



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

H02J 7/35 (2006.01); H01M 10/42 (2006.01)

(21)(22) Заявка: 2016148116, 07.12.2016

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
07.12.2016Дата регистрации:
09.04.2018

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 07.12.2016

(45) Опубликовано: 09.04.2018 Бюл. № 10

Адрес для переписки:

634050, г. Томск, пр. Ленина, 40, ТУСУР,
патентно-информационный отдел

(72) Автор(ы):

Шиняков Юрий Александрович (RU),
Черная Мария Михайловна (RU),
Осипов Александр Владимирович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

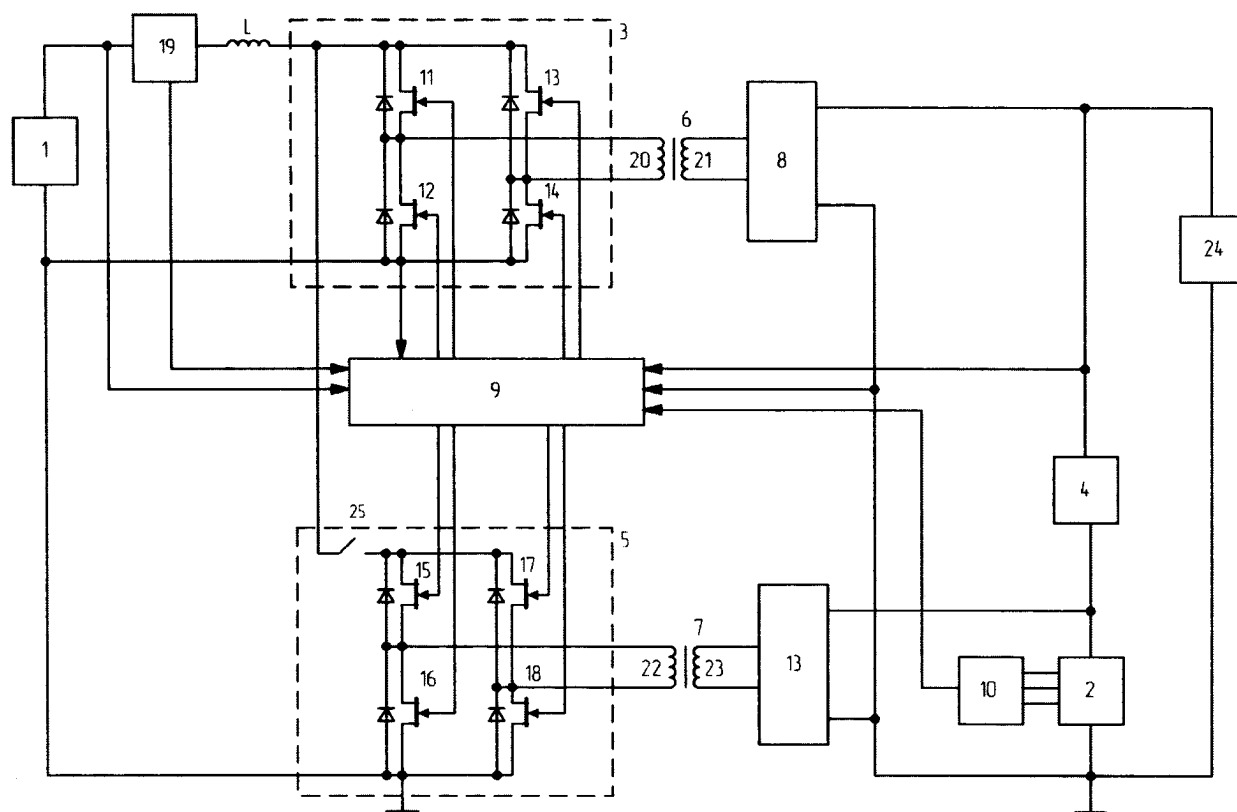
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
образования "Томский государственный
университет систем управления и
радиоэлектроники" (ТУСУР) (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2560720 C1, 20.08.2015. RU
2396666 C1, 10.08.2010. RU 2572396 C1,
10.01.2016. US 2006132093 A1, 22.06.2006.

