

# Контроль поэлементных напряжений на литий-ионной аккумуляторной батарее

## на борту космического аппарата

**Предлагаемый метод схемотехнической реализации поэлементного контроля напряжений литий-ионных аккумуляторов в составе батарей предназначен для эксплуатации на борту космических аппаратов. Данный вид контроля батарей позволяет значительно увеличить их срок службы, особенно при использовании со схемами нивелирования напряжений на элементах батареи. Метод отличается от традиционно используемых именно спецификой применения на борту космических аппаратов и основан на вычислении напряжения на элементах цифровым способом по данным отдельных измерительных каналов, реализованных на калиброванных прецизионных делителях напряжения. При этом решена проблема реализации режима хранения аккумуляторной батареи без демонтажа встроенной системы управления, что позволяет значительно увеличить допустимые сроки подготовки космического аппарата к запуску без подзарядки батареи аппарата. Приводятся данные лабораторных испытаний, полученные в ходе отработки технологического образца измерительной системы. Показано, что на имеющейся базе электронных компонентов можно получить точность измерения на отдельном элементе батареи порядка 45 мВ в худшем случае.**

Дмитрий Лисин, к. ф.-м. н.

lisindv@izmiran.ru

### Введение

В последние несколько лет применение литий-ионных аккумуляторных батарей для систем электроснабжения космических аппаратов представляет собой весьма перспективное направление [1], которое, однако, сталкивается с рядом технологических сложностей [2]. Одним из необходимых элементов ЛИАБ при применении в условиях космического пространства является система поэлементного контроля напряжений на отдельных аккумуляторах батареи, техническая реализация которой имеет особую специфику. Предлагаемый вариант реализации подобной системы разработан и опробован в ИЗМИРАН в ходе проведения работ по созданию перспективных систем электроснабжения космических аппаратов научного назначения. Данная система измерения весьма проста, надежна и может быть полностью реализована на доступной элементной базе силами встроенной в ЛИАБ системы управления на базе стандартного микроконтроллера.

Надежная эксплуатация литий-ионной аккумуляторной батареи возможна только при обеспечении непрерывного контроля за напряжением каждого отдельного ее элемента как в процессе разряда, так и в процессе заряда. Напряжение элемента ЛИАБ составляет величину порядка 3,6 В для батарей с оксид-

ными катодами (3,2 В для батарей с катодом на базе литированного фосфата железа) и должно быть измерено с абсолютной погрешностью порядка  $\pm(10-50)$  мВ. Типичное количество — восемь элементов, таким образом, полное напряжение батареи составляет около 28 В. Схема подключения измерительного узла к такой батарее показана на рис. 1. По условиям применения существуют следующие специфические требования к данному узлу:

- узел измерений монтируется внутри ЛИАБ и не может быть отключен от элементов Э1–Э8 в режиме хранения батареи/системы электроснабжения космического аппарата. Поэтому его схемотехника должна обеспечивать отсутствие заметных для ЛИАБ токов потребления I<sub>ут1</sub>–I<sub>ут8</sub> от измерительных проводников элементов Э1–Э8 при снятии питания с системы управления ЛИАБ «главным выключателем»;
- схемотехника узла должна быть максимально простой, надежной и построена на отечественной элементной компонентной базе (ЭКБ), включенной в соответствующие ограничительные перечни. Сюда же относятся и требования по стойкости ЭКБ к радиации и прочим внешним воздействующим факторам космического пространства в течение длительных сроков эксплуатации аппаратуры на орбите.

Сформулированные выше специфические требования не позволяют использовать для реализации измерительного узла какие-либо стандартные решения, а требуют разработки устройства специального назначения.

