



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013131324/11, 08.07.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
08.07.2013

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 08.07.2013

(43) Дата публикации заявки: 20.01.2015 Бюл. № 2

(45) Опубликовано: 10.08.2015 Бюл. № 22

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2447002 C1, 10.04.2012. RU 2245825 C1, 10.02.2005. RU 2015622 C1, 30.06.1994; . RU 2344431 C2, 20.01.2009. RU 77447 U1, 20.10.2008. WO 1990010242 A2, 07.09.1990; . WO 2011001268 A1, 06.01.2011; . EP 784800 A1, 23.07.1997. US 3535683 A, 20.10.1970

Адрес для переписки:

662972, Красноярский край, г. Железногорск,
ул. Ленина, 52, АО "ИСС", Морозову Е.А.

(72) Автор(ы):

Коротких Виктор Владимирович (RU),
Лесковский Андрей Гаврилович (RU),
Нестеришин Михаил Владленович (RU),
Опенько Сергей Иванович (RU),
Прокофьев Евгений Николаевич (RU),
Тютюнин Тимофей Викторович (RU),
Баркова Светлана Николаевна (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "Информационные
спутниковые системы" имени академика
М.Ф. Решетнёва" (RU)

(54) СПОСОБ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРОВЕРОК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к наземным испытаниям, в т.ч. при изготовлении космических аппаратов (КА). КА содержит систему электропитания с бортовыми источниками: солнечными (СБ) и аккумуляторными (АБ) батареями, а также стабилизированным преобразователем напряжения (СПН) с зарядными и разрядными преобразователями. СПН служит для согласования работы СБ и АБ и питания стабильным напряжением модулей служебных систем и полезной нагрузки. Способ предусматривает включение и выключение КА (в т.ч. наземных имитаторов АБ и СБ), автоматизированную выдачу команд управления, допусковый контроль дискретных и аналоговых параметров от системы телеизмерения, параметров бортовой вычислительной системы

и др. В процессе проверок КА дополнительно контролируют аналоговые параметры наземных имитаторов АБ и СБ и в совокупности с дискретными и аналоговыми параметрами от системы телеизмерения формируют вторичные параметры для последующего их допускового контроля. В качестве последних используют рассчитанные по определенным формулам величины собственного потребления СПН, зарядных и разрядных преобразователей, а также - падения напряжения в цепях наземных имитаторов АБ и СБ. Вторичные параметры служат для дополнительной оценки работоспособности КА. Техническим результатом изобретения является повышение надежности электрических проверок КА. 9 з.п. ф-лы, 2 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 559 661** (13) **C2**

(51) Int. Cl.

B64G 5/00 (2006.01)

B64G 7/00 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2013131324/11, 08.07.2013

(24) Effective date for property rights:
08.07.2013

Priority:

(22) Date of filing: 08.07.2013

(43) Application published: 20.01.2015 Bull. № 2

(45) Date of publication: 10.08.2015 Bull. № 22

Mail address:

662972, Krasnojarskij kraj, g. Zheleznogorsk, ul.
Lenina, 52, AO "ISS", Morozovu E.A.

(72) Inventor(s):

Korotkikh Viktor Vladimirovich (RU),
Leskovskij Andrej Gavriilovich (RU),
Nesterishin Mikhail Vladlenovich (RU),
Open'ko Sergej Ivanovich (RU),
Prokof'ev Evgenij Nikolaevich (RU),
Tjutjunin Timofej Viktorovich (RU),
Barkova Svetlana Nikolaevna (RU)

(73) Proprietor(s):

Aksionernoe obshchestvo "Informatsionnye
sputnikovye sistemy" imeni akademika M.F.
Reshetneva" (RU)

(54) **METHOD OF ELECTRIC INSPECTIONS OF SPACECRAFT**

(57) Abstract:

FIELD: testing equipment.

