

УДК 520.6.05

© Д. В. Лисин, 2025

АРХИТЕКТУРА СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ НА БАЗЕ ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

Рассмотрена разработанная в ИЗМИРАН архитектура построения высоконадежной системы электроснабжения на базе литий-ионных аккумуляторных батарей, предназначенной для проведения научных экспериментов на борту космических аппаратов. Предложенный подход опирается на многолетний опыт в создании экспериментальных комплексов научной аппаратуры и позволяет преодолеть ряд принципиальных недостатков литий-ионных аккумуляторных батарей, открывая возможности использования их неоспоримых преимуществ в ходе создания новых перспективных приборных комплексов различного назначения на орбите Земли. Особое внимание уделено рассмотрению специфических для области применения вопросов начального включения питания комплекса, его наземной отработки и обеспечению надежности функционирования.

Ключевые слова: система электроснабжения, литий-ионная аккумуляторная батарея, космический эксперимент, управление резервированием

ВВЕДЕНИЕ

При проведении экспериментов в условиях космического пространства один из главных ограничивающих разработчиков научной аппаратуры параметров — масса приборного комплекса. Именно ограничения по массе во многих случаях заставляют постановщиков экспериментов отказываться от столь интересных результаты схем построения приборов в пользу более примитивных.

Второй по значимости ограничивающий фактор — доступная мощность и ресурс работы системы электроснабжения космического аппарата. Применение классических для космоса решений в виде никель-кадмиевых аккумуляторных батарей (АКБ) при всех их несомненных достоинствах заставляет значительно урезать бюджет массы комплекса научной аппаратуры в пользу увеличения емкости бортовых АКБ, и наоборот. Применение широко распространенных в быту литий-ионных АКБ в условиях космического пространства наталкивается на ряд принципиальных сложностей, обусловленных свойствами элементов этих батарей [1, 2]. В частности, эти батареи не переносят отрицательных температур, быстро деградируют и выходят из строя при превышении уровня разряда и заряда, имеют малый срок службы. Сравнительно небольшой срок службы литий-ионной АКБ во многом обусловлен последовательной деградацией составляющих батарею элементов вследствие их так называемой разбалансировки.

Суть этого эффекта заключается в том, что отдельные элементы батареи в последовательной цепи заряжаются и разряжаются несколько по-разному, что при заряде и разряде единым для всей цепи током приводит к тому, что эти элементы могут войти в область критического перезаряда или, наоборот, переразряда, в то время как напряжение на всей батарее находится в целом в допустимых пределах.

Стандартные алгоритмы управления зарядом/разрядом в системах электроснабжения будут продолжать заряд или эксплуатацию АКБ, в то время как данные отдельные элементы уже начали подвергаться запредельным нагрузкам и, соответственно, ускоренно деградируют. После деградации первого элемента батареи ситуация усугубляется тем, что общее напряжение батареи несколько снижается и система управления зарядом будет увеличивать время и ток заряда, что будет приводить к ускоренной деградации следующего элемента и так далее до полной и все ускоряющейся деградации всей АКБ.

Решением данной проблемы является применение схем активной электронной балансировки элементов батареи, так называемых электронных нивелиров [3], которые для нормальной и длительной работы автономных комплексов, подобных рассматриваемым, требуют применения принципиально новых интеллектуальных систем управления, включающих в себя схему поэлементного контроля напряжений на отдельных ее элементах [4, 5].

Для нормальной работы всего комплекса научной и служебной аппаратуры на борту космического аппарата в первую очередь необходимо правильно увязать работу всех подсистем, связанных с управлением его системой электроснабжения, включая отмеченные выше и многие другие, что в рамках рассматриваемого подхода реализуется применением распределенной интеллектуальной системы управления электроснабжением.

ОБЩАЯ АРХИТЕКТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕМ

Применение литий-ионных элементов открывает реальную возможность начать резервирование системы электроснабжения с дублирования АКБ, поэтому рассматриваемая архитектура включает в себя две идентичные батареи № 1 и № 2, соединенные параллельно, как показано на рисунке. Отдельный вопрос, подлежащий рассмотрению вне рамок настоящей статьи — необходимость иметь возможность аварийного отключения одной из АКБ от системы в случае ее необратимой деградации в процессе длительного эксперимента. В описываемой системе такая возможность не предусмотрена в основном по соображениям надежности необходимых для этого дополнительных узлов.

Классическая схема начального включения электропитания космического аппарата — использование контакта отделения, который механически

замыкается при отделении корпуса аппарата от выводящей платформы на последнем этапе работы ракеты-носителя. Как правило, этот контакт непосредственно коммутирует силовую цепь от АКБ к полезной нагрузке, обеспечивая ее начальное включение и дальнейшую работу. Цепь, получающая электропитание подобным образом, на рис. обозначена как "Питание системы". В эту схему добавлено силовое реле "Блокировка контакта отделения", обеспечивающее шунтирование контакта отделения после его первоначального срабатывания с целью исключить возможные эффекты, связанные с деградацией контактной группы в процессе длительного полета. Срабатывание этого реле происходит сразу же после появления питания системы.

С целью обеспечить возможность пробных включений в ходе проведения многочисленных наземных испытаний комплекса аппаратуры, в схему введены две управляющие кнопки "ВКЛ" и "ОТКЛ", которые подключаются к технологическим разъемам блоков электроники системы при наземной отработке. Кнопка "ВКЛ" подключается параллельно контакту отделения и имитирует его срабатывание даже на установленном на платформу космическом аппарате, а кнопка "ОТКЛ" воздействует на схему удержания реле блокировки контакта отделения, отключая его по окончании испытаний.

