

# КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 629.783, 621.311.68

## ПОДХОДЫ К ПОСТРОЕНИЮ КОНСТРУКТИВНО-УНИФИЦИРОВАННЫХ ТИПОРАЗМЕРНЫХ РЯДОВ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ ДЛЯ НИЗКОВОЛЬТНЫХ И ВЫСОКОВОЛЬТНЫХ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. И. Груздев, Д. Ю. Носов, С. В. Пушко

*Обоснована перспективность проектирования аккумуляторных батарей для космических аппаратов на базе литий-ионных аккумуляторов относительно небольшой (до 5 А·ч) емкости в сочетании с использованием оптимальных схемотехнических и конструктивных решений, обеспечивающих их работоспособность в условиях открытого космического пространства.*

*Показана универсальность применяемой конструкции аккумуляторных модулей на базе цилиндрических литий-ионных аккумуляторов габарита 18650, позволяющей на базе одного типоразмера аккумулятора создавать параметрические ряды конструктивно унифицированных низковольтных аккумуляторных батарей в различных электрических конфигурациях энергоемкостью от 0,6 до 2,3 кВт·ч путем изменения только полярности установки и количества вертикальных и горизонтальных рядов литий-ионных аккумуляторов, а также геометрии токосборных шин и перемычек.*

*Для создания высокоэнергоемких и высоковольтных аккумуляторных батарей обоснована целесообразность построения аккумуляторных батарей по блочно-модульному принципу путем соединения по параллельной, последовательной или параллельно-последовательной схеме необходимого количества батарейных блоков, унифицированных с точки зрения условий и режимов эксплуатации для широкого спектра космических аппаратов. Такой подход к созданию аккумуляторных батарей позволяет улучшить их технико-эксплуатационные показатели, а также существенно сократить сроки и трудоемкость разработки новых аккумуляторных батарей за счет использования отработанных типовых схемотехнических и конструкторских решений.*

*Ключевые слова:* космический аппарат, система электроснабжения, аккумуляторная батарея, литий-ионный аккумулятор, унификация, параметрический ряд.

В настоящее время развитие систем электроснабжения (СЭС) космических аппаратов (КА) связано с использованием литий-ионных аккумуляторных батарей (АБ), имеющих существенно более высокие технико-эксплуатационные характеристики по сравнению с никель-кадмиевыми и серебряно-цинковыми аккумуляторными батареями. Впервые в космосе они были применены США в 1999 г. в скафандре, использовавшемся при работах на Международной космической станции (МКС). В 2001 году на околоземную орбиту был выведен автоматический КА Европейского космического агентства PROBA-1 с АБ этого типа. Сегодня литий-ионные АБ применяются не только на автоматических, но и на пилотируемых КА. Например, в американском сегменте МКС ими планомерно заменяются находящиеся в эксплуатации никель-водородные аккумуляторные батареи [1].

В связи с большой номенклатурой околоземных КА, для построения их СЭС требуется широкий типоразмерный ряд АБ. Для малых КА, у которых мощность энергопотребления целевой нагрузки и бортовых обеспечивающих систем и агрегатов относительно не велика и обычно не превышает 3 кВт, сегодня востребованы АБ с номинальным напряжением 30 В. При этом их емкость варьируется от нескольких десятков до нескольких сотен А·ч в слу-

чае использования в СЭС КА, работающих на высотах ниже 350 км из-за больших энергозатрат на поддержание орбиты.

При этом к АБ малых КА предъявляется ряд специфических требований. Они должны иметь [2]:

- Повышенную надежность и отказоустойчивость из-за невозможности резервирования АБ, особенно большой емкости, вследствие существенных ограничений массы и габаритов таких КА.

- По этой же причине начальную удельную энергоемкость более 120 Вт·ч/кг.

- Циклический ресурс 30 – 40 тысяч циклов при глубине разряда до 20% в условиях воздействия радиационных факторов открытого космического пространства.

- Срок службы 10 – 12 лет с учетом 5-ти лет хранения и наземной эксплуатации.

- Минимальные магнитный момент и внутреннее электрическое сопротивление для снижения требований к системе стабилизации и терморегулирования КА.

- Для КА с оптико-электронной целевой нагрузкой во избежание выхода ее из строя гарантированное отсутствие газовыделения в штатных, нештатных и аварийных режимах эксплуатации АБ на орбите.

Развитие космической техники из-за роста мощности потребления бортовых систем требует повы-

шения энерговооруженности КА, что приводит к объективной необходимости увеличения для существующих, разрабатываемых и перспективных КА, не только мощности солнечных батарей (СБ) и емкости АБ, но и повышения рабочего напряжения на шине электропитания.

С точки зрения минимизации массогабаритных показателей и снижения токов и тепловыделения в составных частях СЭС и в кабельной сети КА мощностью 10 и более кВт оправдан выбор более высокого номинального напряжения бортовой сети и, как следствие, напряжения аккумуляторной батареи.

Однако, необходимо учитывать, что при напряжениях порядка 200 В возникают трудности в схемотехнической реализации бортовой аппаратуры, связанные с ограниченностью номенклатуры электронных компонентов, надежно работающих при повышенном напряжении. Кроме того, опыт эксплуатации КА показал, что уже при напряжении 50 – 70 В на шине электропитания возможно возникновение дуговых разрядов в оборудовании без эффективной токовой защиты, в частности в СБ и АБ. В мировой практике (в том числе в РФ) зафиксированы десятки случаев отказа бортовой аппаратуры и КА в целом вследствие возникновения электрического пробоя и дуговых разрядов при использовании высокого напряжения питания.

