УДК 629.783 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-116-127

Для цитирования: Методические принципы проектирования космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки // В. Е. Чеботарев, Р. Ф. Фаткулин, Е. О. Воронцова и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 116–127. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-116-127.

For citation: Chebotarev V. E., Fatkulin R. F., Vorontsova E. O., Shangina E. A., Balandina T. N. Methodological principles of space vehicle design for the maximum energy supply of the payload. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 116–127. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-116-127.

Методические принципы проектирования космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки

В. Е. Чеботарев^{1, 2, 3}, Р. Ф. Фаткулин¹, Е. О. Воронцова^{1, 2}, Е. А. Шангина^{1, 2, 3}, Т. Н. Баландина¹

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» Российская Федерация, 662970, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52 ²Сибирский федеральный университет Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

³Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 E-mail: jenvoroncova@gmail.com

Проектирование космического аппарата на начальных этапах осуществляется при наличии неопределенностей по параметрам и условиям. Определение проектных параметров происходит пошагово: определение номинальных значений проектных параметров, нормирование запасов ресурсов (масса, объем, энергопотребление) по проектным параметрам на парирование неопределенностей, проектирование космического аппарата на предельные ресурсы.

Эксплуатация космического annapama с включенной электрической нагрузкой содержит несколько этапов: выведение на целевую орбиту, ввод в штатную эксплуатацию, штатную эксплуатацию по целевому назначению, выведение из целевого использования при возникновении аварийных ситуаций. Система электропитания предназначена для обеспечения бесперебойного автономного электроснабжения бортовой annapamypы во всех режимах и на всех этапах в течение срока активного существования космического annapama с учетом наличия теневых участков орбиты от Земли и Луны.

В данной статье разработаны методические принципы проектирования космического annapaта на предельное энергообеспечение полезной нагрузки при наличии неопределенностей по параметрам и условиям. Разработаны математические модели расчета параметров энергобаланса космического annapama для различных вариантов реализации мощности сеансной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования космического annapama. Проведены оценки эффективности использования методических принципов проектирования космического annapama на предельное энергообеспечение полезной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования космического annapama. Разработана методика нормирования запасов по энергоресурсам космического annapama на парирование неопределенностей по параметрам и условиям, а также принципы ее применения при проектировании космического annapama на предельное энергообеспечение полезной нагрузки.

Ключевые слова: космический аппарат, полезная нагрузка, энергобаланс, теневые зоны орбиты, методика оценки эффективности.

Methodological principles of space vehicle design for the maximum energy supply of the payload

V. E. Chebotarev^{1, 2, 3}, R. F. Fatkulin¹, E. O. Vorontsova^{1, 2}, E. A. Shangina^{1, 2, 3}, T. N. Balandina¹

 ¹JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
 52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation ²Siberian Federal University, 79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation ³ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

The design of a spacecraft at the initial stages is carried out in the presence of uncertainties in terms of parameters and conditions. Determination of design parameters is carried out step by step: determination of nominal values of design parameters, normalization of resource reserves (mass, volume, energy consumption) according to design parameters to parry uncertainties, designing a spacecraft for marginal resources.

The operation of a spacecraft with an electrical load switched on includes several stages: launching into the target orbit, putting into regular operation, regular operation for the intended purpose, decommissioning from the intended use in case of emergencies. The power supply system is designed to provide uninterrupted autonomous power supply to the onboard equipment in all modes and at all stages during the period of active existence of the spacecraft, taking into account the presence of shadow sections of the orbit from the Earth and the Moon.

In this article, methodological principles for designing a spacecraft for the maximum power supply of the payload in the presence of uncertainties in parameters and conditions are developed. Mathematical models for calculating the parameters of the energy balance of the spacecraft have been developed for various options for realizing the power of the session load, depending on the level of illumination of the orbit and the period of operation of the spacecraft. The effectiveness of using the methodological principles of designing a spacecraft for the maximum power supply of the payload, depending on the level of illumination of the orbit and the period of operation of the spacecraft energy resources to parry uncertainties in terms of parameters and conditions, as well as the principles of its application when designing a spacecraft for maximum payload power supply.

Keywords: spacecraft, payload, energy balance, shadow zones of the orbit, methodology for evaluating efficiency.

Введение

Проектирование космического аппарата (КА) на начальных этапах осуществляется при наличии неопределенностей по параметрам и условиям. Поэтому определение проектных параметров КА в условиях неопределенности относится к классу стохастических задач и для упрощения ее решения и частичного сведения к детерминированной форме осуществляется пошагово [1; 3–6]:

определение номинальных значений проектных параметров;

 нормирование запасов ресурсов (масса, объем, энергопотребление) по проектным параметрам на парирование неопределенностей;

– проектирование КА на предельные ресурсы.

В статье рассмотрены методические принципы проектирования КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки при решении задачи формирования требований к системе электропитания в условиях неопределенностей.

Обобщенные характеристики электрической нагрузки КА

Космические аппараты информационного обеспечения относятся к классу автоматических КА с автономным принципом функционирования в течение больших интервалов времени в процессе своего срока активного существования (САС) на орбите [1].

