

КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 629.783; 621.311.68

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

Рассмотрены инновационные системные, схемотехнические и методические подходы к проектированию систем электроснабжения с повышенным сроком службы в составе низкоорбитальных околоземных космических аппаратов. Проведен анализ отказоустойчивости систем электроснабжения в базовых конфигурациях и показано, что ограничение срока активного существования космического аппарата определяется не деградацией функциональных характеристик солнечных батарей или аккумуляторных батарей, а в основном обусловлено отказами в электронных преобразователях и микропроцессорных блоках управления полупроводниковых электронных компонентов с высокой степенью интеграции из-за воздействия дозовых и однократных эффектов ионизирующего излучения космического пространства при эксплуатации на орбите. Разработаны и защищены патентом на полезную модель схемотехнические решения построения систем электроснабжения, позволяющие за счет подбора оптимального соотношения параметров ее составных частей обеспечить автоматическое поддержание положительного энергодобавления космического аппарата в течение 7 – 10 лет без использования в структуре и составных частях систем электроснабжения электронных преобразователей и микропроцессорных блоков управления. Предложен алгоритм и методика параметрического синтеза и моделирования работы системы электроснабжения на этапе эскизного проектирования. Разработано программное обеспечение, позволяющее рассчитать и визуализировать в виде графиков и диаграмм основные параметры системы электроснабжения.

Ключевые слова: солнечная батарея, аккумуляторная батарея, DC-DC преобразователь, система электроснабжения, космический аппарат, ионизирующее излучение космического пространства, математическое моделирование, программное обеспечение.

Система электроснабжения (СЭС) является одной из важнейших бортовых систем космического аппарата (КА), любые сбои в работе которой приводят к нарушению работы других систем, а ее отказ делает невозможной дальнейшую работу всего КА.

В общем случае в состав СЭС входят следующие основные элементы:

– солнечная батарея (СБ), разделенная на несколько частей – фотоэлектрических генераторов (ФЭГ) – являющаяся источником электрической энергии на борту КА;

– аккумуляторная батарея (АБ), выполняющая функцию электрического накопителя на световом участке орбиты КА и обеспечивающая электроснабжение бортовой аппаратуры (БА) на ее теневом участке;

– силовые DC-DC преобразователи напряжения (ЭП) и (или) электрические коммутаторы (ЭК), обеспечивающие подключение/отключение ФЭГ к бортовой сети и позволяющие защитить АБ от опасных режимов заряда;

– микропроцессорный блок контроля и управления системой электропитания (КСП);

– силовая кабельная сеть.

Параметры и характеристики составных частей (СЧ) СЭС во многом определяют конструктивное исполнение КА, его габаритные размеры и массу. При этом способность СЭС в течение всего срока активного существования КА поддерживать положительный энергодобавление во всех режимах работы, в том числе и нештатных, необходима для обеспечения эффективной работы бортовой аппаратуры.

В связи со сказанным выше актуальной задачей является разработка новых подходов к построению СЭС КА, направленных на улучшение их основных технико-эксплуатационных характеристик: повышение надежности, отказоустойчивости, энергоэффективности, радиационной стойкости, снижение тепловыделения и электромагнитных моментов в составных частях и кабельной сети СЭС.

В общем случае можно выделить две базовые конфигурации СЭС для низкоорбитальных околоземных (НОО) КА [1]:

1. СЭС с прямым подключением СБ к АБ.
2. СЭС с подключением СБ к АБ через ЭП.

Примером СЭС с прямым подключением СБ к АБ является разрабатываемый АО «Корпорация «ВНИИЭМ» КА «Ионосфера» (рис. 1) [2].

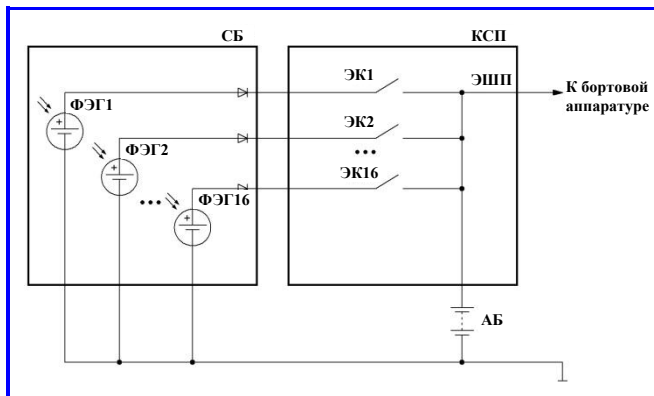


Рис. 1. Структурная схема системы электроснабжения космического аппарата «Ионосфера»

Это наиболее простая в аппаратной реализации СЭС, которая строится по принципу общей электрической шины питания (ЭШП), на которую подключаются СБ, АБ и БА КА. В такой СЭС напряжение на СБ и на электрической шине питания бортовой аппаратуры КА определяется напряжением АБ и изменяется в соответствии степени ее заряженности.

Защита от перезаряда непосредственно подключенной к электрической шине питания АБ на освещенных Солнцем участках орбиты КА может реализовываться путем перевода части ФЭГ в режим холостого хода или режим короткого замыкания при помощи ЭК. Управление ЭК осуществляется КСП. Для защиты от разряда АБ на теневом участке орбиты через электрические цепи СБ ее подключение к АБ осуществляется через диодную развязку.

При проектировании этого типа СЭС для определения оптимального количества последовательно соединенных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) в ФЭГ необходимо учитывать в динамике изменение вольт-амперных (ВАХ) и вольт-ваттных (ВВХ) характеристик ФЭГ (рис. 2) и АБ, связанных как с орбитальным движением КА в течение одного витка, так и с деградацией их параметров в процессе их эксплуатации на орбите.

Трансформация указанных характеристик ФЭГ в течение одного витка обусловлены, главным образом, периодическим изменением светотеневой обстановки при движении КА по орбите, и как следствие, соответствующим циклическим изменением освещенности и температуры СБ. При этом текущее значение тока и мощности генерации электрической энергии ФЭГ зависит также от рабочей точки на этих характеристиках, которая определяется перманентно изменяемым напряжением АБ. Напряжение АБ зависит от ее степени заряженности, которая определяется не только режимом заряда на текущем витке, но и начальной степенью заряженности, которая при штатной работе КА в отличие от начальных освещенности и температуры СБ может изменяться в достаточно широких пределах.