(54) ВЫСОКОВОЛЬТНАЯ СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Использование: в области электротехники при проектировании и создании систем электропитания автоматических космических аппаратов. Техническим результатом изобретения является повышение надежности системы электропитания космического аппарата (КА). Система электропитания КА содержит солнечную и аккумуляторную батареи, входной дроссель L, регулятор напряжения, выполненный в виде мостового инвертора на транзисторах, разрядное

устройство, зарядное устройство, выполненное в виде мостового инвертора на транзисторах, первый трансформатор с первичной и вторичной обмотками, второй трансформатор с первичной и вторичной обмотками, первый выпрямитель, второй выпрямитель, систему управления с экстремальным регулятором мощности солнечных батарей, устройство контроля степени заряженности аккумуляторной батареи, датчик тока, нагрузку и ключ. 2 ил.



Высоковольтная система электропитания космического аппарата

Фиг. 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

H02J 7/35 (2006.01); *H01M 10/42* (2006.01)(21)(22) Application: **2016148116, 07.12.2016**(24) Effective date for property rights:
07.12.2016Registration date:
09.04.2018

Priority:

(22) Date of filing: **07.12.2016**(45) Date of publication: **09.04.2018** Bull. № 10

Mail address:

634050, g. Tomsk, pr. Lenina, 40, TUSUR, patentno-informatsionnyj otdel

(72) Inventor(s):

**Shinyakov Yuriy Aleksandrovich (RU),
Chernaya Mariya Mikhajlovna (RU),
Osipov Aleksandr Vladimirovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federalnoe gosudarstvennoe byudzhetnoe
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego
obrazovaniya "Tomskij gosudarstvennyj
universitet sistem upravleniya i radioelektroniki"
(TUSUR) (RU)**(54) **HIGH-VOLTAGE POWER SUPPLY SYSTEM OF SPACECRAFT**

(57) Abstract:

FIELD: electrical engineering.

SUBSTANCE: use in the field of electrical engineering when designing and manufacturing power supply systems for automatic space vehicles. Power supply system of the spacecraft comprises solar and accumulator batteries, an input choke L, a voltage regulator made in the form of a bridge inverter on transistors, a discharge device, a charger made in the form of a bridge inverter on transistors, a first

