

## СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РАСПРЕДЕЛЕННОЙ МОДУЛЬНОЙ СТРУКТУРОЙ НА БАЗЕ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ, ИНТЕГРИРОВАННЫХ С ЛИТИЙ-ИОННЫМИ АККУМУЛЯТОРАМИ

А. И. Груздев, М. С. Шевцов

**Р**ассмотрены проблемы проектирования космических аппаратов с мощной бортовой нагрузкой. Показана невозможность повышения их энерговооруженности путем простого масштабирования параметров составных частей систем электроснабжения. Предложена новая функциональная структура систем электроснабжения, в которой аккумуляторная батарея используется не в качестве электрического накопителя, а как основной источник электроэнергии на борту космического аппарата. При этом солнечная батарея непосредственно не подключена к бортовой шине электропитания, а разделена на отдельные солнечные генераторы, выполняющие функцию подзарядных устройств для аккумуляторных модулей. При этом солнечные генераторы подключены к аккумуляторным модулям через диодную развязку без использования преобразователей напряжения. Показано, что предложенное построение систем электроснабжения с распределенной модульной структурой на базе фотоэлектрических преобразователей, интегрированных с литий-ионными аккумуляторами, позволяет: без использования преобразователей напряжения снизить рабочие напряжения и избежать электрического пробоя и дугообразования в солнечных генераторах высоковольтных систем электроснабжения; исключить возможность появления в аккумуляторных модулях дуговых разрядов, в том числе и при отказах литий-ионных аккумуляторов, связанных со срабатыванием встроенных одноразовых механических прерывателей силовой цепи; принципиально решить проблему появления разбаланса напряжений в аккумуляторных батареях, не имеющих электронных блоков выравнивания.

**Ключевые слова:** солнечная батарея, аккумуляторная батарея, система электроснабжения, космический аппарат, энергетический баланс, электрический пробой, дугообразование.

Современные тенденции развития космической техники связаны с увеличением мощности полезной нагрузки и бортовых обеспечивающих систем, что неизбежно требует повышения энерговооруженности космических аппаратов (КА). Однако решения этой задачи невозможно путем простого масштабирования систем электроснабжения (СЭС) без существенного роста их удельных мощностных и энергетических параметров, повышения эффективности генерации и использования электроэнергии на борту КА [1].

Повышение энерговооруженности КА объективно требует не только существенного роста мощности солнечных батарей (СБ) и энергоемкости аккумуляторных батарей (АБ), но и увеличения рабочего напряжения на шине электропитания для минимизации массогабаритных показателей, снижения токов и тепловыделения в СЭС и в бортовой кабельной сети.

Однако при этом возникают трудности при конструировании и схемотехнической реализации бортовой аппаратуры, связанные не только с ограниченностью номенклатуры надежно работающих при повышенном напряжении электронных компонентов, но и возможностью возникновения уже при использовании напряжения 50 – 70 В электрического пробоя и дуговых разрядов в оборудовании без эффективной токовой защиты, в частности в СБ и АБ.

В связи со сказанным выше решение задачи повышения энерговооруженности КА приводит к необходимости реализации новых подходов к системному построению и разработке составных частей СЭС КА.

В АО «Корпорация «ВНИИЭМ» для проектирования КА с мощной бортовой нагрузкой разработан и защищен патентом на изобретение [2] принципиально новый подход к построению СЭС, при котором функционально АБ используется не в качестве электрического накопителя, а как основной источник электроэнергии на борту КА. При этом СБ выполняет функцию подзарядного устройства, а алгоритм работы СЭС обеспечивает поддержание не одновиткового, а суточного энергетического баланса.

Инновационная СЭС КА (рис. 1) содержит:

– АБ, выполненную из электрически подключенных последовательно аккумуляторных модулей (АМ), состоящих из соединенных параллельно малогабаритных литий-ионных аккумуляторов (ЛИА);

