

Особенности выбора параметров при проектировании системы электроснабжения космического аппарата, функционирующего на сверхнизких орбитах

МИХЕЕВ О.В., ПОЛОЖЕНЦЕВ А.Е., БЕЛИК С.В., ОШКИН А.Е., КУРНЫКОВ А.Г.

Рассмотрены результаты моделирования и оценки проектных параметров солнечных и аккумуляторных батарей системы электроснабжения (СЭС) сверхнизкоорбитальных космических аппаратов (КА), функционирующих на орбитах высотой 180–200 км и использующих для коррекции орбиты электроракетные двигатели малой тяги, включаемые на каждом витке полета КА. На примере сверхнизкоорбитального космического аппарата ДЗЗ для типового витка полета определены порядок выбора и основные расчетные соотношения, даны оценки основных параметров солнечных и аккумуляторных батарей СЭС. Полученные результаты могут найти применение при обосновании характеристик и разработке аппаратуры системы электроснабжения сверхнизкоорбитальных КА различной размерности.

К л ю ч е в ы е с л о в а: система электроснабжения, космический аппарат, электроракетные двигатели, солнечная батарея, аккумуляторная батарея, корректирующий импульс

У разработчиков космических аппаратов (КА) наметился интерес к классу так называемых сверхнизкоорбитальных космических аппаратов, способных функционировать на орбитах высотой 180–200 км. Достоинством таких КА, применяемых, например, для дистанционного зондирования Земли, является возможность проведения съемки со сверхвысоким разрешением с помощью достаточно простой маломассогабаритной съемочной аппаратуры на основе отработанных технологий, не требующих больших затрат. Вместе с тем основной проблемой, сдерживающей широкое применение таких КА, является трудность длительного поддержания параметров их орбиты в условиях достаточно плотной атмосферы на рассматриваемых высотах.

Для решения данной проблемы в ряде работ, например в [1], предлагается в качестве корректирующей двигательной установки КА использовать электроракетные двигатели малой тяги с высоким удельным импульсом, способные работать длительное время на орбите при малом расходе рабочего тела. Опыт использования таких двигателей на низкоорбитальном КА для коррекции орбиты был получен впервые на российском аппарате ДЗЗ «Монитор-Э» разработки Государственного космического научно-производственного центра им. М.В. Хруничева.

Как показано в [1], для эффективного поддержания параметров сверхнизкой орбиты корректирующая электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) должна включаться практически на каждом витке полета КА. Ввиду большой потребляе-

мой мощности (до полутора киловатт при работе даже одного тягового модуля) такой режим работы ЭРДУ создает значительную нагрузку на систему электроснабжения (СЭС) КА. Если учесть при этом энергопотребление целевой аппаратуры и других служебных систем КА, а также ряд ограничений на установку солнечных батарей на корпусе КА, то становится понятным, что проблема определения проектных параметров СЭС сверхнизкоорбитального КА является одной из основных при формировании его конструктивного облика и нахождении технических характеристик. В статье авторы с общих методических позиций исследуют вопросы последовательности выбора технических характеристик СЭС для сверхнизкоорбитальных КА. При этом сделана попытка обобщения результатов анализа на сверхнизкоорбитальные КА различной размерности.

Постановка задачи и порядок решения. Система электроснабжения (СЭС) бортовых потребителей сверхнизкоорбитального КА включает солнечную батарею (СБ) – первичный источник электроэнергии на борту КА – и аккумуляторные батареи (АБ) – вторичный источник. Расчетным случаем для выбора характеристик СЭС является типовой виток полета КА. Для характерной сверхнизкой солнечно-синхронной орбиты КА высотой около 200 км участок полета КА без притока энергии от СБ составляет примерно 49 мин, включая теневой участок длительностью около 36 мин. Если рассматривать в качестве сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ, то съемочная аппаратура (СА) может работать на