**Схема поэлементного контроля**

Рассмотрим классическую ЛИАБ, которая имеет восемь элементов Э1–Э8, напряжение на каждом из них может находиться в различных режимах эксплуатации в диапазоне 2,5–4,5 В [3]. Силовые выводы батареи обозначены на рис. 1 как –LIV и +LIV. Общее напряжение такой батареи может изменяться в диапазоне 20–36 В, что соответствует разряженной и полностью заряженной батарее. От этих выводов через «главный выключатель» питается система управления ЛИАБ, которая, как правило, представляет собой миниатюрную аналого-цифровую систему локального управления на базе микро-ЭВМ, встроенную в батарею и реализующую достаточно большое количество алгоритмов управления состоянием ЛИАБ в общей системе электроснабжения. «Главный выключатель» реализует важнейшую функцию в системе — общее включение/выключение системы электроснабжения космического аппарата и ее перевод в режим хранения, в котором ток разряда ЛИАБ не должен превышать величины ее саморазряда.

Для измерения поэлементных напряжений в данной ситуации был выбран метод прямого дифференциального измерения напряжений каналов элементов  $U_1-U_8$ . Измерение в этом случае производилось с помощью стандартного 10-бит АЦП с диапазоном измерения 0–5 В, встроенного в микро-ЭВМ 1886BE2Y производства ПКК «Миландр» (г. Зеленоград), использованной в системе управления конкретной ЛИАБ.

Для нормализации напряжений элементов применяется деление на прецизионных резисторах  $Rd1/Rd2$  в каждом канале. Номиналы резисторов делителей одинаковы для всех каналов:  $Rd1 = 2,71 \text{ кОм}$ ,  $Rd2 = 383 \text{ Ом}$ , за исключением канала 1, схема которого несколько отличается от остальных (рис. 2). Параметры этих резисторов чрезвычайно критичны для достижения точности измерения, поэтому к их выбору следует отнестись весьма внимательно. В данном случае при создании опытного образца системы были применены прецизионные резисторы серии P1-8МП-0,125 с допусками  $\pm 0,1\%$  –0,5-Г согласно спецификации производителя. Номинальный коэффициент деления для каналов 2–8 составляет 8.

Измерительные делители напряжения нельзя подключать к батарее напрямую, так как через них будут протекать токи при выключенном питании системы управления ЛИАБ (режим хранения), которые через защитные диоды АЦП выключенной системы управления будут производить ее паразитное запитывание, к тому же при этом значительно увеличивается саморазряд батареи. Применение более высокоомных резисторов невозможно по соображениям точности измерения при

