговой орбиты высотой  $H = 400$  км длительность ОУО будет равна  $t_{\text{ОУО}} = 56$  мин, а ТУО составит  $t_{\text{ТУО}} = 36$  мин.

Таким образом, для выбранной орбиты с известными параметрами панели СБ и начальным положением на орбите решается дифференциальное уравнение (4) и находится температура панели СБ на всём протяжении полёта.

Для расчёта генерируемой электрической мощности в соответствии с моделью ВАХ СБ (1) было принято, что в системе реализован максимальный отбор мощности на всём протяжении полёта – работает экстремальный регулятор мощности.

При дистанционной передаче энергии с плотностью потока равной или меньшей плотности потока Солнца график изменения температуры панели СБ на ТУО будет близким к графику изменения температуры на ОУО. Однако мощные КЭС могут генерировать поток излучения с мощностью, превышающей мощность теплового потока

Солнца, что будет приводить к перегреву панелей СБ даже на теневом участке орбиты. На мощность потока падающего на СБ излучения влияет расстояние между КЭС и КА-приёмником энергии, которое при их движении по орбите постоянно изменяется. При определённых условиях КЭС и КА-приёмник могут сблизиться настолько близко, что безопасный в других прочих условиях поток излучения может привести к перегреву КА-приёмника.

Чтобы избежать перегрева, снижения мощности генерируемой энергии или даже разрушения панели СБ КА-приёмника энергии необходимо контролировать, а при необходимости снижать мощность потока излучения КЭС или даже прекращать передачу энергии, например, чередовать интервалы передачи энергии от КЭС  $t_{ПЭ}$  с интервалами охлаждения  $t_{охл}$  посредством излучения тепла с поверхности панели СБ, что наиболее эффективно на теневом участке орбиты. На КА-приёмнике также могут быть использованы и другие меры по снижению температуры панелей СБ.

### Результаты математического моделирования тепловых режимов солнечной батареи космического аппарата при дистанционном энергоснабжении

С использованием формул для расчёта изменения температуры панели СБ для условий повышенных потоков излучения от КЭС при дистанционном энергоснабжении на ТУО были получены зависимости изменения температуры от длительности периода и интервала передачи энергии. На рис. 1 показаны графики температуры панели СБ  $T$  при облучении панели СБ потоком излучения в диапазоне  $C = C_{сол} \dots 1,5C_{сол}$  на теневом участке орбиты полёта КА с началом облучения после охлаждения панелей СБ до температуры  $0^\circ\text{C}$ . Для кремниевых СБ традиционного исполнения превышение температуры более  $70^\circ\text{C}$  значительно снижает генерируемую ею электрическую мощность, для арсенид-галлиевых мощность снижается после  $90^\circ\text{C}$ . Таким образом, безопасная дистанционная передача энергии на кремниевые СБ возможна при мощности потока излучения не более  $C = 1,1C_{сол}$ , для арсенид-галлиевых  $C = 1,4C_{сол}$ . Графики изменения температуры панели СБ  $T$  для различных сочетаний интервалов передачи энергии  $t_{ПЭ}$  и интервалов охлаждения  $t_{охл}$  при  $C = 1,5C_{сол}$  показаны на рис. 2.

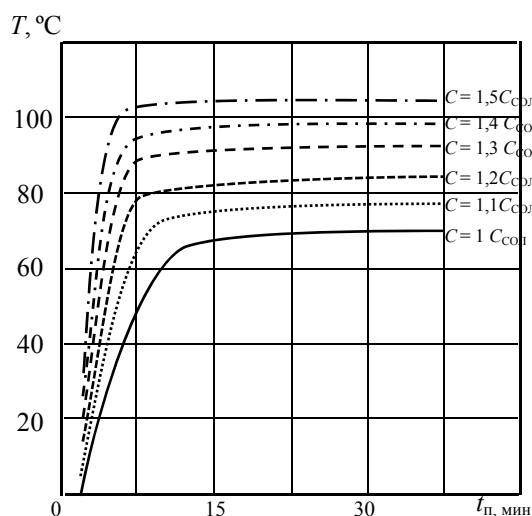


Рис. 1. Влияние мощности падающего потока излучения на максимальную температуру СБ

