РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 634 612**(13) **C2**

(51) МПК
H02J 7/34 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2016109680, 17.03.2016**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
17.03.2016

Дата регистрации:
02.11.2017

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **17.03.2016**

(43) Дата публикации заявки: **21.09.2017** Бюл. № **27**

(45) Опубликовано: **02.11.2017** Бюл. № **31**

Адрес для переписки:
634050, г. Томск, пр. Ленина, 40, ТУСУР, патентно-информационный отдел

(72) Автор(ы):
Осипов Александр Владимирович (RU),
Шиняков Юрий Александрович (RU),
Черная Мария Михайловна (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального 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 2101831 C1, 10.01.1998. US 5594325 A1, 14.01.1997.**

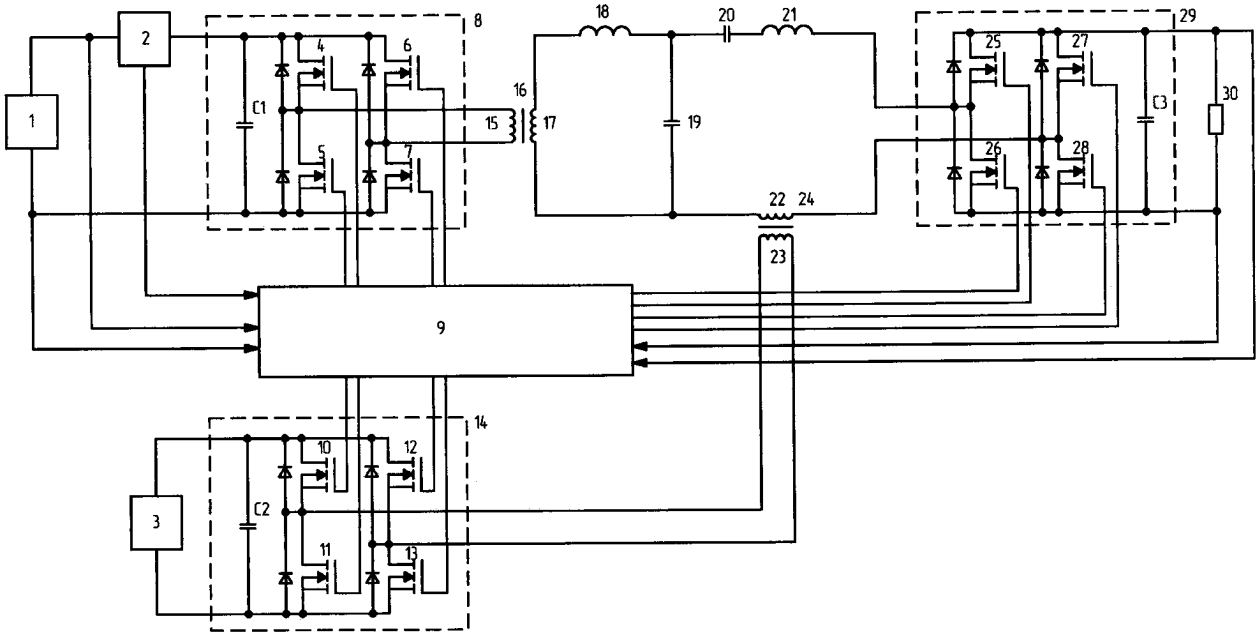
(54) ВЫСОКОВОЛЬТНАЯ СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИНДУКТИВНО-ЕМКОСТНЫМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области преобразовательной техники, в частности к бортовым системам электропитания космических аппаратов, и может быть использовано при проектировании и создании систем электропитания автоматических космических аппаратов на основе солнечных и аккумуляторных батарей (СБ и АБ). Согласно изобретению система электропитания космического аппарата содержит солнечную батарею, аккумуляторную батарею, регулятор напряжения и разрядное устройство, выполненные в виде мостовых инверторов напряжения с входными емкостными С1- и С2-фильтрами, активный выпрямитель с выходным емкостным С3-фильтром, два трансформатора, резонансный параллельно-последовательный контур, систему управления, датчик тока и нагрузку. Отличительной особенностью системы является способ подключения вторичных обмоток трансформаторов с параллельно-последовательным парциальным резонансным контуром, образованным двумя парциальными контурами, последовательным и параллельным, каждый из которых состоит из дросселя и конденсатора. При этом параллельно-последовательный парциальный резонансный контур обеспечивает согласование солнечной батареи, являющейся источником тока, и аккумуляторной батареи, являющейся источником напряжения. В системе реализовано частотное и широтно-импульсное регулирование напряжения инверторов. Техническим результатом изобретения является повышение энергетической эффективности высоковольтной системы электропитания космического аппарата за счет реализации «мягкой» коммутации транзисторов в резонансном режиме работы преобразователей и исключение возможности возникновения электростатических разрядов между цепочками фотодиодов СБ за счет работы преобразователя на токовой ветви ВАХ СБ. 7 ил.