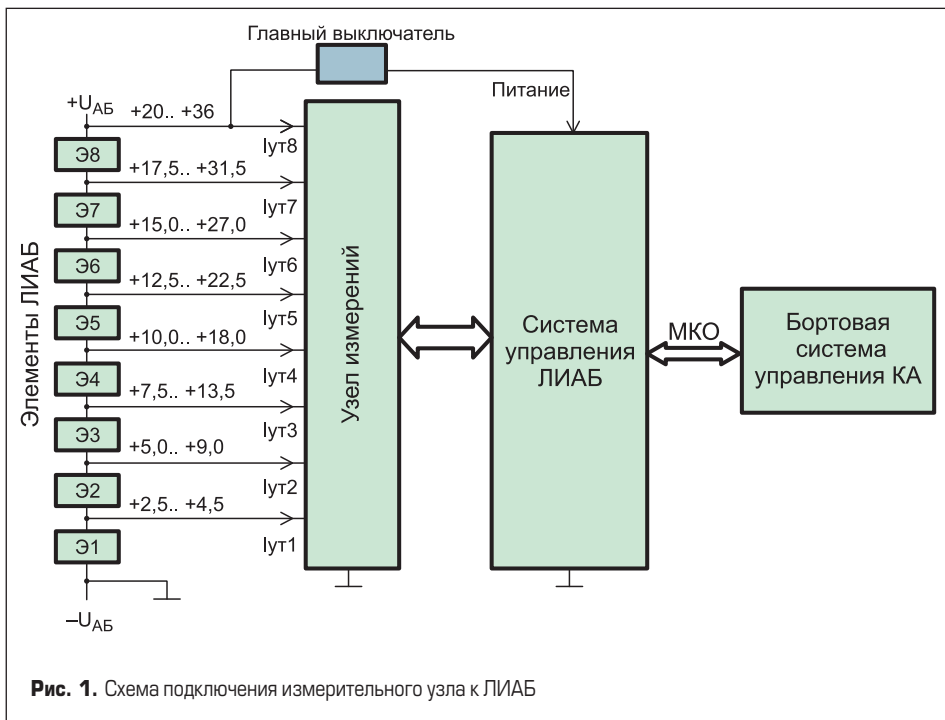


Рис. 1. Схема подключения измерительного узла к ЛИАБ

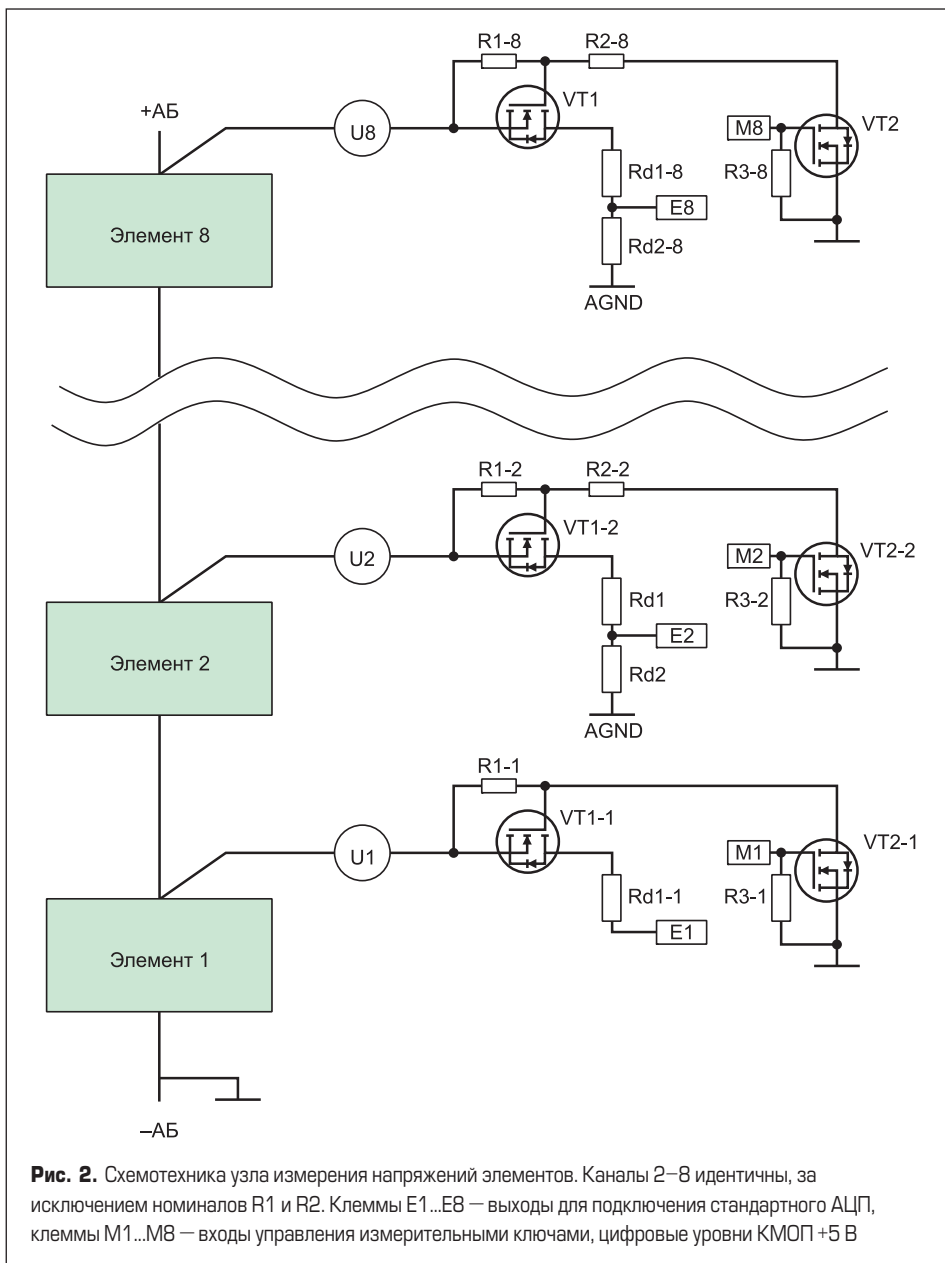


Рис. 2. Схематехника узла измерения напряжений элементов. Каналы 2–8 идентичны, за исключением номиналов R1 и R2. Клеммы E1...E8 — выходы для подключения стандартного АЦП, клеммы M1...M8 — входы управления измерительными ключами, цифровые уровни КМОП +5 В

Таблица. Числовые значения параметров схемы измерительного узла

Параметр схемы	Каналы элементов ЛИАБ							
	1	2	3	4	5	6	7	8
R1, кОм	33	43	22	13	10	7,5	6,2	5,6
R2, кОм	–	33						
Диапазон $U_i$ , В	2,5–4,5	5–9	7,5–13,5	10–18	12,5–22,5	15–27	17,5–31,5	20–36
$U_{зи}$ для VT1, В	от –2,5 до –4,5	от –2,7 до –5,4	от –2,8 до –5,8	от –2,6 до –5,6	от –2,6 до –5,7	от –2,6 до –5,7	от –2,6 до –5,8	
Диапазон $E_i$ , В	2,5–4,5	0,6–1,1	0,9–1,7	1,2–2,2	1,5–2,8	1,8–3,3	2,2–3,9	2,5–4,5
Температурный дрейф делителя $Rd1/Rd2$ , мВ	0	0,5	0,7	0,9	1,1	1,4	1,6	1,8
Ошибка измерения $U_i$ , мВ	3	26	27	29	30	33	34	36
Общая ошибка измерения напряжения элемента $i$ , мВ	±2	±15	±27	±28	±30	±32	±34	±35

наличии разнообразных токов утечки и иных причин.

По этой причине измерительные делители следует развязать от батареи с помощью транзисторных ключей, как это показано на рис. 2. Режим работы измерительного узла при этом становится импульсным — система управления поочередно активирует соответствующий ключ измерительного канала подачи сигналов управления M1–M8 (стандартные 5-В логические уровни логики КМОП в данном примере). В режиме хранения импульсы открытия ключей не подаются, таким образом обеспечивая отключение измерительных делителей всех каналов. Импульсный режим измерения также благоприятно сказывается на потреблении измерительного узла и значительном снижении разогрева измерительных резисторов протекающим током.

