

Использование солнечной батареи в составе системы электропитания космического разгонного блока

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

На существующих разгонных блоках с жидкостными ракетными двигателями традиционно используется аккумуляторная батарея. При определенных условиях использование аккумуляторной батареи в сочетании с солнечной может дать существенное уменьшение массы системы электропитания. Рассмотрены возможности использования в составе системы электропитания (СЭП) космического разгонного блока (РБ) помимо аккумуляторной батареи (АБ) еще и солнечной батареи (СБ) с целью снижения массы СЭП. На примере РБ, предназначенного для выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту, определен порядок выбора и даны оценки оптимальных характеристик АБ и СБ, обеспечивающих минимальную массу СЭП. Полученные результаты могут найти применение при обосновании характеристик и разработке элементов СЭП для перспективных разгонных блоков.

К л ю ч е в ы е с л о в а: космический разгонный блок, система электропитания, солнечная батарея, аккумуляторная батарея, уменьшение массы системы

При создании новых космических разгонных блоков (РБ) одной из главных задач, стоящих перед его разработчиками, является повышение энергетических возможностей РБ по выведению различных полезных грузов (ПН) на заданные рабочие орбиты. Задача напрямую связана с уменьшением собственной «сухой» массы РБ. К ее решению стремится разработчик при выборе бортовых систем (БС) разгонного блока и его конструкции.

Одной из систем значительной массы является система электропитания (СЭП). Традиционно в качестве источника электропитания на всех существующих разгонных блоках с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) используется аккумуляторная батарея (АБ), что в основном обусловлено ее компактностью и достаточно высокой эффективностью применения в условиях короткого срока функционирования РБ (не более суток). Вместе с тем, как будет показано ниже, при определенных условиях аккумуляторная батарея в сочетании с солнечной батареей может дать существенный выигрыш по массе СЭП.

В статье с общих методических позиций исследуются вопросы рационального выбора такой комплексированной системы электропитания, обеспечивающей существенное снижение ее массы по сравнению с системой только на основе аккумуляторной батареи.

Рассматривается система электропитания РБ, включающая два источника электроэнергии — аккумуляторную и солнечную батареи. В отличие от традиционных СЭП космических аппаратов, основанных на многократных циклах заряда АБ от СБ на освещенной части орбиты и разряда АБ в тени,

в рассматриваемой системе электропитания разгонного блока СБ не заряжает АБ, а работает только на нагрузку на освещенных участках орбиты. При этом АБ работает только в режиме разряда и питает нагрузку при отсутствии или недостаточности электропитания от СБ на всех участках полета.

Выбор необходимых характеристик СЭП РБ основывается на соблюдении баланса электроэнергии, затрачиваемой на электропитание бортовых систем и получаемой от АБ и СБ. Исходя из этого первыми и необходимыми этапами решения поставленной задачи являются:

определение циклограммы энергопотребления бортовых систем РБ в соответствии со схемой полета;

определение циклограммы выдачи электропитания от АБ и СБ, причем от СБ — на освещенных участках полета, к тому же разрешенных заложенной программой ориентации РБ.

На основании циклограммы энергопотребления бортовых систем РБ определяется требуемая энергоемкость выполнения циклограммы полета РБ $W_{\text{тр}}$. С учетом циклограммы энергообеспечения определяется суммарная энергоемкость $W_{\text{сэп}}$, выдаваемая в бортовую систему (БС) от СЭП. Состав и характеристики СЭП должны быть выбраны такими, чтобы обеспечить нулевой или близкий к нулю энергобаланс за все время полета РБ, т.е. $W_{\text{сэп}} - W_{\text{тр}} \approx 0$, и чтобы при этом масса СЭП была минимальной.

Как показано в [1], задачи подобного класса с расчетом энергобаланса наиболее легко решаются с использованием метода пошагового имитационного моделирования. Применительно к рассматриваемой

мой задаче последовательность использования данного метода будет следующей.