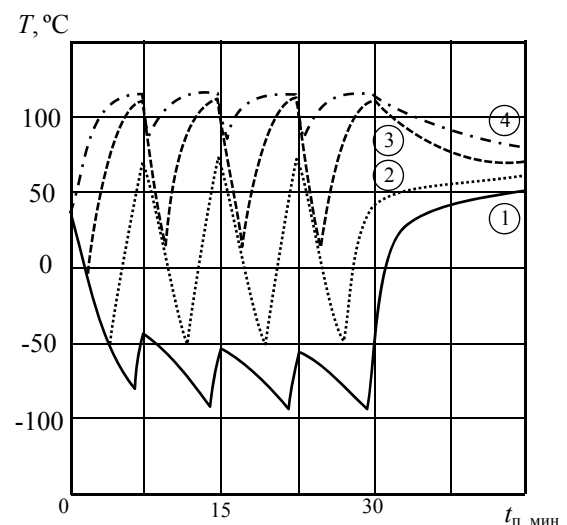


Рис. 2. Изменение  $T$  для значений  $t_{ПЭ}/t_{охл}$  равных 0,1 (1); 0,3 (2); 0,6 (3) и 0,9 (4)

Освещённость панелей СБ на освещённом участке орбиты характеризуется величиной  $C = P_c/S = C_{\text{сол}} \cos \alpha$ , которая помимо получаемого ими светового потока  $P_c$  и площади панелей  $S$  зависит также от угловой ориентации СБ относительно Солнца, а на теновом участке орбиты – в основном от лучистых потоков со стороны Земли.

Примем допущения, что на ТУО освещённость панелей СБ (и падающего на них потока излучения) равны нулю, а угловая ориентация панелей СБ на ОУО относительно падающего потока излучения полностью описывается  $\cos \alpha$ . Эти и принятые ранее допущения позволяют достаточно точно рассчитать температуру панелей СБ КА и генерируемую ими мощность при углах  $\alpha$ , не превышающих 45 градусов. При увеличении угла  $\alpha$  все более значительная часть излучения будет отражаться из-за наличия многослойного защитного покрытия на поверхности фотоэлектрических преобразователей. Изменение температуры панели СБ для  $C = 1,5C_{\text{сол}}$  при изменении угловой её ориентации показано на рис. 3.

Для задач, связанных с расчётом энергобаланса, важно знать величину произведённой панелями СБ КА энергии  $W_{\text{СБ}}$  за определённый период времени, представленный ступенчатой циклограммой с числом ступеней  $N$ , длительностью  $\Delta t_k$  каждая и средней мощностью ступени  $P_k$  [4]:

$$W_{\text{СБ}} = \sum_{k=1}^n \Delta t_k P_k, \quad (5)$$

где  $P_k = i U_{\text{ХХк}} j I_{\text{КЗк}}$  – средняя мощность СБ ( $P_{\text{ПСБк}}$ ) на  $k$ -ом участке;  $i, j$  – относительные координаты характеристической точки максимальной мощности ВАХ СБ;  $U_{\text{ХХк}}$  – напряжение холостого хода СБ;  $I_{\text{КЗк}}$  – ток короткого замыкания СБ.

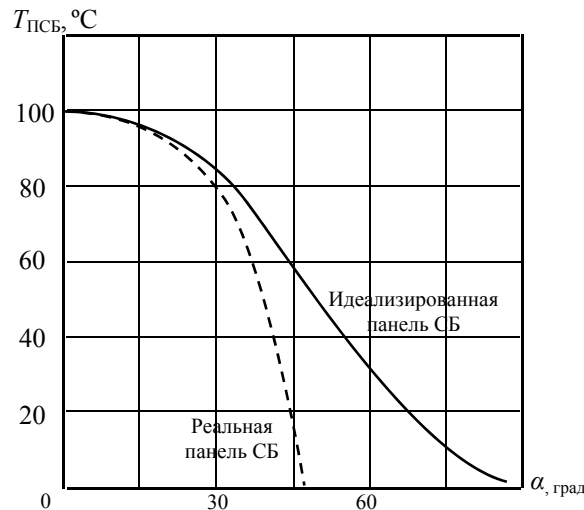


Рис. 3. Влияние угла падения потока излучения на температуру СБ

Формула (5) позволяет рассчитать количество энергии, произведённой СБ как на ОУО при освещении солнечным излучением, так и на ТУО при приёме энергии от КЭС.

Генерируемые панелью СБ электрическая мощность  $P_{\text{ПСБ}}$  и энергия  $W_{\text{ПСБ}}$  для различных значений интервалов передачи энергии и интервалов охлаждения показаны на рис. 4, 5.