RU 2634612 C2

RU 2634612 C2



Высоковольтная система электропитания космического аппарата с индуктивно-емкостным преобразователем

Фиг. 1

RU 2634612 C2

RU 2634612 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 634 612**(13) **C2**

(51) Int. Cl.
H02J 7/34 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2016109680, 17.03.2016**

(24) Effective date for property rights:
17.03.2016

Registration date:
02.11.2017

Priority:
(22) Date of filing: **17.03.2016**

(43) Application published: **21.09.2017** Bull. № **27**

(45) Date of publication: **02.11.2017** Bull. № **31**

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

(72) Inventor(s):
Osipov Aleksandr Vladimirovich (RU),
Shinyakov Yurij Aleksandrovich (RU),
Chernaya Mariya Mikhajlovna (RU)

(73) Proprietor(s):
Federalnoe gosudarstvennoe byudzhetnoe obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego professionalnogo obrazovaniya "Tomskij gosudarstvennyj universitet sistem upravleniya i radioelektroniki" (TUSUR) (RU)

(54) HIGH-VOLTAGE POWER SUPPLY SYSTEM OF SPACE VEHICLE WITH INDUCTIVE-CAPACITIVE CONVERTER

(57) Abstract:

FIELD: electricity.

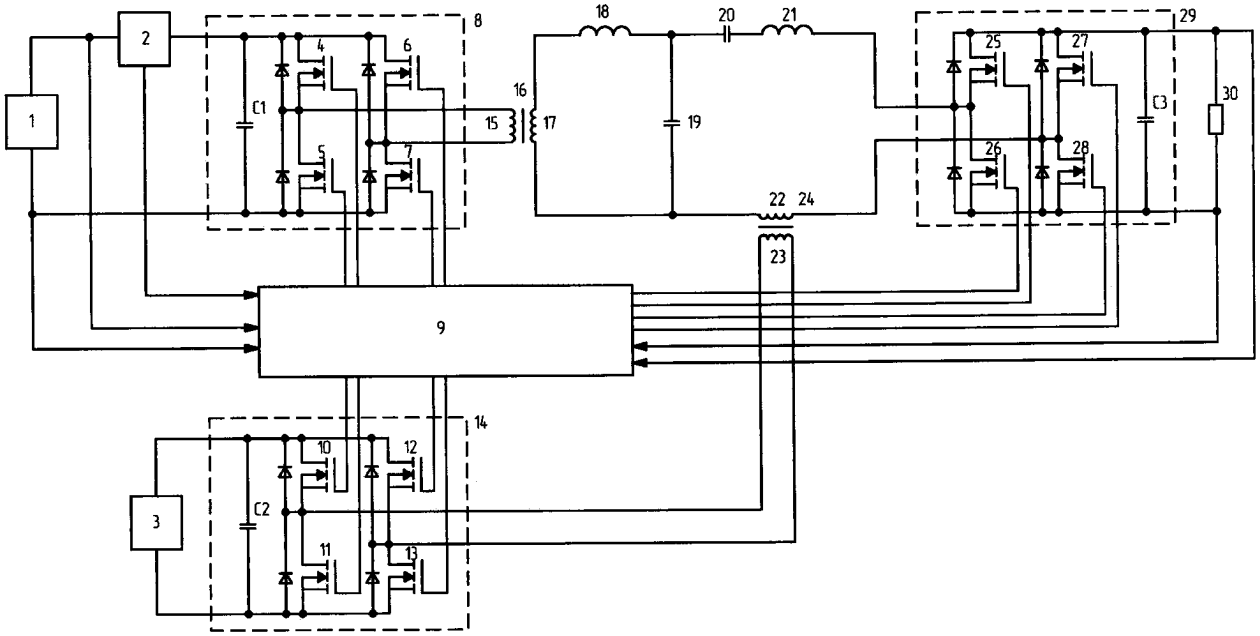
SUBSTANCE: invention relates to onboard power supply systems of space vehicles, and can be used in designing and creating power supply systems of automatic space vehicles based on solar and storage batteries. According to the invention, the space vehicle power supply system comprises a solar battery, a battery, a voltage controller and a discharge device made in form of bridge voltage inverters with input capacitance C1-and C2-filters, active rectifier with output capacitive C3-filter, two transformers, a resonant parallel-series circuit, a control system, a current sensor and a load. A distinctive feature of the system is the method for connecting secondary windings of the transformers with parallel-series partial resonance circuit formed by two partial circuits, serial and parallel, each of which consists of a throttle and a capacitor. Wherein the parallel-serial partial resonance circuit provides for matching of the solar battery, which is a current source, and a storage battery, which is a voltage source. Frequency and pulse-width controlling of inverter voltage is realized in system.