SUBSTANCE: invention relates to ground tests, also in manufacturing of spacecrafts (SC). SC comprises a power supply system with on-board sources: solar (SB) and accumulator (AB) batteries, and also a stabilised voltage converter (SVC) with charging and discharging converters. SVC serves to match operation of SB and AB and supply with stabilised voltage to modules of service systems and payload. The method provides for connection and disconnection of the SC (including ground simulators of AB and SB), automated generation of control commands, pre-start control of discrete and analogue parameters from a telemetering system, parameters of an on-board computing system,

etc. In process of SC inspections they additionally monitor analogue parameters of ground simulators of AB and SB and in combination with discrete and analogue parameters from the telemetering system they form secondary parameters for their subsequent pre-start control. As the latter they use values of auxiliary supply of SVC, charging and discharging converters, as well as voltage drop in circuits of ground simulators of AB and SB calculated according to certain formulas. Secondary parameters serve for additional assessment of SC operability.

EFFECT: increased reliability of SC electric inspections.

10 cl, 2 dwg

RU 2 559 661 C 2

RU 2 559 661 C 2

Заявляемое изобретение относится к электротехнической промышленности и может быть использовано при изготовлении космических аппаратов (КА).

При изготовлении КА большое внимание уделяется обеспечению высокой степени надежности электрических проверок.

5 Эта задача может быть решена только при условии обеспечения широких функциональных возможностей и применения многоуровневого контроля технологического процесса электрических проверок КА.

Известен способ электрических проверок КА (патент RU №2245825), реализованный «Автоматизированной испытательной системой для отработки, электрических проверок
10 и подготовки к пуску космических аппаратов».

Известный способ заключается в автоматизированной выдаче технологических команд и радиокоманд, допусковом контроле дискретных и аналоговых параметров по данным бортовой системы телеизмерения и контроле поставленных на слежение параметров бортовой вычислительной системы, контроле сопротивления изоляции
15 бортовых шин относительно корпуса, формирования директив оператора в ручном режиме, формировании протокола испытаний, отображения текущего состояния процесса испытаний.

Недостатком известного способа электрических проверок КА является отсутствие защиты от возникновения нештатных ситуаций, связанных с неполным выключением
20 КА при перерывах в работе с ним, в случае возникновения каких-либо неисправностей в бортовой или наземной аппаратуре на различных этапах электрических проверок КА.

Наиболее близким техническим решением является способ электрических проверок КА, патент №2447002 RU, который выбран в качестве прототипа.

25 Известный способ заключается в проведении включения и выключения КА, включая подключение или отключение бортовых источников электропитания или их наземных имитаторов, автоматизированной выдачи команд управления, допускового контроля дискретных и аналоговых параметров по данным бортовой системы телеизмерения и контроля поставленных на слежение параметров бортовой вычислительной системы,
30 контроля сопротивления изоляции бортовых шин относительно корпуса, формирования директив автоматической программы и директив оператора в ручном режиме, формирования протокола испытаний, отображения текущего состояния процесса испытаний, отличающийся тем, что в процессе проведения включения КА, перед подключением бортовых источников электропитания или их наземных имитаторов,
35 дополнительно контролируют электрическое сопротивление между шинами питания КА на предмет соответствия его наперед заданному значению, а при его несоответствии наперед заданному значению включение КА запрещают.

Недостатком известного способа электрических проверок КА является отсутствие контроля собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения
40 с зарядными и разрядными преобразователями системы электропитания КА, а также состояния силовых цепей от имитаторов бортовых источников электропитания (имитаторов солнечных и аккумуляторных батарей) в процессе проведения электрических проверок КА. Это снижает надежность электрических проверок КА. Так в случае появления неисправностей стабилизированного преобразователя
45 напряжения, связанных с его повышенным потреблением, или повреждением, или некачественной стыковки соединителей в цепях бортовых источников электропитания, бортовая телеметрия может «не заметить» этого факта, так как оценивает значения аналоговых параметров в достаточно широком диапазоне их штатного

функционирования, при этом они могут существенно не измениться, и, соответственно, дефект может быть пропущен.

Задачей заявляемого изобретения является повышение надежности электрических проверок КА.