Значения поэлементных напряжений получают в микро-ЭВМ системы управления батареей как разности напряжений соответствующих каналов  $U_1–U_8$ . Для вычисления данных напряжений по измеренным значениям E1–E8 (то есть по данным АЦП) в программу микро-ЭВМ вводится калибровочная таблица точных значений коэффициентов деления каждого канала, получаемая в ходе проведения калибровки устройства. Для применения на космических аппаратах такое решение

вполне оправданно, учитывая чрезвычайную простоту реализации измерительной схемы и уровень ее надежности на протяжении всего срока летной эксплуатации космического аппарата.

В качестве ключевых транзисторов могут быть использованы любые подходящие по параметрам отечественные МОП-транзисторы, причем комплементарность пары VT1–VT2 не понадобится. Особых требований к данным транзисторам с точки зрения методики измерения не предъявляется.

Числовые значения параметров схемы измерительного узла, в частности необходимые для подбора транзисторов, приведены в таблице.

Описанная методика измерения поэлементных напряжений была опробована в ходе реализации ряда научно-исследовательских проектов в области создания перспективных систем электроснабжения (СЭС) космических аппаратов научно-технического назначения. При этом был создан прототип системы управления СЭС с двумя литий-ионными аккумуляторными батареями, который прошел все виды испытаний на уровне технологического образца.