С учетом отмеченных выше проблем повышения номинального напряжения бортовой сети, связанных с электрическим пробоем и отсутствием в полном объеме необходимой электронной компонентной базы, на сегодняшнем этапе развития околоземных КА представляется технически обоснованным использование бортовой сети с номинальным напряжением не выше 100 – 120 В. В частности, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», являющееся основным российским разработчиком и производителем мощных КА, для их построения сегодня использует основную шину электропитания с напряжением 100 В [3].

Необходимость создания широкого типоразмерного ряда АБ, а также требуемое увеличение срока службы до 7 и более лет для АБ низкоорбитальных КА и 20 лет для АБ геостационарных КА при сохранении высокой надежности и отказоустойчивости в условиях работы в открытом космическом пространстве, приводит к необходимости реализации новых подходов к разработке АБ для СЭС КА.

Как показала многолетняя практика эксплуатации на КА для построения литий-ионных АБ могут успешно использоваться как специализированные

для применения в условиях космического пространства литий-ионные аккумуляторы (ЛИА) (например, АБ фирмы SAFT), так и ЛИА, разработанные для промышленных наземных применений (АБ фирмы ABSL Space Products). В последнем случае работоспособность в составе космической техники аккумуляторов, предназначенных для применения в наземных условиях, обеспечивается конструкцией АБ [4].

Возможность и целесообразность применения промышленных аккумуляторов малой емкости для построения надежных, устойчивых к единичному отказу батарей подтверждает и опыт эксплуатации АБ фирмы ABSL Space Products на разработанных АО «Корпорация «ВНИИЭМ» КА серии «Канопус» [5]. Эти АБ построены по последовательно-параллельной схеме (SP-конфигурация) на базе малогабаритных ЛИА. Они обладают высокой надежностью и живучестью благодаря повышенной радиационной стойкости ЛИА, устойчивости к их единичным отказам используемой в АБ электрической схемы, а также отсутствию в ее составе электронных блоков контроля и нивелирования разбаланса напряжений аккумуляторов [6]. Один из созданных АО «Корпорация «ВНИИЭМ» КА с такой АБ эксплуатировался на орбите с 2012 по 2021 гг. [7].

Учитывая указанный выше опыт, в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» разработана и успешно реализована концепция создания на базе промышленных ЛИА типоразмера 18650 АБ, не требующих использования электронных систем контроля и выравнивания напряжений. Использование малогабаритных аккумуляторов позволяет на основе ЛИА одного типоразмера проектировать широкие параметрические ряды АБ для использования в космической технике. Концепция включает:

- Применение ЛИА габарита 18650 с высокой удельной емкостью (200 и более Вт·ч/кг).
- Закупку партии ЛИА в количестве, необходимом для реализации всей программы работ, и ее комплексная аттестация на соответствие критериям годности для использования в АБ КА.
- Сплошной контроль ЛИА в аттестуемой партии по основным параметрам: емкость, внутреннее сопротивление, скорость саморазряда.
- Комплектование батареи, используя многофакторный анализ и оптимальный подбор по основным параметрам ЛИА в группы для последовательного и (или) параллельного соединения.
- Достижение требуемого уровня надежности и отказоустойчивости АБ при эксплуатации без применения электронных блоков нивелирования напря-

жения, байпасных устройств, специальных алгоритмов управления режимами их заряда и разряда, за счёт использования малочувствительных к отказам единичных аккумуляторов электрических конфигураций АБ и схемотехнических решений, обеспечивающих автоматическое их парирование без применения в составе АБ подверженных радиационному воздействию электронных компонентов.

– Эксплуатация ЛИА в режимах, гарантированно обеспечивающих отсутствие опасных для целевой аппаратуры газовыделений.

– Повышение ресурса работы АБ путем выравнивания скоростей саморазряда и деградационных процессов в аккумуляторах за счет:

а) оптимального подбора ЛИА в батарее;

б) обеспечения на КА выполнения требований по ее подключению к бортовой сети, температуре посадочной поверхности, максимальной величине токов заряда и разряда, глубине разряда АБ;

в) конструктивных и схемотехнических решений построения АБ, обеспечивающих во всех режимах ее работы равномерность температурного поля в пределах  $\pm 1,5^\circ\text{C}$ .

Наши подходы к построению АБ для обеспечения ее высокой радиационной стойкости не предусматривают аппаратное нивелирование разбаланса напряжений. В тоже время в ряде случаев неравномерный повышенный саморазряд единичных аккумуляторов может стать причиной существенного снижения разрядной емкости АБ вплоть до полной потери ее работоспособности. Поэтому в реализуемой концепции создания АБ большое внимание уделяется как выбору типа ЛИА, так и методике подбора аккумуляторов при ее комплектовании.

Кроме того, достижение требуемого уровня надежности и отказоустойчивости АБ без использования чувствительных к радиационному воздействию

электронных блоков нивелирования напряжения и байпасных устройств достигается применением для ее построения электрической конфигурации и схемотехнических решений, обеспечивающих автоматическое парирование различных типов отказов единичных аккумуляторов. В основе этого технического решения лежит использование встроенных в ЛИА одноразовых механических размыкателей токовой цепи CID (Current Interrupt Device), срабатывающих при повышении внутреннего давления из-за перезаряда, переплюсовки или перегрева и автоматически выводящих неисправные ЛИА из АБ (рис. 1) [6].

В настоящее время за рубежом для построения АБ для космических применений на основе малогабаритных ЛИА наиболее широкое применение нашла электрическая схема их последовательно-параллельного соединения (SP-конфигурация), когда АБ состоит из нескольких подключенных параллельно цепочек последовательно соединенных ЛИА (стеков). В этой конфигурации строит все свои АБ фирма SAFT на основе аккумуляторов MPS176065 и VES16. Фирма ABSL Space Products предлагает для космической техники широкий параметрический ряд АБ, создаваемых из базовых модулей также построенных в SP-конфигурации. Хотя в некоторых случаях для построения АБ применялась и параллельно-последовательная (PS) конфигурация, например, для АБ, используемых в системе электропитания скафандра [1].