В процессе многолетней эксплуатации СБ эффективность электрической генерации снижается, что, соответственно, при такой же освещенности приводит к увеличению в ней тепловыделения и росту температуры (рис. 3).

Определение количества последовательных ФЭП в ФЭГ производится исходя не только из максимальной рабочей температуры ФЭГ, но и возможных единичных отказов ФЭП, требуемого диапазона напряжений ЭШП с учетом необходимости компенсации падения напряжения на блокирующих диодах и кабельной сети.

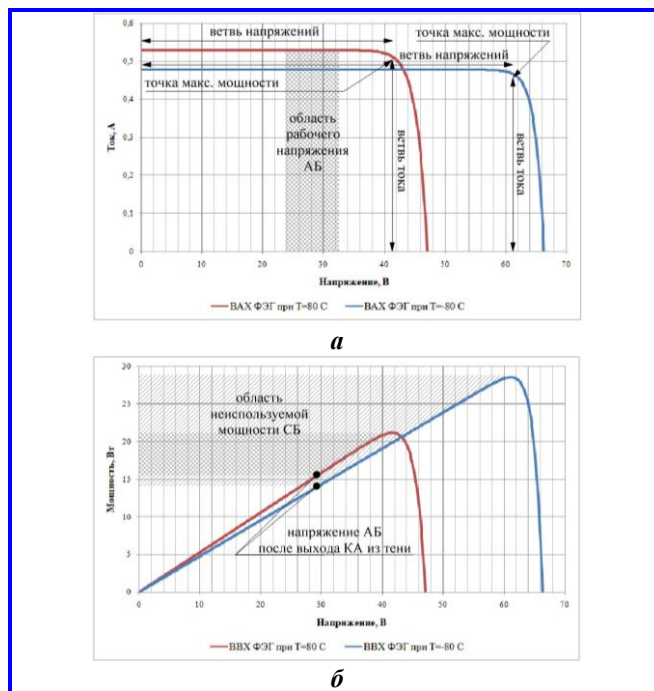


Рис. 2. Вольт-амперные (а) и вольт-ваттные (б) характеристики солнечного генератора

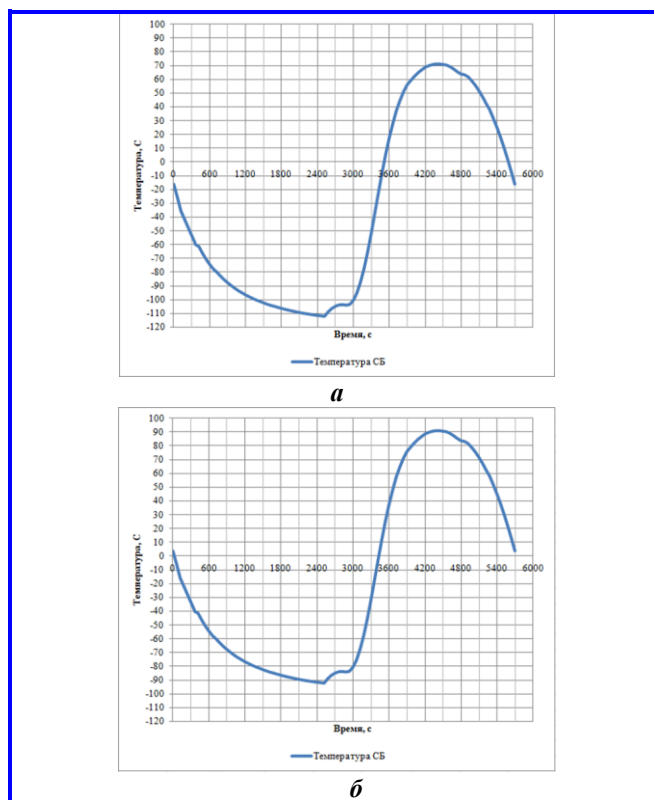


Рис. 3. Изменение температуры солнечной батареи на витке в начале срока активного существования космического аппарата (а) и при сроке активного существования космического аппарата 5 лет (б)

При общепринятом подходе к проектированию СЭС с прямым подключением СБ и АБ к ЭШП [3] рабочую точку на ВАХ ФЭГ выбирают таким образом, чтобы она лежала на ветви напряжений (рис. 2, а) во всем диапазоне изменения температуры ФЭГ и напряжения АБ.

Однако при таком построении энергоэффективность генерации в СЭС существенно ниже значения, доступного исходя из имеющейся освещенности и температуры ФЭГ. Например, если КА выходит из тени с АБ, разряженной до напряжения U_{\min} , генерируемая ФЭГ мощность оказывается существенно (почти в 2 раза) ниже максимально возможной в этих условиях (рис. 2, б). При более разряженной АБ мощность генерации ФЭГ снижается в еще большей степени, хотя для более быстрого восполнения заряда АБ ее следовало бы увеличить. По мере роста температуры ФЭГ и степени заряженности (напряжения) АБ мощность генерации ФЭГ приближается к максимально возможной, но все равно обычно остается меньше этого значения на 10 – 25 %.

Еще одним недостатком такой схемы построения является относительно низкая надежность и радиационная стойкость микропроцессорного блока КСП, использующего большое количество полупроводниковых элементов с высокой степенью интеграции. При этом отказ блока КСП приводит к катастрофическим последствиям и выходу из строя КА из-за потери работоспособности СЭС.

Примером второго типа структуры построения является СЭС КА серии «Канопус-В». Она обладает большей устойчивостью к отказам составных частей, так как имеет распределенную структуру генерации. СБ этой СЭС состоит из 18 ФЭГ (GS1-18), работа которых обеспечивается в режиме генера-

ции максимальной мощности независимо работающими электронными DC-DC преобразователями напряжения (P1-18) (рис. 4) [4].