Узел измерений (рис. 1) был реализован в описываемом выше виде и интегрирован в систему управления ЛИАБ, смонтированную

внутри корпуса батареи. Система управления реализована на базе микро-ЭВМ 1886BE2У производства ПСК «Миландр» (г. Зеленоград), однако может быть выполнена и на других кристаллах [4]. В данном случае основным фактором ограничения точности измерений стало разрешение АЦП в 10 бит при опорном напряжении 5 В. На величину ошибки измерения также значительное влияние оказывает уровень шума измерительных резисторов делителей напряжения каналов Rd1/Rd2 (за исключением канала 1 элемента, который можно использовать для оценки шумовых эффектов резисторов).

### Эффект самоподпитки ключей

При создании реально действующего прототипа системы электроснабжения космического аппарата по описанному выше методу в процессе лабораторных испытаний был обнаружен эффект сохранения потребления тока по измерительным выводам ЛИАБ ( $U_1–U_8$  на рис. 2) при отключении системы «главным выключателем». При исследовании состояния элементов схемы было установлено, что транзисторы VT1 немного приоткрыты, а на затворах транзисторов VT2 присутствует положительное напряжение, достаточное для их открытия. Подобное состояние систе-

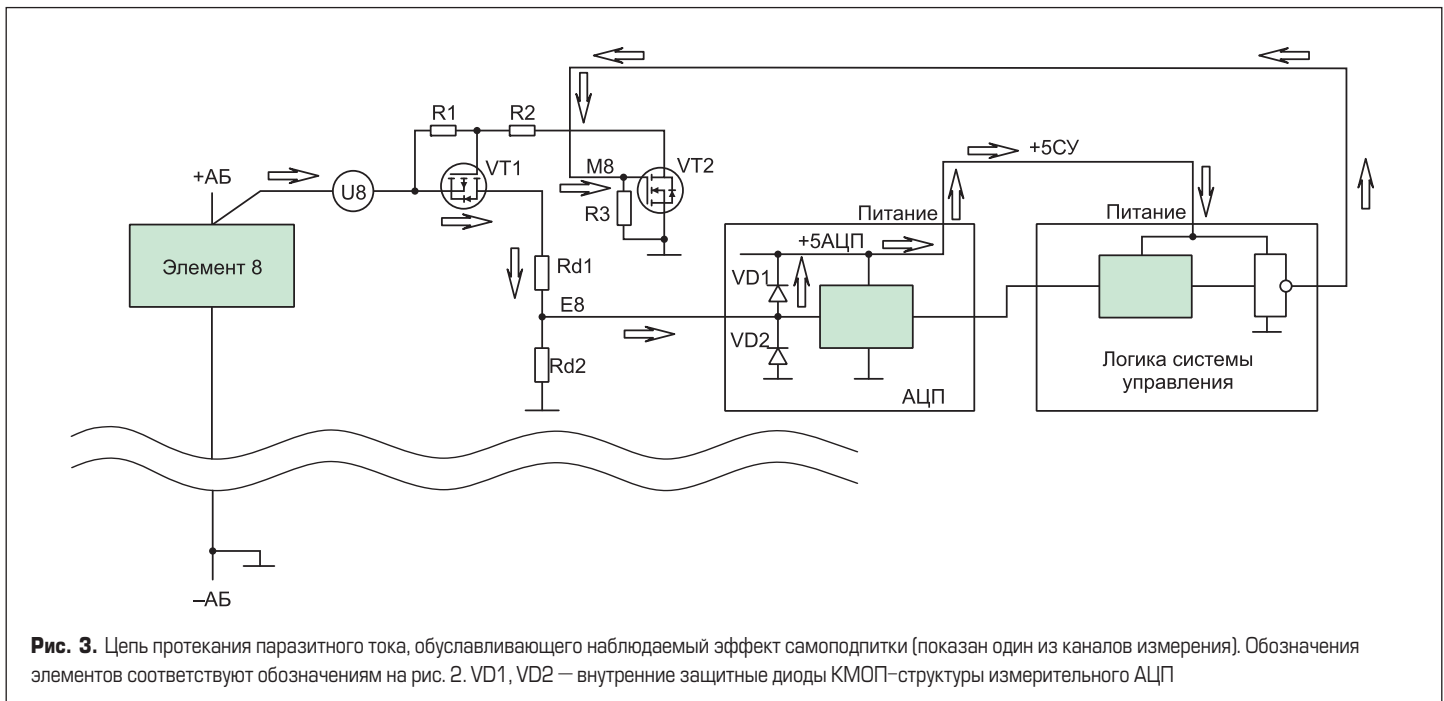


Рис. 3. Цепь протекания паразитного тока, обуславливающего наблюдаемый эффект самоподпитки (показан один из каналов измерения). Обозначения элементов соответствуют обозначениям на рис. 2. VD1, VD2 — внутренние защитные диоды КМОП-структуры измерительного АЦП

мы устойчиво и не зависит от предыстории выключения системы, то есть от того, какой именно из сигналов M1–M8 был активен на момент отключения питания системы управления и был ли вообще один из них активен.

Эффект начал наблюдаться при напряжении на ЛИАБ более 19 В, ниже этой величины схема отключается нормально. Для обнаружения эффекта в разрыв измерительных цепей U1–U8 включался миллиамперметр. После шунтирования цепи питания системы управления ЛИАБ резистором 10 кОм пороговое напряжение эффекта возросло до 20 В, после уменьшения номинала до 1 кОм пороговое напряжение значительно возросло (до 30 В общего напряжения ЛИАБ), что и позволило определить причину возникновения данного эффекта.