Эксплуатация КА с включенной электрической нагрузкой содержит несколько этапов: выведение на целевую орбиту, ввод в штатную эксплуатацию, штатную эксплуатацию по целевому назначению, выведение из целевого использования при возникновении аварийных ситуаций. Система электропитания (СЭП) предназначена для обеспечения бесперебойного автономного электроснабжения бортовой аппаратуры во всех режимах и на всех этапах в течение срока активного существования КА с учетом наличия теневых участков орбиты от Земли (ТУЗ) и Луны (ТУЛ) [1; 2].

Режимы работы КА по этапам различаются по распределению электрической нагрузки по времени: на начальных этапах режимы имеют переменную длительность и индивидуальную циклограмму энергопотребления, в то время как на этапе штатной эксплуатации режимы работы КА характеризуется определенной цикличностью, кратные периоду обращения КА ($T_{\rm KA}$) или суткам. В общем виде циклограмму энергопотребления КА для каждого режима представляют в виде кусочно-непрерывной функции – последовательности переменных значений мощности нагрузки на интервалах заданной длительности в пределах выбранного цикла.

Для проектных оценок энергобаланса КА, как правило, используют обобщенные свойства циклограммы энергопотребления КА отдельного витка длительностью $T_{\rm KA}$: средняя по витку мощность нагрузки $P_{\rm H,cp}$, средняя по витку мощность дежурной нагрузки $P_{\rm H,d}$, средняя мощность сеансной нагрузки $P_{\rm c.r}$ на теневом участке орбиты длительностью $t_{\rm r}$, средняя мощность сеансной нагрузки $P_{\rm c.o}$ на освещенном участке орбиты длительностью $T_{\rm KA} - t_{\rm r}$ [1]:

$$P_{\rm H,cp} = \frac{t_{\rm T}}{T_{\rm KA}} P_{\rm c,T} + \left(1 - \frac{t_{\rm T}}{T_{\rm KA}}\right) P_{\rm c,o} + P_{\rm H,g}.$$
 (1)

Условия освещенности орбиты в течение года существенно изменяются в зависимости от положения Солнца относительно плоскости орбиты КА (угол η_c): от максимально освещенной орбиты, на которой теневые участки отсутствуют, до максимально теневой орбиты, когда КА пересекает максимальные угловые размеры тени от Земли (ТУЗ).

Условие появления цикла теневых орбит в течение полугода имеет вид [1; 7; 9-11]

$$0 \le \eta_c \le \beta_T^{\max}, \quad \sin \beta_T^{\max} = \frac{R_3}{r_{\rm KA}},\tag{2}$$

где $r_{\rm KA}$ – текущее значение величины радиуса орбиты; R_3 – средний радиус Земли ($R_3 = 6371$ км); $\beta_T^{\rm max}$ – угловой радиус ТУЗ.

Закон изменения положения Солнца относительно плоскости орбиты КА в течение полугода для предельного случая (восходящий узел орбиты КА расположен в точке весны) определяется уравнением

$$\sin \eta_c = \sin u_c \cdot \sin(i - \varepsilon), \tag{3}$$

где *i* – наклонение орбиты; ε – наклонение эклиптики; ε = 23,45; *u_c* – угловое положение Солнца относительно точки весны.

Длительность цикла теневых орбит определяется с помощью уравнения (3) из условия $0 \le \eta_c \le \beta_T^{\max}$:

$$\sin u_{\rm c.mp} = \sin \beta_T^{\rm max} / \sin(i - \varepsilon). \tag{4}$$

Для круговых орбит расчет относительной длительности ТУЗ проводится с помощью уравнения

$$K_T = \frac{t_{\text{ry3}}}{T_{\text{KA}}} = \frac{1}{\pi} \arccos\left(\frac{\cos\beta_T^{\text{max}}}{\cos\eta_c}\right), \quad 0 \le \eta_c \le \beta_T^{\text{max}}, \quad 0 \le u_c \le u_{\text{c.np}}, \tag{5}$$

где T_{KA} – длительности витка; t_{ту3} – длительность ТУЗ.

Максимальное значение K_T при $\eta_c = 0$ равно

$$K_{\rm TY3} = \frac{\beta_T^{\rm max}}{\pi}.$$
 (6)

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем [1; 8]

 $\beta_T^{\max} = 14,5$ град, $K_{\text{ТУЗ}} = 0,0806, i = 64,5$ град, $u_c = 22,4$ град.

Зависимость K_T от u_c приведена на рис. 1, *a* его среднее значение в зоне теневых орбит $0 \le u_c \le u_{c.np}$ составит $K_T^{cp} = 0,0636$. В этом случае среднее значение K_T за цикл теневых и солнечных орбит определится из уравнения $K_T^{uh} = K_T^{cp} \cdot 2 \cdot \frac{u_{c.np}}{\pi} = 0,0636 \cdot \frac{22,4^\circ}{90^\circ} = 0,0158$.