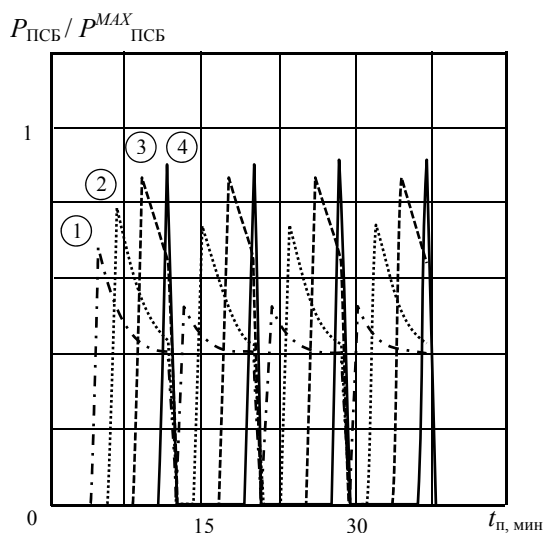


Рис. 4. Изменение  $P_{\text{ПСБ}}$  для значений  $t_{\text{ПЭ}}/t_{\text{охл}}$  равных 0,1 (1); 0,3 (2); 0,6(3) и 0,9 (4)

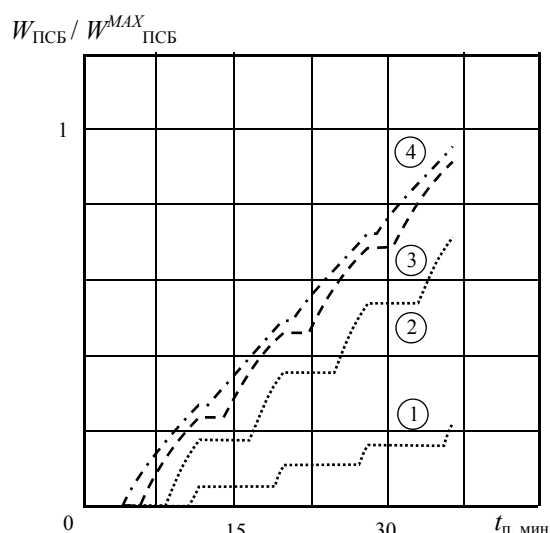


Рис. 5. Изменение  $W_{\text{ПСБ}}$  для значений  $t_{\text{ПЭ}}/t_{\text{охл}}$  равных 0,1 (1); 0,3 (2); 0,6 (3) и 0,9 (4)

В табл. 1 приведены значения максимальной температуры и относительной электрической энергии, произведённой панелью СБ, в зависимости от мощности потока излучения, кратного солнечному, при непрерывном режиме передачи энергии. Базовое значение энергии  $W_{\text{сол}} = 1316 \text{ Вт} \cdot \text{ч}$  соответствует  $C = C_{\text{сол}}$  для ТУО длительностью 36 мин.

Таблица 1. Влияние непрерывного потока излучения на параметры панели СБ

$C/C_{\text{сол}}$	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5
$T_{\text{max}}, ^\circ\text{C}$	69	78	85	92	99	106
$W/W_{\text{сол}}$	1	1,109	1,216	1,318	1,414	1,498

Максимальные значения температуры панели СБ и значения относительной электрической энергии, произведённой панелью СБ при  $C = 1,5C_{\text{сол}}$ , в зависимости от соотношения интервалов передачи энергии  $t_{\text{ПЭ}}$  и интервалов охлаждения  $t_{\text{охл}}$ , приведены в табл. 2.

Таблица 2. Влияние интервального потока излучения на параметры панели СБ

$t_{\text{ПЭ}}/t_{\text{охл}}$	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9
$T_{\text{max}}, ^\circ\text{C}$	<0	53	81	102	105
$W/W_{\text{сол}}$	0,27	0,91	1,11	1,36	1,44

### Заключение

Особенностью дистанционного приёма энергии от мощных КЭС является возможность генерирования ими потоков излучения, многократно превышающих мощность потока солнечного излучения. Однако панели СБ традиционного исполнения могут принимать такой поток излучения без перегрева для величин  $C$  не более  $1,1 C_{\text{сол}}$ .

Для снижения температуры панели СБ при приёме энергии потоками выше  $C = 1,1C_{\text{сол}}$  могут быть использованы следующие способы:

– управление угловой ориентацией панели СБ относительно потока падающего излучения;

– введение пауз в дистанционном приёме энергии для охлаждения панели СБ.

Приём энергии потоком излучения  $C = 1,5C_{\text{сол}}$  без перегрева панели СБ возможен при угле падения потока излучения в 10 (20) градусов для арсенид-галлиевых (кремниевых) СБ или при соотношении периодов приёма энергии и периодов охлаждения панели СБ 3/10 (4/10).

Чередование интервалов передачи энергии и периодов охлаждения панелей СБ при повышенных плотностях мощности падающего потока излучения, так же, как и управление угловой ориентацией панелью СБ, позволяет ограничивать максимальную температуру панелей СБ традиционного исполнения, тем самым делая возможным приём энергии мощными потоками излучения. Использование данных методов снижения температуры панели СБ в общем случае не приводит к увеличению производимой энергии по сравнению с непрерывным режимом облучения.

### Библиографический список

1. 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 (1). С. 6-17.