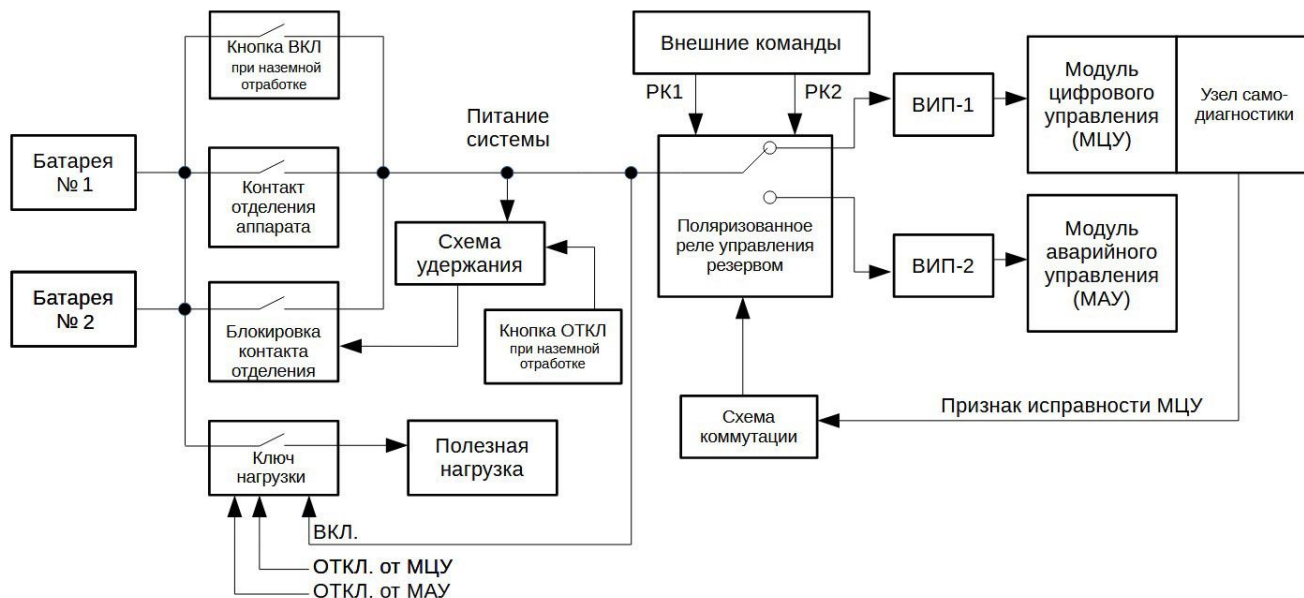


Рис. Архитектура системы электроснабжения космического аппарата.
ВИП — вторичный источник электропитания, РК — радиокomанда

Основной интеллектуальный элемент системы управления обозначен на схеме рис. как модуль цифрового управления (МЦУ). Он получает стабилизированное питание от вторичного источника питания ВИП-1, который в свою очередь запитывается от контактов поляризованного реле управления резервом, обеспечивающим подачу питания либо на МЦУ, либо на модуль аварийного управления (МАУ), который питается от отдельного вторичного источника питания ВИП-2. Переключение между основной и резервной схемой питания осуществляется воздействием на поляризованное реле управления резервом двумя импульсными радиокомандами РК1 (основная схема) и РК2 (резервная схема) от внешней командной радиолинии по решению наземного центра управления.

Модуль цифрового управления реализует достаточно сложные алгоритмы, поэтому, как правило, выполняется на базе однокристалльной микро-ЭВМ с соответствующими цепями загрузки, программирования и периферийных устройств. Вероятность отказа подобного узла, несмотря на все применяемые к элементной базе методы различного рода приемов, контроля, отбора и т.п., все-таки достаточно велика по сравнению с вероятностью отказа простых классических аналоговых схем прежнего поколения. По этой причине в состав системы вводится дополнительный автономный узел самодиагностики, представляющий собой максимально простую аппаратную схему на примитивных высоконадежных элементах, задача которой — принять независимое решение о работоспособности микро-ЭВМ и выдать соответствующую импульсную команду на переключение поляризованного реле управления резервом. МЦУ, в свою очередь, имеет возможность по результатам внутренней самодиагностики принять решение о невозможности продолжать функционирование и необходимости переключения питания на резервную схему управления, для чего ему достаточно просто прекратить соответствующее квитирование узла самодиагностики, который и произведет это переключение автоматически без команды с наземного центра управления.

АЛГОРИТМ ВКЛЮЧЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

Применение интеллектуальной системы управления АКБ открывает возможность реализации функции защиты от сверхтоков на системном уровне, без классических предохранителей одно-разового и многоразового типа со всеми присущими им недостатками, критичными в условиях космического пространства. При этом модуль цифрового управления (МЦУ) использует данные измерения тока нагрузки, которые, как правило, все-

гда контролируются в подобных системах, и в случае превышения допустимого значения должен отключить ключ питания нагрузки, реализовав тот или иной заданный алгоритм работы автоматического предохранителя. Именно такую функцию и выполняет МЦУ в рассматриваемой системе по отношению к комплексу научной аппаратуры космического аппарата ("Полезная нагрузка" на рис.). Однако, исходя из требования, что полезная нагрузка должна безусловно включиться при срабатывании контакта отделения даже при условии полной неработоспособности интеллектуальной системы управления системой электроснабжения, архитектура системы строится таким образом, что появление напряжения на шине "Питание системы" безусловно воздействует на ключ нагрузки, приводя к ее автоматическому включению без участия МЦУ. В случае нормального включения в работу этот модуль имеет возможность подать команду на отключение ключа нагрузки при соблюдении определенных условий (стрелка "ОТКЛ. от МЦУ" на рис.) и на его обратное включение. Такое решение является некоторым компромиссом между вопросами надежности в части включения нагрузки и защиты цепей системы электроснабжения от сверхтоков, которая может выполняться и иными способами.