Рис. 1. Зависимость K_T от угла u_c в зоне теневых орбит

Fig. 1. Dependence of K_T on the angle u_c in the zone of shadow orbits

Проектные оценки энергобаланса КА

Энергетические возможности СЭП, использующей в качестве генератора солнечные батареи (СБ), рассчитываются из условия удовлетворения потребностей электрической нагрузки КА на критичный случай: в штатном режиме, на конец срока функционирования КА (САС) и на теневых орбитах, с проверкой обеспечения положительного энергобаланса в каждом отдельном режиме на любом этапе [1; 2]. Критерием положительного энергобаланса является наличие запаса электроэнергии в аккумуляторной батарее (АБ) на любой момент рабочего режима, при условии, что в начале и конце цикла АБ полностью заряжена

$$W_{\min} \le W_{Ab} \le W_{p,Ab},\tag{7}$$

где W_{\min} – минимальное значение запаса электроэнергии в АБ; W_{AB} – текущее значение энергоемкости АБ в процессе реализации данного режима КА; $W_{p,AB}$ – максимальное значение разрядной энергоемкости АБ. Для определения проектных требований к мощности СБ и энергоемкости АБ оценивают энергобаланс КА при следующих допущениях:

- длительность цикла равна длительности витка *T*_{KA};
- относительная длительность ТУЗ согласно формуле (5);
- возможность прохождения ТУЛ с относительной длительностью более $K_{\text{ТУ3}}$ оценивается отдельно как экстремальное событие, аналогичное аварийным ситуациям;
- мощность СБ на освещенном участке орбиты постоянная и равна е
е среднему значению $P_{\rm CE\,cp};$

– используется циклограмма штатного режима (1), мощность нагрузки представлена в виде составляющих: дежурной $P_{\rm n,d}$, постоянной по витку, сеансной (сверх дежурной) $P_{\rm c.o}$ и $P_{\rm c.r}$.

Рассмотрим базовый вариант, когда сеансная нагрузка работает непрерывно по витку, включая и теневые участки от Земли (ТУЗ), с отличием по величине мощности. Для базовой логики работы рассчитаем энергобаланс КА в штатном режиме по методике [1] и определим требования к номинальному значению мощности СБ на конец САС при наличии ТУЗ:

- энергобаланс

$$(1 - K_T) \cdot \eta_{AB} \cdot P_{3.AB} = P_{p.AB} \cdot K_T \le \frac{W_{p.AB}}{T_{KA}},$$
(8)

$$P_{3,A\overline{b}} = \eta_{3,p} \cdot \left[\eta_{C\overline{b}} \cdot P_{C\overline{b},T} - \frac{P_{H,H} + P_{c,0}}{\eta_{H}} \right], \quad P_{p,A\overline{b}} = \frac{P_{H,H} + P_{c,T}}{\eta_{3,p} \cdot \eta_{H}};$$

- мощность СБ

$$P_{\text{C}\text{B},\text{T}} = \frac{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{o}}}{\eta_{\text{C}\text{B}} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot \left(1 + \frac{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{T}}}{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{o}}} \cdot A_{\text{T}}\right), \qquad A_{\text{T}} = \frac{K_{\text{T}}}{\left(1 - K_{\text{T}}\right) \cdot \eta_{\text{3}\text{P}} \cdot \eta_{\text{3}\text{P}} \cdot \eta_{\text{A}\text{B}}}; \tag{9}$$

- энергоемкость АБ

$$W_{\text{AE.HOM}} = W_{\text{min}} + W_{\text{AE.p}}, \qquad W_{\text{AE.p}} = \frac{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{T}}}{\eta_{\text{s},\text{p}} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot K_{\text{T}} \cdot T_{\text{KA}}, \qquad (10)$$

где W_{\min} – минимальное значение запаса электроэнергии в АБ; $W_{AB,p}$ – разрядная энергоемкость АБ в процессе реализации данного режима КА; $P_{CB,\tau}$. – мощность СБ в конце САС на теневых орбитах; $P_{3,AF}$ – мощность заряда АБ; $P_{p,AF}$ – мощность разряда АБ; η_{H} , η_{CF} , η_{3P} – КПД преобразования мощности в блоках управления СЭП; η_{AF} – КПД преобразования энергии в АБ.

Для случая равномерного по витку потребления сеансной нагрузки ($P_{c.o} = P_{c.t} = P_c$) уравнение (9) для расчета мощности СБ на теневых орбитах примет следующий вид:

$$P_{\text{CB.1}} = \frac{P_{\text{H,}\text{J}} + P_{\text{c}}}{\eta_{\text{H}} \cdot \eta_{\text{CB}}} \cdot (1 + A_{\text{T}}). \tag{11}$$

На солнечной орбите $K_{\rm T} = 0$, $A_{\rm T} = 0$ поэтому возникает избыток генерируемой мощности СБ

$$\delta P_{\rm CB,\tau} = \frac{P_{\rm CB,1}}{P_{\rm CB,0}} = (1 + A_{\tau}), \quad P_{\rm CB,0} = \frac{P_{\rm H,\pi} + P_{\rm c}}{\eta_{\rm CB} \cdot \eta_{\rm H}}.$$
 (12)

Вследствие деградации мощности СБ за САС (t_{CAC}) ее начальное номинальное значению P_{CE}^0 должно быть увеличено

$$P_{\rm Cb}^0 = P_{\rm Cb,\tau} / \exp\left(-\alpha_{\rm g} \cdot t_{\rm CAC}\right),\tag{13}$$

где α_{n} – коэффициент деградации СБ.