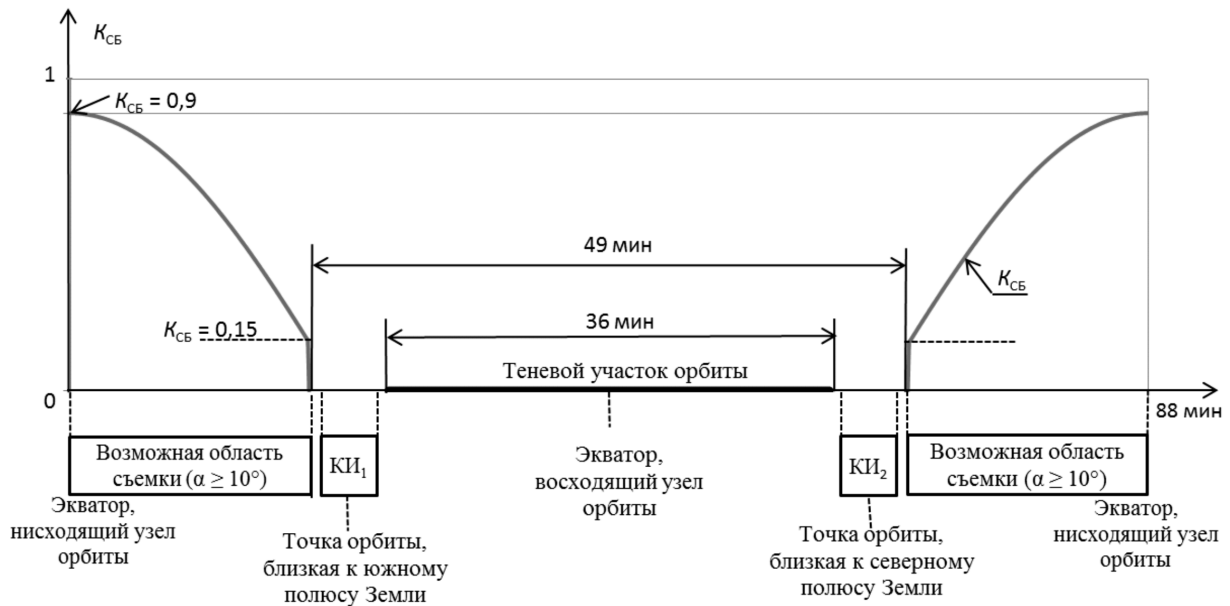


Рис. 1. Типовой виток полета сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ с обозначением участков целевой работы и коррекции параметров орбиты

освещенном участке орбиты с местным углом Солнца $\alpha \geq 10^\circ$. Совмещение работы целевой аппаратуры и ЭРДУ нежелательно ввиду значительной нагрузки на СЭС, а также возмущений на СА при работе ЭРДУ. С учетом изложенного на рис. 1 приведен типовой виток КА ДЗЗ с обозначениями участков целевой работы и выдачи корректирующих импульсов (КИ) ЭРДУ. На рисунке также показаны значения коэффициентов прихода энергии от СБ, рассчитанные с учетом эволюции угла между нормалью к плоскости орбиты и направлением на Солнце.

Выбор необходимых параметров СЭС КА основывается на соблюдении баланса энергии, потраченной на участках полета с разрядом АБ, на которых отсутствует энергоприток от панелей СБ, и энергии восполнения (заряда), получаемой АБ на протяжении той части освещенного участка орбиты, где панели СБ генерируют электроэнергию.

Бюджет затрачиваемой на борту электроэнергии включает энергопотребление целевой аппаратуры и служебных систем, включая ЭРДУ. При этом, если энергопотребление целевой аппаратуры и служебных систем за исключением ЭРДУ является варьируемой переменной, зависящей от типа и размерности КА, то энергопотребление ЭРДУ – заданное значение, определяемое типом выбранного двигателя ЭРДУ. Так как потребляемая мощность ЭРДУ даже при работе одного тягового модуля (ТМ) двигательной установки весьма значительна (до 1500 Вт), принципиальным становится определение длительностей корректирующих импульсов

ЭРДУ, обозначенных на рис. 1 для типового витка. В этом плане выбор характеристик СЭС является более широкой задачей, затрагивающей вопросы поддержания параметров орбиты КА с помощью ЭРДУ. В свете вышеизложенного авторами была выбрана следующая последовательность поэтапного решения поставленной задачи.