EFFECT: increase of energy efficiency of high-voltage power supply system of the space vehicle by implementing "soft" switching of transistors in resonant operation mode of converters and elimination of electrostatic discharges between the circuits of the photodiodes of the solar battery due to converter operation on current branch of solar battery current voltage characteristic.

7 dwg

RU 2634612 C2

RU 2634612 C2



Высоковольтная система электропитания космического аппарата с индуктивно-емкостным преобразователем

Фиг. 1

RU 2634612 C2

RU 2634612 C2

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 (СБ и АБ).

Техническим результатом изобретения является повышение энергетической эффективности системы электропитания космического аппарата за счет обеспечения «мягкой» коммутации транзисторов в резонансном режиме работы преобразователей и исключение возможности возникновения электростатических разрядов между цепочками фотодиодов СБ при создании высоковольтных СЭП КА (с выходным напряжением 100 В и более).

Широко известна система электропитания [1] с экстремальным регулированием мощности фотоэлектрической батареи, содержащая солнечную (СБ) и аккумуляторную батареи (АБ), последовательный регулятор напряжения (РН) для питания нагрузки от солнечной батареи, зарядное и разрядное устройства (ЗУ и РУ). Система электропитания обеспечивает питание нагрузки от солнечной батареи при достаточной генерируемой СБ мощности, при избытке генерируемой СБ мощности осуществляет одновременный заряд АБ, при недостатке генерируемой СБ мощности регулятор напряжения реализует одновременное питание нагрузки от СБ и АБ. Система электропитания предназначена для формирования силовой низковольтной (27-28 В) шины питания нагрузки. Рабочая точка СБ находится на ветви постоянного напряжения вольт-амперной характеристики (ВАХ).

При создании высоковольтных СЭП КА (100 В) большое максимальное значение напряжения холостого хода «холодных» СБ (для кремниевых СБ в моменты выхода КА из теневых участков Земли может достигать 300 В, а у СБ, выполненных на основе арсенид-галлиевых трехкаскадных фотопреобразователей - превышать 220 В) вызывает возникновение в условиях вакуума электростатических разрядов между цепочками фотодиодов СБ. Для ограничения напряжения на СБ требуется применение специальных устройств или реализация режимов работы СЭП, ограничивающих повышение напряжения на СБ.

В настоящее время проектирование мощных высоковольтных российских и иностранных СЭП осуществляется на основе шунтовых регуляторов напряжения СБ [2], ограничивающих напряжение на СБ, уровнем напряжения шины питания нагрузки, что приводит к существенному энергетическому недоиспользованию СБ.

Альтернативным вариантом построения систем электропитания космических аппаратов по сравнению с приведенными выше вариантами реализации СЭП является применение инверторно-трансформаторных преобразователей. Один из которых [3] выбран в качестве прототипа и является наиболее близким по технической сущности к заявленному изобретению решением.

Согласно прототипу система электропитания содержит солнечную батарею, аккумуляторную батарею, регулятор напряжения и разрядное устройства, выполненные в виде мостовых инверторов, зарядное устройство, два отдельных согласующих трансформатора, выпрямители, систему управления (СУ) с экстремальным регулятором мощности (ЭРМ), устройство контроля степени заряженности (УКЗБ) АБ, датчик тока и нагрузку. Система работает полностью в автоматическом режиме. Напряжение на СБ регулируется в широком диапазоне, включающем точку ВАХ СБ с максимальной мощностью, как в режиме заряда АБ, так и в режиме питания от СБ и АБ, что повышает энергетическую эффективность СЭП КА за счет реализации режима экстремального регулирования мощности СБ.

Недостатком прототипа является «жесткий» режим переключения транзисторов инверторно-трансформаторных преобразователей, что вызывает значительные коммутационные потери. Кроме того, при проектировании высоковольтных СЭП (с напряжением 100 В) ввиду того, что рабочая точка СБ находится на ветви постоянного напряжения ВАХ, большое напряжение холостого хода СБ может привести к возникновению электростатических разрядов между цепочками фотодиодов СБ при некоторых режимах работы СЭП.

Целью изобретения является повышение КПД энергопреобразующих преобразователей системы электропитания космического аппарата и обеспечение работы преобразователя на токовой ветви ВАХ СБ.

Поставленная цель достигается включением в инверторно-трансформаторный преобразователь параллельно-последовательного резонансного контура, в результате чего параметры преобразователя изменяются по гармоническому закону, что позволяет обеспечить «мягкую» коммутацию транзисторов. При этом для локализации рабочей точки СБ на токовом участке ВАХ она включена в параллельный парциальный контур с образованием индуктивно-емкостного преобразователя.