Таким образом, архитектура системы, как и во всех классических схемах построения систем электроснабжения космических аппаратов, предполагает безусловное включение полезной нагрузки после отделения от ракеты-носителя, в том числе включение бортовой командной радиолинии и прочих служебных систем аппарата для получения данных телеметрии. Дополнительные же функции, которые обеспечивает МЦУ, становятся доступными после его штатного включения по результатам самодиагностики. При этом нормально функционирующий МЦУ имеет возможность в любой момент отключить полезную нагрузку (всю или по группам, что не показано на рис.) в случае возникновения нештатных ситуаций, угрожающих космическому аппарату в целом.

ЗАДАЧИ И ВОЗМОЖНОСТИ МОДУЛЯ ЦИФРОВОГО УПРАВЛЕНИЯ

Центральным элементом интеллектуальной системы управления электроснабжением является модуль цифрового управления (МЦУ), который предназначен для решения следующих задач:

- 1) обработка и анализ данных узла поэлементного контроля напряжений АКБ [4];
- 2) управление током заряда АКБ методом выборочного отключения отдельных секций фото-батарей при фиксации ситуации перезаряда хотя бы одного из элементов;

3) управление включением и отключением электронного нивелира напряжения элементов [3];

4) сбор данных с температурных датчиков элементов АКБ;

5) обработка алгоритмов аварийного отключения нагрузки в целом, отдельных ее элементов, а также одной из АКБ системы электроснабжения;

6) обмен информацией с бортовой системой управления космического аппарата по одному из стандартных протоколов, передача телеметрической информации и прием команд на изменения настроек алгоритмов управления.

Управление током заряда является одной из важнейших функций МЦУ, которая позволяет значительно увеличить срок нормальной работы литий-ионной АКБ на борту космического аппарата. Солнечные фотобатареи для этого разбиваются на отдельные секции, ориентированные в пространстве по-разному, и отделяются от цепей заряда силовыми ключами, управление которыми и осуществляет МЦУ. Классический режим управления током заряда предполагает контроль общего напряжения батареи, по достижению некоторого порогового значения которого производится ограничение зарядного тока во избежание перезаряда элементов. Основным недостатком такого подхода является тот факт, что отдельный элемент батареи может зарядиться несколько раньше всех остальных. При этом суммарное напряжение батареи будет оставаться ниже заданного порога, т.к. вклад каждого отдельного элемента в общую сумму невелик. В результате на некоторое время данный элемент войдет в область сверхкритического перезаряда и начнет ускоренно деградировать. Реализация метода поэлементного контроля позволяет МЦУ не допускать подобной ситуации своевременным уменьшением зарядного тока, для чего ему достаточно по заданному алгоритму начать последовательное отключение силовых ключей секций фотобатарей.

Описанный выше метод управления зарядным током по напряжению самого заряженного элемента батареи неизбежно будет приводить к общему недозаряду батареи в целом, что является, безусловно, системным недостатком — АКБ-комплекс не будет набирать максимально возможный заряд на освещенных участках орбиты космического аппарата. Такой ценой приобретается значительное увеличение срока службы АКБ. Вследствие уникальных массогабаритных характеристик литий-ионных элементов этот недостаток может быть компенсирован некоторым увеличением расчетной емкости батареи, однако может быть полностью устранен применением еще одной функции системы — управление работой электронного нивелира напряжения. Это устройство встраивается в батарею и при включении производит перенос

заряда с наиболее заряженных элементов на наименее заряженные, обеспечивая достаточно быстрое выравнивание поэлементных напряжений [3]. Постоянно держать это устройство включенным нельзя, оно рассеивает достаточно много энергии и создает значительный электромагнитный шум, поэтому в алгоритмы функционирования МЦУ закладывается задача включения электронного нивелира при достижении некоторого порогового значения разбаланса поэлементных напряжений и, соответственно, его отключения при снижении разбаланса до уровня технического нуля. Таким образом, в результате совместного применения функций управления секциями фотобатарей и электронных нивелиров АКБ аппарата всегда находятся в состоянии максимально возможного заряда при максимально увеличенном сроке службы батареи.

Не менее важной функцией рассматриваемой системы является защита АКБ от деградации в случае чрезмерного ее разряда, т.к. особенностью литий-ионных элементов по сравнению с элементами других типов является чрезвычайно высокая чувствительность к разряду ниже предельно допустимого уровня. В этом случае также происходит ускоренная деградация элемента вплоть до его переполюсовки со всеми вытекающими негативными последствиями для батареи в целом.