Весь участок полета РБ разбивается на N -е число шагов. Далее, для сформированной циклограммы энергопотребления БС $p_i(t)$ определяется суммарная энергоемкость, требуемая для выполнения программы полета:

$$W_{\text{тр}} = \sum_{i=1}^N p_i(t) \Delta t. \quad (1)$$

Затем задаются некоторое начальное значение площади солнечной батареи $S_{\text{СБ1}}$ и соответствующая мощность $P_{\text{СБ1}}$, путем прогона модели циклограммы энергообеспечения с различными значениями емкости АБ подбирается такое значение емкости $Q_{\text{АБ1}}$, которое вместе со значением $P_{\text{СБ1}}$ обеспечит запас энергии СЭП $W_{\text{сэп}}$ на уровне $W_{\text{тр}}$. Для найденной пары $Q_{\text{АБ1}}$ и $P_{\text{СБ1}}$ определяются масса батарей $m_{\text{СБ1}}$ и $m_{\text{АБ1}}$, а также их суммарная масса $m_{\text{сэп1}}$. Далее задается следующее значение $S_{\text{СБ2}}$ и соответствующая ей мощность $P_{\text{СБ2}}$, прогоном модели вновь подбирается емкость аккумулятора $Q_{\text{АБ2}}$, обеспечивающая для выбранного значения $P_{\text{СБ2}}$ нулевой энергобаланс за период полета РБ. Определяются очередные значения $m_{\text{СБ2}}$, $m_{\text{АБ2}}$ и $m_{\text{сэп2}}$ и т.д. Из полученной совокупности суммарных значений $m_{\text{сэп}}$ выбирается минимальное, которое и определяет выбор лучших характеристик пары СБ и АБ.

Для примера выбора СЭП с использованием предложенного алгоритма был рассмотрен вариант

определения минимальной по массе СЭП для некоторого варианта типового РБ с ЖРД, предложенного, например, в [2]. Рассматривался наиболее характерный для такого РБ сценарий выведения ПН на геостационарную орбиту (ГСО), в соответствии с которым можно выделить следующие типовые участки полета РБ:

по опорной (ОПО) и геопереходной (ГПО) орбите с выдачей корректирующих импульсов (КИ) двигательной установки (ДУ);

по целевой орбите (ГСО) после отделения полезной нагрузки (ПН);

увод РБ на орбиту захоронения.

В процессе полета существуют три зоны освещенности, содержащие несколько достаточно коротких участков, на которых разворотом РБ разрешена ориентация СБ на Солнце без ущерба для выполнения функций остальных бортовых систем и полезной нагрузки (по конструктивным особенностям РБ панели СБ могут быть закреплены на корпусе РБ только неподвижно).

На рис. 1 с учетом времени полета приведены участки светотеневой обстановки, периоды времени с возможностью использования СБ, а также примерная циклограмма энергопотребления бортовых систем.

Для приведенной на рис.1 циклограммы энергопотребления БС полная энергоемкость выполнения программы полета в соответствии с (1) составляет $W_{\text{тр}} = 17500$ Вт·ч.

Для данного значения энергоемкости в соответствии с вышеизложенным алгоритмом расчета