В АО «Корпорация «ВНИИЭМ» PS-конфигурация была успешно применена для построения АБ низкоорбитального малого КА: АБ 3 года отработала в составе КА, а стендовыми испытаниями в настоящее время подтвержден ресурс более 33 тысяч циклов при разбалансе аккумуляторных пакетов менее 20 мВ.

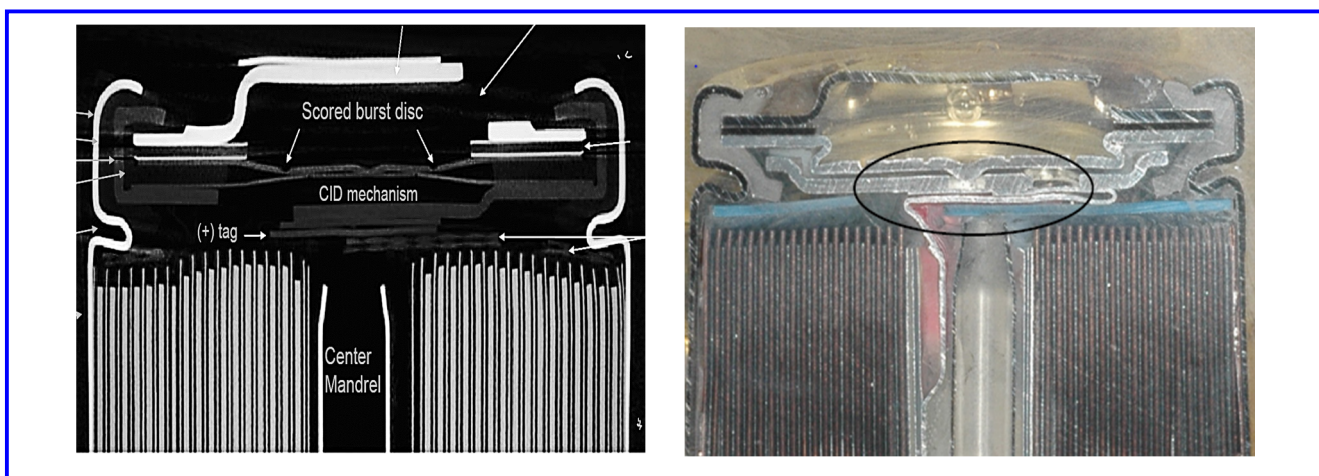


Рис. 1. Конструкция механического размыкателя CID

Однако проведенные расчеты [8] показали, что высокую надежность работы и наилучшую по сравнению с другими электрическими конфигурациями отказоустойчивость и живучесть АБ обеспечивает ее параллельно-последовательной построение с использованием составного аккумулятора, включающего два (или согласно [9] три) соединенных последовательно ЛИА (SPS-конфигурация) (рис. 2) [10].

Автоматическое парирование отказов, связанных с повышенным саморазрядом одного из ЛИА в составном аккумуляторе, основано на перезаряде и срабатывании из-за этого в смежном с ним ЛИА одноразового механического размыкателя CID.

В [10] предложен также подход к конструированию аккумуляторных модулей (АМ), используемых для построения АБ в SPS-конфигурации на базе ЛИА габарита 18650, которые имеют находящийся под электрическим потенциалом металлический корпус цилиндрической формы. В базовом варианте АБ состоит из 2-х установленных на едином основании параллельно друг другу АМ с зеркальным расположением аккумуляторов, обеспечивающим минимизацию магнитного момента при работе батареи (рис. 3).

Для обеспечения эффективного теплообмена в АБ используется вклейка ЛИА в отверстия установленных параллельно друг другу металлических пластин-держателей (холдеров), закрепленных вертикально на одном металлическом основании, с помощью которого АБ устанавливается на КА.

Для надежной электрической изоляции корпусов ЛИА от электропроводящих холдеров вклейка осуществляется с использованием центрирующих полиамидных втулок и электроизоляционного эпоксидного компаунда с теплопроводящими добавками.

Электрическое соединение ЛИА в АМ производится с помощью токосборных шин и перемычек, выполненных из никелевой ленты и привариваемых к положительному токовыводу аккумулятора и дну его корпуса с использованием автоматизированной установки контактной сварки. Изоляцию токосборных шин и перемычек от металлических холдеров в АМ обеспечивает диэлектрическая прокладка из стеклотекстолита.

Выполненные с помощью программы SolidWorks расчеты показали, что данная конструкция при использовании холдеров из алюминиевого сплава при толщине 4 мм даже при размещении ЛИА в 10 горизонтальных рядах обеспечивает хорошую теплопередачу от всех аккумуляторов к основанию: например, в установившемся тепловом режиме при токах через единичные ЛИА до 1,2 А их перегрев относительно температуры посадочной поверхности не превышает 3°C (рис. 4).