Так же как и в случае с перезарядом, классическая система контроля суммарного напряжения на клеммах АКБ может оказаться неспособной отреагировать на критический разряд одного из элементов батареи, вовремя отключив нагрузку, что неизбежно приведет к переполюсовке данного элемента и ускоренной деградации всей АКБ. При реализации метода поэлементного контроля МЦУ своевременно отключит полезную нагрузку, защищая бортовую батарею от катастрофического снижения ресурса. Типичный сценарий, в котором наглядно проявляются возможности рассматриваемой архитектуры системы управления, выглядит так:

- в результате некоторого сбоя в системе ориентации космический аппарат теряет ориентацию фотобатарей на Солнце, вследствие чего поступление энергии в бортовую систему электроснабжения значительно снижается;
- циклограмма работы полезной нагрузки, рассчитанная на заданные параметры энергобаланса, остается без изменений до следующего сеанса связи с наземным центром управления;
- космический аппарат входит в область тени с разряженными батареями, которые не способны более обеспечить питанием заданную циклограмму работы и входят в область сверхкритического разряда;

- в этот момент возможна ситуация потери аппарата, если он не успеет войти в зону радиосвязи с наземным пунктом до момента выхода из строя литий-ионной АКБ.

Обнаружив критический разряд одного из элементов АКБ, что означает, что алгоритмы управления штатной бортовой системы космического аппарата по каким-то причинам не справились с балансировкой электрической нагрузки, МЦУ отключит всю полезную нагрузку, оставив включенным только свой источник питания, тем самым снизив ток разряда АКБ практически до нуля. При выходе из тени даже с нарушенной ориентацией в результате вращения аппарат сможет подзарядить АКБ на минимально необходимый для включения бортовой радиолинии уровень, который определяется внутренними настройками МЦУ, войти в связь с наземным пунктом и восстановить нормальную работу всех систем под управлением наземного пункта.

Следует отметить также, что одной из многообещающих функций, которую с успехом может выполнять МЦУ, является динамическое управление током нагрузки фотобатарей, которое позволит увеличить отдачу ими полезной мощности при той же площади за счет того, что их ток нагрузки будет находиться всегда в оптимальной точке нагрузочной характеристики, однако данная тема находится за рамками настоящей статьи.

РЕЗЕРВИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

В рассматриваемой архитектуре роль модуля цифрового управления в общей жизнеспособности комплекса экспериментальной аппаратуры достаточно велика, а сам модуль представляет собой достаточно сложное устройство, состоящее из множества элементов. По этой причине целесообразным является локальное резервирование этого узла, которое выполняется по классической схеме холодного резерва — в систему вводится дополнительный модуль аварийного управления (МАУ, рис.) с отдельным вторичным источником электропитания (ВИП-2, рис.).

Коммутация цепей питания вторичных источников МЦУ и МАУ осуществляется высоконадежным поляризованным реле, сама структура которого исключает одновременное включение обоих модулей. В исходном положении, в ходе наземной подготовки комплекса к полету, перекидной контакт этого реле установлен в положение, когда запитан ВИП-1 основного контура, и в подавляющем большинстве ситуаций далее не переключается.

Функционал модуля аварийного управления (МАУ) может быть как полностью идентичен

функционалу МЦУ (полный вариант резервирования, симметричная схема), так и быть сокращенной до минимально допустимого уровня его версией, выполненной на базе отличных от МЦУ схемотехнических решений, например исключительно на жесткой логике микросхем средней степени интеграции, без использования СБИС. Система, показанная на рис., выполнена именно по такой несимметричной схеме резервирования.

Реле управления резервом может переключиться по импульсной радиокоманде служебной командной радиолинии (РК1/РК2 от наземного центра управления), или от контрольно-проверочной аппаратуры при наземных испытаниях, или от узла самодиагностики. Узел самодиагностики представляет собой отдельный автомат на элементах малой степени интеграции (цифровых и аналоговых элементах, обладающих повышенной стойкостью к воздействию внешних факторов космического пространства), задачей которого является непрерывный анализ некоторого признака работоспособности, который должен вырабатывать МЦУ. При отказе микро-ЭВМ, а также в случае принятия управляющей ею программой решения о невозможности МЦУ продолжать работу этот автомат также может выдать импульсную команду на переключение реле управления резервом.

Таким образом, в случае отказа МЦУ в большинстве прогнозируемых ситуаций через несколько секунд основной контур управления будет автоматически отключен и активирован резервный. Это решение во многом позволяет сохранить высокий уровень надежности по отказу элементов, присущий классическим системам электроснабжения на батареях иных типов, не использующих интеллектуальных систем управления собственной работой. И только в самых исключительных случаях может потребоваться возможность принудительного переключения питания с основной схемы управления на резервную и обратно.

Дискуссионным вопросом в описываемой архитектуре является реакция системы на отказ вторичного источника основного контура (ВИП-1 на рис.). В рассмотренном выше варианте построения в этом случае узел самодиагностики формально также будет обесточен и не сможет выдать автоматическую команду на переключение реле управления резервом. Следует отметить, что на работоспособности полезной нагрузки в краткосрочной перспективе эта ситуация никак не скажется, что позволит, обнаружив этот факт по данным телеметрии на ближайшем витке управления аппаратом, выдать соответствующую радиокоманду переключения по служебной командной радиолинии. Тем не менее представленная архитектура позволяет обеспечить автоматический ввод

резервного контура и в этом случае, как минимум, двумя вариантами:

- реализовав схему кратковременного автономного питания узла самодиагностики, например, на базе диода/конденсатора достаточно большой емкости, чтобы обеспечить возможность выдачи импульса переключения реле управления резервом при пропадании входного напряжения питания от ВИП-1;

- реализовав полностью симметричную схему управления с идентичными модулями, вторичные источники электропитания которых соединяются по схеме, обеспечивающей их аппаратное попеременное включение в случае отказа одного из них; такую схему построить возможно, однако описание ее лежит за рамками настоящей статьи.