5 Поставленная задача решается тем, что при проведении электрических проверок КА, содержащего систему электропитания с бортовыми источниками электропитания (солнечными и аккумуляторными батареями) и стабилизированным преобразователем напряжения с зарядными и разрядными преобразователями, для согласования работы солнечных и аккумуляторных батарей и обеспечения питанием стабильным напряжением заданного номинала модулей служебных систем и полезной нагрузки, заключающийся в проведении включения и выключения КА, включая подключение и отключение наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей), автоматизированной выдачи команд управления, допускового контроля дискретных и аналоговых параметров по данным бортовой системы телеизмерения и контроля поставленных на слежение параметров бортовой вычислительной системы, контроля сопротивления изоляции бортовых шин относительно корпуса, формирования директив автоматической программы и директив оператора в ручном режиме, формирования протокола испытаний, отображения текущего состояния процесса испытаний, в процессе проведения электрических проверок космического аппарата дополнительно контролируют аналоговые параметры наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей) и в совокупности с дискретными и аналоговыми параметрами по данным бортовой системы телеизмерения формируют вторичные параметры для последующего их допускового контроля для дополнительной оценки работоспособности космического аппарата, причем в качестве вторичных параметров используют расчеты собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения, а также собственного потребления зарядных и разрядных преобразователей. При этом для формирования вторичных параметров используют аналоговые параметры по данным бортовой системы телеизмерения:

30 U_{bc} - общее напряжение солнечной батареи, В;
 I_{bc} - общий ток солнечной батареи, А;
 U_{n1} - напряжение на первой нагрузке, В;
 I_{n1} - ток первой нагрузки, А;
 $U_{n2(1 \div n-1)}$ - напряжение на последующих нагрузках, В;
 $I_{n2(1 \div n-1)}$ - токи в последующих нагрузках, А;
 $U_{аб(1, 2)}$ - напряжение аккумуляторной батареи 4/1 и 4/2 соответственно, В;
 $I_{аб(1, 2)}$ - ток аккумуляторной батареи 4/1 и 4/2 соответственно, А, и аналоговые параметры наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей):
 $U_{ибс(1 \div m)}$ - выходное напряжение секции имитатора солнечной батареи, В;
 $I_{ибс(1 \div m)}$ - выходной ток секции имитатора солнечной батареи, А;
 $U_{иаб(1, 2)}$ - выходное напряжение имитатора аккумуляторной батареи, В;
 $I_{иаб(1, 2)з}$ - входной ток имитатора аккумуляторной батареи в режиме заряда, А;
 $I_{иаб(1, 2)р}$ - выходной ток имитатора аккумуляторной батареи в режиме разряда, А.
 45 Кроме того, в качестве вторичного параметра используют расчет собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от солнечных батарей по формуле:

$$\Delta P_{ибс} = \sum U_{ибс(1 \div m)} \cdot I_{ибс(1 \div m)} - U_{n1} \cdot I_{n1} - \sum U_{n2(1 \div n-1)} \cdot I_{n2(1 \div n-1)} - \sum U_{иаб(1, 2)} \cdot I_{иаб(1, 2)з},$$

а также расчет собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от аккумуляторных батарей по формуле:

$\Delta P_{\text{иаб}} = \sum U_{\text{иаб}}(1, 2) \cdot I_{\text{иаб}}(1, 2)_{\text{р}} - U_{\text{н1}} \cdot I_{\text{н1}} - \sum U_{\text{н2}}(1 \div n-1) \cdot I_{\text{н2}}(1 \div n-1)$, расчет собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от солнечных и аккумуляторных батарей по формуле:

$\Delta P_{\text{ибс-иаб}} = \sum U_{\text{ибс}}(1 \div m) \cdot I_{\text{ибс}}(1 \div m) + \sum U_{\text{иаб}}(1, 2) \cdot I_{\text{иаб}}(1, 2)_{\text{р}} - U_{\text{н1}} \cdot I_{\text{н1}} - \sum U_{\text{н2}}(1 \div n-1) \cdot I_{\text{н2}}(1 \div n-1)$, расчет собственного потребления зарядных преобразователей по формуле:

$\Delta P_{\text{зп1, 2}} = U_{\text{бс}} \cdot \sum I_{\text{иаб}}(1, 2)_3 - \sum U_{\text{иаб}}(1, 2) \cdot I_{\text{иаб}}(1, 2)_3$, расчет собственного потребления зарядных преобразователей по формуле:

$\Delta P_{\text{рп1, 2}} = \sum U_{\text{иаб}}(1, 2) \cdot I_{\text{иаб}}(1, 2)_{\text{р}} - U_{\text{бс}} \cdot \sum I_{\text{иаб}}(1, 2)_{\text{р}}$, расчет падения напряжения по цепям от имитаторов солнечных батарей по формуле:

$\Delta U_{\text{бсi}} = U_{\text{бс}} - U_{\text{бсi}}$, расчет падения напряжения по цепям от имитаторов аккумуляторных батарей по формуле:

$\Delta U_{\text{аб}}(1, 2)_{\text{р}} = U_{\text{аб}}(1, 2) - U_{\text{иаб}}(1, 2)$ - в режиме разряда

и

$\Delta U_{\text{аб}}(1, 2)_3 = U_{\text{иаб}}(1, 2) - U_{\text{аб}}(1, 2)$ - в режиме заряда.

Действительно, при проведении электрических проверок КА проводится допусковой контроль дискретных и аналоговых параметров по данным бортовой системы телеизмерения и контроля поставленных на слежение параметров бортовой вычислительной системы, контроль сопротивления изоляции бортовых шин относительно корпуса, формирование директив автоматической программы и директив оператора в ручном режиме, формирование протокола испытаний, отображение текущего состояния процесса испытаний. В то же время проводится управление и контроль работы наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей). Это позволяет организовать оценку работоспособности КА, используя весь объем информации (бортовой и наземной), создав вторичные параметры для расширенной оценки каких-либо характеристик КА в изменяющихся в достаточно узком контрольном диапазоне.

На фиг.1 приведена блок-схема наземной системы управления и контроля КА в процессе проведения его электрических проверок.

Космический аппарат (КА) 1 содержит, в частности, систему электропитания с бортовыми источниками электропитания (солнечными и аккумуляторными батареями) и стабилизированным преобразователем напряжения с зарядными и разрядными преобразователями для согласования работы солнечных и аккумуляторных батарей и обеспечения питанием стабильным напряжением заданного номинала модулей служебных систем и полезной нагрузки, бортовую систему телеизмерения, бортовую ЭВМ (на схеме не показано).

В процессе электрических проверок КА вместо солнечных и аккумуляторных батарей подключают имитаторы солнечных батарей (ИБС) 2 со встроенными ЭВМ 2-1 и имитаторы аккумуляторных батарей (ИАБ) 3 со встроенными ЭВМ 3-1.

Система управления и контроля электрических проверок КА содержит:

4 - автоматизированный испытательный комплекс (АИК);

5 - ЭВМ АИК (блок управления и отображения информации с АИК).

Встроенные в ИБС и ИАБ ЭВМ 2-1 и 3-1 связаны по межмашинному обмену (по Ethernet) с ЭВМ АИК 5.

АИК 4 совместно с ЭВМ АИК 5 осуществляет автоматизированную выдачу команд управления, допусковой контроль дискретных и аналоговых параметров КА 1 по данным бортовой системы телеизмерения и контроля поставленных на слежение

параметров бортовой вычислительной системы, контроль сопротивления изоляции бортовых шин относительно корпуса, формирование директив автоматической программы и директив оператора в ручном режиме, формирование протокола испытаний, отображения текущего состояния процесса испытаний.

5 Связь ЭВМ АИК 5 с ЭВМ ИБС 2-1 и ЭВМ ИАБ 3-1 позволяет управлять текущими режимами работы ИБС 2 и ИАБ 3 и получать оперативную информацию об их текущих выходных параметрах (напряжение, ток).

Рассмотрим формирование вторичных параметров на примере конкретной структуры автономной системы электропитания КА.

10 На фиг. 2 приведена функциональная схема автономной системы электропитания с «n» номиналами выходного напряжения, «m» секциями солнечных батарей и двумя аккумуляторными батареями.

Устройство содержит солнечную батарею (первичный источник ограниченной мощности) 1, состоящую из секций $1_1, 1_2, \dots, 1_m$, подключенную к нагрузке 2 через диоды RD_1, RD_2, \dots, RD_m в цепи каждой секции соответственно и выходной фильтр 3. В общей силовой цепи солнечной батареи установлен измерительный токовый шунт I_{bc} для измерения текущего суммарного тока солнечной батареи. В цепи нагрузки 2 установлен измерительный токовый шунт I_{n1} .