Однако максимальная эффективность использования мощности СБ (порядка 50%) по сравнению с вариантом прямого подключения СБ к АБ наблюдается в период времени от момента ее выхода из зоны затмения (когда температура СБ минимальна). Такой период составляет несколько минут. В дальнейшем по мере прогрева СБ в условиях максимальной освещенности и увеличения степени заряженности АБ преимущество применения схемы подключения через ЭП с функцией отбора максимальной мощности СБ снижается. Поэтому с учетом потерь в ЭП эффективность генерации в СЭС со структурой 2-го типа в среднем выше только на 10 – 20 % по сравнению с вариантом прямого подключения СБ к АБ. Однако благодаря независимой работе ЭП живучесть СЭС существенно выше, чем при прямом подключении СБ к АБ, так как отказ даже 2-х ФЭГ или сопряженных с ними ЭП приведет только к потере 11% мощности СБ при сохранении общей работоспособности СЭС.

Как правило, ЭП используют регулирование с помощью широтно-импульсной модуляции и понижают выходное напряжение СБ до уровня напряжения, соответствующего концу заряда АБ. При построении высоковольтных СЭС, в СБ которых из-за повышенных напряжений могут возникать приводящие к повышенной деградации процессы ионизации и дугообразования [5], несмотря на увеличение рабочих токов целесообразно использовать низковольтные СБ и ЭП, повышающие их выходное напряжение.

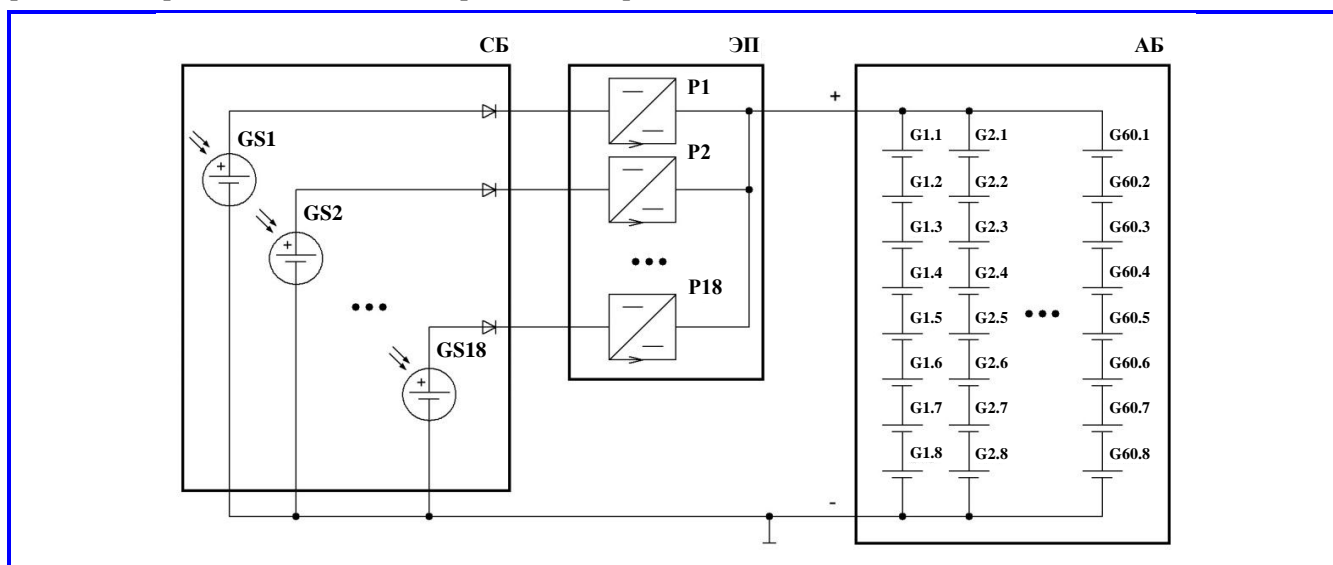


Рис. 4. Структурная схема системы электроснабжения космического аппарата серии «Канопус-В»

В СЭС КА серии «Канопус-В» применяется АБ, произведенная фирмой ABSL (Англия), построенная по последовательно-параллельной схеме (SP-конфигурация) на базе малогабаритных литий-ионных аккумуляторов Gi (ЛИА) типоразмера 18650. Эта АБ обладает 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 2020 гг. [7].

Результаты наших ресурсных испытаний АБ, построенной на базе аналогичных по типу ЛИА, подтверждают низкую деградацию характеристик при циклировании в режимах орбитальной эксплуатации: снижение емкости за первые 5 лет циклирования составляет порядка 4%/год. При этом скорость деградации ее энергетических характеристик после 3-го года испытаний не превышает 1%/год (рис. 5).

Испытания на радиационную стойкость этих ЛИА при воздействии фактора «7К» с характеристиками «7К1» показали, что радиационная стойкость к воздействию электронов и к воздействию протонов для каждого фактора составляет $3 \cdot 10^5$ рад. А проведенная расчетная оценка радиационной стойкости АБ по дозовым эффектам показала, что все входящие в ее состав электронные компоненты, обладают коэффициентом запаса по поглощенной дозе более 3-х, а конструкционные и электроизоляционные материалы имеют коэффициент запаса более двух.

Используемые в составе СБ трехпереходные фотоэлектрические преобразователи на основе структуры InGaP2/InGaAs/Ge покрыты радиационно-стойкими стеклами и также обладают высокой радиационной стойкостью – по данным предприятия-изготовителя деградация мощности СБ при эксплуатации на низких околоземных орбитах не превышает 1%/год.

При этом также как и в СЭС с прямым подключением в ЭП используется большое количество микроконтроллеров (МК) и других электрорадиоизделий (ЭРИ), склонных к отказам из-за чувствительности к воздействию ионизирующего излучения космического пространства (ИИ КП). Микроконтроллеры необходимы для реализации алгоритма поиска точки максимальной мощности и управления ЭП для защиты АБ от перезаряда. Алгоритм поиска точки максимальной мощности на

ВАХ СБ может быть реализован непосредственно путем сканирования ВАХ СБ и вычисления экстремума мощности. Другим вариантом определения точки максимальной мощности, успешно реализованном в СЭС КА «Канопус-В», является задание напряжения в точке максимальной мощности исходя из определенной экспериментально его зависимости от температуры СБ с помощью аналогового ШИМ-контроллера [8].