Избыток генерируемой мощности СБ в начале САС составит

$$\delta P_{\rm CE,cac} = \frac{P_{\rm CE}^0}{P_{\rm CE,\tau}} = 1 / \exp\left(-\alpha_{\rm p} \cdot t_{\rm CAC}\right). \tag{14}$$

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем

$$K_{\rm TY3} = 0,08, \quad \eta_{\rm 3P} = 0,937, \quad \eta_{\rm AE} = 0,9,$$

получим $A_{T} \approx 0,11, \delta P_{CE,T} \approx 1,11.$

При $\alpha_{\pi} \cdot t_{CAC} = 0,2$ получим $\delta P_{CE,cac} \approx 1,22.$

Анализ приведенных уравнений показывает, что в начальные периоды функционирования КА, а также на солнечных орбитах всегда образуются резервы энергетических ресурсов, обусловленных деградацией мощности СБ к концу САС и переменной длительностью ТУЗ на орбите КА [1].

Разработанная проектная модель расчета энергобаланса позволяет сформулировать требования к начальной мощности СБ P_{CE}^{0} (формулы (9), (13)) и к номинальной разрядной энергии $W_{AE,HOM}$ (формула (10)) при известных параметрах нагрузки и условиях освещенности орбит. При этом энергоемкость АБ задается для случая максимальной ТУЗ и в начале САС, при максимальной мощности потребления сеансной нагрузки в ТУЗ.

Эффективность применения адаптивной сеансной нагрузки

Адаптивная сеансная нагрузка реализуется регулированием мощности ее потребления в течение САС, исходя из располагаемых энергетических возможностей СБ на теневых и солнечных орбитах, в начале и в конце срока функционирования.

Диапазон изменения мощности потребления сеансной нагрузки определяется по формулам (12), (13) для случая солнечной орбиты в начале САС (максимальное значение $P_{\Pi H}^{\text{макс}}$) и в конце САС (минимальное значение $P_{\Pi H}^{\text{мин}}$)

$$P_{c}^{\text{MARC}} = \eta_{CF} \cdot \eta_{H} \cdot P_{CF}^{0} - P_{\text{H,g}}.$$

$$P_{c}^{\text{MARH}} = \frac{\eta_{CF} \cdot \eta_{H} \cdot \exp(-\alpha_{\pi} \cdot t_{CAC}) \cdot P_{CF}^{0}}{1 + A_{T}} - P_{\text{H,g}}.$$
(15)

Текущее значение мощности потребления сеансной нагрузки *P*_c определяется по формулам (12)–(15):

$$P_{c} = \frac{\eta_{Cb} \cdot \eta_{H} \cdot \exp\left(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\phi}\right) \cdot P_{Cb}^{0}}{1 + A_{T}} - P_{H,\pi} = \frac{P_{H,\pi} + P_{c}^{Makc}}{1 + A_{T}} \exp\left(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\phi}\right) - P_{H,\pi}.$$
 (16)

Среднее значение мощности потребления сеансной нагрузки определяется интегрированием уравнения (16) в предположении постоянства среднего значения A_{cp}:

$$P_{\rm cp} = \frac{1}{t_{\rm CAC}} \int_{0}^{t_{\rm CAC}} P_{\rm c} \cdot dt = \frac{\left(P_{\rm H,R} + P_{\rm c}^{\rm max}\right) \cdot I_{0}}{1 + A_{\rm cp}} - P_{\rm H,R}, \quad I_{0} = \frac{1 - \exp\left(-\alpha_{\partial} \cdot t_{CAC}\right)}{\alpha_{\partial} \cdot t_{CAC}},$$

$$P_{\rm cp} = P_{\rm c}^{\rm makc} \left[\frac{I_{0} \cdot \left(1 + \delta P_{\rm H,R}\right)}{1 + A_{\rm cp}} - \delta P_{\rm H,R}\right], \quad \delta P_{\rm H,R} = \frac{P_{\rm H,R}}{P_{\rm c}^{\rm max}}, \quad A_{\rm cp} = \frac{K_{\rm T}^{\rm mH}}{\left(1 - K_{\rm T}^{\rm mH}\right) \cdot \eta_{\rm 3P} \cdot \eta_{\rm 3P} \cdot \eta_{\rm AB}}.$$
(17)

Эффективность применения адаптивной сеансной нагрузки предлагается оценить с помощью относительного критерия

$$\delta P_{_{3a}} = \frac{P_{_{cp}}}{P_{_{c}}^{_{MUH}}} = \frac{I_0 \cdot (1 + \delta P_{_{H,R}}) - (1 + A_{_{cp}}) \cdot \delta P_{_{H,R}}}{\exp(-\alpha_{_{R}} \cdot t_{_{CAC}}) \cdot (1 + \delta P_{_{H,R}}) - (1 + A_{_{T}}) \cdot \delta P_{_{H,R}}} \cdot \frac{(1 + A_{_{T}})}{1 + A_{_{cp}}}.$$
(18)

В варианте применения адаптивной сеансной нагрузки энергоемкость АБ задается для случая максимальной ТУЗ и в начале САС при максимальной мощности потребления сеансной нагрузки

$$W_{\text{AB.HOM}} = W_{\text{min}} + \frac{P_{\text{H,}\text{H}} + P_{\text{c}}^{\text{MAKC}}}{\eta_{3,p} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot K_{\text{TY3}} \cdot T_{\text{KA}}.$$
(19)

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем [1; 8]:

 $A_{T} \approx 0,11$, при $K_{T}^{\text{ин}} = 0,0158$ получим $A_{cp} \approx 0,0138$, при $\alpha_{\pi} \cdot t_{CAC} = 0,2$ получим $I_{0} \approx 0,9063$,

в результате, полагая $\frac{P_{\text{н.д.}}}{P_{\text{c}}^{\text{max}}} \approx 0,5$ получим $\delta P_{_{3a}} \approx 1,4$.

