

УДК 621.316.72

М.П. Сухоруков

Энергопреобразующая аппаратура высоковольтных систем электропитания космических аппаратов с цифровой системой управления*

Представлены результаты разработки экспериментального образца энергопреобразующей аппаратуры высоковольтных систем электропитания автоматических космических аппаратов выходной мощностью 2,5 кВт с распределенной цифровой системой управления. Приведены результаты экспериментальных исследований статических и динамических характеристик. Распределенная цифровая система управления обеспечивает заданные характеристики качества выходного напряжения и отработку задающих и возмущающих воздействий.

Ключевые слова: энергопреобразующая аппаратура, система электропитания, цифровая система управления, космический аппарат.

DOI: 10.21293/1818-0442-2021-25-1-123-128

Одной из важнейших бортовых систем автоматических космических аппаратов (КА) является система электропитания (СЭП), которая представляет собой совокупность первичных, буферных источников энергии и энергопреобразующую аппаратуру (ЭПА) с необходимой автоматикой контроля и управления [1, 2]. В качестве первичных источников энергии широко применяют солнечные батареи (СБ). В качестве буферных источников энергии обычно используют аккумуляторные батареи (АБ).

Регулирование потоков энергии в СЭП КА осуществляется ЭПА [3], которая обеспечивает заданное качество электропитания на выходных шинах и оптимальные режимы работы источников энергии в течение всего времени функционирования СЭП КА. В состав ЭПА, как правило, входят: разрядные устройства (РУ), зарядные устройства (ЗУ) и регуляторы напряжения солнечной батареи.

При разработке СЭП автоматических КА необходимо учитывать множество возмущающих воздействий, влияющих на качество выходного напряжения (100 ± 1 В). К таким воздействиям относятся изменения сопротивления нагрузки, напряжений и мощностей СБ и АБ.

Система автоматического управления энергопреобразующей аппаратуры должна учитывать возмущающие воздействия и с заданной точностью обеспечивать стабильное напряжение на шине питания бортовых потребителей энергии и работу СЭП во всех режимах работы в течение всего срока активного существования КА, который у современных геостационарных космических аппаратов с высоковольтными СЭП (100 В) должен быть не менее 15 лет. Поэтому разработка СЭП, обеспечивающих бортовую аппаратуру КА напряжением требуемого качества, имеет актуальное значение.

Целью работы является разработка и изготовление экспериментального образца ЭПА СЭП КА с распределенной архитектурой, а также исследование статических и динамических характеристик цифровой системы управления.

Описание архитектуры СЭП КА

Распределенная архитектура сохраняет принцип централизованного управления, т.е. осуществляет выработку управляющих воздействий на каждый объект управления на основе информации о состоянии всей совокупности объектов управления. В процессе функционирования каждый управляющий орган производит прием и обработку соответствующей информации, а также выдачу сигнала управления (СУ) на другие объекты. Для реализации функций управления каждый локальный орган вступает в процесс информационного взаимодействия с другими органами управления. Достоинством такой структуры является снижение требований к производительности и надежности каждого центра обработки и управления без ущерба для качества управления.

В состав экспериментального образца ЭПА СЭП КА (рис. 1) с распределенной цифровой системой управления [4–8], выходной мощностью 2,5 кВт входят:

1) четыре модуля стабилизации напряжения (МСН), предназначенные для:

– регулирования энергии бортовых арсенид-галлиевых СБ и стабилизации выходного напряжения (100 ± 1) В в составе замкнутой системы автоматического регулирования ЭПА при заряженных АБ во время функционирования КА на солнечном участке орбиты;

– стабилизации выходного напряжения (100 ± 1) В и заряда бортовых литий-ионных аккумуляторных батарей заданным стабилизированным током при превышении мощности СБ над мощностью нагрузки и требуемой мощностью заряда АБ;

– стабилизации выходного напряжения (100 ± 1) В и заряда АБ всей избыточной мощностью СБ при недостатке мощности СБ для обеспечения питания нагрузки и стабилизации тока заряда АБ на заданном уровне;

* Материал частично опубликован в сборнике докладов XVI Международной научно-практической конференции «Электронные средства и системы управления» (Томск: ТУСУР, 2020. – С. 188–190).