В том и в другом случае формируется сигнал управления таким образом, чтобы напряжение рабочей точки на входе ЭП соответствовало точке максимальной мощности на ВАХ СБ. При достижении напряжения АБ, соответствующего уровню конца заряда, ЭП плавно ограничивают зарядный ток до уровня потребления бортовой аппаратуры КА.

Из-за чувствительности ЭРИ с высокой степенью интеграции к воздействию ИИ КП в их работе могут возникать как параметрические отказы, так и внезапные сбои или отказы функционирования при воздействии отдельных высокоэнергетических ядерных частиц. С увеличением наработки СЭС на орбите в связи с ростом накопленной дозы радиации повышается интенсивность сбоев в работе микроконтроллеров, которая в конечном счете делает невозможной дальнейшую работу СЭС, а значит и всего КА.

Таким образом, при эксплуатации на орбите независимо от варианта построения СЭС ограничение срока активного существования (САС) КА из-за отказов в ней в основном связано не с деградацией функциональных характеристик СБ и АБ, а с отказами из-за воздействия дозовых и одиночных эффектов ИИ КП полупроводниковых ЭРИ с высокой степенью интеграции, использованных для построения КСП и ЭП.

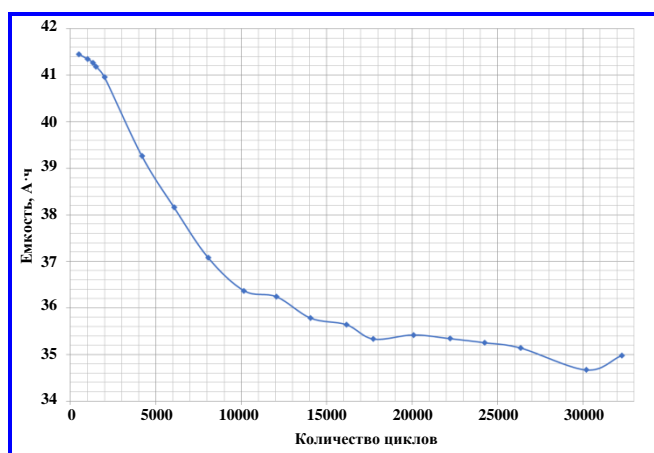


Рис. 5. Изменение емкости литий-ионной аккумуляторной батареи в процессе ресурсных испытаний в режиме орбитальной эксплуатации космического аппарата

Для использования в СЭС проектируемых КА в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» разработано и защищено патентом на полезную модель [9] новое схемотехническое решение их построения (рис. 6). В отличие от традиционных схем в структуре инновационной СЭС КА для обеспечения совместной работы СБ и АБ не используются микропроцессорные блоки управления и электронные преобразователи, что позволяет повысить ее надежность, отказоустойчивость и радиационную стойкость в условиях воздействия ионизирующего излучения космического пространства.

При штатной работе защита АБ от перезаряда и перерезаряда достигается путем оптимального выбора электрических конфигураций АБ и СБ применительно к энергопотреблению бортовой аппаратуры таким образом, что при выходе КА на освещенный участок орбиты обеспечивается работа СБ сначала вблизи точки максимальной мощности с последующим переходом по мере заряда АБ на падающий участок ее ВАХ (см. рис. 2, а). Таким образом, для защиты АБ от перезаряда организуется отрицательная обратная связь между напряжением АБ и генерируемым СБ током.

В разработанной СЭС СБ установлена вне корпуса КА, а АБ размещена внутри негерметичного корпуса на термостатированных панелях и подключена с помощью ЭШП к бортовой нагрузке (БН). АБ выполнена на базе ЛИА габарита 18650 в параллельно-последовательной (PS-) или последовательно-параллельно-последовательной (SPS-) конфигурациями, обладающими более высокой отказоустойчивостью по сравнению с SP-конфигурацией

[10,11]. СБ подключена к АБ с помощью ЭШП и блока диодов (БД), установленного на термостатируемой панели совместно с АБ. БД состоит из электрически соединенных по последовательно-параллельной схеме полупроводниковых диодов, препятствующих протеканию обратных токов от АБ в СБ.

В случае возникновения нештатных ситуаций, для защиты АБ от перезаряда параллельно ей предусмотрено подключение размещенного на внешней поверхности КА устройства защиты от перезаряда (УЗП), построенное на базе балластных резисторов, которые сбрасывают избыточную генерируемую мощность СБ во внешнюю среду. Их подключение осуществляется с помощью ЭК или электромеханического контактора, управляемого бортовым комплексом управления (БКУ) или аналоговым компаратором с гистерезисом, настроенным на величину максимального зарядного напряжения АБ.

Для выбора и оптимизации на этапе эскизного проектирования параметров СЭС разработаны алгоритм, методика и программное обеспечение (ПО) в среде Microsoft Excel для параметрического синтеза и моделирования ее работы. ПО позволяет рассчитать и визуализировать в виде графиков и диаграмм основные параметры СЭС. В нем заложены математические модели литий-ионных АБ производства АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и СБ на базе ФЭП, изготавливаемых АО «Сатурн». При наличии необходимой информации в ПО могут быть заложены математические модели СБ и АБ других производителей.