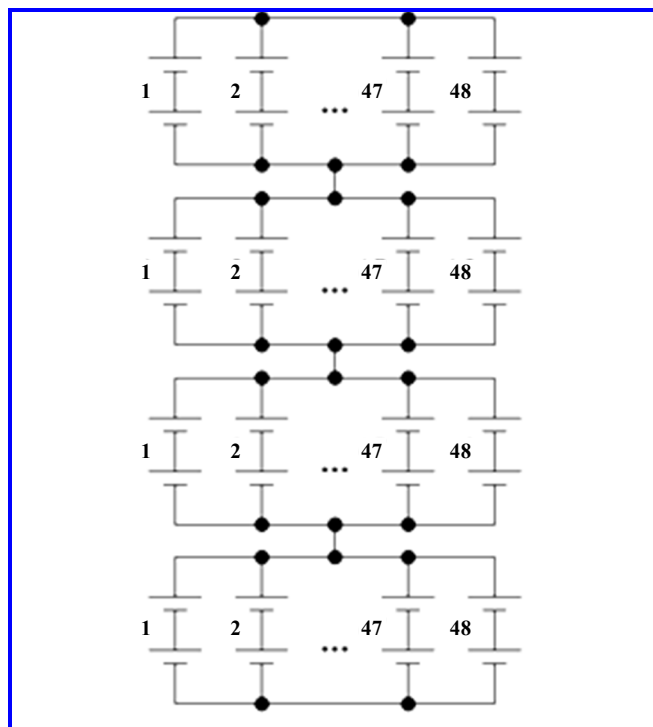


Рис. 2. SPS-конфигурация аккумуляторной батареи (2S48P4S)

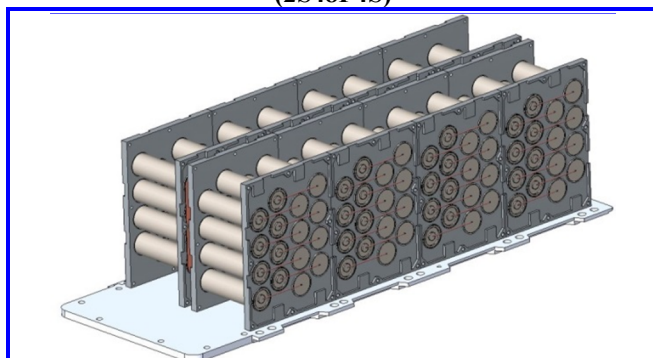


Рис. 3. Конструкция аккумуляторной батареи на базе литий-ионного аккумулятора габарита 18650

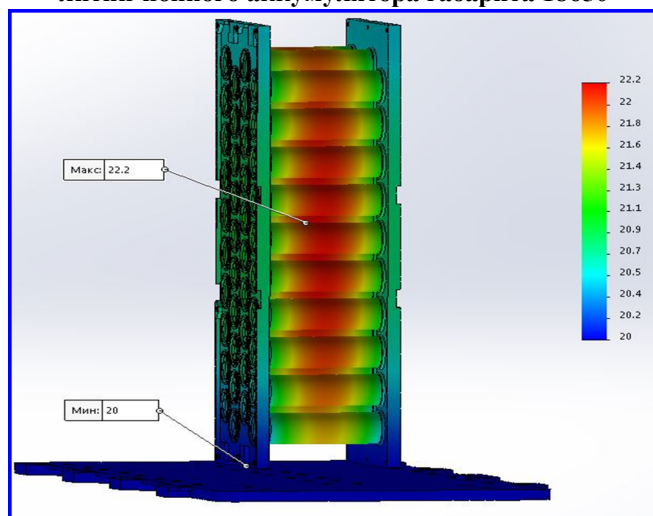


Рис. 4. Температурное поле в аккумуляторном модуле 2S10P1S

Разработанная конструкция универсальна и позволяет формировать широкие типоразмерные ряды АБ, так как позволяет легко изменять не только количество рядов ЛИА и, соответственно емкость АБ, но и ее электрическую схему:

1. В приведенном на рис. 3 конструктиве из ЛИА с номинальным напряжением 3,6 В могут быть сконфигурированы аккумуляторные модули с напряжением 3,6; 7,2; 14,4 и 28,8 В.

2. Возможно соединение входящих в АБ аккумуляторных модулей как параллельно для увеличения в два раза ее емкости, так и последователь-

но для увеличения вдвое напряжения АБ относительно емкости и напряжения АМ.

3. Аккумуляторные модули могут быть реализованы в любой из SP-, PS- или SPS-конфигурациях, путем изменения только полярности установки ЛИА в держателях и конфигурации токосборных шин и перемычек.

В качестве примера на рис. 5 показаны варианты расположения ЛИА и конструкция шин и перемычек в АМ с номинальным напряжением 28,8 В из расположенных в 6 горизонтальных рядах 96 ЛИА в SP-, PS- или SPS-конфигурациях [6].