Полученные оценки подтверждают эффективность использования адаптивной сеансной нагрузки.

Эффективность снижения мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты

Рассмотрим вариант оптимизации энергообеспечения КА за счет снижения мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты (в ТУЗ)

$$P_{\rm c.t} = \alpha_{\rm ch} \cdot P_{\rm c}, \quad P_{\rm c.o} = P_{\rm c.2},$$
 (20)

где α_{ch} – коэффициент снижения мощности сеансной нагрузки в ТУЗ.

Для этого варианта мощность СБ на конец САС определяется по формуле (9):

$$P_{\text{CB.2}} = \frac{P_{\text{H,}\pi} + P_{\text{c.2}}}{\eta_{\text{CB}} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot \left(1 + \frac{P_{\text{H,}\pi} + \alpha_{\text{cH}} \cdot P_{\text{c.2}}}{P_{\text{H,}\pi} + P_{\text{c.2}}} \cdot A_{\text{T}} \right),$$
$$P_{\text{CB.2}} = P_{\text{CB}}^{0} \cdot \exp\left(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\text{CAC}}\right).$$
(21)

Полагая одинаковой мощность СБ на конец САС $P_{CE.1} = P_{CE.2}$, оценим увеличение мощности сеансной нагрузки КА в этом варианте

$$\delta P_{\rm c} = \frac{P_{\rm c.2}}{P_{\rm c}} = \frac{1 + A_{\rm T}}{1 + \alpha_{\rm cH} \cdot A_{\rm T}}.$$
(22)

Максимальное значение $\delta P_{\rm c}$ достигается при $\alpha_{\rm ch} = 0$

$$\delta P_{\rm M,CH} = 1 + A_{\rm T}.$$
(23)

Полученное значение выигрыша по мощности сеансной нагрузки реализуется на теневых орбитах в конце САС (t_{CAC}), когда происходит максимальная деградация мощности СБ.

Однако наличие избыточной мощности СБ в начальный период, когда срок функционирования КА t_{ϕ} меньше t_{CAC} , позволяет обеспечить работу сеансной нагрузки с увеличенной мощностью $P_{c,2}$ в ТУЗ до определенного времени функционирования ($0 \le t_{\phi,T} \le t_{CAC}$)

$$P_{\text{CE},3} = P_{\text{CE}}^{0} \cdot \exp\left(-\alpha_{\scriptscriptstyle \mathcal{A}} \cdot t_{\scriptscriptstyle \phi, \scriptscriptstyle T}\right) = \frac{P_{\text{c},2} + P_{\scriptscriptstyle \text{H}, \scriptscriptstyle \mathcal{A}}}{\eta_{\rm H} \cdot \eta_{\rm CE}} \cdot \left(1 + A_{\scriptscriptstyle \text{T}}\right). \tag{24}$$

Значение P_{CE}^0 определяется из уравнения (13), которое и подставляется в уравнение (24)

$$\frac{P_{\text{CE.3}}}{\exp(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\phi,\text{T}})} = \frac{P_{\text{CE.2}}}{\exp(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\text{CAC}})}, \quad (t_{\text{CAC}} - t_{\phi,\text{T}}) \cdot \alpha_{\pi} = \ln \frac{P_{\text{CE.3}}}{P_{\text{CE.2}}}.$$
(25)

Уравнение (25) может быть преобразовано к виду

$$\frac{t_{\phi,\mathrm{T}}}{t_{\mathrm{CAC}}} = 1 - \frac{1}{\alpha_{\mathrm{g}} \cdot t_{\mathrm{CAC}}} \cdot \ln \frac{\left(1 + \delta P_{\mathrm{H,2,2}}\right) \cdot \left(1 + \mathrm{A}_{\mathrm{T}}\right)}{1 + \alpha_{\mathrm{cH}} \cdot \mathrm{A}_{\mathrm{T}} + \left(1 + \mathrm{A}_{\mathrm{T}}\right) \cdot \delta P_{\mathrm{H,2,2}}}, \quad \delta P_{\mathrm{H,2,2}} = \frac{P_{\mathrm{H,2}}}{P_{\mathrm{c,2}}}.$$
(26)

С использованием уравнения (26) сформируем обобщенный коэффициент тени за цикл

$$K_{\rm T}^{\rm o6} = \left(1 - \frac{t_{\rm \phi,T}}{t_{\rm CAC}}\right) \cdot K_{\rm T}^{\rm uH}.$$
(27)

Таким образом, можно сделать вывод, что снижение мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты только на заключительных этапах САС ($t_{\phi,r} \leq t_{CAC}$) позволяет увеличить мощность сеансной нагрузки ($\delta P_{c,2}$), что эквивалентно увеличению целевой эффективности. Однако в этом случае снижается коэффициент готовности КА в системной точке за счет увеличения времени выведения КА из целевого использования в течение цикла.