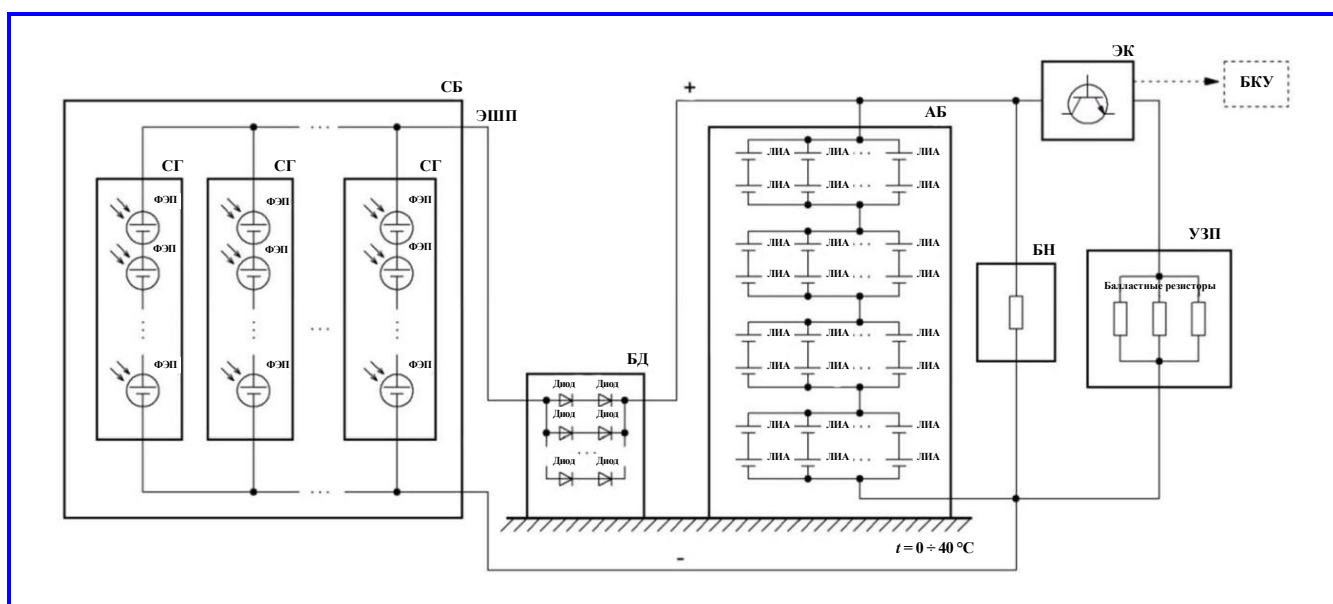


Рис. 6. Структурная схема построения инновационной системы электроснабжения космического аппарата

Подбор и оптимизация параметров СЭС производится в следующем порядке:

1. Осуществляется идентификация основных требований к КА, а именно: САС КА, параметры орбиты, режим ориентации КА, расположение СБ относительно строительных осей КА, циклограмма нагрузок.

2. Проводится анализ и выбор наиболее подходящей структурной схемы СЭС. Критериями выбора являются надежность, отказоустойчивость, радиационная стойкость, энергетическая эффективность.

3. Осуществляется анализ технических характеристик и выбор типов аккумуляторов, фотоэлектрических преобразователей, полупроводниковых диодов для построения составных частей СЭС. Техническими критериями выбора комплектующих изделий являются значения: удельной мощности для ФЭП, энергоемкости и внутреннего сопротивления для аккумуляторов; постоянного прямого и обратного напряжений и токов, допустимой температуры корпуса для диодов.

4. Строится модель изменения освещенности и температуры СБ при движении КА по заданной орбите для следующих дат: день зимнего солнцестояния, день летнего солнцестояния, день весеннего или осеннего равноденствия. Определяется наихудший случай, используемый в дальнейшем для расчетов.

5. Формируется перечень и определяются значения исходных данных, необходимых для расчета энергетического баланса КА. К ним относятся: коэффициенты деградации параметров составных частей СЭС при эксплуатации в условиях воздействия ионизирующих факторов космического пространства; наиболее энергонагруженная циклограмма работы бортовой аппаратуры.

6. На основе экспериментальных данных строятся математические модели вольт-амперных характеристик основных составных частей СЭС: модель СБ, учитывающая изменение ее освещенности и температуры на витке, деградацию параметров в течение САС КА; модель АБ, учитывающая зависимость ее внутреннего сопротивления от температуры и степени заряженности, а также снижение номинальной энергоемкости в процессе наземной и орбитальной эксплуатации; модель полупроводниковых диодов, учитывающая зависимость их параметров от температуры.

7. Осуществляется подбор оптимальной конфигурации СЧ СЭС графоаналитическим методом на основе построения диаграммы энергобаланса КА, вид которой приведен на рис. 7.

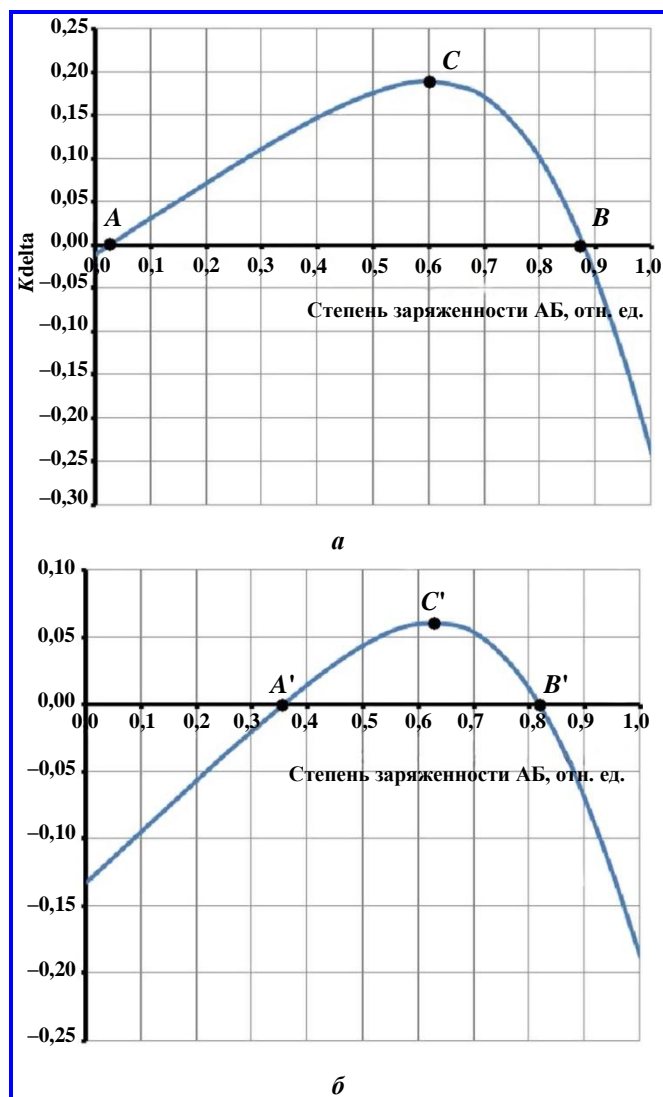


Рис. 7. Пример диаграммы энергобаланса космического аппарата: на начало срока активного существования (а) и на конец срока активного существования, равного 10 годам (б)

Диаграмма энергобаланса КА имеет три характерные точки. Точка A (A') показывает степень заряженности АБ, за пределами которой энергобаланс КА при заданной циклограмме работы БН будет отрицательным. Точка B (B') показывает, к какому значению степени заряженности АБ стремится СЭС при заданной циклограмме работы БН. Точка C (C') характеризует степень положительности энергобаланса КА, иными словами показывает доступную возможность для увеличения энергопотребления БН.