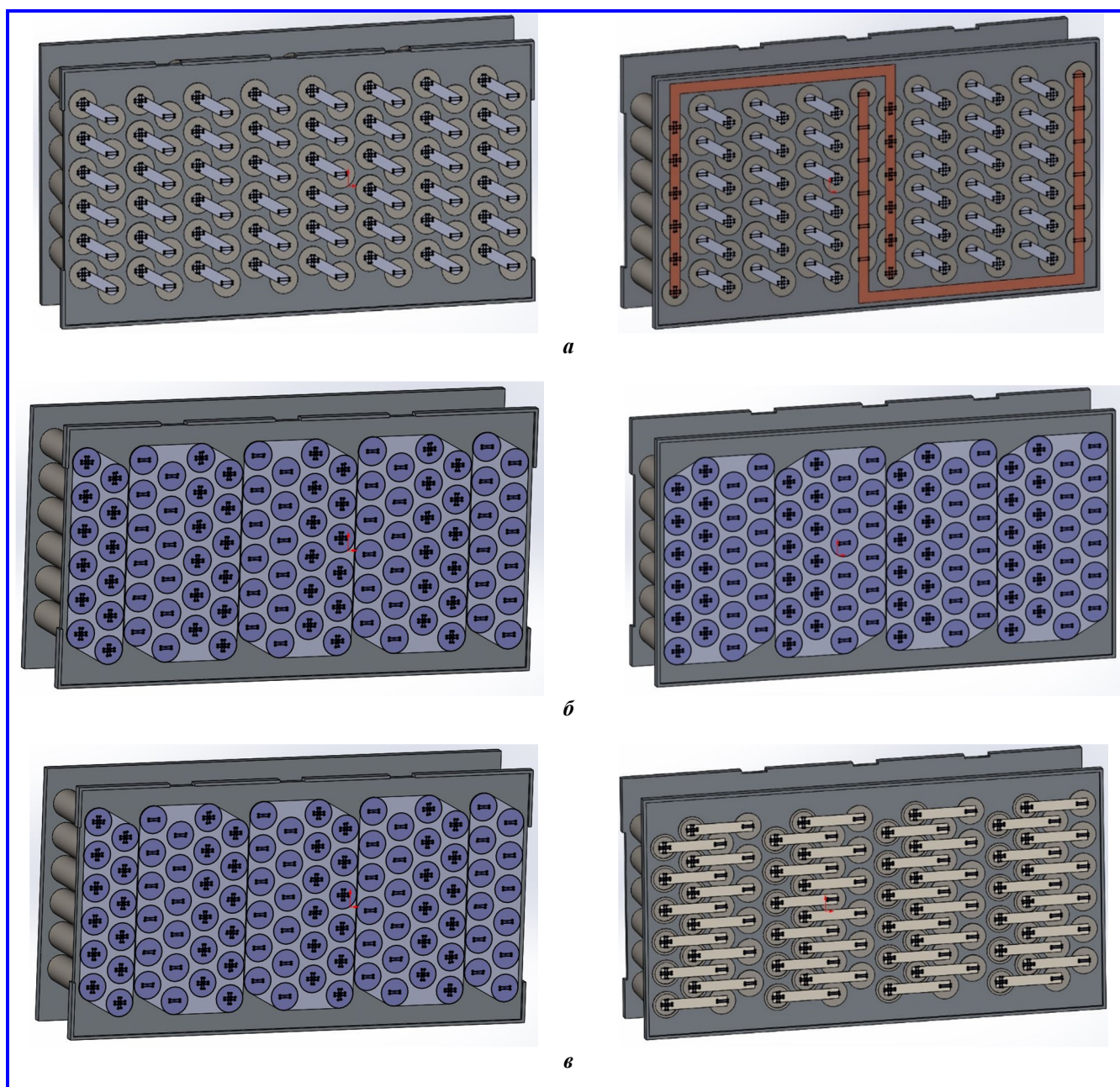


Рис. 5. Схема расположения аккумуляторов и конструкция шин в аккумуляторном модуле (вид слева и вид справа): а – в SP-конфигурации; б – в PS-конфигурации; в – в SPS-конфигурации

Используя рассмотренные выше подходы к проектированию АМ и АБ путем изменения количества горизонтальных и вертикальных рядов и общего количества ЛИА в АМ можно сформировать широкие параметрические ряды изготовленных в различных конфигурациях АМ, а на их основе и

параметрические ряды АБ емкостью десятки А·ч.

В качестве примера в табл. 1 – 3 приведены расчетные параметры построенных на базе ЛИА емкостью 2,5 А·ч параметрических рядов, построенных в SPS-конфигурации АМ, а также АБ с напряжением 28,8 В и с напряжением 57,6 В энергоемкостью от 0,6 до 2,3 кВт·ч.

Таблица 1

**Параметрический ряд аккумуляторных модулей с номинальным напряжением 28,8 В**

Характеристика аккумуляторных модулей	Количество горизонтальных рядов литий-ионных аккумуляторов	Количество вертикальных рядов литий-ионных аккумуляторов	Количество литий-ионных аккумуляторов общее, шт.	Количество литий-ионных аккумуляторов (или стеков) параллельно, шт.	Емкость, А·ч
АМ4.8	4	4	32	4	10
АМ5.8	5		40	5	12,5
АМ6.8	6		48	6	15
АМ7.8	7		56	7	17,5
АМ8.8	8		64	8	20
АМ4.16	4	16	64	8	20
АМ5.16	5		80	10	25
АМ6.16	6		96	12	30
АМ7.16	7		112	14	35
АМ8.16	8		128	16	40

Таблица 2

**Параметрический ряд аккумуляторных батарей с номинальным напряжением 28,8 В**

Характеристика аккумуляторных батарей	Базовый аккумуляторный модуль	Количество литий-ионных аккумуляторов общее, шт.	Емкость, А·ч
АБ1	АМ4.8	64	20
АБ2	АМ5.8	80	25
АБ3	АМ6.8	96	30
АБ4	АМ7.8	112	35
АБ5	АМ8.8	128	40
АБ6	АМ4.16	128	40
АБ7	АМ5.16	160	50
АБ8	АМ6.16	192	60
АБ9	АМ7.16	224	70
АБ10	АМ8.16	256	80

Таблица 3

**Параметрический ряд аккумуляторных батарей с номинальным напряжением 57,5 В**

Характеристика аккумуляторных батарей	Базовый аккумуляторный модуль	Количество литий-ионных аккумуляторов общее, шт.	Емкость, А·ч
АБ1	АМ4.8	64	10
АБ2	АМ5.8	80	12,5
АБ3	АМ6.8	96	15
АБ4	АМ7.8	112	17,5
АБ5	АМ8.8	128	20
АБ6	АМ4.16	128	20
АБ7	АМ5.16	160	25
АБ8	АМ6.16	192	30
АБ9	АМ7.16	224	35
АБ10	АМ8.16	256	40

Для построения более энергоемких (3 и более кВт·ч) и высоковольтных литий-ионных АБ перспективным подходом является их построение по блочно-модульному принципу. Его использование позволяет наращивать мощность и энергоемкость низковольтных АБ или формировать высоковольтные АБ путем соединения по параллельной, последовательной или параллельно-последовательной схеме из необходимого количества батарейных блоков (ББ), унифицированных с точки зрения условий и режимов эксплуатации для широкого спектра КА. ББ имеет свою конструкторско-технологическую документацию на изготовление, полностью собран и готов к монтажу на КА в составе блочно-модульной АБ или как самостоятельное изделие.