- разряда бортовых литий-ионных АБ и стабилизации напряжения (100 ± 1) В в составе замкнутой системы автоматического регулирования ЭПА во время функционирования КА на теневых участках орбиты или недостатке мощности СБ;
- ограничения максимального тока разряда АБ;

- 2) фильтр выходной шины (Ф100) питания нагрузки 100 В, предназначенный для фильтрации высокочастотных и уменьшения амплитуды низкочастотных отклонений выходного напряжения, вызванных коммутацией силовых транзисторов прибора и коммутацией нагрузки.

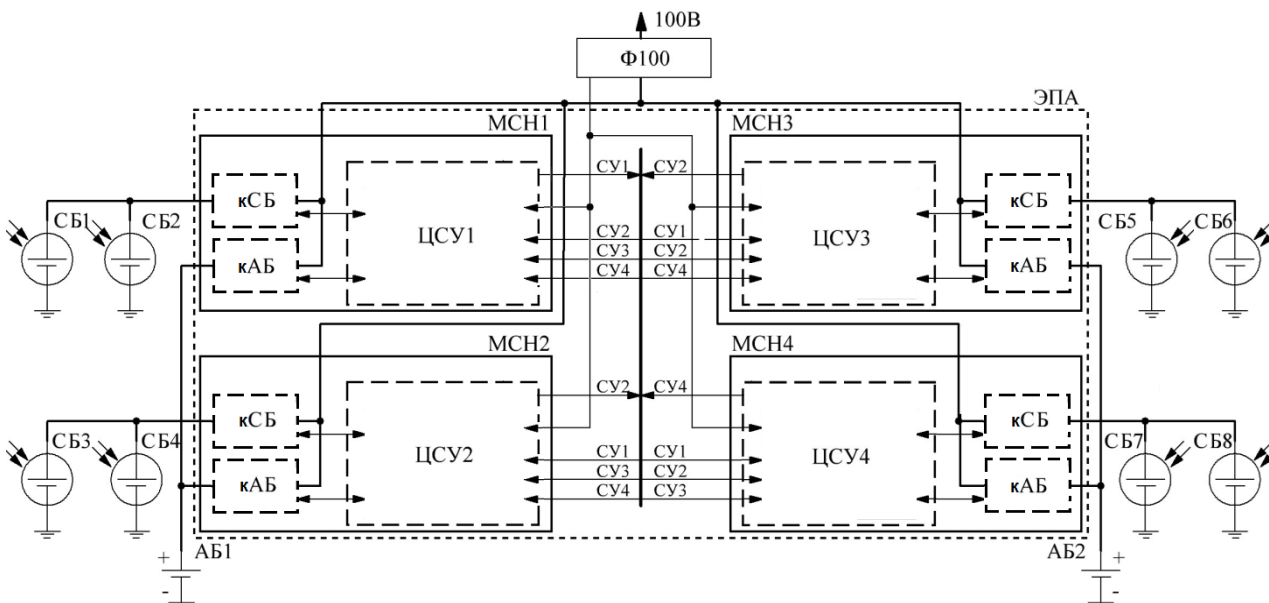


Рис. 1. Структурно-функциональная схема высоковольтной СЭП с выходной мощностью 2,5 кВт с распределенной цифровой системой управления ЭПА

Каждый МСН (объект управления) предназначен для работы с двумя секциями СБ и литий-ионной АБ с диапазоном разрядного напряжения от 96 до 55 В. Максимальное зарядное напряжение АБ 96,5 В.

При проектировании и создании СЭП используется дискретная секция СБ с током короткого замыкания 7,4 А в начале и 4,7 А в конце срока активного существования КА. Напряжение секции СБ в точке максимальной генерируемой мощности в начале срока активного существования не более 161 В, в конце – не менее 102,4 В.

МСН обеспечивает ограничение тока разряда АБ на уровне 16 А и выходного тока канала преобразования энергии АБ на уровне 12 А, а также заданное значение тока заряда АБ (2, 4, 6, 8 А).

МСН содержит следующие основные составные части:

- канал преобразования энергии АБ (кАБ);
- канал преобразования энергии СБ (кСБ);
- цифровую систему управления (ЦСУ).