Критериями оптимального подбора конфигурации СЧ СЭС является соблюдение следующих условий:

– в начале САС КА при наиболее энергонагруженной циклограмме работы БН КА степень заря-

женности АБ должна лежать в пределах от 0,9 (точка А) до 0,2 (точка В);

- в конце САС КА с учетом деградации характеристик СБ и АБ степень заряженности АБ должна лежать в диапазоне от 0,8 (точка В') до 0,4 (точка А');

- необходимый доступный запас генерируемой энергии СБ в конце САС (точка С) должен позволять обеспечить увеличение потребления БН не менее чем на 10%.

8. Для проверки соблюдения условий ограничения по глубине разряда АБ (<15% в начале САС) и максимально допустимых значениях токов заряда и разряда, которые не должны превышать $0,5 C_n$ (где C_n – значение начальной номинальной емкости АБ), строятся графики изменения во времени напряжения и глубины разряда АБ (рис. 8), и токов СБ, АБ и БН (рис. 9) для начала эксплуатации и конца САС КА.

На любом этапе выполнения алгоритма параметрического синтеза СЭС возможен возврат к предыдущим пунктам и их повторное выполнение с новыми исходными данными в случае, если первоначальные оценки каких-либо характеристик привели к неудовлетворительному результату. В завершении осуществляется проверка правильности подбора структуры и параметров СЭС путем моделирования работы СЭС в целом.

В качестве примера на рис. 8 – 10 приведены результаты моделирования работы СЭС с приведенной на рис. 6 структурой при АБ в конфигурации 8S48P и СБ в конфигурации 14S130P (1820 ФЭП) для орбиты и графика энергопотребления бортовой нагрузки КА «Канопус-В»-О. В базовом варианте СЭС этого КА предусматривается использование СБ в конфигурации 25S82P (2050 ФЭП), подключаемой к бортовой шине электропитания через контроллер электропитания, реализующий функцию поиска точки максимальной мощности на ВАХ СБ.

Результаты расчетов показали возможность повышения эффективности генерации и снижения количества ФЭП в СБ на 11,2% по сравнению с реализуемыми в настоящее время техническими решениями подключения СБ к АБ через ЭП. При этом, как видно из графиков на рис. 10, оптимизация электрических конфигураций СБ и АБ в СЭС позволяет без использования ЭП и микропроцессорных блоков контроля и управления режимами заряда и разряда АБ обеспечить поддержание суточного энергобаланса КА в течение 10 лет работы на орбите при глубинах разряда АБ менее 25%.

Проведенное нами моделирование также продемонстрировало, что оптимизация конфигурации СЭС целесообразна и для создаваемых АО «Корпорация «ВНИИЭМ» КА с прямым подключением СБ и АБ к бортовой шине электропитания, так как позволяет повысить радиационную стойкость СЭС, уменьшить площадь СБ на 10 – 20 % при повышении САС КА до 7 и более лет.

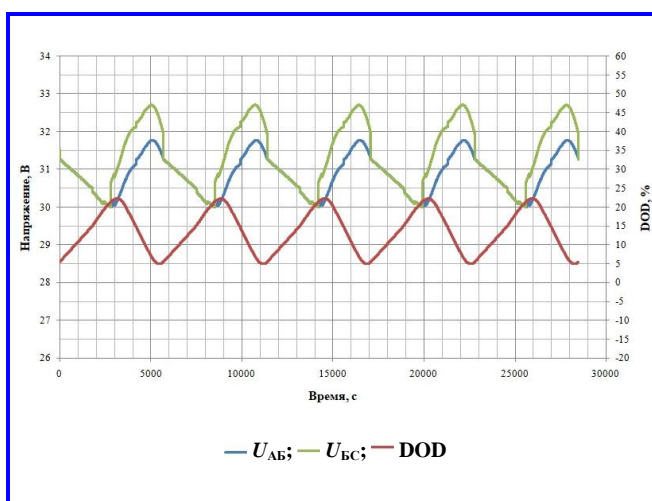


Рис. 8. Напряжения аккумуляторной батареи $U_{АБ}$ и солнечной батареи $U_{БС}$, глубина разряда аккумуляторной батареи DOD в инновационной системе электроснабжения для космического аппарата типа «Канопус-В»-О (срок активного существования 10 лет)

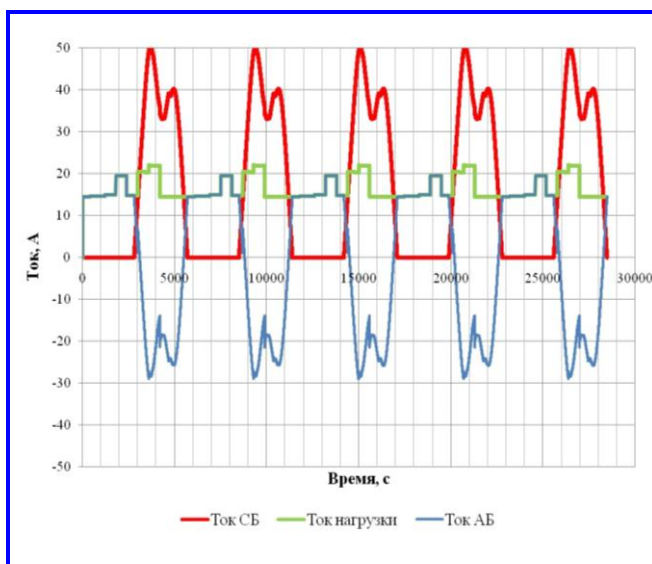


Рис. 9. Токи солнечной батареи, аккумуляторной батареи и бортовой нагрузки инновационной системы электроснабжения для космического аппарата типа «Канопус-В»-О (в начале срока активного существования)