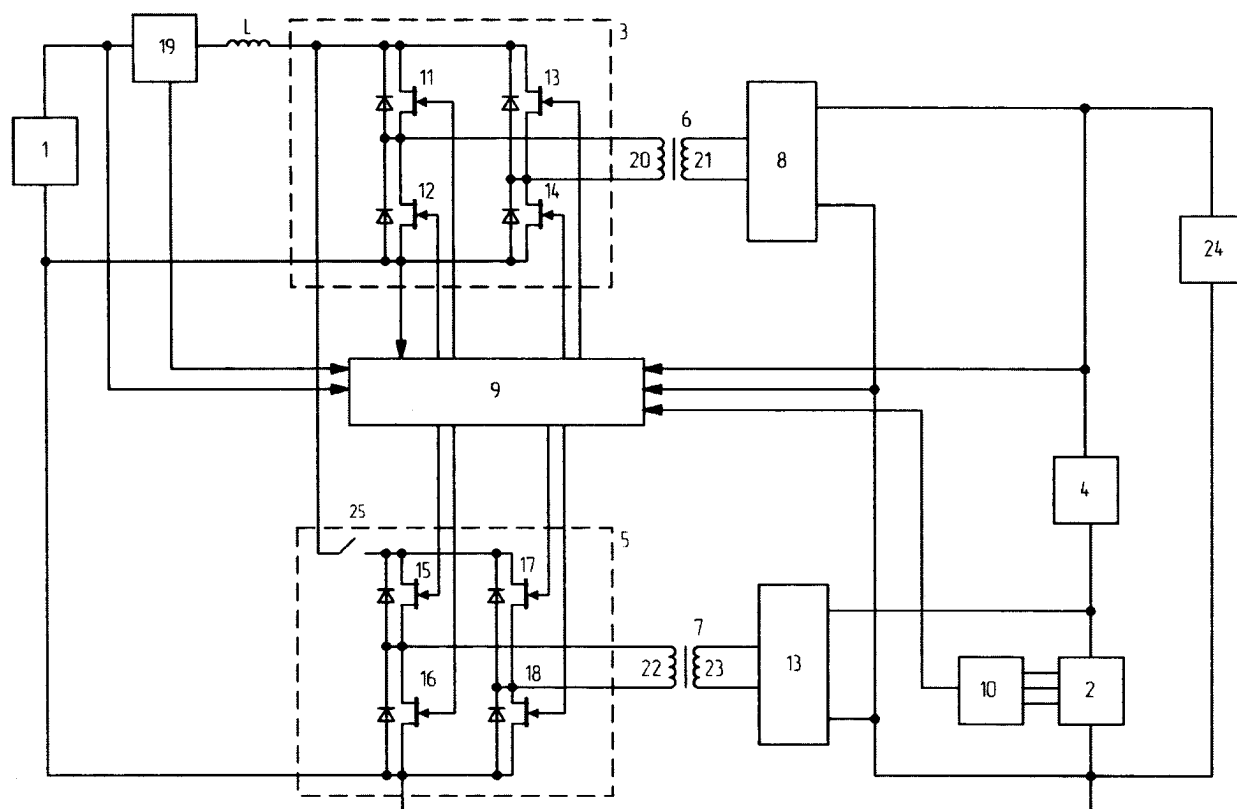
transformer with primary and secondary windings, a second transformer with primary and secondary windings, a first rectifier, a second rectifier, a control system with an extreme solar power regulator, a device for monitoring the degree of battery charge, a current sensor, a load and a switch.

EFFECT: technical result of the invention is higher reliability of the power supply system of spacecraft.

1 cl, 2 dwg

RU
2 650 100
C 1

RU
2 650 100
C 1



Высоковольтная система электропитания космического аппарата

Фиг. 2

Изобретение относится к области преобразовательной техники, в частности к бортовым системам электропитания (СЭП) космических аппаратов (КА), и может быть использовано при проектировании и создании систем электропитания автоматических космических аппаратов на основе солнечных и аккумуляторных батарей (БС и АБ) для

5 всех типов орбит.
Техническим результатом изобретения является повышение надежности системы электропитания КА за счет недопущения возникновения критических значений напряжений на солнечной батарее, приводящих к возникновению электростатических разрядов между цепочками фотодиодов БС и элементами токосъема, уменьшение
10 габаритной мощности силовых элементов и габаритно-массовых характеристик СЭП КА.

Известна система электропитания космического аппарата [1]. Система электропитания состоит из солнечной батареи и аккумуляторной батареи, стабилизатора напряжения, разрядного и зарядного устройств, экстремального регулятора мощности
15 солнечной батареи, датчика тока солнечной батареи, трансформатора с первичными и вторичными обмотками, устройств питания нагрузок постоянного или переменного тока, схемы управления транзисторами стабилизатора напряжения, схемы управления транзисторами разрядного устройства и нагрузок.

Система электропитания обеспечивает энергопитание нагрузки как только от
20 солнечной или аккумуляторной батарей, так и при их совместном энергопитании. Недостатком системы является то, что система электропитания [1] не обеспечивает режим экстремального регулирования (ЭРМ) мощности БС в режиме совместного питания нагрузки от БС и АБ, т.к. источники энергии в этом режиме включены параллельно через трансформатор, что исключает возможность регулирования
25 напряжения на БС и отрицательно сказывается на энергетической эффективности СЭП КА. Так как при питании нагрузки совместно от БС и АБ напряжение на БС определяется уровнем напряжения АБ с учетом коэффициента трансформации.