Цифровая система управления выполняет следующие функции:

- обеспечение логики функционирования прибора при изменении соотношения мощностей нагрузки и первичных источников электрической энергии, а именно: равномерная загрузка регуляторов мощности СБ; равномерная загрузка разрядных устройств от АБ; выравнивание токов разряда АБ; включение режимов заряда АБ (2, 4, 6, 8 А);

- обеспечение заданных статических и динамических характеристик качества выходного напряжения ЭПА;
- сбор телеметрической информации о состоянии параметров ЭПА;
- выдача телеметрической информации в бортовой комплекс управления;
- прием команд управления от бортового комплекса управления.

Канал преобразования энергии АБ разработан и изготовлен на основе мостовой вольтдобавочной инверторно-трансформаторной схемы (рис. 2). Вольтдобавочный преобразователь [9] состоит из инвертора напряжения, выпрямителя и выходного LC-фильтра. Инвертор и выпрямитель образуют звено промежуточного высокочастотного преобразования части энергии источника, необходимой для формирования требуемого выходного напряжения, которое является суммой входного напряжения и добавленного регулируемого напряжения высокочастотного звена. Дополнительные транзистор и диод $V_{Tд}$ и $V_{Dд}$ служат для ограничения тока нагрузки в режиме перегрузки или короткого замыкания.

Регулирование напряжения преобразователя энергии АБ основано на фазовом сдвиге управляющих импульсов транзисторов регулируемой стойки инвертора относительно нерегулируемой. При избытке солнечной энергии вольтдобавочный преобразователь за счет реализации выпрямителя на активных ключах может работать в режиме инвертора тока, что позволяет реализовать заряд АБ. В этом

случае ток дросселя L меняет направление, а инвертор выполняет функцию выпрямителя [9].

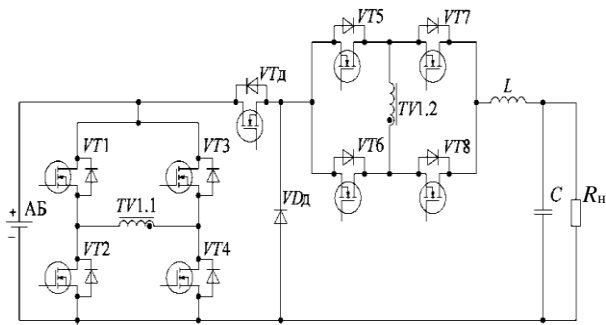


Рис. 2. Канал преобразования энергии АБ

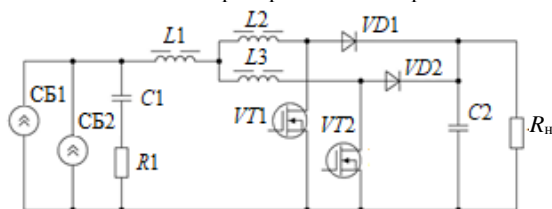


Рис. 3. Канал преобразования энергии СБ

Вольтодобавочный преобразователь изготовлен на транзисторах IRFP4868, трансформатор (с коэффициентом трансформации $K_{тр} = 1$) выполнен на магнитопроводе ELP 32/6/20 (феррит N87), дроссель L индуктивностью 25 мкГн изготовлен на магнитопроводе E32/6/20 с зазором $g = 0,5$ мм (феррит N87). Выходной фильтр C состоит из 2 конденсаторов B32524R3106K с общей емкостью 20 мкФ. Датчики тока и напряжения разработаны на основе AD215 с использованием усилителей AD8021ARZ AD.

Канал преобразования энергии СБ разработан и изготовлен на основе двухфазной схемы непосредственного преобразователя [10] напряжения повышающего типа (рис. 3) с коммутационными дросселями и содержит транзисторы $VT1$ и $VT2$ (IRFP4868), диоды $VD1$ и $VD2$ (VS-60CPQ150PBF), входной фильтр, имеющий более сложную структуру на элементах $C1$ (K73-17 250 В, 1 мкФ), $R1$ (0,125 Вт, 18 Ом), $L1$ с индуктивностью 82 мкГн, изготовленный на магнитопроводе E32/6/20 с зазором $g = 0,3$ мм (феррит N87), коммутационные дроссели $L2, L3$ с индуктивностью 1 мкГн, изготовленные на магнитопроводе EFD 20/10/7 с зазором $g = 0,3$ мм (феррит N87) и выходной фильтр $C2$ (B32524R3106K, 20 мкФ). Датчики тока и напряжения канала преобразования энергии СБ также разработаны на основе AD215 с использованием усилителей AD8021ARZ AD.