На первом этапе решением баллистической задачи поддержания параметров сверхнизкой орбиты (в частности, высоты орбиты) определялись требуемые длительности корректирующих импульсов (КИ) ЭРДУ на типовом витке, обозначенные на рис. 1. Основные исходные характеристики в данной задаче – параметры атмосферы на выбранной высоте, поперечное сечение КА (площадь мишени) и характеристики тягового модуля (ТМ) ЭРДУ. Параметры атмосферы выбирались для наихудшего случая высокой солнечной активности. В качестве основного типа двигателей ЭРДУ были приняты СПД-70 и СПД-100. Двигатель установлен на торцевой поверхности КА таким образом, что его тяга проходила через центр массы КА и была направлена по вектору скорости. При этом для уменьшения площади мишени КА солнечные батареи размещены на корпусе КА так, чтобы их рабочие поверхности были всегда ориентированы на зенит, а панели СБ выполнены невращающимися.

На рис. 2 показана рассчитанная зависимость суммарной (для двух КИ на типовом витке) длительности КИ $t_{КИ}$ от площади мишени КА S_M для указанных выше типов двигателей ЭРДУ.

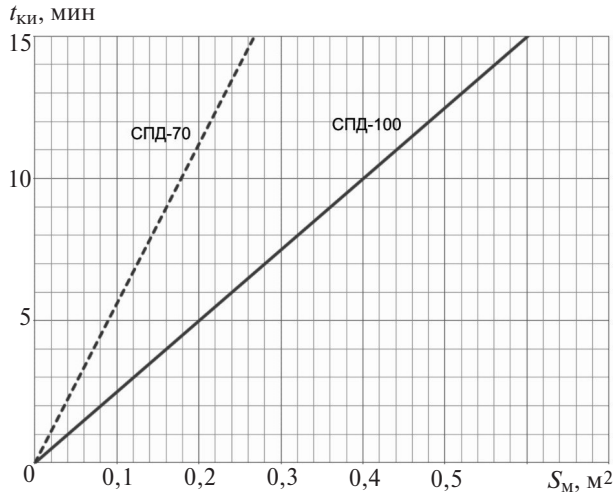


Рис. 2. Зависимость суммарной на типовом витке длительности корректирующего импульса $t_{ки}$ от площади миделя S_m космического аппарата для двух типов двигателей ЭРДУ

На втором этапе рассчитывается энергобаланс КА для типового витка. В качестве исходных данных для этого этапа задавались:

найденные на первом этапе длительности КИ для разных типов ДУ;

средняя потребляемая мощность бортовых систем КА без учета потребляемой мощности ДУ;

потребляемая мощность ДУ для выбранного типа двигателя;

значения КПД регулятора тока, распределительной сети, зарядного устройства, разрядного устройства аппаратуры регулирования и контроля (АРК) СЭС, а также КПД АБ при заряде и при разряде.

В качестве солнечной батареи была выбрана наиболее современная трехкаскадная арсенид-галлиевая батарея.

При расчете энергобаланса использовался метод пошагового имитационного моделирования, успешно реализованный авторами при расчетах СЭС ряда разработанных КА. Суть метода применительно к рассматриваемой задаче состоит в следующем.