Реализация режима ЭРМ БС при совместном энергопитании нагрузки от БС и АБ предложена в патенте [2] (фиг. 1). Данная система электропитания космического
30 аппарата с экстремальным регулированием мощности БС является наиболее близкой по технической сущности к заявленному изобретению и выбрана в качестве прототипа.

СЭП КА содержит солнечную батарею 1, аккумуляторную батарею 2, регулятор напряжения 3 (РН), выполненный в виде мостового инвертора на транзисторах 11-14, разрядное устройство 4, выполненное в виде мостового инвертора на транзисторах
35 15-18, зарядное устройство 5, трансформатор 6 с первичной обмоткой 20 и вторичными обмотками 21-23_{1..n}, трансформатор 7 с первичной обмоткой 25 и вторичными обмотками 24, 26_{1..n}, выпрямители 8_{1..n}, систему управления (СУ) с ЭРМ 9, устройство контроля степени заряженности (УКЗБ) АБ 10, датчик тока 19, нагрузки 27_{1..n}.

40 Система электропитания КА обеспечивает энергопитания нагрузок 27_{1..n} в режиме питания нагрузок 27_{1..n} от БС 1 (при заряженной АБ 2), в режиме одновременного питания нагрузок 27_{1..n} от БС 1 и заряда АБ 2, в режиме питания нагрузок 27_{1..n} от АБ 2 и в режиме совместного питания нагрузок 27_{1..n} от БС 1 и АБ 2.

45 Вторичные обмотки 23₁ трансформатора 6 и 26₁ трансформатора 7 соединены последовательно в общий контур, формирующий суммарное напряжение, которое после выпрямления выпрямителем 8₁ питает нагрузку 27₁, что позволяет реализовать режим ЭРМ БС в режиме разряда АБ 2, т.е. при одновременном питании нагрузки 27₁

от БС 1 и АБ 2. Аналогичным образом формируются другие каналы питания нагрузок 27_{2..n}.

Таким образом, в СЭП КА в любых режимах ее работы напряжение БС может регулироваться в широком диапазоне, включающем точку ВАХ БС с максимальной мощностью, что повышает энергетическую эффективность системы электропитания КА.

Недостатком системы электропитания КА [2] является то, что при создании высоковольтных СЭП КА (100 В) максимальное значение напряжения БС в моменты выхода КА из тени максимальной длительности может достигать 220-250 В [3], что является недопустимым из-за возможности возникновения в условиях вакуума электростатических разрядов между цепочками фотодиодов БС или элементами токосъема. При этом реализация энергопреобразующих модулей на основе инверторов напряжения предполагает использование БС в качестве источника напряжения и обеспечивает регулирование положения рабочей точки ВАХ БС вдоль ветви напряжения (от оптимального значения напряжения, соответствующего максимально генерируемой БС мощности до напряжения холостого хода). Кроме того в работах [4, 5] показано, что в схемах на основе инверторов напряжения наблюдается завышение габаритной мощности силовых элементов схемы на основе инвертора напряжения по сравнению со схемой на основе инвертора тока.

Другим недостатком системы является то, что заряд аккумуляторной батареи осуществляется через два энергопреобразующих устройства (регулятор напряжения 3 и зарядное устройство 5), что требует использования большей площади БС и генерируемой ее мощности для обеспечения необходимого уровня заряда АБ, что, как следствие, сказывается на увеличении габаритно-массовых характеристик СЭП КА в целом.

Целью изобретения является повышение надежности системы электропитания КА за счет недопущения возникновения критических значений напряжений на солнечной батарее, приводящих к возникновению электростатических разрядов между цепочками фотодиодов БС и элементами токосъема, уменьшение габаритной мощности силовых элементов и габаритно-массовых характеристик СЭП КА.

Цель достигается за счет реализации энергопреобразующих модулей (регулятора напряжения и зарядного устройства) СЭП КА на основе регулируемых инверторов тока и построения высоковольтной СЭП КА на основе параллельно-последовательной структуры, обеспечивающей реализацию экстремального регулирования мощности солнечных батарей во всех режимах энергопитания нагрузки.