Цифровая система управления МСН разработана на основе аналогов современной электронной компонентной базы класса Sparce и состоит из четырех идентичных каналов. Каждый канал управляет своим МСН и включает в себя:

- микроконтроллер (STM32F407VGT6U);
- программируемую логическую интегральную схему (EP2C8Q208C8N);
- дифференциальные усилители (OP184);
- драйверы управления (ADUM3223XRZ).

Вычислительная мощность микроконтроллеров (STM32F407VGT6U) и программируемых логических интегральных схем (EP2C8Q208C8N) достаточна для формирования сигналов управления силовыми ключами двух каналов преобразования энергии и выдачи сигнальной информации о текущем состоянии функционирования МСН.

В зависимости от соотношения мощностей СБ и мощности, требуемой для электропитания КА, ЭПА высоковольтных СЭП автоматических КА должна обеспечивать работу в следующих режимах:

- «режим СН» – стабилизация выходного напряжения при помощи регулирования потока энергии от СБ через силовые преобразовательные каналы стабилизатора выходного напряжения СН;
- «режим ЗУ» – стабилизация выходного напряжения за счет регулирования потока энергии от выходной стабилизированной шины питания нагрузки через силовые преобразовательные каналы зарядного устройства;
- «режим РУ» – стабилизация выходного напряжения за счет регулирования потока энергии от АБ через силовые преобразовательные каналы разрядного устройства.

Экспериментальные исследования ЭПА СЭП КА с распределённой цифровой системой управления проводились при нормальных условиях в соответствии со схемой, представленной на рис. 4.

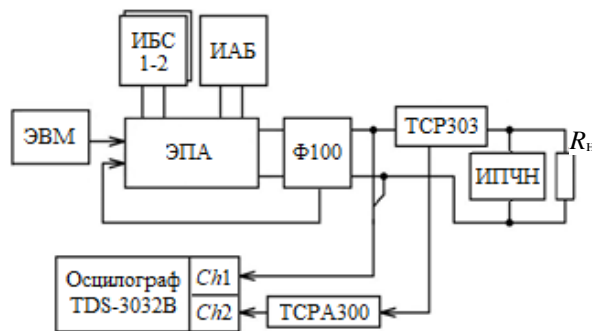


Рис. 4. Схема экспериментальных исследований ЭПА

На силовые входы ЭПА были подключены один имитатор АБ (ИАБ) и два имитатора СБ (ИБС). На выход ЭПА была подключена постоянная нагрузка (R_n), параллельно которой подключен имитатор переменной частоторегулируемой нагрузки ИПЧН-100 (ИПЧН) для имитации сбора/наброса тока нагрузки.

В качестве источника питания собственных нужд ЭПА использовался лабораторный источник питания. Измерение выходного тока и напряжения производилось осциллографом TDS-3032B и токовой приставкой ТСРА300 совместно с токовым щупом ТСР303.

Охлаждение ЭПА во время испытаний осуществлялось за счет блока радиаторов [11] с принудительным воздушным охлаждением (рис. 5).

Экспериментальные исследования проведены с использованием оборудования Центра коллективного пользования «Интеллектуальная силовая электроника и системы управления» ТУСУРа.

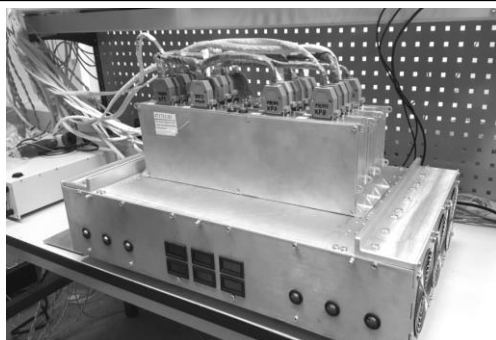


Рис. 5. Экспериментальный образец ЭПА с охлаждающей установкой

Исследование пульсации выходного напряжения ЭПА при работе на активную нагрузку

Результаты исследований и оценка пульсаций выходного напряжения ЭПА произведены при параметрах, представленных в табл. 1. При этом емкость фильтра выходной шины питания нагрузки составляет 2000 мкФ.