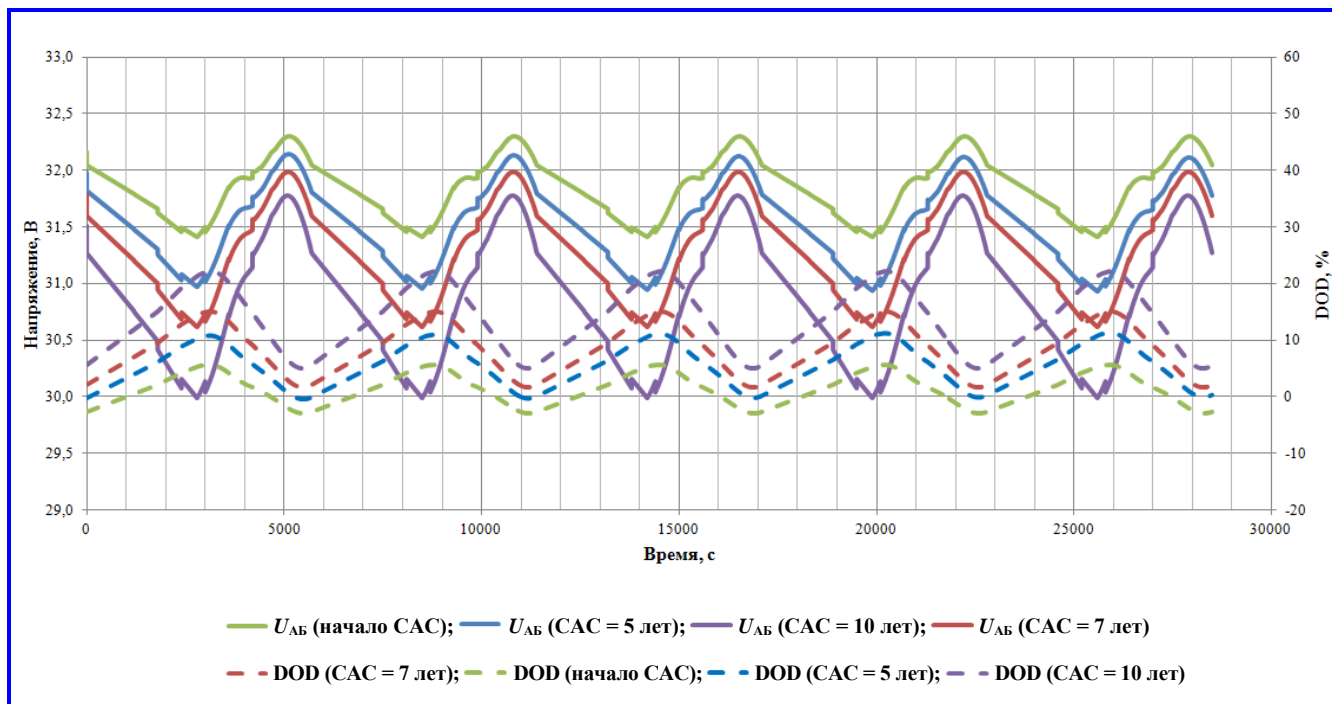


Рис. 10. Моделирование работы инновационной системы электроснабжения для космического аппарата типа «Канопус-В»-О

Заключение

Анализ отказоустойчивости СЭС в базовых конфигурациях показал, что при эксплуатации на орбите независимо от варианта их построения ограничение срока активного существования КА определяется не деградацией функциональных характеристик СБ или АБ, а в основном обусловлено отказами из-за воздействия дозовых и одиночных эффектов ИИ КП применяемых в СЭС электрорадиоизделий с высокой степенью интеграции.

Разработанные в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и защищенные патентом на полезную модель схемотехнические решения построения СЭС обеспечивают повышение ее надежности, отказоустойчивости и радиационной стойкости путем отказа от использования ЭП и микропроцессорных блоков управления для поддержания энергетического баланса и обеспечения его за счет оптимального соотношения электрических параметров СЧ СЭС.

Оптимизация электрических конфигураций СБ и АБ в СЭС позволяет без внешнего управления режимами заряда и разряда АБ обеспечить автоматическое поддержание положительного энергобаланса КА в течение 7 – 10 лет работы на орбите при глубинах разряда АБ менее 25%, а также повысить эффективность генерации и уменьшить количество ФЭП в СБ на 10 – 20 % по сравнению с реализуемыми в настоящее время техническими решениями построения СЭС, создаваемых в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» КА.

Разработанные алгоритм, методика и ПО для параметрического синтеза и моделирования работы СЭС существенно упрощают ее эскизное проектирование, так как позволяют рассчитать и визуализировать в виде графиков и диаграмм изменение основных электрических параметров СЭС в зависимости от ее конфигурации, орбиты и графика энергопотребления БА КА в течение всего его САС

Литература

1. Структурный анализ систем электроснабжения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / А. И. Груздев, М. С. Шевцов // Тезисы докладов Седьмой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2019. – С. 140 – 141.
2. Орбитальная группировка малых КА космической системы «Ионозонд» / В. П. Ходненко, А. В. Хромов, А. Н. Запорожцев [и др.] // Известия РАН «Энергетика». – 2015. – № 1 (январь – февраль). – С. 139 – 148.
3. Системы электропитания космических аппаратов / Б. П. Соустин, В. И. Иванчура, А. И. Чернышев [и др.]. – Новосибирск : ВО «Наука». Сибирская издательская фирма, 1994. – 318 с.
4. Космический комплекс оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций «Канопус-В» с космическими аппаратами «Канопус-В» № 5 и № 6. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2018. – 124 с.
5. Voltage Threshold and Power Degradation Rate for GPS Solar Array Arcing / D. C. Ferguson, R. C. Hoffmann, D. P. Engel-

- hart [et al.] // Article in IEEE Transactions on Plasma Science. – 2017. – P. (99): 1 – 4. – DOI : 10.1109/TPS.2017.2694387. – URL : <https://www.researchgate.net/publication/317161379>.
6. Груздев А. И. Современные электрические накопители для космической техники / А. И. Груздев. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2019. – 195 с.
7. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». – URL: <https://www.roscosmos.ru/28841>.
8. Mukund R. Patel Spacecraft power systems / R. Patel Mukund. – Florida : CRC Press, 2005. – 691 p.
9. Патент РФ на полезную модель №211054. Система электропитания космического аппарата / А. М. Брынцев, А. И. Груздев, С. В. Давыдов, Е. Н. Прокофьев, С. В. Пушко, М. С. Шевцов // Оpubл. 18.05.2022. – Бюл. № 14. – https://www1.fips.ru/ofpstorage/BULLETIN/IZPM/2022/05/20/INDEX_RU.HTM.
10. Подходы к схемотехническому построению литий-ионных аккумуляторных батарей с повышенной удельной энергоёмкостью / А. И. Груздев, Е. О. Лебедев // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2018. – Т. 162. – № 1. – С. 50 – 54.
11. Опыт эксплуатации и перспективы использования литий-ионных аккумуляторных батарей в ракетно-космической технике / А. И. Груздев // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2019. – Т. 171. – № 4. – С. 14 – 23.