На Фиг. 2 представлена функциональная схема заявляемой высоковольтной системы электропитания космического аппарата, которая содержит солнечную батарею 1, аккумуляторную батарею 2, входной дроссель L, регулятор напряжения 3, выполненный в виде мостового инвертора на транзисторах 11-14, разрядное устройство 4, зарядное устройство 5, выполненное в виде мостового инвертора на транзисторах 15-18, первый трансформатор 6 с первичной обмоткой 20 и вторичной обмоткой 21, трансформатор 7 с первичной обмоткой 22 и вторичной обмоткой 23, первый выпрямитель 8, второй выпрямитель 13, систему управления 9 с экстремальным регулятором мощности БС, устройство контроля степени заряженности аккумуляторной батареи 10, датчик тока 19, нагрузку 24 и ключ 25.

Первый вход РН 3 и первый вход ЗУ 5, содержащий ключ 25, соединены между собой и подключены к плюсовой шине БС 1 через последовательно соединенные входной дроссель L и датчик тока 19, а вторые из них так же соединены между собой и

подключены к минусовой шине солнечной батареи 1. Выход регулятора напряжения 3 соединен с первичной обмоткой 20 трансформатора 6. Выход зарядного устройства 5 соединен с первичной обмоткой 22 трансформатора 7.

Система управления 9 соединена своими измерительными входами с выходом датчика тока 19, с выходом устройства контроля степени заряженности АБ 10, с силовыми шинами БС 1 и нагрузки 24. Сигналы с датчика тока 19 и с силовых шин БС 1 предназначены для вычисления генерируемой БС 1 мощности. При этом управление транзисторами инверторов регулятора напряжения 3 и зарядного устройства 5 производится системой управления 9 по заданному алгоритму в зависимости от соотношения мощностей источников энергии (БС и АБ) и нагрузки.

Входы первого выпрямителя 8 соединены со вторичной обмоткой 21 трансформатора 6. Входы второго выпрямителя 13 соединены со вторичной обмоткой 23 трансформатора 7.

Первый выход первого выпрямителя 8 соединен с выходом разрядного устройства 4 и подключен к первому выходу нагрузки 24 (выходной шине питания нагрузки 24). Первый выход второго выпрямителя 13 соединен с первой клеммой аккумуляторной батареи 2 и входом разрядного устройства 4. Вторые выходы выпрямителей 8 и 13 соединены между собой и подключены ко второй клемме аккумуляторной батареи 2 и второму выходу нагрузки 24. Измерительные выходы аккумуляторной батареи 2 соединены с измерительными входами устройства контроля степени заряженности АБ 10.

Система электропитания КА работает в следующих режимах.

1. Режим работы СЭП КА от солнечной батареи (мощность, потребляемая нагрузкой, меньше мощности, генерируемой БС, ($P_H < P_{БС\max}$), АБ заряжена).

При заряженной АБ 2 зарядное устройство 5 отключено. Инвертор регулятора напряжения 3 стабилизирует напряжение на обмотке 20 трансформатора 6 по сигналам системы управления 9, которая использует напряжение шины питания нагрузки 24. Солнечная батарея 1 работает в режиме источника тока. Регулятор напряжения 3 смещает рабочую точку БС 1 по ветви постоянного тока вольтамперной характеристики БС 1. В случае равенства максимально генерируемой БС 1 мощности и потребляемой нагрузкой 24 мощности рабочая точка БС 1 совпадает с оптимальной точкой ВАХ БС 1, соответствующей режиму экстремального регулирования мощности БС.

При построении энергопреобразующего модуля (РН или ЗУ) на основе инвертора тока применяется широтно-импульсное регулирование, реализуемое фазовым способом, путем сдвига управляющих импульсов транзисторов верхней пары (например, для РН, 11 и 13) относительно транзисторов нижней пары (например, для РН, 12 и 14), что приводит к появлению на периоде управления интервалов закорачивания входного источника длительностью $(1-\gamma) \cdot T$ и интервалов передачи энергии в нагрузку длительностью $\gamma \cdot T$, где γ - угол управления транзисторами регулятора напряжения, T - период управления.