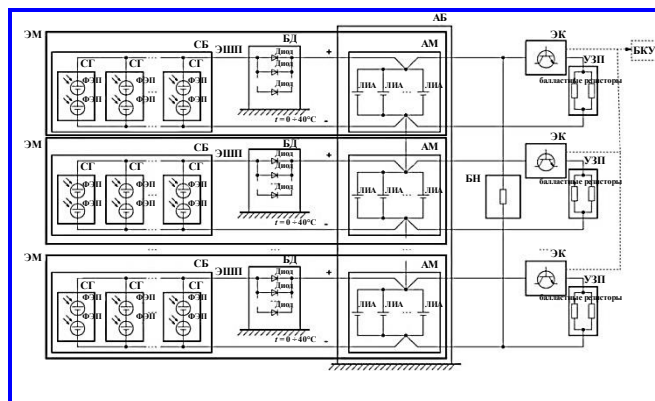


Рис. 1. Инновационная структурная схема построения системы электроснабжения

– солнечные батареи, каждая из которых выполнена из нескольких электрически соединенных параллельно солнечных генераторов (СГ), состоящих из последовательно соединенных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП);

– блоки диодов (БД), через которые СБ подключены к одному из АМ.

Блоки диодов размещены на термостатируемой панели совместно с соответствующими аккумуляторными модулями и выполнены в виде установленных на едином основании электрически соединенных по параллельной или параллельно-последовательной схеме полупроводниковых диодов, препятствующих протеканию обратных токов от АМ в СБ.

Для защиты АМ от перезаряда в СЭС предусмотрены устройства защиты от перезаряда (УЗП), выполненные из нескольких соединенных параллельно балластных резисторов и подключаемые с помощью электронных ключей (ЭК) к АМ по сигналу, формируемому блоком контроля и управления (БКУ) СЭС. Возможен вариант исполнения СЭС КА, в котором для управления электронным ключом используется аналоговый компаратор с гистерезисом (триггер Шмитта), настроенный на величину максимального зарядного напряжения АМ.

Принципиальным отличием предлагаемого схемного решения от традиционного варианта построения СЭС является то, что:

– СЭС имеет распределенную структуру и построена на базе энергетических модулей (ЭМ), каждый из которых включает АМ, состоящий из соединенных параллельно ЛИА, и СБ, подключенную к нему через блок диодной развязки;

– бортовая нагрузка (БН) подключена к выходу АБ, которая формируется путем соединения ЭМ через силовые цепи аккумуляторных модулей по последовательной или параллельно-последовательной схеме;

– в солнечную батарею объединены по параллельной схеме без использования блокирующих и шунтирующих диодов солнечные генераторы, состоящие из подключенных последовательно двух или трех ФЭП;

– солнечные батареи непосредственно не подключены к шине нагрузки, а выполняют функции подзаряда АБ, через которую осуществляется электропитание бортовой аппаратуры как на теновом, так и на световом участках орбиты.

Использование такой конфигурации СЭС позволяет:

– за счет многократного уменьшения количества последовательно соединенных ФЭП и, соответственно, снижения рабочих напряжений избе-

жать электрического пробоя и дугообразования в солнечных генераторах;

– исключить, благодаря параллельному подключению большого количества ЛИА в аккумуляторных модулях, возможность появления в них дуговых разрядов, в том числе и при отказах ЛИА, связанных со срабатыванием встроенных одноразовых механических прерывателей силовой цепи (согласно [3] дуговые разряды внутри ЛИА возникают при напряжении АБ выше 17 В);

– полностью решить за счет индивидуального подзаряда каждого аккумуляторного модуля от своей СБ проблемы обеспечения длительной эксплуатации АБ, не имеющей электронных блоков выравнивания, связанные с возможностью появления разбаланса напряжений АМ из-за различий в токах саморазряда образующих их единичных ЛИА.

Кроме кардинального решения проблемы возникновения в СБ электрического пробоя и дуговых разрядов уменьшение количества ФЭП в СГ до 2 – 3 штук позволяет существенно снизить негативное влияние и частичного затенения СБ на работу составляющих ее СГ.

Снижение напряженности электрического поля ниже порога дугообразования в конструктивных элементах СБ и АБ достигается обеспечением при их проектировании безопасных расстояний между элементами с большой разницей электрических потенциалов.

Еще одним перспективным подходом, предлагаемым для создания мощных высоковольтных СЭС, является их построение по блочно-модульному принципу. Его использование позволяет наращивать мощность и энергоемкость низковольтных СЭС или формировать высоковольтные СЭС путем соединения по параллельной, последовательной или параллельно-последовательной схеме необходимого количества типовых энергетических модулей, прошедших экспериментальную отработку и унифицированных с точки зрения условий и режимов эксплуатации для широкого спектра КА.