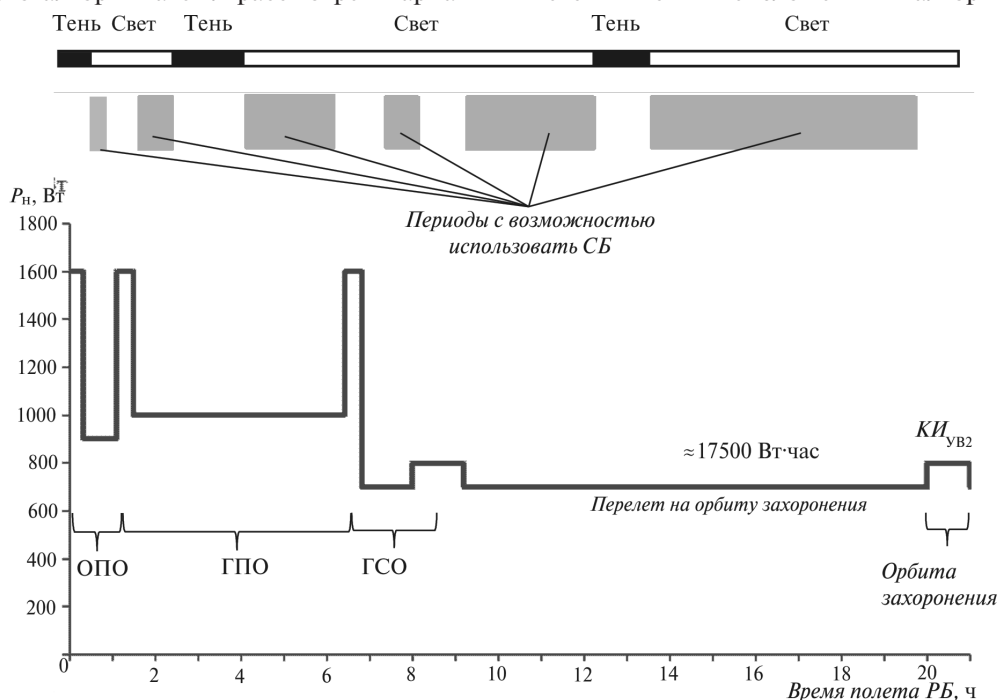


Рис. 1. Циклограмма энергопотребления бортовых систем РБ и периоды времени, доступные для использования солнечных батарей ($КИ_{\text{ув1}}$, $КИ_{\text{ув2}}$ – первый и второй корректирующие импульсы увода РБ)

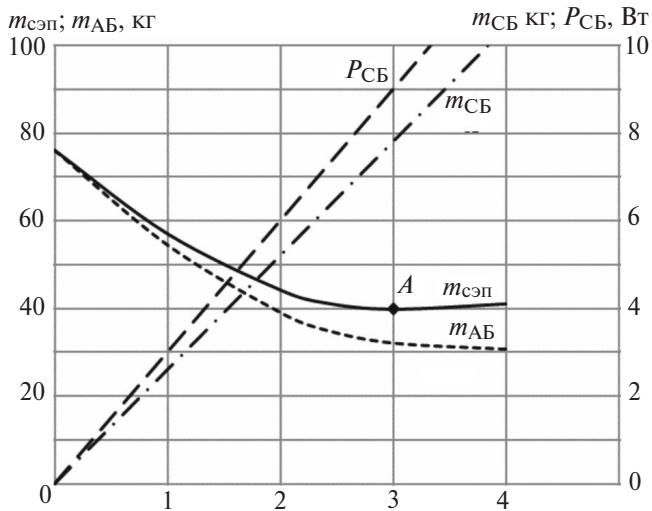


Рис. 2. Зависимость массы системы электропитания $m_{СЭП}$ РБ и ее составляющих $m_{АБ}$ и $m_{СБ}$ от выбираемой площади солнечной батареи $S_{СБ}$

по методу имитационного моделирования были получены значения массовых характеристик составляющих СЭП и системы в целом для ряда выбираемых значений площади солнечной батареи $S_{СБ}$ (рис. 2).

Как видно из графика, существует значение $S_{СБ}$ (на графике — примерно 3 м²), при котором достигается минимальная масса СЭП (на рис. 1 — точка A); в этой точке масса СЭП может быть снижена почти в два раза по сравнению с СЭП на основе только аккумулятора (при $S_{СБ} = 0$). По опыту работ авторов, размеры СБ на уровне 2–3 м² являются вполне допустимыми по условиям ее размещения на корпусе РБ.