Таблица 1

Параметры измерения пульсаций и результаты экспериментальных исследований выходного напряжения ЭПА при работе на активную нагрузку

Характеристика	Значение					
	РУ		СН		ЗУ	
Режим работы ЭПА	РУ		СН		ЗУ	
Напряжение холостого хода имитатора СБ, В	110					
Ток короткого замыкания имитатора СБ, А	-		4,7*8		1,5*8	
Напряжение имитатора АБ, В	85	55	85	55	85	55
Сопротивление «ИПЧН-100», Ом	11,11					
Амплитуда пульсаций выходного напряжения, В	0,104	0,164	0,097	0,097	0,940	0,216
	0,204					

На рис. 6 представлены результаты эксперимента в режиме РУ при напряжении АБ – 85 В.

Из анализа результатов эксперимента следует, что пульсации выходного напряжения ЭПА при работе на активную нагрузку не превышают 1 В, что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к современной ЭПА высоковольтных СЭП КА (100±1) В.

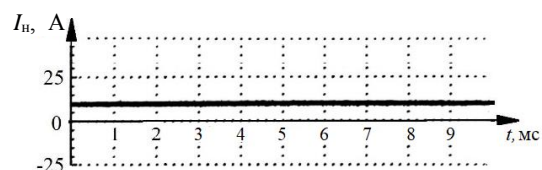
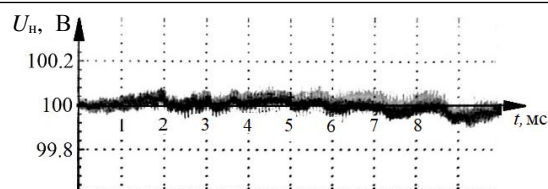


Рис. 6. Экспериментальные осциллограммы пульсаций выходного напряжения ЭПА при работе на активную нагрузку: U_n, I_n – напряжение и ток нагрузки

На рис. 7 представлены результаты эксперимента в режиме РУ при напряжении АБ – 85 В.

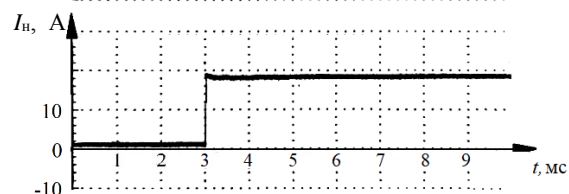
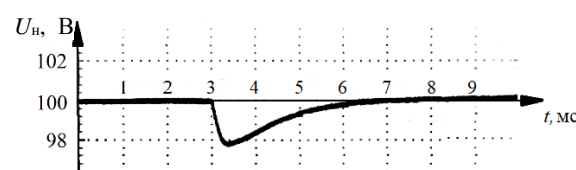


Рис. 7. Осциллограммы переходных процессов выходного напряжения ЭПА при пульсации тока нагрузки:

U_n, I_n – напряжение и ток нагрузки

Результаты исследований и оценка переходных процессов выходного напряжения ЭПА произведены при параметрах, представленных в табл. 2.

Исследование переходных процессов выходного напряжения ЭПА при пульсациях тока нагрузки без изменения режима работы ЭПА

Из анализа результатов эксперимента следует, что длительность переходных процессов изменения выходного напряжения не превышает 4 мс, а максимальное напряжение переходного процесса 2,8 В, что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к современным ЭПА высоковольтных СЭП КА (длительность переходного процесса – не более 5 мс, амплитуда – не более 3 В).