На Фиг. 1 представлена функциональная схема заявляемой системы электропитания космического аппарата, которая содержит солнечную батарею 1, датчик тока 2, аккумуляторную батарею 3, регулятор напряжения 8 с входным С1-фильтром, выполненный в виде мостового инвертора напряжения на транзисторах 4-7, систему управления 9, разрядное устройство 14 с входным С2-фильтром, выполненное в виде мостового инвертора напряжения на транзисторах 10-13, трансформатор 16 с первичной обмоткой 15 и вторичной обмоткой 17, трансформатор 24 с первичной обмоткой 23 и вторичной обмоткой 22, резонансный параллельно-последовательный контур на элементах 18-21, активный выпрямитель (АВ) 29 с выходным С3-фильтром, выполненный на транзисторах 25-28 и нагрузку 30.

Солнечная батарея 1 подключена к регулятору напряжения 8 через датчик тока 2, выход которого соединен с первичной обмоткой 15 трансформатора 16, вторичная обмотка 17 которого подключена к параллельному парциальному контуру последовательно-параллельного контура, образующегося дросселем 18 и конденсатором 19.

Аккумуляторная батарея 3 подключена к разрядному устройству 14, выход которого соединен с первичной обмоткой 23 трансформатора 24, вторичная обмотка 22 которого включена к последовательному парциальному контуру последовательно-параллельного контура, образующегося дросселем 21 и конденсатором 20.

Такое включение источников питания в резонансный контур позволяет суммировать их энергию и стабилизировать выходное напряжение от источников энергии с различными характеристиками. В частности, АБ 3, являясь источником напряжения, включена последовательно с нагрузкой 30 в последовательную ветвь контура, а СБ 1, рабочая точка которой находится на ветви постоянного тока, включена в параллельный парциальный контур с образованием индуктивно-емкостного преобразователя. Включение по схеме индуктивно-емкостного преобразователя, кроме того, позволяет параметрически стабилизировать выходное напряжение при изменении сопротивления нагрузки 30 без введения управляющих воздействий от СУ 9. Обеспечение параметрической стабилизации напряжения не требует применения быстродействующих законов управления регулятором при резких изменениях нагрузки и существенно упрощает схему управления преобразователем.

Формирование выходного прямоугольного напряжения как инвертора РН 8, так и

инвертора РУ 14, происходит за счет поочередного отпирания транзисторов, образующих диагонали мостового инвертора. Аналогично происходит выпрямление выходного напряжения активным выпрямителем 29.

Управляющие импульсы транзисторов РН 8, РУ 14 и активного выпрямителя 29 формирует система управления 9, с которой соединены датчик тока 2, установленный в плюсовой шине СБ1, а также другие измерительные входы, которые соединены с силовыми шинами СБ 1 и нагрузки 30. Сигналы с датчика тока 2 и напряжения СБ 1 предназначены для вычисления мощности генерируемой СБ 1.

Система электропитания КА работает в следующих режимах.

1. Мощность нагрузки меньше мощности генерируемой СБ ($P_Н<P_{СБ}$), АБ заряжена. Режим РН.

Учитывая, что при $P_Н<P_{СБmax}$ разряжать АБ 3 не требуется, первичная обмотка РУ 14 закорочена за счет поочередного синфазного отпирания транзисторов 10, 12 - 11, 13 инвертора РУ 14. Инвертор РН 8 работает в диагональном режиме (поочередно отпираются транзисторы 4, 7 и 5, 6) на частоте параллельного парциального контура, образуемого дросселем 18 и конденсатором 19, поэтому напряжение на нагрузке 30 стабильно при любом ее сопротивлении и определяется параметрами резонансного контура, выступающего в данном случае в роли индуктивно-емкостного преобразователя. Увеличение сопротивления нагрузки 30 приводит к уменьшению напряжения на СБ 1. Таким образом, реализуется параметрическая стабилизация выходного напряжения. Транзисторы активного выпрямителя 29 также переключаются в диагональном режиме (поочередно отпираются транзисторы 25,28 и 26,27) и работают со сдвигом $\pi/2$ относительно транзисторов РН 8, что позволяет уменьшить статические потери. Выходные параметры преобразователей составляющих СЭП в описанном режиме при $I_{СБ_1}$ показаны на фиг. 2. Видно, что во всех ветвях контура ток имеет синусоидальную форму, что обеспечивает «мягкую» коммутацию транзисторов. При уменьшении тока СБ 1 до значения $I_{СБ_2}$ выходное напряжение стабилизируется за счет фазового сдвига на угол $\alpha_{РН}$ управляющих импульсов транзисторов 25, 26, образующих одну из стоек активного выпрямителя 29, в результате чего на такте работы активного выпрямителя 29 образуется интервал закорачивания тока резонансного контура длительностью $T(1-\alpha_{АВ})/\pi$, таким образом, он работает в режиме повышения выходного напряжения. Параметры преобразователей СЭП при $I_{СБ_2}$ показаны на фиг. 3.