Блочно-модульный принцип построения СЭС:

– значительно повышает ее надежность за счет использования при разработке ранее отработанных типовых схмотехнических и конструктивных решений, а также применения в ее составе составных частей, прошедших полный цикл наземной экспериментальной отработки и получивших летную квалификацию в составе ранее созданных и успешно прошедших летные испытания КА;

– сокращает сроки и трудоемкость разработки и наземной экспериментальной отработки новых СЭС;

– кроме повышения технико-эксплуатационных показателей упрощает подготовку, существенно уве-

личивает серийность и снижает себестоимость производства составных частей СЭС.

Для определения и оптимизации конфигураций составных частей СЭС (см. рис. 1), необходимых для поддержания энергетического баланса и допустимой степени заряженности АБ в течение всего САС КА, в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» разработана методика параметрического синтеза и моделирование работы СЭС [4], которая:

- учитывает свето-теневую обстановку и режимы ориентации КА на рабочей орбите, а также взаимное влияние электрических конфигураций и тепловых режимов работы СБ и АБ на мощность электрической генерации СЭС;

- обеспечивает расчет и визуализацию в виде графиков и диаграмм динамики изменения в процессе движения КА по орбите основных параметров составных частей СЭС с учетом деградации и нестационарности вольт-амперных (вольт-ваттных) характеристик СБ и АБ;

- учитывает потери энергии в бортовой кабельной сети и блоках диодов;

- позволяет рассчитать энергетический баланс КА для различных графиков энергопотребления бортовой аппаратуры и оптимизировать конфигурации составных частей СЭС.

Методика параметрического синтеза СЭС использует математические модели ее составных частей, построенные на основе обработки экспериментальных данных об их основных характеристиках в среде Microsoft Excel, и обеспечивает подбор их электрической конфигурации, удовлетворяющей следующим условиям:

- обеспечение энергобаланса КА в течение всего срока активного существования (САС) КА;

- обеспечение бесперебойного электроснабжения бортовой нагрузки КА напряжением требуемого качества в течение всего САС КА (напряжение бортовой нагрузки КА определяется напряжением АБ);

- глубина разряда (DOD) АБ в начале САС не превышает 15%;

- токи заряда и разряда АБ в течение всего САС не превышают значения  $0,5 C_n$  (где  $C_n$  – значение начальной номинальной емкости АБ).

Для реализации методики параметрического синтеза разработано программное обеспечение (ПО), позволяющее рассчитать и оптимизировать конфигурацию СЭС применительно к графикам изменения освещенности СБ и энергопотребления бортовой нагрузки.

Проведенные расчеты для модельной АБ из 3-х ЭМ показали эффект автоматической балансировки

их напряжений при работе в составе АБ: даже при начальном различии в DOD до 20% в процессе циклирования глубины разряда и, соответственно, напряжения АМ (ЭМ) выравниваются и приближаются к некоторому установившемуся диапазону, изменения величины определяемому энергопотреблением бортовой аппаратуры. При этом в конце САС КА процесс нивелирования разбаланса напряжений ЭМ при одинаковом различии в выраженной в процентах величине DOD идет быстрее, чем в начале эксплуатации АБ (рис. 2 и 3).

В качестве примера использования описанного в [4] ПО для проектирования СЭС с распределенной модульной структурой на базе ФЭП, интегрированных с ЛИА, приведены результаты подбора параметров и моделирования СЭС КА, построенной на базе литий-ионных АБ производства АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и СБ на базе ФЭП, изготавливаемых АО «Сатурн». Расчеты выполнены для случая, когда мощность энергопотребления БН и освещенность солнечных батарей изменяются в соответствии с графиками, приведенными на рис. 4.