20 Аккумуляторные батареи 4/1 и 4/2 подключены через зарядные преобразователи 5/1 и 5/2 и через разрядные преобразователи 6/1 и 6/2 к входу выходного фильтра 3, при этом входы разрядных преобразователей подключены к выходу выходного фильтра 3. Параллельный стабилизированный преобразователь 7 входом подключен к выходу выходного фильтра 3, а силовым транзисторным ключом, разделенного также на «m»
 25 единичных силовых транзисторных ключей, подключен к каждой соответствующей секции первичного источника ограниченной мощности. Кроме того, к клеммам «+» и «-» нагрузки 2 подключено (n-1) серийных преобразователей $8_1, 8_2, \dots, 8_{n-1}$, к выходу которых подключены нагрузки $2_1, 2_2, \dots, 2_{n-1}$, где n - число номиналов напряжения в автономной системе электропитания. В цепи каждой нагрузки $2_1, 2_2, \dots, 2_{n-1}$ установлены
 30 измерительные токовые шунты $I_{n2} (1 \div [n-1])$.

Зарядный преобразователь состоит из регулирующего ключа 9, управляемого схемой управления 10, вольтодобавочного узла, выполненного на трансформаторе Тр, транзисторах Т1 и Т2 и выпрямителя на диодах D1 и D2. В силовой цепи заряда
 35 установлен измерительный токовый шунт I_{ab} для измерения тока заряда, а также тока разряда.

Разрядный преобразователь 6 состоит из регулирующего ключа 11, управляемого схемой управления 12.

40 Параллельный стабилизированный преобразователь 7 состоит из «m» единичных силовых транзисторных ключей K_1, K_2, \dots, K_m , управляемых общей схемой управления 13.

Серийные преобразователи $8_1, 8_2, \dots, 8_{n-1}$ состоят из регулирующих ключей 14, управляемых схемами управления 15 и выходных фильтров 16.

45 Схемы управления преобразователями 10, 12, 13, 15 выполнены в виде широтно-импульсных модуляторов, входом подключенных к шинам стабилизируемого напряжения.

В бортовую телеметрию (бортовую систему телеизмерения) выводятся, в частности, следующие аналоговые параметры системы электропитания:

Убс - общее напряжение солнечной батареи, В;

I_{bc} - общий ток солнечной батареи, А;

U_{n1} - напряжение на первой нагрузке, В;

I_{n1} - ток первой нагрузки, А;

$U_{n2(1 \div n-1)}$ - напряжение на последующих нагрузках, В;

5 $I_{n2(1 \div n-1)}$ - токи в последующих нагрузках, А;

$U_{аб(1, 2)}$ - напряжение аккумуляторной батареи 4/1 и 4/2 соответственно, В;

$I_{аб(1, 2)}$ - ток аккумуляторной батареи 4/1 и 4/2 соответственно, А.

Точки для измерения напряжений для бортовой телеметрии показаны стрелками на фиг.2.

10 В процессе проведения электрических проверок КА вместо секций солнечных батарей подключают секции имитаторов солнечных батарей (ИБС), а вместо аккумуляторных батарей соответственно - имитаторы аккумуляторных батарей (ИАБ).

Из ИБС и ИАБ выводятся, в частности, следующие аналоговые параметры:

$U_{ибс(1 \div m)}$ - выходное напряжение секции имитатора солнечной батареи, В;

15 $I_{ибс(1 \div m)}$ - выходной ток секции имитатора солнечной батареи, А;

$U_{иаб(1, 2)}$ - выходное напряжение имитатора аккумуляторной батареи, В;

$I_{иаб(1, 2)з}$ - входной ток имитатора аккумуляторной батареи в режиме заряда, А;

$I_{иаб(1, 2)р}$ - выходной ток имитатора аккумуляторной батареи в режиме разряда, А.

Вторичные параметры формируются следующим образом.

20 В качестве вторичных параметров используют расчеты собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения, собственного потребления зарядных и разрядных преобразователей, а так же падения напряжения по цепям наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей).