В заключение отметим, что по расчетам авторов, и для более коротких по времени схем выведения полезных нагрузок рассматриваемым типом РБ, но при условии наличия участка его увода на орбиту захоронения, хотя и в меньшей степени, но все же имеется возможность уменьшения массы

СЭП за счет совместного использования аккумуляторной и солнечной батарей.

Таким образом, существует реальная возможность уменьшения характеристик массы СЭП разгонных блоков за счет использования в составе СЭП, кроме аккумуляторной батареи, также и солнечной. В соответствии с расчетным моделированием энергобаланса типового РБ с ЖРД существует оптимальное по массе СЭП сочетание солнечной и аккумуляторной батарей, обеспечивающее существенное (для рассмотренного в статье примера почти в два раза) уменьшение массы СЭП по сравнению с СЭП на основе только аккумуляторной батареи. Результаты статьи могут быть полезны разработчикам системы электропитания новых разгонных блоков при обосновании ее состава и характеристик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Михеев О.В., Положенцев А.Е., Белик С.В., Ошкин А.Е., Курныков А.Г. Особенности выбора параметров при проектировании системы электроснабжения космического аппарата, функционирующего на сверхнизких орбитах. — Электричество, 2018, № 1, с. 4–8.

2. Семенов Г.В., Хагуш В.В., Кузнецов Ю.Л., Богомолов А.А. Кислородо-водородный разгонный блок. — Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2011 (Юбилейный выпуск), с. 46–51.

[17.04.2019]

А в т о р ы: Михеев Олег Всеволодович — начальник отделения Государственного космического научно-производственного центра (ГКНПЦ) им. М.В. Хруничева.

Положенцев Александр Евгеньевич — начальник отдела ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Белик Сергей Владимирович — зам. начальника отдела ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Ошкин Алексей Евгеньевич — начальник сектора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Using a Photovoltaic Array as Part of the Space Booster Power Supply System

MIKHEYEV Oleg V. (State Cosmos Scientific-Production Center (SCSPC) named M.V. Khrunichev, Moscow, Russia) — Head of the Department

POLOZHENTSEV Aleksander Ye. (SCSPC named M.V. Khrunichev, Moscow, Russia) — Head of the Section

BELIK Sergey V. (SCSPC named M.V. Khrunichev, Moscow, Russia) — Deputy Head of the Section

OSHKIN Aleksey Ye. (SCSPS named M.V. Khrunichev, Moscow, Russia) — Head of the Sector

A storage battery is routinely used in the existing boosters equipped with liquid-fuel rocket engines. Under certain conditions, the electric power supply system mass can be essentially decreased by using a storage battery in combination with a photovoltaic array. The article considers the possibilities of using, in

the composition of the space booster (SB) power supply system (PSS), a photovoltaic array (PVA) in addition to a storage battery with the aim to decrease the PSS mass. A procedure for selecting the optimal storage battery and photovoltaic array characteristics ensuring the minimal PSS mass has been determined, and the values of these characteristics have been estimated taking as an example an SB intended for placing a payload in a geostationary orbit. The obtained results may find use in substantiating the characteristics and developing PSS elements for prospective boosters.

Key words: *space booster, power supply system, photovoltaic array, storage battery, decreasing the system mass*

REFERENCES

1. **Mikheyev O.V., Polozhentsev A.E., Belik S.V., Oshkin A.E., Kurnykov A.G.** *Elektrichestvo – in Russ. (Electricity)*, 2018, No. 1, pp. 4–8.

2. **Semenov G.V., Khagush V.V., Kuznetsov Yu.L., Bogomolov A.A.** *Obshcherossiiskiy nauchno-tekhnicheskij zhurnal «Polet», 2011 (Yubileinyi vypusk) – in Russ. (All-Russian Scientific and Technical Magazine «Polet», 2011 (Jubilee Issue)*, pp. 46–51.

[17.04.2019]