Регулировочная характеристика напряжения БС линейна $U_{БС} = \gamma \cdot k_{тр} \cdot U_H$, где U_H - выходное стабилизируемое напряжения шины питания нагрузки, $k_{тр}$ - коэффициент трансформации. При синхронном переключении пар транзисторов импульсы выходного тока энергопреобразующего модуля отсутствуют $\gamma=0$, а БС закорочена на всем периоде управления, поэтому $I_{БС}=I_{КЗ}$, $U_{БС}=0$. В предельном случае при работе пар транзисторов в противотакте интервал питания нагрузки занимает весь период управления $\gamma=1$, поэтому $U_{БС}=k_{тр} \cdot U_H$.

Учитывая, что целью регулирования является достижение при некотором γ точки ВАХ БС с максимальной мощностью, коэффициент трансформации $k_{\text{тр}}$ для преобразователя определяется условием обеспечения номинального выходного напряжения U_H при максимальном входном напряжении БС $U_{\text{БС_max}}$. Следовательно в преобразователях на основе инверторов тока коэффициентом трансформации ограничена верхняя граница диапазона регулирования напряжения БС на ВАХ. Для РН 3 коэффициент трансформации определяется как $k_{\text{тр}} = U_{\text{БС_max}} / U_H$.

2. Режим работы СЭП КА от солнечной батареи (мощность, потребляемая нагрузкой, меньше мощности, генерируемой БС, ($P_H < P_{\text{БС_max}}$), АБ разряжена).

При получении сигнала с УКЗБ 10 о необходимости заряда АБ 2 включается зарядное устройство 5 (ключ 25 замыкается), которое начинает направлять требуемый ток заряда в АБ 2: $I_{\text{АБ}} = I_{\text{БС}} \cdot k_{\text{тр_ЗУ}} \cdot \gamma$, где $k_{\text{тр_ЗУ}} = U_{\text{БС_max}} / U_{\text{АБ}}$.

При этом регулятор напряжения 3 по-прежнему работает в режиме стабилизации выходного напряжения, отрабатывая возмущения, вызванные смещением рабочей точки ВАХ солнечной батареи и потребляемой нагрузкой мощности.

В случае если суммарное значение мощности заряда АБ 2 и мощности нагрузки 24 больше максимального значения мощности генерируемой БС 1, то зарядное устройство 5 начинает ограничивать ток заряда АБ 2, стабилизируя тем самым входное напряжение (напряжение БС) в оптимальной точке (точке максимальной мощности БС) по сигналу СУ 9. БС 1 полностью используется по мощности, система работает в режиме ЭРМ БС.

3. Режим работы СЭП КА от солнечной и аккумуляторной батарей (мощность, потребляемая нагрузкой, больше мощности, генерируемой БС, ($P_H > P_{\text{БС_max}}$), разряд АБ).

При увеличении мощности нагрузки $P_H > P_{\text{БС_max}}$ заряд АБ 2 прекращается, ЗУ 5 выключается. Регулятор напряжения 3 в этом режиме не может стабилизировать выходное напряжение и переходит в режим экстремального регулирования мощности БС ($U_{\text{БС}} = U_{\text{БС_max}}$) по сигналу СУ 9. Подключается разрядное устройство 4, которое начинает регулировать выходное напряжение, восполняя весь недостаток мощности нагрузки 24.

4. Режим работы СЭП КА от аккумуляторной батареи (солнечная батарея не генерирует мощность ($P_{\text{БС}} = 0$), разряд АБ).

При отсутствии мощности поступающей от БС 1 ($P_{\text{БС}} = 0$) питание нагрузки 24 осуществляется от АБ 2. Разрядное устройство 4 регулирует выходное напряжение, восполняя весь недостаток мощности в нагрузке 24. Регулятор напряжения 3 находится в ждущем режиме.