Весь типовой виток разбивается на N -е число шагов. При заданных значениях фиксированных параметров, перечисленных выше, задавалось некоторое начальное значение установленной мощности СБ $P_{СБ0}$. Далее на каждом последовательном шаге в соответствии с циклограммой энергопотребления бортовых систем сравнивались значения суммарной потребляемой мощности нагрузки P_n и мощности, поступающей от СБ с учетом коэффициента прихода энергии (рис. 1). В зависимости от соотношения сравниваемых мощностей рассчитывалось значение накапливаемой на борту энергии за i -й шаг с использованием следующих выражений [2, 3]:

$$\Delta W_i = \begin{cases} (P_{СБi} \eta_{рт} - P_{ни} / \eta_{рс}) \eta_{зу} \eta_{АБз} \Delta t_i, & \text{при } P_{СБi} \geq P_{ни}; \\ -[(P_{ни} / \eta_{рс}) / (\eta_{ру} \eta_{АБр})] \Delta t_i, & \text{при } P_{СБi} = 0; \\ -(P_{ни} / \eta_{рс} - P_{СБi} \eta_{рт}) / (\eta_{ру} \eta_{АБр}) \Delta t_i, & \text{при } P_{СБi} < P_{ни}, \end{cases} \quad (1)$$

где $\eta_{рт}$, $\eta_{рс}$, $\eta_{зу}$, $\eta_{ру}$, $\eta_{АБз}$, $\eta_{АБр}$ – КПД регулятора тока, распределительной сети, зарядного устройства, разрядного устройства, АБ при заряде и АБ при разряде; $P_{СБi}$ – выходная электрическая мощность СБ на i -м шаге, Вт; $P_{ни}$ – электрическая мощность нагрузки на i -м шаге, Вт; Δt_i – длительность шага, с.

Полученное значение энергии ΔW_i запоминалось, после чего переходили к следующему ($i+1$)-му шагу модели с проведением соответствующих расчетов по (1). По завершении всех N шагов суммировались пошаговые значения энергии с учетом их знаков с нахождением итогового значения W . Если это значение получалось отрицательным (дефицит энергии за виток), выбиралось новое значение установленной мощности СБ и процедура повторялась до получения положительного, но близкого к нулю значения W . В результате расчета определялась установленная мощность СБ $P_{СБу}$, обеспечивающая нулевой или близкий к нулю энергобаланс за типовой виток. Параллельно в ходе моделирования определялась разрядная емкость АБ $Q_{АБр}$, рассчитываемая по заданному значению напряжения на АБ.

Для демонстрации результатов предложенной методики определения проектных характеристик СЭС сверхнизкоорбитального КА ниже приведены расчетные зависимости СЭС для класса аппаратов ДЗЗ со средним энергопотреблением бортовых систем на витке (без учета ДУ) в диапазоне от 100 до 700 Вт. Как показывает анализ, с таким энергопотреблением могут быть наиболее востребованы сверхнизкоорбитальные аппараты ДЗЗ массой до 1,5 т.

В качестве варьируемых характеристик были выбраны: суммарная за виток длительность корректирующего импульса $t_{ки}$ (в диапазоне значений, показанных на графике рис. 1) и средняя за виток потребляемая мощность бортовых систем КА $P_{СБ}$ (без учета ДУ). Расчеты проведены для двух типов двигателей ЭРДУ (СПД-70 и СПД-100) с потребляемой мощностью соответственно 1100 и 1500 Вт. Тогда для нахождения по (1) мощности нагрузки P_n последняя на участках проведения КИ определялась как сумма средней потребляемой мощности бортовых систем без учета ДУ $P_{6с}$ и

мощность, потребляемая собственно двигательной установкой $P_{ду}$.

Значения КПД элементов СЭС были приняты следующими: $\eta_{рт} = 0,95$; $\eta_{рс} = 0,98$; $\eta_{зу} = 0,92$; $\eta_{ру} = 0,92$; $\eta_{АБз} = 0,98$; $\eta_{АБр} = 0,85$; напряжение АБ – равным 28,5 В. В качестве рассчитываемых параметров СЭС выбраны установленная мощность СБ $P_{СБу}$ и разрядная емкость аккумуляторной батареи $Q_{АБр}$. Заметим, что, зная удельную мощность, снимаемую с единицы площади СБ, и допустимую глубину разряда АБ, легко могут быть найдены площадь СБ и номинальная емкость АБ.