25 1. Собственное потребление стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от солнечных батарей:

$$\Delta P_{ибс} = \sum U_{ибс(1 \div m)} \cdot I_{ибс(1 \div m)} - U_{n1} \cdot I_{n1} - \sum U_{n2(1 \div n-1)} \cdot I_{n2(1 \div n-1)} - \sum U_{иаб(1, 2)} \cdot I_{иаб(1, 2)з}$$

2. Собственное потребление стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от аккумуляторных батарей:

30
$$\Delta P_{иаб} = \sum U_{иаб(1, 2)} \cdot I_{иаб(1, 2)р} - U_{n1} \cdot I_{n1} - \sum U_{n2(1 \div n-1)} \cdot I_{n2(1 \div n-1)}$$

3. Собственное потребление стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от солнечных и аккумуляторных батарей:

35
$$\Delta P_{ибс-иаб} = \sum U_{ибс(1 \div m)} \cdot I_{ибс(1 \div m)} + \sum U_{иаб(1, 2)} \cdot I_{иаб(1, 2)р} - U_{n1} \cdot I_{n1} - \sum U_{n2(1 \div n-1)} \cdot I_{n2(1 \div n-1)}$$

4. Собственное потребление зарядных преобразователей:

$$\Delta P_{зп1, 2} = U_{бс} \cdot \sum I_{иаб(1, 2)з} - \sum U_{иаб(1, 2)} \cdot I_{иаб(1, 2)з}$$

5. Собственное потребление разрядных преобразователей:

$$\Delta P_{рп1, 2} = \sum U_{иаб(1, 2)} \cdot I_{иаб(1, 2)р} - U_{бс} \cdot \sum I_{иаб(1, 2)р}$$

40 5. Падение напряжения по цепям от имитаторов солнечных батарей:

$$\Delta U_{бсi} = U_{бс} - U_{ибсi}$$

6. Падение напряжения по цепям от имитаторов аккумуляторных батарей:

$$\Delta U_{аб(1, 2)р} = U_{аб(1, 2)} - U_{иаб(1, 2)р} \text{ - в режиме разряда}$$

и

45
$$\Delta U_{аб(1, 2)з} = U_{иаб(1, 2)} - U_{аб(1, 2)} \text{ - в режиме заряда}$$

Следует отметить, что полученные расчетные значения собственного потребления содержат в себе некоторую погрешность, обусловленную падением напряжения в наземных кабелях от имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и

аккумуляторных батарей). Однако их величина незначительна, так как наземные кабели выполняются (как правило) с максимальным сечением, и, кроме того, в данном случае важна качественная оценка величины приведенных вторичных параметров.

В зависимости из особенностей конкретной системы электропитания КА и задач электрических проверок могут быть созданы другие вторичные параметры в рамках приведенных первичных аналоговых параметров по данным бортовой системы телеизмерения и аналоговых параметров наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей).

Таким образом, предлагаемый способ электрических проверок КА повышает надежность электрических проверок КА.

Формула изобретения

1. Способ электрических проверок космического аппарата, содержащего систему электропитания с бортовыми источниками электропитания (солнечными и аккумуляторными батареями) и стабилизированным преобразователем напряжения с зарядными и разрядными преобразователями для согласования работы солнечных и аккумуляторных батарей и обеспечения питанием стабильным напряжением заданного номинала модулей служебных систем и полезной нагрузки, заключающийся в проведении включения и выключения космического аппарата, в том числе подключения и отключения наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей), автоматизированной выдаче команд управления, допускового контроля дискретных и аналоговых параметров по данным бортовой системы телеизмерения и контроля поставленных на слежение параметров бортовой вычислительной системы, контроле сопротивления изоляции бортовых шин относительно корпуса, формировании директив автоматической программы и директив оператора в ручном режиме, формировании протокола испытаний, отображении текущего состояния процесса испытаний, отличающийся тем, что в процессе проведения электрических проверок космического аппарата дополнительно контролируют аналоговые параметры наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей) и в совокупности с дискретными и аналоговыми параметрами по данным бортовой системы телеизмерения формируют вторичные параметры для последующего их допускового контроля для дополнительной оценки работоспособности космического аппарата.