Рассмотрим предельный случай, когда в состав сеансной нагрузки входит полностью полезная нагрузка и при ее выключении включается компенсирующий обогрев по мощности, равный $P_{\text{к.об}} = \alpha_{\text{сн}} \cdot P_{c2} = P_{\text{с.т.}}$

Для оценки эффективности выключения полезной нагрузки в ТУЗ используем относительный критерий $\delta P_{\rm sr}$: произведение приращения эффективности и готовности КА

$$\delta P_{\rm PT} = \delta P_{\rm c} \cdot \left(K_{\rm r}^0 - \Delta K \right) > 1, \tag{28}$$

где K_{Γ}^{0} – нормированное значение коэффициент готовности КА в системной точке; ΔK – изменение коэффициента готовности КА.

В качестве показателя ΔK возможно использовать один из показателей ТУЗ: $K_{\text{ТУЗ}}$, $K_{\text{T}}^{\text{ин}}$, K_{T}^{of} .

Подставляя в уравнение (28) значение δP_c из уравнения (22) получим ограничение на коэффициент снижения мощности (α_{ch}):

$$0 \le \alpha_{\rm ch,np}, \qquad \alpha_{\rm ch,np} = \frac{\left(K_{\rm r}^0 - \Delta K\right) \cdot \left(1 + A_{\rm r}\right) - 1}{A_{\rm r}}.$$
(29)

В варианте выключения сеансной нагрузки в ТУЗ в конце САС энергоемкость АБ задается для случая максимальной ТУЗ и в начале САС, при максимальной мощности потребления сеансной нагрузки в ТУЗ (19).

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем [1; 8]:

 $A_{T} \approx 0,11$, при $t_{CAC} = 0,2$ и $\delta P_{H,d,2} \approx 0,5$ получим $\frac{t_{\phi,T}}{t_{CAC}} = 0,68$ и соответственно

 $K_{\rm T}^{\rm o6} = (1-0,68) \cdot 0,0158 = 0,005$. Полагая $K_{\rm r}^0 = 0,995$, получим набор ограничений по $\alpha_{\rm ch}$ в зависимости от значений ΔK (табл. 1).

ΔK	$K_{\rm TY3} = 0,08$	$K_{\rm T}^{\rm cp} = 0,0636$	$K_{\rm T}^{_{\rm HH}} = 0,0158$	$K_{\rm T}^{ m o6} = 0,005$
$\alpha_{_{\text{сн.пр}}}$ (при $\delta P_{_{\text{эт}}} > 1$)	0,14	0,308	0,79	0,899
$\delta P_{\rm Эт}$ (при $\alpha_{\rm сн.пр} = 0$)	1,016	1,034	1,087	1,1

Зависимости показателей эффективности от ΔK

Как видно из таблицы, даже в наихудшем случае по теням выключение полезной нагрузки в ТУЗ дает положительный результирующий эффект при $0 \le \alpha_{ch} \le 0,14$, а при $\alpha_{ch} = 0$ значение $\delta P_{\text{эт}} > 1,016$ и $\delta P_{\text{м.сн}} = 1,11$.

Методика нормирования запасов по энергоресурсам КА

Проектирование систем энергоснабжения КА на начальных этапах осуществляется при наличии неопределенностей по штатной программе работы КА, параметрам электрической нагрузки, условиям освещенности. Поэтому проектные параметры системы энергоснабжения КА (мощность СБ, энергоемкость АБ) определяются при расчете энергобаланса для наихудших условий: на конец срока активного существования КА и при максимальной длительности ТУЗ. Наличие неопределенностей в реализации энергетических параметров КА приводят к необходимости нормирования энергетических запасов по мощности электрической нагрузки, мощности СБ и энергоемкости АБ.

Мощность электрической нагрузки КА в различных режимах формируется в виде суммы мощностей электрической нагрузки составных частей КА, на каждую из которых задаются ограничения в виде диапазона

$$P_i - \Delta P_i \le \tilde{P}_i \le P_i + \Delta P_i, \qquad \delta P_i = \frac{\Delta P_i}{P_i}, \tag{30}$$

где \tilde{P}_i , P_i – фактические и номинальные значения энергопотребления *i*-х составных частей КА; ΔP_i – предельный диапазон отклонения энергопотребления от номинального значения *i*-х составных частей, задаваемые методом экспертных оценок, в пределах $\delta P_i = 0,05-0,15$, в зависимости от новизны разрабатываемой аппаратуры.

Энергопотребление КА как сумма случайных величин его составных частей с интервальным законом распределения при использовании принципа гарантированного результата формируется следующим образом (детерминированная модель) [1; 5]:

$$\tilde{P}_{\mathrm{KA}} = \sum_{i}^{n} \tilde{P}_{i} \leq P_{\mathrm{H.KA}} + \Delta P_{\mathrm{g}},$$

$$\Delta P_{\mathrm{g}} = \sum_{i=1}^{n} \Delta P_{i} \approx \sum_{i=1}^{n} P_{i} \cdot \delta P_{i} \approx \delta P \cdot P_{\mathrm{H.KA}}.$$
(31)