ВЫВОДЫ

Рассмотренная архитектура построения системы электроснабжения комплексов экспериментальной аппаратуры снимает многие ограничения, препятствующие применению литий-ионных аккумуляторных батарей в условиях космического пространства, что, в свою очередь, позволяет значительно изменить бюджет массы космического аппарата от системы электропитания в сторону полезной нагрузки. В большинстве случаев это позволит значительно увеличить возможности проведения научных экспериментов в условиях космического пространства.

В данной статье обсуждаются в основном концептуальные вопросы построения подобных систем, оставляя за рамками вопросы их схемотехнической реализации, часть из которых обсуждается в других публикациях [6, 7].

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Хромов А.В. Литий-ионные аккумуляторные батареи низкоорбитальных космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2016. Т. 152, № 3. С. 20–28. URL: <https://jurnal.vniiem.ru/text/152/20-28.pdf>

2. Lithium Batteries: Science and Technology / ed. by G.A. Nazri, G. Pistoia(s.). Springer, 2009.
3. Гаврилин А.Н. Применение унифицированных активных модулей выравнивания напряжения на отдельных элементах аккумуляторных батарей // Труды III Межвузовской научно-практической конференции "Проблемы технического обеспечения войск в современных условиях", Санкт-Петербург, 16 февраля 2018 г. Том 1. С. 247–252. EDN: ORLGVF
4. Лисин Д.В. Реализация метода поэлементного контроля литий-ионных аккумуляторных батарей при работе на борту космических аппаратов научного назначения // Научное приборостроение. 2018. Т. 28, № 2. С. 69–74. URL: <http://iairas.ru/mag/2018/abst2.php#abst10>
5. Лисин Д.В. Эффект самоподпитки ключей в схеме поэлементного контроля литий-ионной аккумуляторной батареи на борту космических аппаратов // Научное приборостроение. 2019. Т. 29, № 2. С. 78–82. URL: <http://iairas.ru/mag/2019/abst2.php#abst10>
6. Лисин Д.В. Контроль поэлементных напряжений на литий-ионной аккумуляторной батарее на борту космического аппарата // Силовая электроника. 2021. Т. 91, № 4. С. 62–65. URL: <https://power-e.ru/hit/kontrol-poelementnyh-napryazhenij/>
7. Лисин Д.В. Блок управления поэлементным контролем напряжений на литий-ионной аккумуляторной батарее для применения в космических экспериментах // Приборы и техника эксперимента. 2024. № 1. С. 208–209. URL: https://iet.ras.ru/2024/1/pub/IET_01_2024pdf/80Lisin.pdf

Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н.В. Пушкова Российской Академии наук (ИЗМИРАН), г. Москва, Троицк

Контакты: Лисин Дмитрий Валерьевич,
lisindv@izmiran.ru

Материал поступил в редакцию 05.03.2025

ARCHITECTURE OF THE POWER SUPPLY SYSTEM FOR SPACE EXPERIMENTAL COMPLEXES BASED ON LITHIUM-ION BATTERIES

D. V. Lisin

*Pushkov Institute of terrestrial magnetism, ionosphere and radio wave propagation
(IZMIRAN), Troitsk, Moscow, Russia.*

The architecture of building a highly reliable power supply system based on lithium-ion batteries, designed for conducting scientific experiments on spacecraft board, is considered. The proposed approach is based on many years of experience in creating experimental scientific equipment complexes and makes it possible to overcome a number of fundamental disadvantages of lithium-ion batteries, opening up the possibility of using their undeniable advantages during the creation of new promising instrument complexes for various purposes in Earth orbit. Particular attention is paid to considering issues specific to the application area, such as the initial power-up of the complex, its ground testing, and ensuring reliable operation.

Keywords: power supply system, lithium-ion battery, space experiment, backup management

REFERENCES

1. Khromov A.V. [lithium-ion accumulator batteries for low-orbit spacecraft]. *Voprosy ehlektromekhaniki. Trudy VNIIEHM* [Electromechanical matters. VNIIEHM studies], 2016, vol. 152, no. 3, pp. 20–28. URL: <https://jurnal.vniem.ru/text/152/20-28.pdf> (In Russ.).
2. Nazri G.A., Pistoia(s.) G., eds. *Lithium Batteries: Science and Technology*. Springer, 2009.
3. Gavrilin A.N. [The use of unified active voltage equalization modules on individual battery cells]. *Trudy III Mezhevuzovskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Problemy tekhnicheskogo obespecheniya voisk v sovremennykh usloviyakh"* [Proc. III Interuniversity Sci. and Pract. Conf. "Problems of technical support of troops in modern conditions"], Saint Petersburg, 16 Feb. 2018, vol. 1, pp. 247–252. EDN: ORLGVF (In Russ.).
4. Lisin D.V. [Implementation of the method for measuring electric voltages at the elements of li-ion batteries when working on spacecraft]. *Nauchnoe Priborostroenie* [Scientific Instrumentation], 2018, vol. 28, no. 2, pp. 69–74. DOI: 10.18358/np-28-2-i6974 (In Russ.).
5. Lisin D.V. [The effect of self-feeding keys in the scheme of element-by-element control of onboard lithium-ion battery of spacecraft]. *Nauchnoe Priborostroenie* [Scientific Instrumentation], 2019, vol. 29, no. 2, pp. 78–82. DOI: 10.18358/np-29-2-i7882 (In Russ.).
6. Lisin D.V. [Monitoring of one-element voltages on the lithium-ion battery on board the spacecraft]. *Silovaya elektronika* [Power electronics], 2021, vol. 91, no. 4, pp. 62–65. (In Russ.). URL: <https://power-e.ru/hit/kontrol-poelementnyh-napryazhenij/>
7. Lisin D.V. [Control unit for one-element voltage monitoring on a lithium-ion battery for use in space experiments]. *Pribory i tehnika jeksperimenta* [Instruments and experimental techniques], 2024, no. 1, pp. 208–209. URL: https://iet.ras.ru/2024/1/pub/IET_01_2024pdf/80Lisin.pdf (In Russ.).