2. Мощность нагрузки меньше мощности генерируемой СБ ($P_Н<P_{СБ}$), АБ разряжена. Режим РН+ЗУ.

При необходимости заряда АБ 3 активный выпрямитель 29 работает в режиме регулирования напряжения на СБ 1, а инвертор РУ 14 работает в режиме ЗУ и стабилизирует выходное напряжение путем фазового сдвига на угол $\alpha_{РУ}$ управляющих импульсов транзисторов 12, 13 относительно 10, 11, в результате чего на такте управления РУ 14 образуется интервал рекуперации энергии в АБ длительностью $T\cdot(1-\alpha_{РУ})/\pi$, т.е. оставшаяся мощность расходуется на заряд АБ 3. Следует заметить, что при максимальном токе СБ 1 углы управления инверторов активного выпрямителя 29 и РУ 14 образуют полупериод $\alpha_{РН}+\alpha_{РУ}=\pi$ (фиг. 4).

3. Совместное питание нагрузки от СБ и АБ ($P_Н>P_{СБ}$ и $P_{СБ}>0$). Режим РН+РУ.

При уменьшении освещенности фотоэлектрических панелей (изменении ориентации КА относительно Солнца или заходе КА в тень Земли) ток СБ 1 уменьшается, что требует реализации режима одновременного питания нагрузки от СБ 1 и АБ 3. В этом

режиме, как и в режиме 2, активный выпрямитель 29 работает в режиме регулирования напряжения на СБ 1 путем фазового сдвига управляющих импульсов транзисторов 25, 26 относительно 27, 28, а требуемое выходное напряжение может быть обеспечено разрядом АБ 3. Стабилизация выходного напряжения осуществляется инвертором РУ 14, работающим в режиме РУ, за счет фазового сдвига управляющих импульсов транзисторов 12, 13 регулируемой стойки инвертора ЗРУ 14 в другой полярности, поэтому вместо интервала рекуперации образуется интервал передачи энергии в нагрузку 30 (фиг. 5).

4. Солнечная батарея не генерирует мощность ($P_Н > P_{СБ}$) ($P_{СБ}=0$). Режим РУ.

При отсутствии мощности, поступающей от СБ 1, или ее незначительном количестве питание нагрузки 30 осуществляется от АБ 3. При такой топологии контура ток РУ 14 пропорционален току АВ 29, поэтому при $U_{АБ}=k_{тр_АБ}\cdot U_н$ транзисторы диагоналей инвертора РУ переключаются синфазно, осуществляя подачу напряжения АБ в нагрузку, а активный выпрямитель 29 работает без фазового сдвига, диаграммы работы показаны на фиг.6. В процессе разряда АБ 3 уменьшается ее напряжение $U_{АБ}<k_{тр_АБ}\cdot U_н$, стабилизацию выходного напряжения осуществляет активный выпрямитель 29, работая в описанном выше режиме повышения напряжения. Диаграммы работы показаны на фиг. 7.

Таким образом, в заявляемом изобретении обеспечено повышение энергетической эффективности высоковольтной системы электропитания космического аппарата за счет реализации «мягкого» включения транзисторов во всех режимах и «мягкого» выключения в режимах, не требующих фазового регулирования. При фазовом регулировании коммутируется ток, близкий к номинальному. Поэтому при необходимости для уменьшения потерь на выключение к транзисторам подключаются параллельные коммутирующие конденсаторы.

Также исключена возможность возникновения электростатических разрядов между цепочками фотодиодов СБ за счет работы преобразователя на токовой ветви ВАХ СБ.

В заявляемом преобразователе не требуется введение обратных связей, обеспечивающих стабилизацию выходного напряжения при изменении сопротивления нагрузки, выходное напряжение параметрически стабилизируется индуктивно-емкостным преобразователем.

Кроме того, в заявляемом изобретении не требуется введение отдельного зарядного устройства в структуру СЭП КА, так как в зависимости от выбранного алгоритма работы преобразователей и управляющих сигналов от системы управления разрядным устройством и активным выпрямителем обеспечивается как режим заряда, так и режим разряда аккумуляторной батареи.