Однако в соответствии с центральной предельной теоремой, сумма случайных величин составных частей с интервальным законом может быть представлена как случайная величина с нормальным законом распределения вероятности (вероятностная модель) [1; 3–6]

$$\tilde{P}_{\mathrm{KA}} = \sum_{i}^{n} \tilde{P}_{i}, \quad \mathrm{Bep} \Big[\tilde{P}_{\mathrm{KA}} \le P_{\mathrm{H.KA}} + \Delta P_{\mathrm{B}} \Big] = \Phi_{P},$$
$$\Delta P_{\mathrm{B}} = t_{P} \cdot \sigma_{P}, \qquad \sigma_{P} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \Delta P_{i}^{2}} \approx \frac{\delta P}{\sqrt{n}} \cdot P_{\mathrm{H.KA}},$$
(32)

где n – количество составных частей; t_P – параметр распределения вероятности по энергопотреблению КА; σ_P – среднеквадратическое отклонение по энергопотреблению КА; Φ_P – интеграл вероятности (нормированная функция Лапласа), задаваемый в табличной форме [1; 3–6].

Для уровня вероятности, при котором гарантируется структурная устойчивость проекта ($\Phi_p \approx 0,997$), значение параметра распределения вероятности $t_p \approx 2,8$. Поэтому при составлении бюджета запасов ресурсов КА на парирование неопределенностей использование вероятностной модели снижает эти запасы в сравнении с детерминированной моделью [1]:

$$\frac{\Delta P_{\rm B}}{\Delta P_{\rm n}} = \frac{t_P}{\sqrt{n}} \le 1, \quad \text{при} \quad n > 10.$$

Для КА системы ГЛОНАСС n > 25, поэтому $\frac{\Delta P_{\rm B}}{\Delta P_{\rm A}} \le 0,56$, а при $\delta P_i = 0,05-0,15$ получим

$$\delta P_{\rm B} = \frac{\Delta P_{\rm B}}{P_{\rm H.KA}} \approx 0,56 \cdot \delta P = 0,03 - 0,08.$$

Проектирование КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки Проектирование КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки предполагает максимальное использование резервов энергетических ресурсов на повышение его эффективности.

Рассмотрен вариант использование адаптивной сеансной нагрузки путем регулирования мощности потребления полезной нагрузки (регулирование длительности сеансной работы) в зависимости от освещенности орбиты и срока функционирования КА. Использование адаптивной сеансной нагрузки повышает эффективность КА (для КА системы ГЛОНАСС можно получить $\delta P_{3a} \approx 1,4$).

Для того чтобы реализовать эту схему необходимо разработать соответствующую полезную нагрузку, комплекс автоматики и стабилизации СЭП на максимальные мощности от СБ и нагрузки на начальных сроках функционирования КА. При проектировании системы терморегулирования на максимальный режим «перегрев» следует учитывать, что средние за виток тепловыделения в этом режиме в начале и в конце САС будут различными. Однако в этой схеме не требуются запасы энергоресурсов на парирование неопределенностей.

Использование режима снижения мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты позволяет повысить эффективность КА (для КА системы ГЛОНАСС можно получить $\delta P_{\rm 3T} = 1,016-1,11$). В этом варианте можно не создавать запасы энергоресурсов на парирование неопределенностей ($\delta P_{\rm B} = 0,03-0,08$), так как они могут быть скомпенсированы (при необходимости) снижением мощности сеансной нагрузки в ТУЗ.

Заключение

1. Разработаны методические принципы проектирования космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки при наличии неопределенностей по параметрам и условиям.

2. Разработаны математические модели расчета параметров энергобаланса КА для различных вариантов реализации мощности сеансной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования КА.

3. Проведены оценки эффективности использования методических принципов проектирования КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования КА.

4. Разработана методика нормирования запасов по энергоресурсам КА на парирование неопределенностей по параметрам и условиям, а также принципы ее применения при проектировании космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки.

Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

2. Источники энергии систем электроснабжения космических аппаратов : монография / М. В. Лукьяненко, М. М. Лукьяненко, А. Н. Ловчиков, А. Б. Базилевский ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2008. 176 с. 3. Вентцель Е. С. Исследование операций. Задачи, принципы, методология. 2-е изд., стер. М. : Наука, 1988. 208 с.

4. Ильичев А. В., Волков В. Д., Грушинский В. А. Эффективность проектируемых элементов сложных систем. М. : Высш. шк., 1982. 280 с.

5. Розанов Ю. А. Случайные процессы. М. : Наука, 1979. 184 с.

6. Тараканов К. В., Овчаров Л. А., Тырышкин А. Н. Аналитические методы исследования систем. М. : Сов. радио, 1974. 240 с.

7. Чернявский Г. М., Бартенев В. А. Орбиты спутников связи. М. : Связь, 1978. 240 с.

8. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования : под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.

9. Чеботарев В. Е., Воронцова Е. О. Методика обеспечения энергоресурсами окололунного спутника для прохождения теневых зон большой длительности // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. 4, № 4. С. 233–240. Doi:10.26732/j.st.2020.4.06.

10. Чеботарев В. Е., Воронцова Е. О., Сидорова Е. А. Моделирование теневых зон на окололунных орбитах и особенности расчета параметров систем электропитания и терморегулирования окололунного космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (10–13 нояб. 2020, г. Красноярск) : в 2 ч. Ч. 1. 2020. С. 49–51.