Следует также отметить, что при создании АБ с использованием блочно-модульного принципа построения применяются два основных подхода, отличающиеся напряжением используемых сборочных единиц – ББ:

1. При первом подходе АБ создается путем параллельного соединения ББ, имеющих номинальное напряжение, соответствующее полному напряжению АБ и состоящих из единичных ЛИА или стеков из двух аккумуляторов, подключенных по параллельно-последовательной схеме.

2. При втором подходе для создания АБ используется последовательное или параллельно-последовательное соединение низковольтных (4 – 8 В) ББ, состоящих из подключенных по параллельной схеме единичных ЛИА или стеков из двух аккумуляторов.

Блочно-модульный принцип построения АБ:

- значительно повышает надежность СЭС КА за счет использования при разработке АБ ранее отработанных типовых схемотехнических и конструктивных решений, а также применения в ее составе ББ, 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 АБ;

- кроме повышения технико-эксплуатационных показателей упрощает подготовку, существенно увеличивает серийность и снижает себестоимость производства ББ.

Для построения параметрического ряда низковольтных АБ (с напряжением 28,8 В) целесообразно использовать параллельное соединение ББ, имеющих номинальное напряжение, соответствующее полному напряжению АБ. В качестве такого унифицированного конструктивного элемента мо-

гут быть использованы АБ с параметрами, приведенными в табл. 2. При этом подключаемые ББ должны быть полностью взаимозаменяемы и допускать соединение по параллельной схеме без использования защитно-коммутационной аппаратуры. В настоящее время в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» для построения АБ емкостью от 60 до 240 А·ч в качестве унифицированного используется ББ номинальной емкостью 60 А·ч на базе АМ, состоящего из 192 ЛИА, размещенных в 6 горизонтальных и 16 вертикальных рядов (АБ8 из табл. 2).

Параллельное соединение ББ может производиться на разъемах объединительных жгутов или с использованием простейших по конструкции блоков объединительных (рис. 6).

Электрическое параллельное соединение двух и более АБ без диодной развязки допускается при условии:

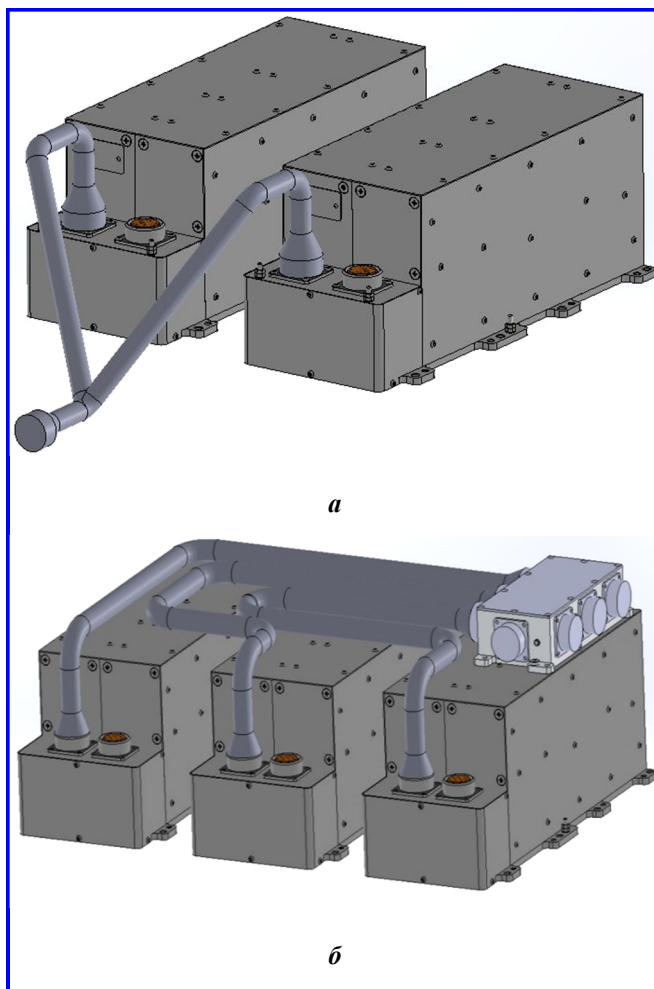


Рис. 6. Параллельное соединение батарейных блоков объединительным жгутом (а) и через блок объединительный (б)

– разница температур посадочных поверхностей подключаемых параллельно АБ не должна превышать  $3^{\circ}\text{C}$  на всех этапах ее эксплуатации;

– электрическое объединение одноименных цепей выравнивания напряжений аккумуляторных пакетов и одноименных силовых цепей, параллельно подключенных АБ, должно осуществляться жгутами в соответствующих точках объединения до расстыковочного (технологического) соединителя КА;

– различие в напряжениях АБ, а также напряжениях их соответствующих аккумуляторных пакетов, не должно превышать 1%;

– АБ должны быть изготовлены из аккумуляторов из одной партии поставки.

Для построения высоковольтных мощных АБ предпочтительно использовать последовательное или параллельно-последовательное соединение ББ с напряжением 4 или 8 В, состоящих из подключенных по параллельной схеме малогабаритных единичных ЛИА или стеков из двух аккумуляторов. Использование такой конфигурации позволяет снизить возможность возникновения в АБ и в оставляющих ее ЛИА дуговых и других типов электрических разрядов при отказах единичных ЛИА при эксплуатации АБ в условиях комплексного воздействия факторов космического пространства и факторов техногенного характера.