Таким образом, реализация высоковольтной СЭП КА на основе параллельно-последовательной структуры обеспечивает перераспределение энергии между БС, АБ и нагрузкой только через один энергоперобразующий модуль (РН, или ЗУ, или РУ), что позволяет оптимизировать потери энергии и обеспечить минимизацию площади БС, емкости АБ и т.д., тем самым уменьшив габаритно-массовые характеристики СЭП КА в целом.

Заявляемая высоковольтная СЭП КА на основе инверторов тока также обеспечивает: повышение надежности СЭП КА за счет ограничения верхней границы диапазона регулирования напряжения БС на ВАХ и исключения возможности достижения критических значений напряжений на БС, приводящих к возникновению

электростатических разрядов между цепочками фотодиодов БС и элементами токосъема; уменьшение габаритной мощности силовых элементов за счет реализации энергопреобразующих модулей (РН и ЗУ) на основе инверторов тока [4, 5]; простоту согласования уровней напряжений источников энергии (БС и АБ) и нагрузки с реализацией режимов ЭРМ БС, позволяющих обеспечивать одновременный заряд АБ и энергопитание нагрузки при использовании меньшей площади БС, а также уменьшить разрядный ток АБ за счет полного использования генерируемой БС мощности (ЭРМ БС) в режиме совместного энергопитания нагрузки от БС и АБ. При этом при проектировании СЭП КА могут быть использованы солнечные батареи любых типов и аккумуляторные батареи с любым номиналом рабочего напряжения, не превышающим значение напряжения выходной шины питания нагрузки (в случае построения разрядного устройств схема на основе повышающего преобразователя). Кроме того в заявляемом изобретении напряжение БС может регулироваться в широком диапазоне (как выше, так и ниже стабилизируемого выходного напряжения (100 В) шины питания нагрузки), включающем точку ВАХ БС с максимальной мощностью во всех режимах работы СЭП КА, что обеспечивает повышение энергетической эффективности СЭП КА.

Источники информации

1. Пат. РФ №2396666, H02J 7/34. Система электропитания космического аппарата / Кудряшов В.С., Эльман В.О., Нестеришин М.В., Гордеев К.Г., Гладущенко В.Н., Хартов В.В., Кочура С.Г., Солдатенко В.Г., Мельников Н.В., Козлов Р.В. Заявка №2009124704 от 29.06.2009. Оpubл. 10.08.2010, Бюл. №24.

2. Пат. РФ №2560720, H02J 7/34. Система электропитания космического аппарата с экстремальным регулированием мощности солнечной батареи / Осипов А.В., Шиняков Ю.А., Сунцов С.Б., Школьным В.Н., Нестеришин М.В., Черная М.М., Отто А.И. Заявка №2014115143 от 15.04.2014. Оpubл. 20.08.2015, Бюл. №23.

3. Энергопреобразующая аппаратура нового поколения / В.Ю. Борисенко, Р.В. Козлов, К.В. Тараканов // Электронные и электромеханические системы и устройства: сборник научных трудов. - Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2016. - С. 39-45.

4. Высоковольтная система электропитания низкоорбитального космического аппарата / М.М. Черная, Ю.А. Шиняков, А.В. Осипов // Сборник материалов XVI Международной конференции молодых специалистов по микро/нанотехнологиям и электронным приборам), 29 июня - 3 июля, город Эрлагол. - 2015. - С. 502-507.

5. Высоковольтная система электропитания космического аппарата с резкой переменной циклограммой нагрузки / М.М. Черная, Ю.А. Шиняков, А.В. Осипов // Материалы IV Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (IV Козловские чтения) (14-18 сентября 2015 года, г. Самара); под общ. Ред. А.Н. Кирилина/СамНЦ РАН - Самара, 2015. - С. 24-27.