11. Чеботарев В. Е., Воронцова Е. О. Методика расчета проектных параметров системы электропитания окололунного КА // Системный анализ, управление и навигация : материалы 25-й Междунар. конф. Евпатория, 2021. С. 150–152.

12. Разработка систем космических аппаратов : под ред. П. Фортексью, Г. Суайнерда, Д. Старка ; пер. с англ. М. : Альпина Паблишер, 2015. 756 с.

13. Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов : учеб. пособие. М. : Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Н. Э. Баумана, 2010. 136 с.

14. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета ИСЗ. 2-е изд. М. : Либроком, 2011. 544 с.

15. Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е. Лунная информационно-навигационная обеспечивающая система // Актуальные вопросы проектирования АКА для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО имени С. А. Лавочкина», 2015. С. 323–329.

References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, 2011, 488 p.

2. Lukyanenko M. V., Lukyanenko M. M., Lovchikov A. N., Bazilevsky A. B. *Istochniki energii sistem elektrosnabzheniya kosmicheskikh apparatov* [Energy sources of spacecraft power supply systems]. Krasnoyarsk, 2008, 176 p.

3. Wentzel E. S. *Issledovaniye operatsiy. Zadachi, printsipy, metodologiya* [Operations Research. Tasks, principles, methodology]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 208 p.

4. Ilyichev A. V., Volkov V. D., Grushinsky V. A. *Effektivnost' proyektiruyemykh elementov slozhnykh system* [Efficiency of designed elements of complex systems]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1982, 280 p.

5. Rozanov Y. A. Sluchaynyye protsessy [Random processes]. Moskow, Nauka Publ., 1979, 184 p.

6. Tarakanov K. V., Ovcharov L. A, Tyryshkin A. N. *Analiticheskiye metody issledovaniya system* [Analytical methods for studying systems]. Moscow, Sov. Radio Publ., 1974, 240 p.

7. Chernyavsky G. M. Orbity sputnikov svyazi [Orbits of communication satellites]. Moscow, Svyaz' Publ, 1978, 240 p.

8. Perova A. I., Kharisova V. N. *GLONASS. Printsipy postroyeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and functioning]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p.

9. Chebotarev V. E., Vorontsova E. O. [A technique for providing energy resources to a circumlunar satellite for passing shadow zones of long duration]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii*. 2020, No. 4, P. 233–240 (In Russ.).

10. Chebotarev V. E., Vorontsova E. O., Sidorova E. A. [Modeling of Shadow Zones in Circumlunar Orbits and Peculiarities of Calculating the Parameters of Power Supply and Thermal Control Systems of a Circumlunar Spacecraft]. *Reshetnevkiye chteniya*. 2020. P. 49–51 (In Russ.).

11. Chebotarev V. E., Vorontsova E. O. [Method for calculating the design parameters of the power supply system of a circumlunar spacecraft]. 25-ya Mezhdunarodnaya konferentsiya "Sistemnyy analiz, upravleniye i navigatsiya", 2021, P. 150–152 (In Russ.).

12. Fortexue P., Swinerd G., Stark D. *Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov* [Development of spacecraft systems]. Moscow, Al'pina Pabl., 2015, 756 p.

13. Tumanov A. V., Zelentsov V. V, Shcheglov G. A. *Osnovi komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskih apparatov* [Foundations of layout of on-Board equipment of spacecraft]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2010, 136 p. (In Russ.).

14. Eliasberg P. E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennogo sputnika Zemli* [Introduction in the theory of flight of the artificial companion of the earth]. Moscow, Librikom Publ., 2011, 544 p.

15. Kosenko V. E., Zvonar V. D., Chebotarev V. E. [Lunar information and navigation support system]. *Aktual'nye voprosy proektirovaniya AKA dlya fundamental'nyh i prikladnyh nauchnyh issledovanij* [Actual problems of AKA design for fundamental and applied scientific research]. Khimki, FSUE S. A. Lavochkina Publ., 2015, P. 323–329 (In Russ.)

© Чеботарев В. Е., Фаткулин Р. Ф., Воронцова Е. О., Шангина Е. А., Баландина Т. Н., 2022

Чеботарев Виктор Евдокимович – доктор технических наук, доцент, ведущий инженер-конструктор; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: cheb1940@yandex.ru.

Фаткулин Роман Фаритович – главный конструктор опытно-конструкторских работ; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: frf@iss-reshetnev.ru.

Воронцова Евгения Олеговна – инженер 2 категории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: jenvoroncova@gmail.com.

Баландина Татьяна Николаевна – инженер 2 категории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: balandina@iss-reshetnev.ru.

Шангина Екатерина Андреевна – кандидат технических наук, инженер-конструктор 2 категории; AO «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: shangina@iss-reshetnev.ru.

Chebotarev Viktor Evdokimovich – Dr. Sc., docent, Leading Design Engineer; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: cheb1940@yandex.ru.

Fatkulin Roman Faritovich – chief designer of development work; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems" E-mail: frf@iss-reshetnev.ru.

Vorontsova Evgeniya Olegovna – engineer of the 2nd category; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: jenvoroncova@gmail.com.

Balandina Tatyana Nikolaevna – engineer of the 2nd category; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: balandina@iss-reshetnev.ru.

Shangina Ekaterina Andreevna – Cand. Sc., Design Engineer 2nd category, JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: shangina@iss-reshetnev.ru.