Для снижения напряженности электрического поля в конструктивных элементах АБ ниже порога дугообразования при штатной работе конструкция ББ должна предусматривать увеличенные расстояния между элементами с разными электрическими потенциалами, отказ от применения электронных блоков контроля и выравнивания напряжения и использования в силовых цепях многоконтактных разъемных соединителей.

Введение в АБ такой конфигурации дополнительных электрических цепей для индивидуально подзаряда ББ от солнечной батареи (СБ), позволяет реализовать предложенную в [11] распределенную структуру СЭС и избежать дугообразования в СБ за счет многократного снижения ее рабочих напряжений.

### Заключение

1. Многолетняя практика эксплуатации КА показала, что в их составе могут успешно эксплуатироваться АБ на базе ЛИА как специализированных для применения в условиях космического пространства, так и разработанных для промышленных наземных применений.

2. В АО «Корпорация «ВНИИЭМ» разработана и успешно реализована концепция создания на базе

индустриальных ЛИА типоразмера 18650 АБ, не требующих использования электронных систем контроля и выравнивания напряжений.

3. АБ состоят из 2-х аккумуляторных модулей, универсальная конструкция которых позволяет на базе одного типоразмера аккумулятора создавать параметрические ряды конструктивно унифицированных низковольтных АБ в различных электрических конфигурациях энергоемкостью от 0,6 до 2,3 кВт·ч путем изменения только полярности установки и количества вертикальных и горизонтальных рядов ЛИА, а также геометрии токосборных шин и переключателей.

4. Для создания более энергоемких (3 и более кВт·ч) и высоковольтных литий-ионных АБ перспективно блочно-модульное построение, позволяющее наращивать мощность и энергоемкость низковольтных АБ или формировать высоковольтные АБ путем соединения по параллельной, последовательной или параллельно-последовательной схеме из необходимого количества батарейных блоков, унифицированных с точки зрения условий и режимов эксплуатации для широкого спектра КА.

### Литература

1. Опыт эксплуатации и перспективы использования литий-ионных аккумуляторных батарей в ракетно-космической технике / А. И. Груздев // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – 2019. – Т. 171. – № 4. – С. 14 – 23.
2. Системные подходы и тенденции создания аккумуляторных батарей для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / А. И. Груздев, Г. А. Жемчугов // Материалы докладов Пятой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. Приложение за 2017 г. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2017. – С. 220 – 224.
3. Современные системы электропитания космических аппаратов информационного обеспечения производства АО «ИСС» / М. В. Нестеришин, Н. В. Стадухин, П. А. Крючков // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Посвящается 80-летию Акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина». АО «НПО Лавочкина» [сборник] ; составитель В. В. Ефанов. – 2017. – С. 476 – 483.
4. Исследование возможности использования литий-ионных аккумуляторов NCR18650В при создании батарей для систем электроснабжения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / А. И. Груздев, Г. А. Жемчугов // Материалы докладов Пятой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционно-



- го зондирования Земли». Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. Приложение за 2017 г. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2017. – С. 198 – 201.
5. Космический комплекс «Канопус-В». Космические аппараты «Канопус-В» № 1, № 3, № 4, № 5, № 6. Результаты целевого использования КА «Канопус-В» // АО «Корпорация «ВНИИЭМ» : [сайт]. – 2022. – URL: [https://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com\\_content&view=article&id=625:---1-r-1&catid=85:--1-r&Itemid=62](https://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com_content&view=article&id=625:---1-r-1&catid=85:--1-r&Itemid=62).
6. Груздев А. И. Современные электрические накопители для космической техники / А. И. Груздев. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2019. – 195 с.
7. Роскосмос. Спутник «Канопус-В» № 1 исключен из состава орбитальной группировки. – URL: <https://www.roscosmos.ru/28841>.
8. Подходы к схемотехническому построению литий-ионных аккумуляторных батарей с повышенной удельной энергоемкостью / А. И. Груздев, Е. О. Лебедев // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2018. – Т. 162. – № 1. – С. 50 – 54.
9. New approach for controlling a cell soft short failure in a Li-ion spacecraft battery // Conference: NASA Aerospace Battery Workshop ; Ref. 0005-0008989790, 14 – 16/11/2017. – Cannes, France : Thales Alenia Space, 2017. – DOI : 10.13140/RG.2.2.35564.46724.
10. Патент на изобретение № 2667905 Российская Федерация, МПК H01M 10/42(2006.01), H02J 7/04(2006.01). Аккумуляторная батарея : № 2017121070 : заявл. 16.06.2017 : опубл. 25.09.2018 / Макриденко Л. А., Жемчугов Г. А., Груздев А. И. – Бюл. № 27.
11. Патент на изобретение № 2778262 Российская Федерация, МПК B64G 1/42 (2006.01); H02J 7/35 (2006.01). Система электроснабжения космического аппарата : № 202113060 : заявл. 18.10.2021 / Груздев А. И., Давыдов С. В, Прокофьев Е. Н., Пушко С. В, Шевцов М. С. – Бюл. № 23.