Contacts: *Dmitrij Valer'evich Lisin,*
lisindv@izmiran.ru

Article received by the editorial office on 05.03.2025

INTRODUCTION

When conducting experiments in outer space conditions, one of the main parameters limiting the developers of scientific equipment is the mass of the instrument complex. It is the mass limitations that force the experimenters to abandon the schemes for constructing devices that promise interesting results in favor of more primitive ones in many cases.

The second most important limiting factor is the available power and service life of the spacecraft's power supply system. The use of classic space solutions in the form of nickel–cadmium accumulator batteries (AKB), given all their undoubted advantages, forces us to significantly cut the mass budget of the scientific equipment complex in favor of increasing the capacity of onboard AKB and vice versa. The use of lithium-ion AKB, which are widely used in everyday life, in outer space conditions, encounters a number of fundamental difficulties caused by the properties of the elements of these batteries [1, 2]. In particular, these batteries do not tolerate sub-zero temperatures, quickly degrade and fail when the discharge and charge levels are exceeded, and have a short service life. The relatively short service life of a lithium-ion battery is largely due to the sequential degradation of the battery's constituent elements due to their so-called imbalance.

The essence of this effect is that individual battery elements in a series circuit are charged and discharged somewhat differently, which, when charged and discharged by a single current for the entire circuit, leads to the fact that these elements can enter the area of critical overcharge or, conversely, overdischarge, while the voltage on the entire battery is generally within acceptable limits.

Standard charge/discharge control algorithms in power supply systems continue to charge or operate the AKB, while these individual elements have already begun to be subjected to extreme loads and, accordingly, degrade rapidly. After the degradation of the first battery element, the situation is aggravated by the fact that the overall battery voltage decreases somewhat, and the charge control system will increase the charging time and current, which will lead to accelerated degradation of the next element, and so on until the complete and accelerating degradation of the entire battery.

The solution to this problem is the use of active electronic balancing circuits for battery elements, the so-called electronic levels [3], require the use of fundamentally new intelligent control systems, including a circuit for elementwise monitoring of voltages on its individual elements [4, 5] for normal and long-term operation of autonomous complexes similar to those under consideration.

For the normal operation of the entire complex of scientific and service equipment on board the spacecraft, it is first necessary to correctly link the operation of all subsystems associated with the control of its power supply system, including those noted above and many others, which, in this approach, is implemented using a distributed intelligent power supply control system.

GENERAL ARCHITECTURE OF THE POWER SUPPLY CONTROL SYSTEM

The use of lithium-ion elements opens up a real opportunity to start the backup of the power supply system with duplication of the batteries, therefore, the architecture under consideration includes two identical batteries No. 1 and No. 2, connected in parallel, as shown in Fig. A separate issue to be considered outside the scope of this article is the need to have the ability to emergency disconnect one of the AKB from the system in the event of its irreversible degradation during a long-term experiment. In the described system, such a possibility is not provided mainly for reasons of reliability of the additional units required for this.

Fig. Architecture of the spacecraft power supply system.
ВИП — secondary power source, РК — radio command

The classic scheme for the initial switching on of the spacecraft power supply is the use of a separation contact, which is mechanically closed when the spacecraft body separates from the launch platform at the last stage of the launch vehicle operation. As a rule, this contact directly switches the power circuit from the battery to the payload, ensuring its initial switching on and further operation. The circuit receiving power in this way is designated in the figure as "Питание системы". A power relay "Блокировка контакта отделения" is added to this scheme, providing shunting of the separation contact after its initial operation in order to exclude possible effects associated with the degradation of the contact group during a long flight. This relay is triggered immediately after the system power appears.

In order to ensure the possibility of trial switching on during numerous ground tests of the equipment complex, two control buttons "БКЛ" and "ОТКЛ" were introduced into the scheme, which were connected to the technological connectors of the system electronics units during ground testing. The "БКЛ" button is connected in parallel to the separation contact and simulates its operation even on a spacecraft

installed on the platform, and the "ОТКЛ" button acts on the circuit holding the contact-blocking relay of the compartment, switching it off at the end of the tests.

The main intelligent element of the control system is designated in the diagram in Fig. as the digital control module (МЦУ). It receives stabilized power from the secondary power source ВПП-1, which in turn is powered from the contacts of the polarized reserve control relay, which provides power supply either to the МЦУ or to the emergency control module (МАУ), which is powered from a separate secondary power source ВПП-2. Switching between the main and reserve power supply circuits is carried out by acting on the polarized reserve control relay with two pulse radio commands PK1 (main circuit) and PK2 (reserve circuit) from the external command radio line according to the decision of the ground control center.