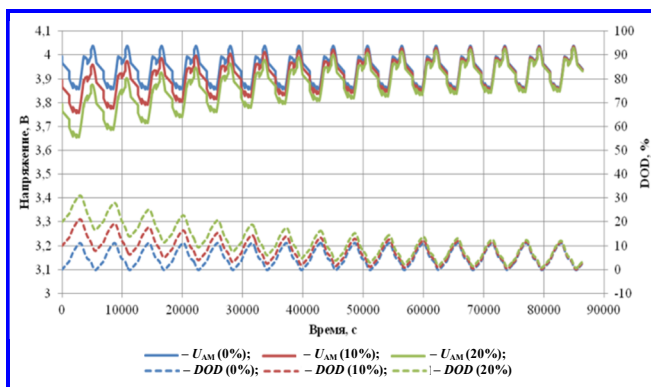


Рис. 2. Изменение напряжений и DOD аккумуляторных батарей при циклировании в начале эксплуатации космического аппарата

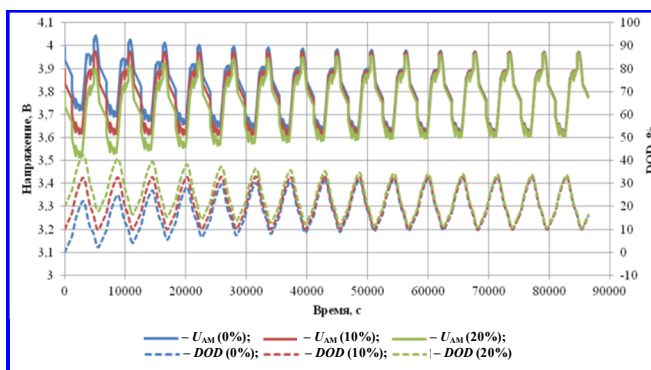
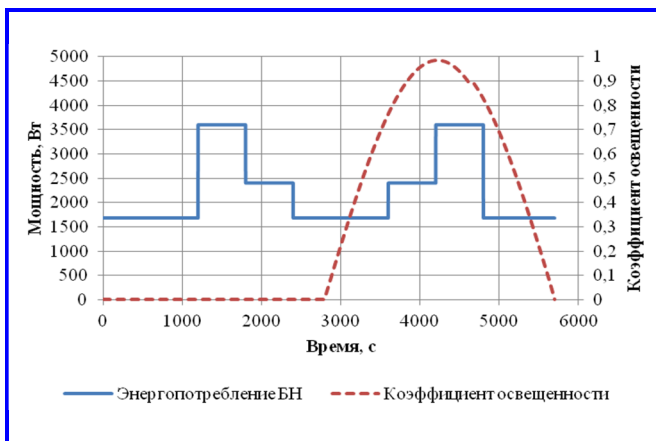
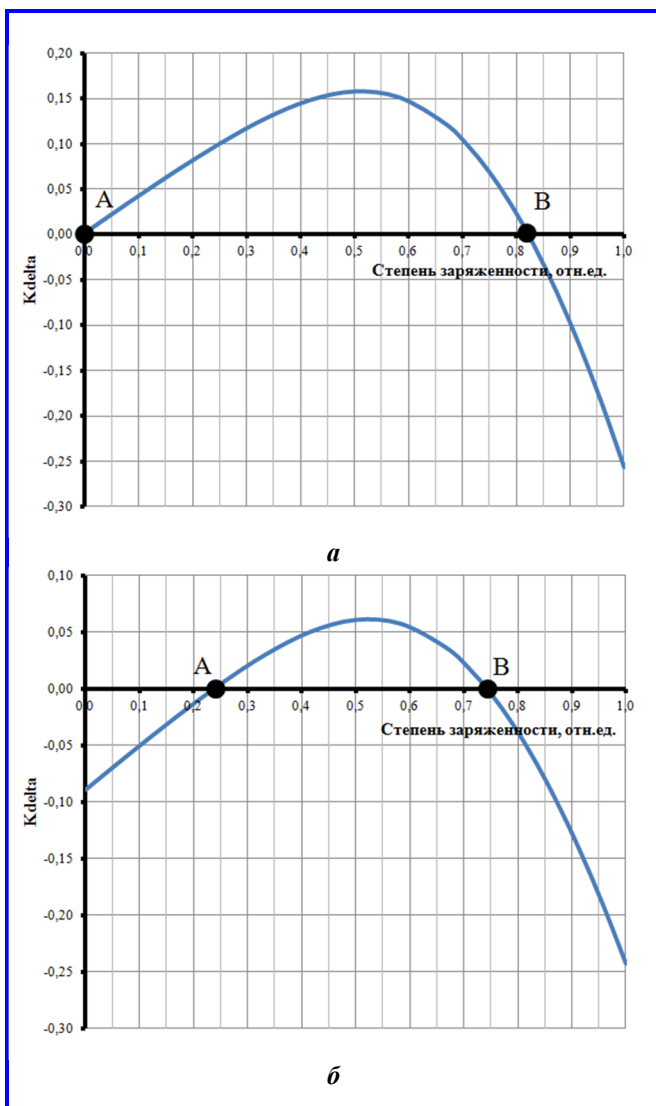