Использованные источники

1. Пат. РФ №2101831, H02J 7/35. Система электропитания с экстремальным регулированием мощности фотоэлектрической батареи. / К.Г. Гордеев, С.П. Черданцев, Ю.А. Шиняков. Заявка №95119971 от 27.11.1995, опубл. 10.01.1998, Бюл. №1.

2. Системы электропитания для больших платформ на геостационарной орбите / В.В. Хартов, Г.Д. Эвенов, В.С. Кудряшов, М.В. Лукьяненко // Электронные и электромеханические системы и устройства: Сб. науч. тр. - Новосибирск: Наука, 2007. - С. 7-16.

3. Пат. РФ №2560720, H02J 7/35. Система электропитания космического аппарата с экстремальным регулированием мощности солнечной батареи / А.В. Осипов, Ю.А. Шиняков, С.Б. Сунцов, В.Н. Школьный, М.В. Нестеришин, М.М. Черная, А.И. Отто.

Заявка №2014115143/07 от 15.04.2014, опубл. 20.08.2015, Бюл. №23.

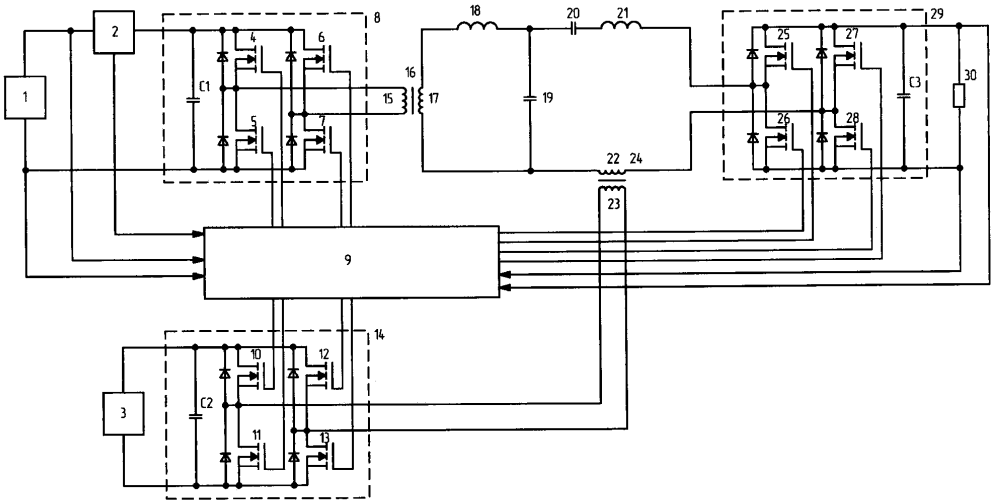
(57) Формула изобретения

Система электропитания космического аппарата, состоящая из нагрузки, солнечной батареи, подключенной своими плюсовой и минусовой шинами к регулятору напряжения, построенному по мостовой схеме инвертора, выход которого соединен с первичной обмоткой первого трансформатора, аккумуляторной батареи, подключенной своими плюсовой и минусовой шинами к входам разрядного устройства, построенного по мостовой схеме инвертора, выход которого соединен с первичной обмоткой второго трансформатора, системы управления, соединенной своими выходами с управляющими входами транзисторов инверторов регулятора напряжения, и разрядного устройства, а также своим измерительным входом - с выходом датчика тока, отличающаяся тем, что в плюсовой шине солнечной батареи установлен датчик тока, измерительные входы системы управления соединены с силовыми шинами солнечной батареи и нагрузки, на входах регулятора напряжения и разрядного устройства установлены входные емкостные С-фильтры, первый вывод вторичной обмотки первого трансформатора соединен с первым выводом дросселя параллельного парциального контура, а второй вывод вторичной обмотки первого трансформатора соединен с первым выводом вторичной обмотки второго трансформатора и вторым выводом первого конденсатора параллельного парциального контура, первый вывод которого соединен со вторым выводом первого дросселя и с первым выводом второго конденсатора последовательного парциального контура, второй вывод которого соединен через второй дроссель последовательного парциального контура с одним из входов активного выпрямителя, второй вход которого соединен со вторым выводом второго трансформатора, плюсовой и минусовой выходы активного выпрямителя соединены с выходным емкостным С-фильтром и нагрузкой, при этом управляющие входы транзисторов активного выпрямителя также соединены с системой управления.