The digital control module uses fairly complex algorithms; therefore, as a rule, it is implemented on the basis of a single-crystal microcomputer with the corresponding circuits for loading, programming, and peripheral devices. The probability of failure of such a unit, despite all the methods of various types of acceptance, control, selection, etc. applied to the element array, is still quite high compared to the probability of failure of simple classical analog circuits of the previous generation. For this reason, an additional autonomous self-diagnostic unit is introduced into the system, which is an extremely simple hardware circuit on primitive highly reliable elements, which task is to make an independent decision on the operability of the microcomputer and issue a corresponding pulse command to switch the polarized reserve control relay. The МЦУ, in turn, has the ability to make a decision, based on the results of internal self-diagnostics, on the impossibility of continuing operation and the need to switch power to the backup control circuit, for which it is sufficient to simply stop the corresponding acknowledgement of the self-diagnostics unit, which will perform this switching automatically without a command from the ground control center.

ALGORITHM FOR SWITCHING ON THE PAYLOAD

The use of an intelligent АKB control system opens up the possibility of implementing the overcurrent protection function at the system level, without classic disposable and reusable fuses with all their inherent shortcomings, critical in space conditions. The digital control module (МЦУ) uses the load current measurement data, which, as a rule, are always monitored in such systems, and, in case of exceeding the permissible value, the МЦУ must disconnect the load power switch, implementing one or another specified algorithm for the operation of the automatic fuse. This is the function that the МЦУ performs in

the system under consideration in relation to the spacecraft scientific equipment complex ("Полезная нагрузка" in the figure). However, based on the requirement that the payload must unconditionally turn on when the separation contact is triggered even in the event of complete inoperability of the intelligent control system of the power supply system, the architecture of the system is built in such a way that the appearance of voltage on the "Питание системы" bus unconditionally affects the load key, leading to its automatic switching on without the participation of the МЦУ. In the case of normal switching on, this module has the ability to send a command to switch off the load key under certain conditions (the arrow "ОТКЛ от МЦУ" in the figure) and to switch it back on. This solution is a kind of compromise between the issues of reliability in terms of switching on the load and protecting the power supply system circuits from overcurrents, which can be performed in other ways. Thus, the system architecture, as in all classical schemes for constructing spacecraft power supply systems, assumes unconditional activation of the payload after separation from the launch vehicle, including activation of the onboard command radio line and other service systems of the spacecraft to receive telemetry data. Additional functions provided by the МЦУ become available after its normal activation based on the results of self-diagnostics. A normally functioning МЦУ has the ability to turn off the payload (all or in groups, which is not shown in the figure) at any time in the event of emergency situations that threaten the spacecraft as a whole.

TASKS AND CAPABILITIES OF THE DIGITAL CONTROL MODULE

The central element of the intelligent power supply control system is the digital control module (МЦУ), which is designed to solve the following problems:

- 1) processing and analysis of data from the elementwise control unit for battery voltages [4];
- 2) control of the battery charging current by selectively disconnecting individual sections of photovoltaics when an overcharge situation is detected in at least one of the elements;
- 3) control of switching on and off the electronic level of the elements' voltage [3];
- 4) withdrawal of data from temperature sensors of the АKB;
- 5) development of algorithms for emergency shutdown of the load as a whole, its individual elements, as well as one of the batteries of the power supply system;
- 6) exchange of information with the on-board control system of the spacecraft using one of the standard protocols, transmission of telemetry information, and

reception of commands to change the settings of the control algorithms.

Charging current control is one of the most important MIY functions, which allows to significantly increase the normal service life of the lithium-ion battery on board the spacecraft. For this purpose, solar photovoltaics are combined into separate sections oriented in space in different ways and separated from the charging circuits by power keys, which are controlled by the MIY. The classic charging current control mode involves monitoring the overall battery voltage, upon reaching a certain threshold value of which, the charging current is limited to avoid overcharging the elements. The main disadvantage of this approach is the fact that an individual battery element can be charged somewhat earlier than all the others. The total battery voltage will remain below the specified threshold since the contribution of each individual element to the total is small. As a result, for some time this element enters the region of supercritical overcharge and begins to degrade rapidly. The implementation of the elementwise control method allows the MIY to prevent such a situation by timely reducing the charging current, for which it is sufficient for it to begin sequentially disconnecting the power keys of the photovoltaic sections according to a given algorithm.

The above-described method of controlling the charging current based on the voltage of the most charged battery element inevitably leads to a general undercharging of the battery as a whole, which is, of course, a systemic disadvantage — the AKB complex will not gain the maximum possible charge in the illuminated sections of the spacecraft orbit. This is the price for a significant increase in the battery service life. Due to the unique weight and size characteristics of lithium-ion elements, this disadvantage can be compensated for by some increase in the calculated capacity of the battery but can be completely eliminated by using another function of the system — control of the operation of the electronic voltage leveler. This device is built into the battery and, when switched on, transfers the charge from the most charged elements to the least charged ones, ensuring a fairly rapid equalization of the elementwise voltages [3]. It is impossible to keep this device on all the time; it dissipates quite a lot of energy and creates significant electromagnetic noise. Therefore the MIY algorithms include the task of turning on the electronic level when a certain threshold value of the imbalance of elementwise voltages is reached and, accordingly, turning it off when the imbalance decreases to the level of technical zero. Thus, as a result of the combined use of the functions of controlling the sections of photovoltaics and electronic levels, the batteries of the device are always in a state of maximum possible charge with the maximum extended battery life.

An equally important function of the system under consideration is the protection of the battery from degradation in the event of its excessive discharge, since a feature of lithium-ion cells compared to cells of other types is an extremely high sensitivity to a discharge below the maximum permissible level. In this case, accelerated degradation of the element also occurs up to its polarity reversal with all the negative consequences for the battery as a whole.