Результаты расчетов для одного из вариантов значения $P_{бс} = 500$ Вт и двух типов ДУ приведены на рис. 3.

Учитывая линейный характер зависимостей $P_{СБу}$ и $Q_{АБр}$ от $t_{ки}$ и $P_{бс}$, последние могут быть формализованы в виде обобщенных функциональных зависимостей с использованием некоторых вспомогательных коэффициентов перед аргументами $P_{бс}$ и $t_{ки}$.

В условиях принятых выше значений фиксированных параметров (значений КПД устройств СЭС, типов ДУ и др.) эти зависимости для доста-

точно широкого диапазона значений $P_{бс}$ и $t_{ки}$ с учетом 10%-го запаса для $P_{СБу}$ и $Q_{АБ}$ имеют вид:

$$\begin{aligned} P_{СБу} &= \alpha_1 P_{бс} + \beta_1 t_{ки}; \\ Q_{АБр} &= \alpha_2 P_{бс} + \beta_2 t_{ки}, \end{aligned} \quad (2)$$

где для СПД-70

$$\alpha_1 = 5,2 \cdot 10^{-3} \text{ кВт/Вт}; \quad \beta_1 = 7,4 \cdot 10^{-2} \text{ кВт/мин};$$

$$\alpha_2 = 3,8 \cdot 10^{-2} \text{ Ач/Вт}; \quad \beta_2 = 0,83 \text{ Ач/мин};$$

для СПД-100

$$\alpha_1 = 5,2 \cdot 10^{-3} \text{ кВт/Вт}; \quad \beta_1 = 0,1 \text{ кВт/мин};$$

$$\alpha_2 = 3,8 \cdot 10^{-2} \text{ Ач/Вт}; \quad \beta_2 = 1,13 \text{ Ач/мин}.$$

Таким образом, если известна площадь поперечного сечения сверхнизкоорбитального КА, то по графикам рис. 2 может быть найдена длительность коррекции параметров орбиты аппарата. Затем с учетом заданного среднего значения потребляемой за виток мощности бортовых систем КА по приведенным выше выражениям (2) оценены необходимые параметры солнечных и аккумуляторных батарей СЭС КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бахвалов Ю.О., Хатулев В.А., Михеев О.В., Положенцев А.Е., Белик С.В. Сверхнизкоорбитальный космический аппарат высокоточного оптико-электронного наблюдения Земли. – Полет, 2015, № 1, с. 17–21.
2. Икше Ф.Ю., Михеев О.В., Судаков В.М. Из опыта восстановления энергобаланса космического аппарата «Монитор-Э» в условия неориентированного полета. – Электрика, 2010, № 10, с. 13–15.
3. Давыдов А.А., Икше Ф.Ю., Михеев О.В., Судаков В.М. Оценка времени восстановления энергобаланса КА при возникновении на борту нештатных ситуаций, связанных с потерей ориентации аппарата. – М.: Полет, 2012, вып. 3, с. 87–90.

[04.10.2017]

А в т о р ы: Михеев Олег Всеволодович окончил Военную инженерную академию им. Дзержинского в 1970 г. Начальник отделения Конструкторского бюро «Салют» Государственного космического научно-производственного центра (ГКНПЦ) им. М.В. Хруничева.

Положенцев Александр Евгеньевич окончил Московское высшее техническое училище им. Баумана в 1982 г. Начальник отдела Конструкторского бюро «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Белик Сергей Владимирович окончил Московский государственный авиационный институт (МАИ) в 2000 г. Заместитель начальника отдела Конструкторского бюро «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Ошкин Алексей Евгеньевич окончил МАИ в 2010 г. Начальник сектора Конструкторского бюро «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Курныков Андрей Геннадьевич окончил МАИ в 1999 г. Заместитель начальника отдела Конструкторского бюро «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