(57) Формула изобретения

Система электропитания космического аппарата, состоящая из солнечной батареи, подключенной своими плюсовой и минусовой шинами к регулятору напряжения, выполненному по схеме мостового инвертора, выход которого соединен с первичной обмоткой первого трансформатора, вторичная обмотка которого соединена со входами первого выпрямителя, аккумуляторной батареи, измерительные выходы которой соединены с измерительными входами устройства контроля степени заряженности аккумуляторной батареи, разрядного устройства, зарядного устройства, второго

трансформатора, системы управления с экстремальным регулированием мощности солнечной батареи, соединенной своими входами с датчиком тока и управляющим выходом устройства контроля степени заряженности аккумуляторной батареи, а выходами - с управляющими входами транзисторов инвертора регулятора напряжения, датчика тока, нагрузки, отличающаяся тем, что зарядное устройство выполнено по схеме мостового инвертора, датчик тока последовательно соединен со входным дросселем и установлен в плюсовой шине солнечной батареи, первые входы регулятора напряжения и зарядного устройства соединены между собой через ключ и подключены к плюсовой шине солнечной батареи, вторые из них так же соединены между собой и подключены к минусовой шине солнечной батареи, выход зарядного устройства соединен с первичной обмоткой второго трансформатора, система управления с экстремальным регулированием мощности солнечной батареи соединена своими измерительными входами с силовыми шинами солнечной батареи и нагрузки, выходы системы управления соединены с управляющими входами транзисторов инвертора зарядного устройства, входы второго выпрямителя соединены со вторичной обмоткой второго трансформатора, первый выход первого выпрямителя соединен с выходом разрядного устройства и подключен к первому выходу нагрузки (выходной шине питания нагрузки), первый выход второго выпрямителя соединен с первой клеммой аккумуляторной батареи и входом разрядного устройства, вторые выходы выпрямителей соединены между собой и подключены ко второй клемме аккумуляторной батареи и второму выходу нагрузки.

25

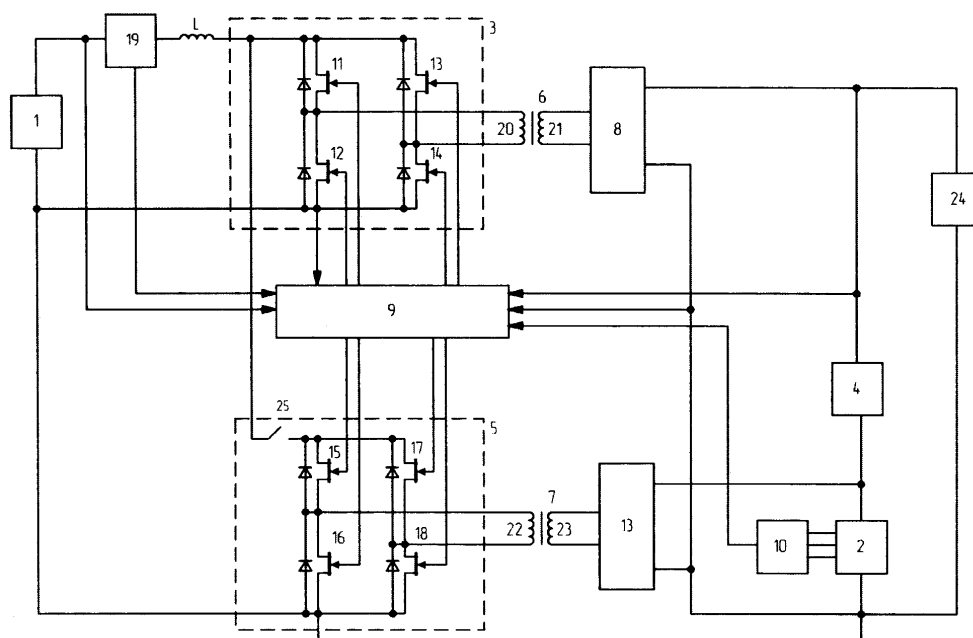
30

35

40

45

Высоковольтная система электропитания космического аппарата



Фиг. 2. Высоковольтная система электропитания космического аппарата

Авторы: Шиняков Ю.А.,
Чёрная М.М.,
Осипов А.В.