Поступила в редакцию 08.04.2022

Александр Иванович Груздев, кандидат физико-математических наук, главный конструктор, т. +7 (985) 980-74-39, e-mail: a_gruzdev@mcc.vniiem.ru.

Сергей Вячеславович Пушко, кандидат химических наук, начальник научно-производственного комплекса, т. +7 (495) 623-24-28, e-mail: pushkov@hq.vniiem.ru.

Михаил Сергеевич Шевцов, аспирант, инженер I категории, т. +7 (495) 366-26-11, e-mail: ms-shevtsov@mail.ru.

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

INNOVATIVE APPROACHES TO THE DESIGN OF POWER SUPPLY SYSTEMS FOR LOW-ORBIT SPACECRAFTS WITH A LIFETIME OF 7 AND MORE YEARS

A. I. Gruzdev, S. V. Pushko, M. S. Shevtsov

The article considers innovative system, circuitry and methodological approaches to the design of power supply systems with extended lifetime, which make part of low-orbit near-Earth spacecrafts. The fault tolerance of power supply systems in basic configuration was analysed, and it was shown that the limitation of SC lifetime is determined not by the degradation of the functional characteristics of solar arrays or storage batteries, but is mainly due to failures in electronic converters and microprocessor control units of semiconductor electronic components with high degree of integration caused by the dose and single effects of ionizing radiation of outer space during operation in orbit. The circuit design solutions for power supply systems have been developed and provided with utility model patent. They allow for automatic maintenance of SC positive power balance for 7 – 10 years without using electronic converters and microprocessor control units in the structure and components of power supply systems by selecting the optimal correlation between the parameters of the system components. An algorithm and methodology for parametric synthesis and modeling of the power supply system operation at the stage of preliminary design have been proposed. Software, which allows for calculation and visualization of the main parameters of power supply system in the form of graphs and diagrams has been developed.

Key words: solar array, storage battery, DC-DC converter, power supply system, spacecraft, ionizing radiation of outer space, mathematical modelling, software.

References

1. Structural Analysis of Power Supply Systems for the Earth Remote Sensing Spacecrafts / A. I. Gruzdev, M. S. Shevtsov // Abstracts of Reports of the 7th International Scientific Conference ‘Critical Issues in Designing of ERS Systems’. – Moscow: VNIEM Corporation JSC, 2019. – Pp. 140 – 141.
2. Orbital Constellation of Small SC of Ionozond Space System / V. P. Khodnenko, A. V. Khromov, A. N. Zaporozhtsev [et al.] // Bulletin of the Russian Academy of Science. Power Engineering. – 2015. – No. 1 (January – February). – Pp. 139 – 148.
3. Power Supply Systems of Spacecrafts / B. P. Soustin, V. I. Ivanchura, A. I. Chernyshev [et al.]. – Novosibirsk : All-Russian Association ‘Nauka’. Siberian Publishing Company, 1994. – 318 p.
4. Space System for Real-time Monitoring of Industrial and Natural Disasters Canopus-V with Canopus-V № 5 and № 6 spacecrafts. – Moscow: VNIEM Corporation JSC, 2018. – 124 p.
5. Voltage Threshold and Power Degradation Rate for GPS Solar Array Arcing / D. C. Ferguson, R. C. Hoffmann, D. P. Engelhart [et al.] // Article in IEEE Transactions on Plasma Science. – 2017. – P. (99): 1 – 4. – DOI : 10.1109/TPS.2017.2694387. – URL: <https://www.researchgate.net/publication/317161379>.

6. Gruzdev A. I. Modern Electrical Storage Devices for Space Applications / A. I. Gruzdev. – Moscow: VNIEM Corporation JSC, 2019. – P. 195.
7. Roscosmos State Space Corporation. – URL: <https://www.roscosmos.ru/28841>.
8. Mukund R. Patel Spacecraft Power Systems / R. Patel Mukund. – Florida: CRC Press, 2005. – P. 691.
9. Utility Model Patent No. 211054. Spacecraft Power Supply / A. M. Bryntsev, A. I. Gruzdev, S. V. Davydov, E. N. Prokofev, S. V. Pushko, M. S. Shevtsov // Published 18.05.2022. – Bul. No. 14. – https://www1.fips.ru/ofpstorage/BULLETIN/IZPM/2022/05/20/INDEX_RU.HTM.
10. Approaches to the Circuit Design of Li-ion Storage Batteries with High Specific Energy Density / A. I. Gruzdev, E. O. Lebedev // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2018. – Vol. 162. – No. 1. – Pp. 50 – 54.
11. Operating Experience and Prospects of Using the Li-ion Batteries in Rocket-and-space Applications / A. I. Gruzdev // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. - 2019. - Vol. 171. - No. 4. - Pp. 14 - 23.

*Aleksandr Ivanovich Gruzdev, Candidate of Physics and Mathematics (Ph. D.), Chief Designer,
tel.: +7 (985) 980-74-39, e-mail: a_gruzdev@mcc.vniem.ru.*

*Sergei Viacheslavovich Pushko, Candidate of Chemistry (Ph. D.), Head of Research and Production Center,
tel.: +7 (495) 623-24-28, e-mail: pushkosv@hq.vniem.ru.*

*Mikhail Sergeevich Shevtsov, Ph. D. Student, Engineer (category I),
tel.: +7 (495) 366-26-11, e-mail: ms-shevtsov@mail.ru.
(JC «VNIEM Corporation»).*