2. Алуев С.В., Каргу Д.Л., Радионов Н.В., Стеганов Г.Б., Шубин Д.А. Разработка алгоритма построения вольт-амперных характеристик солнечных батарей космического аппарата дистанционного зондирования Земли при наличии частичного затенения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2019. Вып. 667. С. 369-376.

3. Базилевский А.Б., Лукьяненко М.В. Анализ энергетических возможностей солнечной батареи при различных условиях эксплуатации // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнёва. 2005. № 3. С. 100-104.

4. Каргу Д.Л., Стеганов Г.Б., Петренко В.И., Власов В.А., Ратушняк А.И., Маленин Е.Н., Радионов Н.В. Системы электроснабжения космических аппаратов и ракет-носителей: учеб. пособие. СПб: Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, 2013. 116 с.

5. Безняков А.М., Немиров А.В., Стеганов Г.Б. Математическая модель канала электропотребления космического аппарата в условиях неравномерного потребления энергии // Космическая техника и технологии. 2020. № 3 (30). С. 56-65. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2020-3-56-65

6. Зернов А.С., Николаев В.Д. Опыт эксплуатации солнечных батарей служебного модуля международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2016. № 1 (12). С. 29-38.



## INFLUENCE OF SPACE VEHICLE REMOTE POWER SUPPLY ON THERMAL REGIMES OF SOLAR BATTERIES

© 2022

**G. B. Steganov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor,  
Associate Professor of the Department of Onboard Electrical Equipment  
and Power Systems of Aircraft;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**A. M. Beznyakov** Candidate of Science (Engineering), Lecturer at the Department of Onboard  
Electrical Equipment and Power Systems of Aircraft;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**A. V. Nemirov** Lecturer at the Department of On-Board Electrical Equipment  
and Power Systems of Aircraft;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

The issues of ensuring the functioning of an additional energy-receiving channel for the onboard power supply system of a low-orbit spacecraft are considered. To compensate for the shortage of electricity on board the spacecraft, various options for remote power supply from the system of space power stations transmitting energy to the solar battery by laser radiation during periods of its forced inactivity are possible. Long shadow-sunlight periods of time are a distinctive feature of functioning of low-orbit spacecraft. During these periods the solar battery is idle, and, in addition, even in the daylight portion of the spacecraft's orbit, the energy output from the spacecraft may be reduced to almost zero during the operation of some special systems that require special modes of spacecraft orientation. Reception of energy from a CES with energy flux density higher than that of the solar flux may lead to overheating of the solar battery panel of conventional design, a decrease in its efficiency and even to its failure. Therefore, the analysis of thermal modes of reception and conversion of laser radiation energy which affect the energy efficiency of the solar battery is an important aspect of remote power supply. Relationships of a mathematical model for estimating the available power supply from the solar battery operating in the mode of optimizing control of its power are proposed. The results of approbation of the model for maintaining the safe thermal mode of the solar battery panels during remote power supply of the spacecraft are presented.

*Spacecraft; space power station; remote power transmission; solar panel; solar panel thermal conditions; onboard power supply system*

---

*Citation:* Steganov G.B., Beznyakov A.M., Nemirov A.V. Influence of space vehicle remote power supply on thermal regimes of solar batteries. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 1. P. 14-23. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-14-23

### References

1. Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavsky V.V. Prospects for and efficiency in application of space nuclear power plants and nuclear electrorocket propulsion systems. *Space Engineering and Technology*. 2013. No. 1 (1). P. 6-17. (In Russ.)
2. Aluev S.V., Kargu D.L., Radionov N.V., Steganov G.B., Shubin D.A. Developed an algorithm for constructing the ampere characteristics of nonanar multi-fold solar batteries of the spacecraft for remote sensing of the Earth for partial shading of the valves: Scenarios approach. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2019. Iss. 667. P. 369-376. (In Russ.)
3. Bazilevsky A.B., Lukjanenko M.V. Analysis of power capabilities of solar batteries under different operational condition. *Vestnik of SibGAU*. 2005. No. 3. P. 100-104. (In Russ.)
4. Kargu D.L., Steganov G.B., Petrenko V.I., Vlasov V.A., Ratushnyak A.I., Malenin E.N., Radionov N.V. *Sistemy elektrosnabzheniya kosmicheskikh apparatov i raket-*

*nositeley: ucheb. posobie* [Systems of power supply for spacecraft and carrier rockets: study guide]. SPb.: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2013. 116 p.

5. Beznyakov A.M., Nemirov A.V., Steganov G.B. Math model of a power beam feeding a spacecraft under conditions of intermittent power supply. *Space Engineering and Technology*. 2020. No. 3 (30). P. 56-65. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2020-3-56-65

6. Zernov A.S., Nikolaev V.D. Experience of operating solar arrays on the service module of the international space station. *Space Engineering and Technology*. 2016. No. 1 (12). P. 29-38. (In Russ.)