Поступила в редакцию 08.06.2022

*Александр Иванович Груздев, кандидат физико-математических наук, главный конструктор, т. +7 (985) 980 7439, e-mail: a\_gruzdev@mcc.vniiem.ru.*

*Дмитрий Юрьевич Носов, аспирант, начальник сектора, т. +7 (963) 999 0115, e-mail: deamondnos@mail.ru.*

*Сергей Вячеславович Пушко, кандидат химических наук, начальник научно-производственного комплекса, т. +7 (495) 623 2428, e-mail: pushkosv@hq.vniiem.ru. (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

## APPROACHES TO CONSTRUCTION OF STRUCTURALLY UNIFIED STANDARD SERIES OF STORAGE BATTERIES FOR LOW-VOLTAGE AND HIGH-VOLTAGE POWER SUPPLY SYSTEMS OF SPACECRAFT

**A. I. Gruzdev, D. Yu. Nosov, S. V. Pushko**

*Prospectivity of designing storage batteries for spacecraft on the basis of industrial Li-ion cells of a comparatively low capacity (up to 5 A·h) in combination with the use of optimal circuitry and design solutions ensuring their operability under open space conditions has been justified.*

*The article shows versatility of the used design of the battery modules based on cylindrical Li-ion cells of 18650 type, which allows the development of parametric ranges of structurally unified low-voltage storage batteries based on the cells of one typical size, in different electrical configurations with power capacity from 0.6 to 2.3 kW·h by changing only the polarity of installation and number of vertical and horizontal rows of Li-ion cells, as well as the geometry of current collecting buses and jumpers.*

*As for development of high power capacity and high voltage storage batteries, the expediency of constructing storage batteries using a modular-assembly principle by connecting a required number of battery packs (unified from the point of view of conditions and modes of operation for a wide range of spacecraft) in a parallel, series or parallel-series configuration has been justified. This approach to development of storage batteries allows enhancement of their technical and operating characteristics, as well as considerable reduction of time and labor intensity needed to develop new storage batteries by using proven standard circuitry and design solutions.*

**Key words:** spacecraft, power supply system, storage battery, Li-ion cell, unification, parametric range.

### References

1. Experience of operation and prospects for use of Li-ion storage batteries in rocket and space equipment / A. I. Gruzdev // Matters of Electromechanics. Proceedings of NPP VNIEM. – 2019. – Vol. 171. – No. 4. – P. 14 – 23.
2. System approaches and trends in development of storage batteries for Earth remote sensing spacecraft / A. I. Gruzdev, G. A. Zhemchugov // Proceedings of the 5th International Scientific Conference ‘Critical Issues in Designing of ERS Systems’. Matters of Electromechanics. NPP VNIEM Proceedings. Appendix 2017. – Moscow : VNIEM Corporation JSC, 2017. – P. 220 – 224.

3. Modern power supply systems for information support spacecraft manufactured by JSC ISS / M. V. Nesterishin, N. V. Stadukhin, P. A. Kryuchkov // Topical issues in designing of automatic spacecraft for fundamental and applied research. Dedicated to the 80th anniversary of Joint Stock Company 'Lavochkin Research and Production Association'. JSC NPO Lavochkin [collected volume] ; compiled by V. V. Yefanov. – 2017. – P. 476 – 483.
4. Study of possibility of using NCR18650B Li-ion cells for development of batteries for power supply systems of Earth remote sensing spacecraft / A. I. Gruzdev, G. A. Zhemchugov // Proceedings of the 5th International Scientific Conference 'Critical Issues in Designing of ERS Systems'. Matters of Electromechanics. NPP VNIIEEM Proceedings. Appendix 2017. – Moscow: VNIIEEM Corporation JSC, 2017. – P. 198 – 201.
5. Canopus-V space system. Canopus-V #1, #3, #4, #5, #6. Results of intended use of Canopus-V // VNIIEEM Corporation JSC :[website]. – 2022. – URL: [https://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com\\_content&view=article&id=625:---l-r-l&catid=85:--l-r&Itemid=62](https://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com_content&view=article&id=625:---l-r-l&catid=85:--l-r&Itemid=62).
6. Gruzdev A. I. Modern electric drives for space technology / A. I. Gruzdev. – Moscow : JSC «Corporation «VNIIEEM», 2019. – 195 p.
7. Roscosmos. Canopus-V #1 is excluded from the orbital constellation. – URL: <https://www.roscosmos.ru/28841>.
8. Approaches to circuit design of Li-ion storage batteries with high specific power capacity / A. I. Gruzdev, E. O. Lebedev //Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – 2018. – Vol. 162. – No. 1. – P. 50 – 54.
9. New approach for controlling a cell soft short failure in a Li-ion spacecraft battery // Conference: NASA Aerospace Battery Workshop ; Ref. 0005-0008989790, 14 – 16/11/2017. – Cannes, France : Thales Alenia Space, 2017. – DOI :10.13140/RG.2.2.35564.46724.
10. Patent of invention No. 2667905 Russian Federation, IPC H01M 10/42(2006.01), H02J 7/04(2006.01). Storage battery : No. 2017121070 : appl. dated 16.06.2017 : publ. on 25.09.2018 / Makridenko L. A., Zhemchugov G. A., Gruzdev A. I. – Bull. No. 27.
11. Patent of invention No. 2778262 Russian Federation, IPC B64G 1/42 (2006.01); H02J 7/35 (2006.01). Spacecraft power supply system : No. 202113060 : appl. dated 18.10.2021 / Gruzdev A. I., Davydov S. V., Prokofyev Ye. N., Pushko S. V., Shevtsov M. S. – Bull. No. 23.

*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.*

*Dmitry Yuryevich Nosov, Ph.D. Student, Head of Sector, tel.: +7 (963) 999-01-15, e-mail: deamonndnos@mail.ru.  
Sergey Vyacheslavovich Pushko, Candidate of Chemical Sciences (Ph. D.), Head of Research and Production Center,  
tel.: +7 (495) 623-24-28, e-mail: pushkosv@hq.vniiem.ru.  
(JC «VNIIEEM Corporation»).*