### Причины возникновения эффекта

Цепь протекания паразитного тока, приводящего к возникновению эффекта самоподпитки измерительных ключей, показана на рис. 3 стрелками.

Первопричиной возникновения подобной токовой петли служит достаточно малое приоткрывание транзистора VT2. Вслед за ним приоткрывается основной ключевой транзистор VT1, пропуская небольшой ток в измерительный делитель Rd1/Rd2. Падение напряжения на резисторе Rd2 подается на вход измерительного АЦП, который может быть выполнен как на отдельной микросхеме, так и быть встроенным, например в микроконтроллер системы управления. В любом случае, вследствие тотального господства в современной микроэлектронике КМОП-технологий на входе этого АЦП будет стоять цепочка защитных диодов VD1–VD2. При отсутствии напряжения питания системы управления (напряжения на шине +5СУ) диод VD1 будет смещаться в прямом направлении и начнет приоткрываться, пропуская ток на шину +5СУ. Таким образом, цифровая логика системы управления получит некоторое напряжение питания, чего недостаточно для ее полноценного включения, однако оно будет распространяться по логическим элементам и вполне способно создать положительное смещение на логических выводах микросхем, тем самым приоткрывая транзистор VT2 и замыкая цепь положительной обратной связи данного эффекта.

В результате все измерительные ключи будут приоткрыты в той мере, которая будет обусловлена величинами конкретных утечек, коэффициентов передачи и пороговых напряжений используемых в схеме элементов. В рассматриваемом случае величины напряжений были такими, что все измерительные ключи надежно и полностью открыты, несмотря на снятие питания с системы.

### Устранение эффекта самоподпитки

Для устранения рассматриваемого эффекта необходимо снизить коэффициент усиления

в петле получающейся положительной обратной связи до значения менее единицы. Сделать это можно различными способами, например шунтируя источник питания системы управления дополнительным резистором, или установив резисторы R3 с затворов ключевых транзисторов VT2 на общий провод (рис. 3), или комбинируя оба способа. В нашем случае изначально установленных номиналов резисторов R3 = 330 кОм оказалось недостаточно для устранения данного эффекта. После замены R3 = 510 Ом эффект полностью пропал. Затем шунтирующий резистор по питанию системы управления был полностью убран, и эффекта стабильно не наблюдалось.