Таблица 2

Параметры измерения переходных процессов и результаты экспериментальных исследований выходного напряжения ЭПА при пульсациях тока нагрузки без изменения режима работы ЭПА

Характеристика	Значение						
	РУ			СН		ЗУ	
Режим работы ЭПА	РУ			СН		ЗУ	
Напряжение холостого хода имитатора СБ, В	110						
Ток короткого замыкания имитатора СБ, А	-			4,7*8	7*8	4,7*8	2,16*8
Напряжение имитатора АБ, В	85	55	96	96	85	90	
Сопротивление постоянной нагрузки, Ом	71						16,66
Сопротивление «ИПЧН-100», Ом	5,55						8,33
Величина сброса/наброса тока нагрузки, А	18						12
Амплитуда пульсаций выходного напряжения, В	2,28	2,38	2,24	2,8	2,38	2,8	1,52
Длительность переходного процесса, мс	3,0	3,7	3,1	4,0	2,1	2,5	2,0

Таблица 3

Параметры измерения переходных процессов и результаты экспериментальных исследований выходного напряжения ЭПА при изменении режимов его работы

Характеристика	Значение							
	СН ↓ РУ	РУ ↓ СН	ЗУ ↓ РУ	РУ ↓ ЗУ	ЗУ ↓ СН	СН ↓ ЗУ	ЗУ ↓ РУ	РУ ↓ ЗУ
Напряжение холостого хода имитатора СБ, В	110							
Ток короткого замыкания имитатора СБ, А	2,5*8				3,5*8		1,5*8	
Напряжение имитатора АБ, В	90		85					
Сопrotивление постоянной нагрузки, Ом	16,66							
Сопrotивление «ИПЧН-100», Ом	5,55							
Величина сброса/наброса тока нагрузки, А	18							
Время спада/нарастания тока нагрузки, мкс	8							
Амплитуда пульсаций выходного напряжения, В	4,28	3,8	4	3,64	3,24	3,2	2,6	2,56
Длительность переходного процесса, мс	2,1	7	3,5	7	5	3	3	3

Исследование переходных процессов выходного напряжения ЭПА при изменении режимов её работы

Результаты исследований и оценка переходных процессов выходного напряжения ЭПА произведены при параметрах, представленных в табл. 3.

На рис. 8 представлены результаты эксперимента при переходе из режима СН в режим РУ.

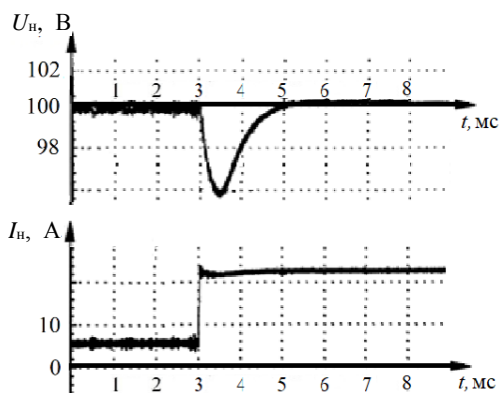


Рис. 8. Осциллограммы переходных процессов выходного напряжения ЭПА при изменении режимов его работы: U_n, I_n – напряжение и ток нагрузки

Результаты экспериментальных исследований показывают, что величина максимального напряжения переходного процесса не превышает значение 4,28 В, а длительность переходного процесса – 7 мс. Полученные результаты соответствуют требованиям, предъявляемым к современной ЭПА высоковольтных СЭП КА.

Заключение

Разработана энергопреобразующая аппаратура высоковольтной системы электропитания автоматического космического аппарата выходной мощностью 2,5 кВт с распределённой цифровой системой управления, имеющая следующие характеристики:

- пульсации выходного напряжения ЭПА при работе на активную нагрузку не превышает 1 В;
- величина максимального напряжения переходного процесса, без смены режима работы ЭПА, не превышает значение 4,28 В, а длительность переходного процесса – 7 мс;

– длительность переходных процессов изменения выходного напряжения, при смене режима работы ЭПА, не превышает 4 мс, максимальное напряжение переходного процесса – 2,8 В.

Полученные результаты соответствуют требованиям, предъявляемым к современной ЭПА высоковольтных СЭП КА.

Статья подготовлена в рамках выполнения работы FEWM-2020-0046 «Фундаментальные основы и методология создания высокоэффективного энергопреобразования для систем космического и морского назначения на базе интеллектуальных силовых модулей сверхвысокой степени интеграции».