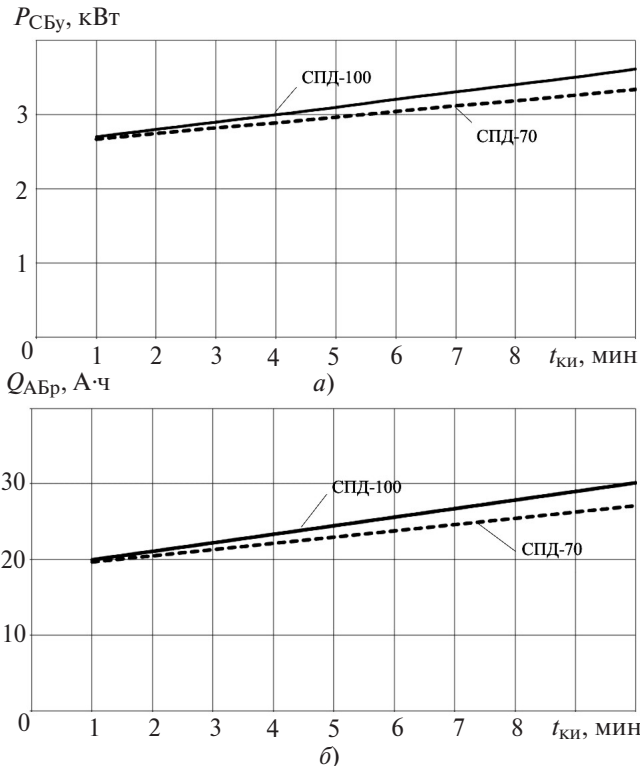


Рис. 3. Графики зависимости установленной мощности СБ $P_{СБу}$ (а) и разрядной емкости АБ $Q_{АБр}$ (б) от суммарной на витке длительности корректирующих импульсов $t_{ки}$ при средней потребляемой мощности бортовых систем КА $P_{бс} = 500$ Вт для вариантов использования в составе ЭРДУ двигателей СПД-70 и СПД-100

Specific Features of Selecting the Power Supply System Parameters for a Space Vehicle Operating in Very Low Orbits

MIKHEYEV Oleg V. (A Design Bureau «Salyut» of the State Space Scientific Production Centre Khrunichev (DB «Salyut», SSSPCKh), Moscow, Russia) – Head of the Division

POLOZHENTSEV Aleksandr Ye. (DB «Salyut», SSSPCKh, Moscow, Russia) – Head of the Department

BELIK Sergei V. (DB «Salyut», SSSPCKh, Moscow, Russia) – Deputy Head of the Department

OSHKIN Aleksei Ye. (DB «Salyut», SSSPCKh, Moscow, Russia) – Head of the Department

KURNYKOV Andrei G. (DB «Salyut», SSSPCKh, Moscow, Russia) – Deputy Head of the Department

The article considers the results from simulation and assessment of the design parameters of photovoltaic arrays and storage batteries used in the power supply system of very low-orbit space vehicles (SVs) operating in orbits at heights of 180–200 km that use low-thrust electric jet engines activated in each orbit pass of the SV flight. The main calculation formulas and a procedure for selecting the main parameters of the solar power system's photovoltaic array and storage battery are determined, and the results from assessing these parameters are given as applied to the typical orbit pass of a very low-orbit Earth remote sensing space vehicle. The obtained results can be used in substantiating the characteristics and designing the equipment of power supply systems for very low-orbit SVs of different sizes.

Key words: *power supply system, space vehicle, electric jet engines, photovoltaic array, storage battery, correcting pulse*

REFERENCES

1. **Bakhvalov Yu. O., Khatulev V.A., Mikheyev O.V., Polozhentsev A.E., Belik S.V.** *Polet – in Russ (Flight)*, 2015, No. 1, pp. 17–21.

2. **Ikshe F.Yu., Mikheyev O.V., Sudakov V.M.** *Elektrika – in Russ. (Electrica)*, 2010, No. 10, pp. 13–15.

3. **Davydov A.A., Ikshe F.Yu., Mikheyev O.V., Sudakov V.M.** *Polet – in Russ. (Flight)*, 2012, iss. 3, pp. 87–90.

[04.10.2017]