На следующем этапе величина шунтирующих резисторов затворов R3 была увеличена до 1,1 кОм, при этом эффекта стабильно не наблюдалось. Однако появилось небольшое остаточное напряжение на шине +5СУ, равное 0,6 В. После установки шунтирующего резистора на эту шину номиналом 33 кОм напряжение упало практически до нуля, что обеспечивает стабильное отсутствие описываемого эффекта.

Испытания на отсутствие эффекта проводились в полученной конфигурации на имитаторе ЛИАБ вплоть до напряжения  $U_{AB} = 38$  В, при этом все ключи отключались надежно и полностью.

### Обсуждение

Как правило, задачи поэлементного контроля решаются с помощью специализированной ASIC, которая обычно имеет чрезвычайно высокую стоимость и большие сложности в приобретении при условии, что эта микросхема предназначена для применения в космическом пространстве. Основным недостатком предложенного метода измерения состоит в том, что величины ошибок измерения (дискретность АЦП, все виды дрейфов резисторов делителей, сдвиги измерительных каналов, всевозможные шумы и т. д.) умножаются на коэффициент деления измерительных каналов, равный 8. Однако если учесть, что величина ошибки измерения порядка 45 мВ является вполне приемлемой с точки зрения управления состоянием элемента литий-ионной батареи, то предложенная схема становится вполне привлекательной для рассмотрения. Существенными преимуществами же являются чрезвычайная простота, надежность и доступность элементной базы повышенной стойкости.

Реализация описанного в статье метода построения узла измерений поэлементных напряжений аккумуляторов в литий-ионных батареях, применяемых в системах электроснабжения космических аппаратов научного назначения, позволяет создавать подобные системы, обладающие такими качествами, как простота, надежность, стойкость к воздействию внешних возмущающих факторов космического пространства, достаточная точность, наличие доступной стандартной элементной базы для реализации системы.

В полученной системе управления ЛИАБ с помощью статистических методов обработки результатов измерений в микро-ЭВМ системы управления (скользящее сглаживание по нескольким сотням точек) была достигнута реальная точность измерений поэлементных напряжений порядка  $\pm 45$  мВ с частотой выдачи результатов в систему управления 10 Гц — эта величина вполне приемлема для управления процессами заряда, разряда и поэлементной балансировки элементов ЛИАБ с помощью электронных нивелиров.

Следует чрезвычайно осторожно относиться к схемотехнике узла поэлементного контроля с учетом того, что эта система остается подсоединенной к элементам ЛИАБ без возможности отключения и, таким образом, будет оказывать существенное влияние на величину саморазряда батареи. Рассмотренная схема измерения поэлементных напряжений позволяет это сделать.

### Выводы

Контроль превышения напряжения на элементе при заряде батареи позволяет предотвратить перезаряд отдельных элементов и их выход из строя. Контроль снижения напряжения на отдельном элементе батареи при ее разряде позволяет предотвратить ускоренную деградацию и возможную смену полюсов этого элемента, что будет иметь катастрофические последствия с точки зрения срока службы данной батареи. Постоянный мониторинг состояния отдельных элементов батареи помогает своевременно вводить резервные батареи и производить тренировочные циклы на данной батарее. Все это вместе делает ЛИАБ перспективным направлением для использования в космических аппаратах, несмотря на известные проблемы данной технологии с точки зрения применения в условиях космического пространства.

Главная задача предлагаемого метода поэлементного контроля — простота, надежность и возможность реализовать все его функции с помощью средств встроенной в ЛИАБ системы управления на базе стандартного микроконтроллера для космических применений.

### Литература

1. Хромов А. Литий-ионные аккумуляторные батареи низкоорбитальных космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2016. Т. 152. № 3.
2. Chombo P. V., Laoonual Y. A review of safety strategies of a Li-ion battery // Journal of Power Sources. 2020. Vol. 478.
3. Nazri G.-A., Pistoia G. Lithium Batteries: Science and Technology. Springer, 2009.
4. Лисин Д., Лебедев Н., Смерек В. Применение современных российских СБИС повышенной стойкости в системах управления солнечными космическими экспериментами в дальнем космосе // Компоненты и технологии. 2016. № 5.