Литература

1. Шиняков Ю.А. Выбор структуры систем электропитания низкоорбитальных космических аппаратов / Ю.А. Шиняков, А.С. Гуртов, К.Г. Гордеев, С.В. Ивков // Вестник Самар. гос. аэрокосмического ун-та. – 2010. – № 1(21). – С. 103–113.
2. Цифровая система управления энергопреобразующей аппаратурой высоковольтных систем электропитания космических аппаратов / М.П. Сухоруков, Д.С. Торгаева, А.Г. Юдинцев, В.М. Рулевский // Электронные средства и системы управления: матер. докл. междунар. науч.-практ. конф. – 2020. – № 1-1. – С. 188–190.
3. Системы электропитания космических аппаратов / Б.П. Соустин, В.И. Иванчура, А.И. Чернышев, Ш.Н. Исляев. – Новосибирск: ВО «Наука»; Сибирская изд. фирма, 1994. – 318 с
4. Методика синтеза цифрового регулятора для канала преобразования энергии солнечной батареи в системе электропитания космического аппарата / В.Н. Школьный, В.Д. Семенов, В.А. Кабиров, М.П. Сухоруков, Д.С. Торгаева // Сибирский журнал науки и технологий. – 2019. – Т. 20, № 1. – С. 74–86. – DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-1-74-86.
5. Имитационное моделирование систем электропитания автоматических космических аппаратов большой мощности / Д.С. Торгаева, М.П. Сухоруков, В.М. Рулевский, А.Г. Юдинцев // 19-я Междунар. конф. «Авиация и космонавтика»: тезисы 19-й Междунар. конф., Москва, 23–27 ноября 2020 г. – М.: Перо, 2020. – С. 496–497.
6. The method of synthesis of the digital controller for a solar energy conversion channel of the solar battery in the power supply system of a spacecraft / V.N. Shkolnyi, V.D. Semenov, V.A. Kabirov et al. // Siberian Journal of Science and

Technology. – 2019. – Vol. 20, No. 1. – P. 74–86. – DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-1-74-86.

7. Methodology to synthesis of digital regulator for solar battery energy conversion channel in the spacecraft power supply system / Yu.A. Shinyakov, V.D. Semenov, V.A. Kabirov, D.S. Torgaeva, M.P. Sukhorukov. R.S. Sevastyanov // Problems of Complex Systems Optimization: Proceedings of the 13th International Asian School-Seminar within the framework of the international multi-conference IEEE SIBIRCON. – Novosibirsk, 2017. – P. 346–350.

8. Пат. 2665252 РФ, МПК G06F 15/16. Резервированная четырёхканальная цифровая управляющая система / В.Н. Школьный (РФ), М.П. Сухоруков (РФ), Ю.А. Шиняков (РФ), А.А. Лопатан (РФ), Д.С. Тораева (РФ), Р.С. Севасьянов (РФ). – № 2017128052: заявл. 04.08.2017: опубл. 28.08.2018, Бюл. № 25.

9. Двухнаправленный вольтодобавочный преобразователь с активным выпрямителем для заряда-разряда аккумулятора в системах электропитания / А.В. Осипов, И.С. Шемолин, В.Н. Школьный, Р.А. Латыпов // Доклады ТУСУР. – 2018. – № 1 (21). – С. 119–126.

10. Запольский С.А. Анализ способов обеспечения мягкого переключения транзисторов повышающего преобразователя в системах электропитания космических аппаратов / С.А. Запольский, В.Н. Школьный, Ю.А. Шиняков // Доклады ТУСУР. – 2017. – Т. 20, № 2. – С. 116–119. – DOI 10.21293/1818-0442-2017-20-2-116-119.

11. Патент на полезную модель №187987 U1 РФ, МПК G12B 15/04, H05K 7/20, H01L 23/34, H01L 23/36. Охлаждающая установка для силовых модулей энергопреобразующего комплекса при проведении испытаний / М.П. Сухоруков, Ю.А. Шиняков, О.А. Теушчаков, А.И. Отто. – № 2018132288: заявл. 10.09.2018: опубл. 26.03.2019, Бюл. № 9.

Сухоруков Максим Петрович

Директор Центра коллективного пользования «Интеллектуальная силовая электроника и системы управления» Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники (ТУСУР), зав. лаб. цифровых систем управления НИИ космических технологий ТУСУРа
Ленина пр-т, 40, г. Томск, Россия, 634050
Тел.: +7-952-882-26-98
Эл. почта: max_sukhorukov@mail.ru

Sukhorukov M.P.