Рис. 3. Изменение напряжений и DOD АМ при циклировании в конце срока активного существования космического аппарата (10 лет)



**Рис. 4.** Изменение освещенности солнечных батарей и мощности энергопотребления бортовой нагрузки космического аппарата в течение одного витка



**Рис. 5.** Диаграммы энергобаланса энергетических модулей на начало (а) и конец срока активного существования космического аппарата, равного 10-ти годам (б)

Моделирование проведено для СЭС, состоящей из 24-х соединенных последовательно ЭМ, в предположении автоматической балансировки их напряжений и степени заряженности входящих в них АМ при работе в течение 10-летнего САС КА. Согласно расчетам оптимальными для построения таких ЭМ являются:

–СБ, состоящая из 380 ФЭП в конфигурации 2S190P;

–АМ, состоящий из 48-ми параллельно соединенных ЛИА габарита 18650 емкостью 3,2 А·ч;

–БД, состоящий из 4-х соединенных параллельно диодов типа 2Д2998А.

Диаграммы энергобаланса для ЭМ с таким составом на начало и конец САС КА, равного 10-ти годам, приведены на рис. 5.

Как видно из графиков, энергобаланс в начале САС достигается при любой глубине разряда АМ. В конце САС нарушение энергобаланса возможно при степени заряженности менее 0,25, а установившееся значение степени заряженности при рассматриваемом графике освещенности СБ и энергопотребления БН равно 0,75.

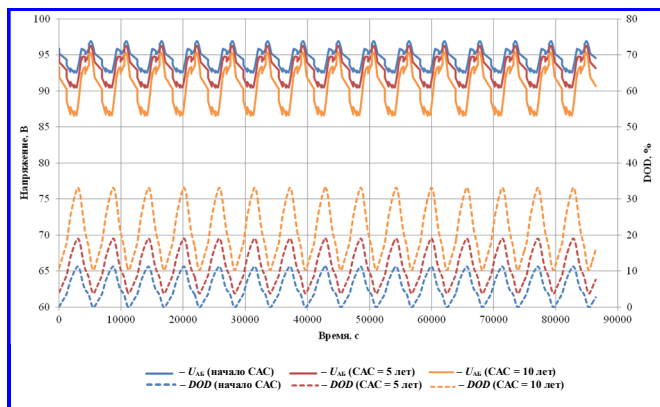
На рис. 6 для различных САС КА приведены графики изменения напряжения и глубины разряда АБ в течение 24-х часов полета КА, а изменение токов СБ в ЭМ, БН и АБ в начале и конце САС КА показаны на рис. 7 и 8, соответственно.

Как видно из графиков, в течение всего 10-летнего САС КА напряжения АБ и, соответственно, напряжения бортовой шины электропитания изменяются в диапазоне от 87 до 97 В, а глубина разряда АБ не превышает 33%. При этом максимальные токи заряда и разряда АБ не превышают половины значения ее номинальной емкости, а максимальное значение тока СБ составляет 72 А.

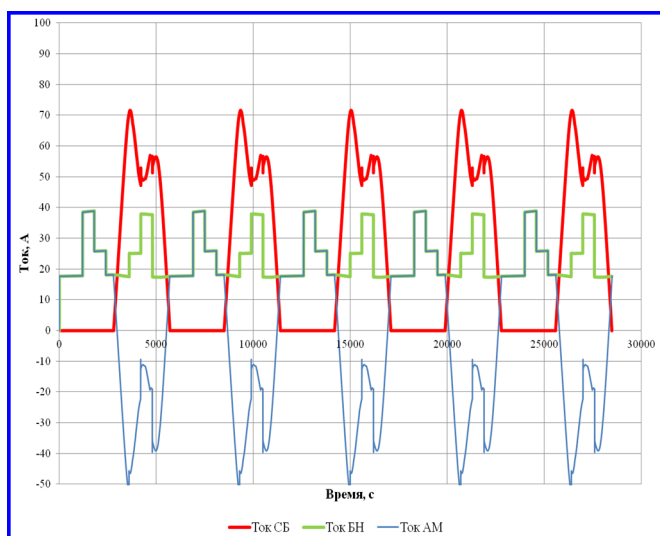
Проведенные расчеты показали, что предложенная схема построения СЭС при указанных выше электрических конфигурациях ее составных частей и энергопотреблении бортовой нагрузки согласно рис. 2 в начале САС КА обеспечивает стабильное поддержание суточного энергобаланса при максимальном напряжении в конце заряда АБ 97 В, соответствующем нулевой глубине ее разряда.