As in the case of overcharging, the classical system for monitoring the total voltage at the battery terminals may be unable to respond to a critical discharge of one of the battery elements by disconnecting the load in time, which will inevitably lead to a reverse polarity of this element and accelerated degradation of the entire battery. When implementing the elementwise control method, the MIY timely disconnects the payload, protecting the on-board battery from a catastrophic reduction in resource. A typical scenario, which clearly demonstrates the capabilities of the considered control system architecture, looks like this:

- due to some failure in the orientation system, the spacecraft loses the orientation of the photovoltaics to the Sun, as a result of which the energy supply to the on-board power supply system is significantly reduced;
- the payload operation cyclogram, calculated for the specified energy balance parameters, remains unchanged until the next communication session with the ground control center;
- the spacecraft enters the shadow area with discharged batteries, which are no longer capable of providing power for the specified work cycle, and enters the supercritical discharge area;
- at this moment, a situation of loss of the spacecraft is possible if it does not manage to enter the zone of the radio communication with the ground point before the lithium-ion battery fails.

Having detected a critical discharge of one of the battery elements, which means that the control algorithms of the standard on-board system of the spacecraft for some reason failed to balance the electrical load, the MIY turns off the entire payload, leaving only its power source on, thereby reducing the battery discharge current to almost zero. When leaving the shadow, even with a disturbed orientation as a result of rotation, the spacecraft is able to recharge the battery to the minimum level required to turn on the on-board radio level, which is determined by the internal settings of the MIY, establish communication with the ground station, and restore normal operation of all systems under the control by the ground station.

It should also be noted that one of the promising successfully performed DCM functions is the dynamic control of the load current of photovoltaic batteries, which will increase their useful power output with the same area due to the fact that their load current is al-

ways at the optimal point of the load characteristic, but this topic is beyond the scope of this article.

CONTROL SYSTEM REDUNDANCY

In the architecture under consideration, the role of the digital control module in the overall viability of the experimental equipment complex is quite large, and the module itself is a fairly complex device consisting of many elements. For this reason, it is advisable to locally reserve this unit, which is carried out according to the classical cold reserve scheme — an additional emergency control module (МАУ, Fig.) with a separate secondary power source (ВИП-2, Fig.) is introduced into the system.

The switching of the power supply circuits of the secondary sources of the МИУ and МАУ is carried out by a highly reliable polarized relay, which very structure excludes the simultaneous switching on of both modules. In the initial position, during the ground preparation of the complex for flight, the changeover contact of this relay is set to the position when the ВИП-1 of the main circuit is powered, and in the overwhelming majority of situations it does not switch further.

The МАУ functionality can be either completely identical to the МИУ functionality (full redundancy option, symmetrical scheme) or be a version reduced to the minimum permissible level, implemented on the basis of circuit solutions different from the МИУ, for example, exclusively on the rigid logic of medium-integration microcircuits, without the use of VLSI. The system shown in the figure is implemented using exactly such an asymmetrical redundancy scheme.

The reserve control relay can be switched by a pulse radio command of the service command radio line (PK1/PK2 from the ground control center), or from the checkout equipment during ground tests, or from the self-diagnostic unit. The self-diagnostic unit is an individual machine based on poorly integrated elements (digital and analog elements with increased resistance to the effects of external factors of outer space), which task is the continuous analysis of some МИУ — generated feature of operability. In the event of a failure of the microcomputer, as well as in the event of a negative decision by the microcomputer controlling program to continue МИУ operation, this automate can also issue a pulse command to switch the reserve control relay.

Thus, in the case of failure of the МИУ in most predictable situations, after a few seconds the main control circuit will be automatically switched off and the backup one will be activated. This solution largely allows maintaining a high level of reliability against failure of elements, inherent in classical

power supply systems using batteries of other types that do not use intelligent control systems for their operation. And only in the most exceptional cases may the ability to force switching of power from the main control circuit to the backup one and back be required.

A debatable issue in the described architecture is the system's response to the failure of the secondary source of the main circuit (ВИП-1 in the figure). In the above-considered design option, in this case the self-diagnostic unit is also formally de-energized and not able to issue an automatic command to switch the reserve control relay. It should be noted that this situation does not affect the operability of the payload in the short term, which will allow, having detected this fact due to telemetry data on the next loop of the spacecraft control, to issue the corresponding radio command for switching over the service command radio line. Nevertheless, the presented architecture allows for automatic input of the reserve circuit in this case, at least, by two options:

- after implementing a short-term autonomous power supply circuit for the self-diagnostic unit, for example, based on a diode/capacitor of sufficiently large capacity to ensure the possibility of issuing a switching pulse to the reserve control relay when the input supply voltage from ВИП-1 disappears;
- after implementing a completely symmetrical control circuit with identical modules, which secondary power sources are connected according to a circuit that ensures their hardware alternating switching on in the event of failure of one of them; It is possible to construct such a scheme, but its description is beyond the scope of this article.

CONCLUSIONS

The considered architecture of the construction of the power supply system of experimental equipment complexes removes many restrictions that prevent the use of lithium-ion batteries in outer space conditions, which, in turn, allows us to significantly change the budget of the spacecraft mass from the power supply system to the payload. In most cases, this will significantly increase the possibilities of conducting scientific experiments in outer space conditions.

This article mainly discusses conceptual issues of constructing such systems, leaving out of the scope issues of their circuit and technical implementation, some of which are discussed in other publications [6, 7].