Energy-converting equipment of high-voltage spacecraft power supply systems with a digital control system

The article presents the results of experimental studies of the experimental and known characteristics of the energy-converting equipment (EPA) of the supply system (EPS) of a spacecraft (SC) with a digital control system. The obtained results of experimental studies confirm the theoretical results obtained earlier in the development of a digital control system for the ESA of the EPS of the spacecraft.

Keywords: energy-converting equipment, power supply system, digital control system, spacecraft.

DOI: 10.21293/1818-0442-2021-25-1-123-128

References

1. Shinyakov Yu.A., Gurtov A.S., Ivkov S.V. [The choice of the structure of power supply systems for low-orbit space-

craft]. *Vestnik of Samara State Aerospace University*, 2010, no. 1(21), pp. 103–113 (in Russ.).

2. Sukhorukov M.P., Torgaeva D.S., Yudin A.G., Rulevskiy V.M. [Digital control system for energy-converting equipment of high-voltage power supply systems of spacecraft]. *Electronic Means and Control Systems. Proceedings of the International Scientific-Practical Conference*. 2020, no. 1-1, pp. 188–190 (in Russ.).

3. Soustin B.P., Ivanchura V.I., Chernyshev A.I., Islyayev Sh.N. [Power supply systems for spacecraft]. «Nauka»; Siberian publishing company, 1994, 318 p. (in Russ.).

4. Shkolny V.N., Semenov V.D., Kabirov V.A., Sukhorukov M.P., Torgaeva D.S. [Method of synthesizing a digital controller for the energy conversion channel of a solar battery in the spacecraft power supply system]. *Siberian journal of science and technology*, 2019, no. 20, pp. 74–86 (in Russ.).

5. Torgaeva D.S., Sukhorukov M.P., Rulevskiy V.M., Yudin A.G. [Simulation modeling of power supply systems for automatic high-power spacecraft] *19th International Conference «Aviation and Cosmonautics»: Abstracts of the 19th International Conference, Moscow, November 23–27, 2020*, pp. 496–497 (in Russ.).

6. Shkolny V.N., Semenov V.D., Kabirov V.A., Sukhorukov M.P., Torgaeva D.S. [The method of synthesis of the digital controller for a solar energy conversion channel of the solar battery in the power supply system of a spacecraft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, no. 1, pp. 74–86.

7. Shinyakov Yu., Semenov V., Kabirov V. [Methodology to synthesis of digital regulator for solar battery energy conversion channel in the spacecraft power supply system]. *Problems of Complex Systems Optimization: Proceedings of the 13th International Asian School-Seminar within the framework of the international multi-conference IEEE SIBIRCON*. – Novosibirsk, 2017, pp. 346–350.

8. Shkolny V.N., Sukhorukov M.P., Shinyakov Yu.A., Lopatan A.A., Torgaeva D.S., Sevastyanov R.S. [Redundant four-channel digital control system]. Patent RF, no. 2665252, 2018 (in Russ.).

9. Osipov A.V., Shemolin I.S., Shkolny V.N., Latypov R.A. [Bidirectional booster converter with an active rectifier for battery charge-discharge in power supply system's]. *Proceedings of TUSUR University*, 2018, no. 1 (21), pp. 119–126 (in Russ.).

10. Zapolsky S.A., Shkolny V.N., Shinyakov Yu.A. [Analysis of ways to ensure soft switching of boost converter transistors in spacecraft power supply system's]. *Proceedings of TUSUR University*, 2017, no. 2, pp. 116–119 (in Russ.).

11. Sukhorukov M.P., Teushchakov O.A., Shinyakov Yu.A., Otto A.I. *Cooling unit for power modules of the energy-converting complex during testing*. Patent RF, no. 187987, 2019 (in Russ.).

Maxim P. Sukhorukov

Director, Shared Use Center «Intelligent Power Electronics and Control Systems»,
Head, Laboratory of Digital Control Systems,
Research Institute of Space Technologies,
Tomsk State University of Control Systems
and Radioelectronics (TUSUR)
40, Lenin pr., 205/2, Tomsk, Russia, 634050
Phone: +7-952-882-26-98
Email: max_sukhorukov@mail.ru