В конце 10-летнего САС КА из-за деградации электрических характеристик АБ и СБ (при снижении энергоемкости АБ на 50%, а энергоотдачи СБ на 10%), стабильное поддержание суточного энергетического баланса достигается при меньшем напряжении конца заряда АБ (порядка 95 В, что соответствует 22% глубине ее разряда).

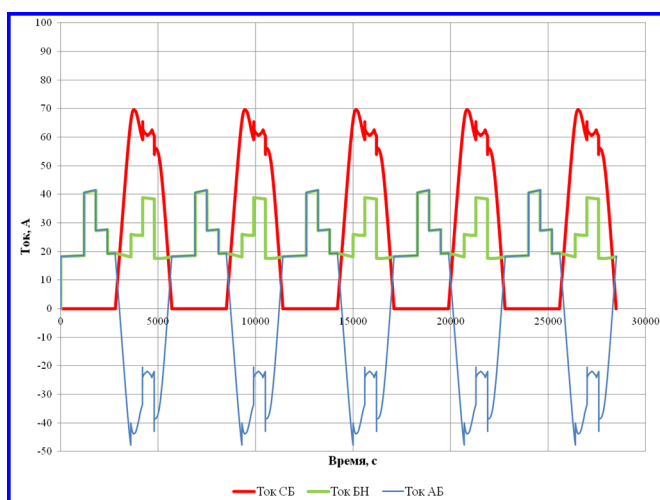




**Рис. 6. Изменение напряжения и DOD аккумуляторных батарей для различных сроков активного существования космического аппарата**



**Рис. 7. Изменение токов солнечных батарей, бортовой нагрузки и аккумуляторных батарей в начале срока активного существования космического аппарата**



**Рис. 8. Изменение токов солнечных батарей, бортовой нагрузки и аккумуляторных батарей в конце срока активного существования космического аппарата (10 лет)**

### Заключение

Разработанный в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» подход к построению СЭС с распределенной модульной структурой позволяет повысить энерговооруженность КА за счет использования АБ в качестве основного источника электроэнергии на борту КА, а солнечные батареи – как ее подзарядные устройства. Результаты расчетов СЭС, построенной по такому принципу, продемонстрировали возможность стабильного поддержания энергетического баланса и бесперебойного электроснабжения бортовой нагрузки КА напряжением требуемого качества в течение 10-летнего САС КА.

Построение СЭС на базе энергетических модулей, образованных солнечными батареями, интегрированными через диодные развязки с аккумуляторными модулями, объединенными в высоковольтную аккумуляторную батарею по последовательной или параллельно-последовательной схеме, позволяет без использования преобразователей напряжения снизить рабочие напряжения и избежать электрического пробоя и дугообразования в СЭС.

Проведенное моделирование работы такой СЭС показало, что за счет индивидуального подзаряда каждого АМ от своей СБ имеет место автоматическая балансировка их напряжений: даже при начальном 20% различии степени заряженности АМ напряжения в АБ выравниваются и при длительной работе приближаются к некоторому установившемуся диапазону изменения величины, определяемому энергопотреблением бортовой аппаратуры. Это позволяет в не имеющей электронных блоков выравнивания АБ полностью решить проблемы появления разбаланса напряжений, связанного с различиями в токах саморазряда единичных ЛИА.