1

8

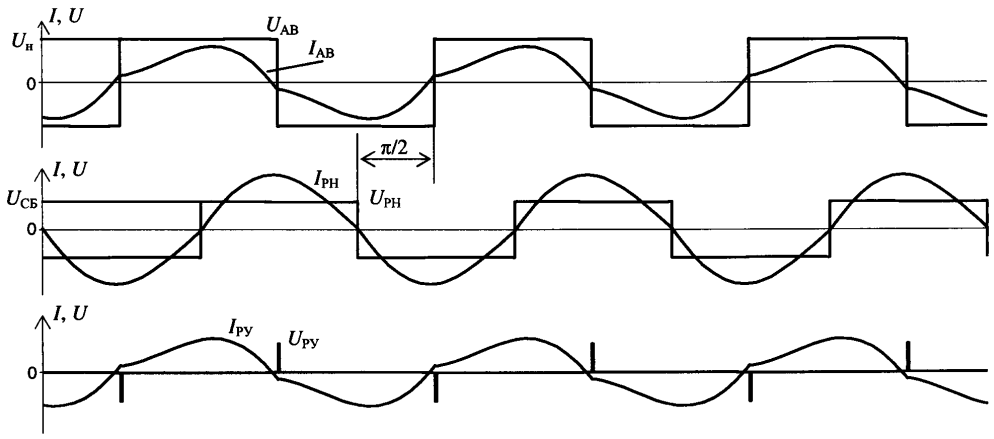
Высоковольтная система электропитания космического аппарата
с индуктивно-емкостным преобразователем



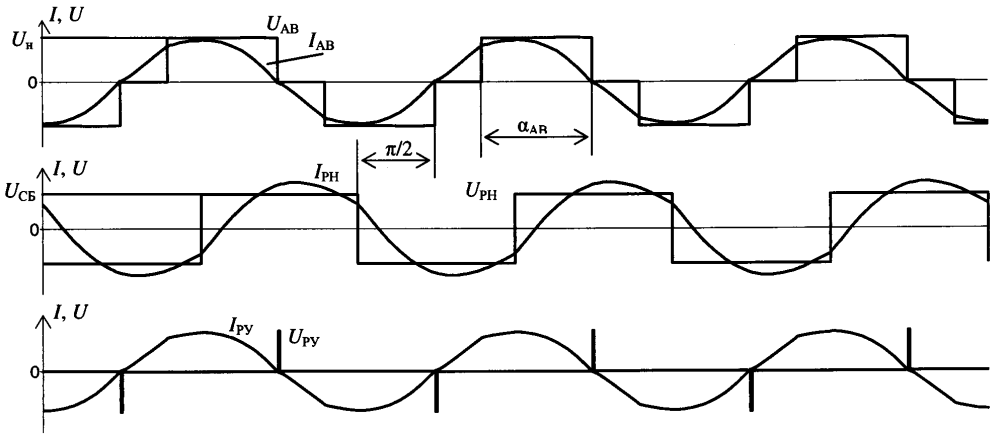
Фиг. 1. Высоковольтная система электропитания космического аппарата
с индуктивно-емкостным преобразователем

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

2



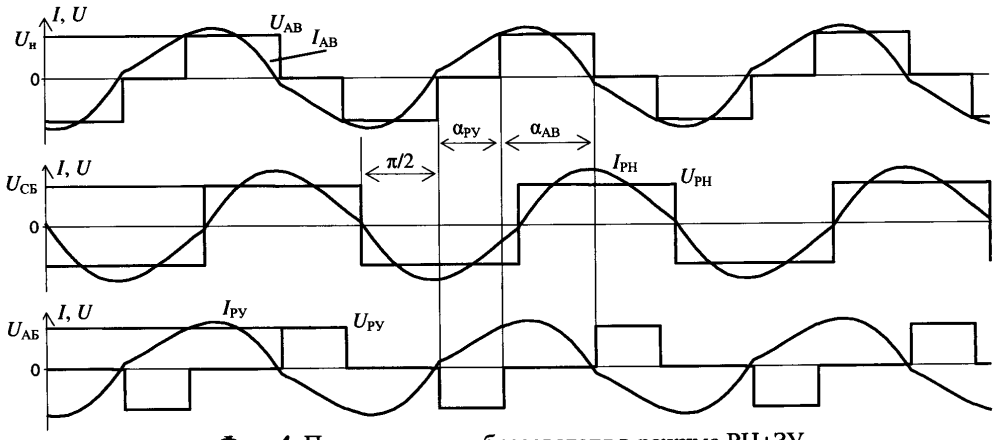
Фиг. 2. Параметры преобразователя в режиме РН при $I_{СБ_1}$