### Литература

1. Груздев А. И. Современные электрические накопители для космической техники / А. И. Груздев. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2019. – 195 с.
2. Патент на изобретение № 2778262 Российская Федерация, МПК В64G 1/42 (2006.01), Н02J 7/35 (2006.01). Система электроснабжения космического аппарата : № 2021130260 : заявл. 18.10.2021 : опубл. 17.08.2022 / Груздев А. И., Давыдов С. В, Прокофьев Е. Н., Пушко С. В, Шевцов М. С. – Бюл. № 23.
3. New approach for controlling a cell soft short failure in a Li-ion spacecraft battery / E. Klein ; Thales AleniaSpace // Ref. 0005-0008989790 – NASA Aerospace Battery Workshop, 14 – 16/11/2017. – DOI : 10.13140/RG.2.2.35564.46724.
4. Инновационные подходы к проектированию систем электроснабжения низкоорбитальных космических аппаратов со сроком активного существования 7 и более лет / А. И. Груздев, С. В. Пушко, М. С. Шевцов // Вопросы

электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М. : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2022. – Т. 187. – № 2. – С. 24 – 33.

Поступила в редакцию 08.08.2022

*Александр Иванович Груздев, кандидат физико-математических наук, главный конструктор, т. +7 (985) 980-74-39, e-mail: a\_gruzdev@mcc.vniiem.ru.*  
*Михаил Сергеевич Шевцов, аспирант, инженер по испытаниям I категории, т. +7 (495) 366-26-11, e-mail: ms-shevtsov@mail.ru. (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

## SPACECRAFT POWER SUPPLY SYSTEM WITH A DISTRIBUTED MODULAR STRUCTURE BASED ON PHOTOVOLTAIC CELLS INTEGRATED WITH LI-ION STORAGE BATTERIES

**A. I. Gruzdev, M. S. Shevtsov**

*The article is devoted to the problems of designing the spacecraft with high-power on-board equipment. The impossibility to increase their power-to-weight ratio by means of simple scaling of parameters of the power supply system components is demonstrated. A new functional structure of the power supply system in which the storage battery is used not as an electric accumulator, but as a main power supply source on board of the spacecraft, is suggested in the article. It should be noted that the solar array is not directly connected to the on-board power supply bus, but divided into separate solar generators performing the function of chargers for the battery modules. In addition to that, the solar generators are connected to the battery modules through a diode decoupling without the use of voltage converters. The article demonstrates that the suggested design of the power supply system with a distributed modular structure based on photovoltaic cells integrated with Li-ion storage batteries allows the following: reducing the operating voltages without the use of voltage converters and avoiding electric breakdown and arcing in the solar generators of high-voltage power supply systems; excluding the possibility of arc discharge in battery modules, including when Li-ion battery failures related to actuation of internal mechanical single-shot power circuit interrupters occur; finding a solution to the problem of mismatch between the voltages of the storage batteries having no electronic balancing modules.*

**Key words:** solar array, storage battery, power supply system, spacecraft, power balance, electric breakdown, arcing.

### References

1. Gruzdev A. I. Modern electrical accumulators for space applications / A. I. Gruzdev, – Moscow : VNIIEM Corporation JSC, 2019. – 195 p.
2. Patent for invention of the Russian Federation No. 2778262, IPC B64G 1/42 (2006.01), H02J 7/35 (2006.01). Spacecraft power supply system : No. 2021130260 : appl. dated 18.10.2021 / Gruzdev A. I., Davydov S. V., Prokofyev Ye. N., Pushko S. V., Shevtsov M. S. – Bull. No. 23.
3. New approach for controlling a cell soft short failure in a Li-ion spacecraft battery / E. Klein ; Thales AleniaSpace // Ref. 0005-0008989790 – NASA Aerospace Battery Workshop, 14 – 16/11/2017. – DOI : 10.13140/RG.2.2.35564.46724.
4. Innovative approaches to designing power supply systems for low orbit spacecraft with a lifetime of 7 or more years / A. I. Gruzdev, S. V. Pushko, M. S. Shevtsov // Matters of Electromechanics. VNIIEM Proceedings. – Moscow : VNIIEM Corporation JC, 2022. – V. 187. – No. 2. – Pp. 24 – 33.

*Aleksandr Ivanovich Gruzdev, Candidate of Physics and Mathematics (Ph. D.), Chief Designer, tel.: +7 (985) 980-74-39, e-mail: a\_gruzdev@mcc.vniiem.ru.*  
*Mikhail Sergeevich Shevtsov, Ph. D. Student, Category I Test Engineer, tel.: +7 (495) 366-26-11, e-mail: ms-shevtsov@mail.ru. (JC «VNIIEM Corporation»).*