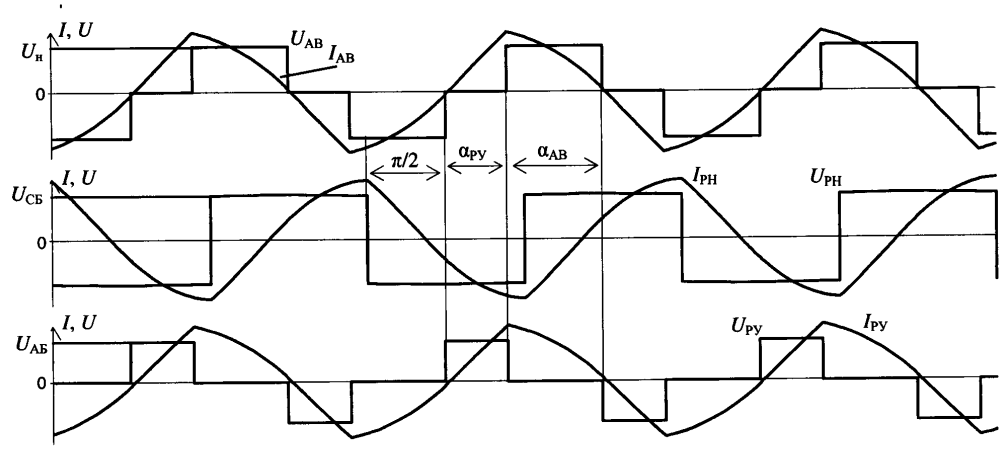
Фиг. 3. Параметры преобразователя в режиме РН при $I_{СБ_2}$ ($I_{СБ_2} < I_{СБ_1}$)

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

3



Фиг. 4. Параметры преобразователя в режиме РН+ЗУ

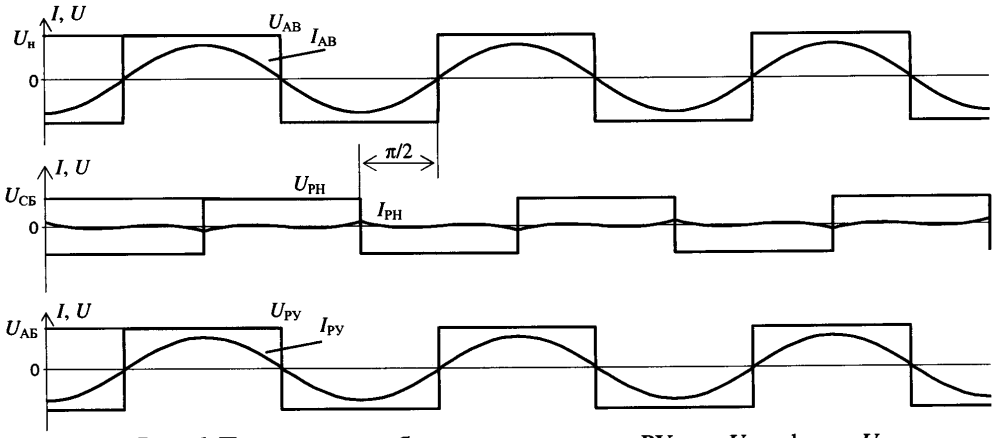


Фиг. 5. Параметры преобразователя в режиме РН+РУ

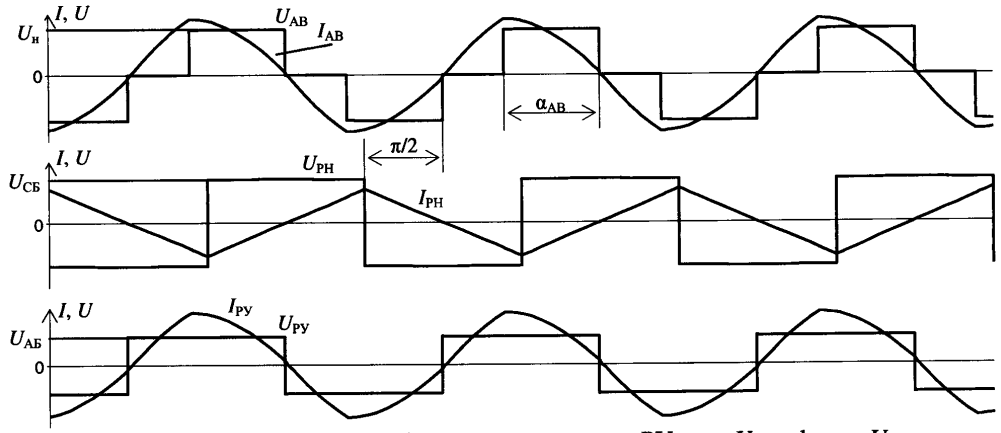
Авторы: Осипов А.В.,
Шиняков Ю.А.,
Чёрная М.М.

4

Высоковольтная система электропитания космического аппарата
с индуктивно-емкостным преобразователем



Фиг. 6. Параметры преобразователя в режиме РУ при $U_{АБ} = k_{тр_АБ} \cdot U_н$



Фиг. 7. Параметры преобразователя в режиме РУ при $U_{АБ} < k_{тр_АБ} \cdot U_н$

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