2. Способ электрических проверок космического аппарата по п.1, отличающийся тем, что в качестве вторичных параметров используют расчеты собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения, собственного потребления зарядных и разрядных преобразователей, а также падения напряжения по цепям наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей).

3. Способ электрических проверок космического аппарата по п.1 или 2, отличающийся тем, что для формирования вторичных параметров используют первичные аналоговые параметры по данным бортовой системы телеизмерения:

U_{bc} - общее напряжение солнечной батареи, В;

I_{bc} - общий ток солнечной батареи, А;

U_{n1} - напряжение на первой нагрузке, В;

I_{n1} - ток первой нагрузки, А;

$U_{n2(1 \div n-1)}$ - напряжение на последующих нагрузках, В;

$I_{n2(1 \div n-1)}$ - токи в последующих нагрузках, А;

$U_{аб}(1, 2)$ - напряжение аккумуляторных батарей (4/1), (4/2) соответственно, В;
 $I_{аб}(1, 2)$ - ток аккумуляторных батарей (4/1), (4/2) соответственно, А,
 и первичные аналоговые параметры наземных имитаторов бортовых источников электропитания (солнечных и аккумуляторных батарей):

5 $U_{ибс}(1 \div m)$ - выходное напряжение секции имитатора солнечной батареи, В;
 $I_{ибс}(1 \div m)$ - выходной ток секции имитатора солнечной батареи,
 А;

$U_{иаб}(1, 2)$ - выходное напряжение имитатора аккумуляторной батареи, В;
 $I_{иаб}(1, 2)_3$ - входной ток имитатора аккумуляторной батареи в режиме заряда, А;
 10 $I_{иаб}(1, 2)_p$ - выходной ток имитатора аккумуляторной батареи в режиме разряда,
 А.

4. Способ электрических проверок космического аппарата по п.3, отличающийся тем, что в качестве вторичного параметра используют расчет собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от солнечных батарей по формуле:

$$\Delta P_{ибс} = \sum U_{ибс}(1 \div m) \cdot I_{ибс}(1 \div m) - U_{н1} \cdot I_{н1} - \sum U_{н2}(1 \div n-1) \cdot I_{н2}(1 \div n-1) - \sum U_{иаб}(1, 2) \cdot I_{иаб}(1, 2)_3.$$

5. Способ электрических проверок космического аппарата по п.3, отличающийся тем, что в качестве вторичного параметра используют расчет собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от аккумуляторных батарей по формуле:

$$\Delta P_{иаб} = \sum U_{иаб}(1, 2) \cdot I_{иаб}(1, 2)_p - U_{н1} \cdot I_{н1} - \sum U_{н2}(1 \div n-1) \cdot I_{н2}(1 \div n-1).$$

6. Способ электрических проверок космического аппарата по п.3, отличающийся тем, что в качестве вторичного параметра используют расчет собственного потребления стабилизированного преобразователя напряжения при питании нагрузки от солнечных и аккумуляторных батарей по формуле:

$$\Delta P_{ибс-иаб} = \sum U_{ибс}(1 \div m) \cdot I_{ибс}(1 \div m) + \sum U_{иаб}(1, 2) \cdot I_{иаб}(1, 2)_p - U_{н1} \cdot I_{н1} - \sum U_{н2}(1 \div n-1) \cdot I_{н2}(1 \div n-1).$$

7. Способ электрических проверок космического аппарата по п.3, отличающийся тем, что в качестве вторичного параметра используют расчет собственного потребления зарядных преобразователей по формуле:

$$\Delta P_{зп1,2} = U_{бс} \cdot \sum I_{иаб}(1, 2)_3 - \sum U_{иаб}(1, 2) \cdot I_{иаб}(1, 2)_3.$$

8. Способ электрических проверок космического аппарата по п.3, отличающийся тем, что в качестве вторичного параметра используют расчет собственного потребления разрядных преобразователей по формуле:

$$\Delta P_{рп1,2} = \sum U_{иаб}(1, 2) \cdot I_{иаб}(1, 2)_p - U_{бс} \cdot \sum I_{иаб}(1, 2)_p.$$

9. Способ электрических проверок космического аппарата по п.3, отличающийся тем, что в качестве вторичного параметра используют расчет падения напряжения по цепям от имитаторов солнечных батарей по формуле:

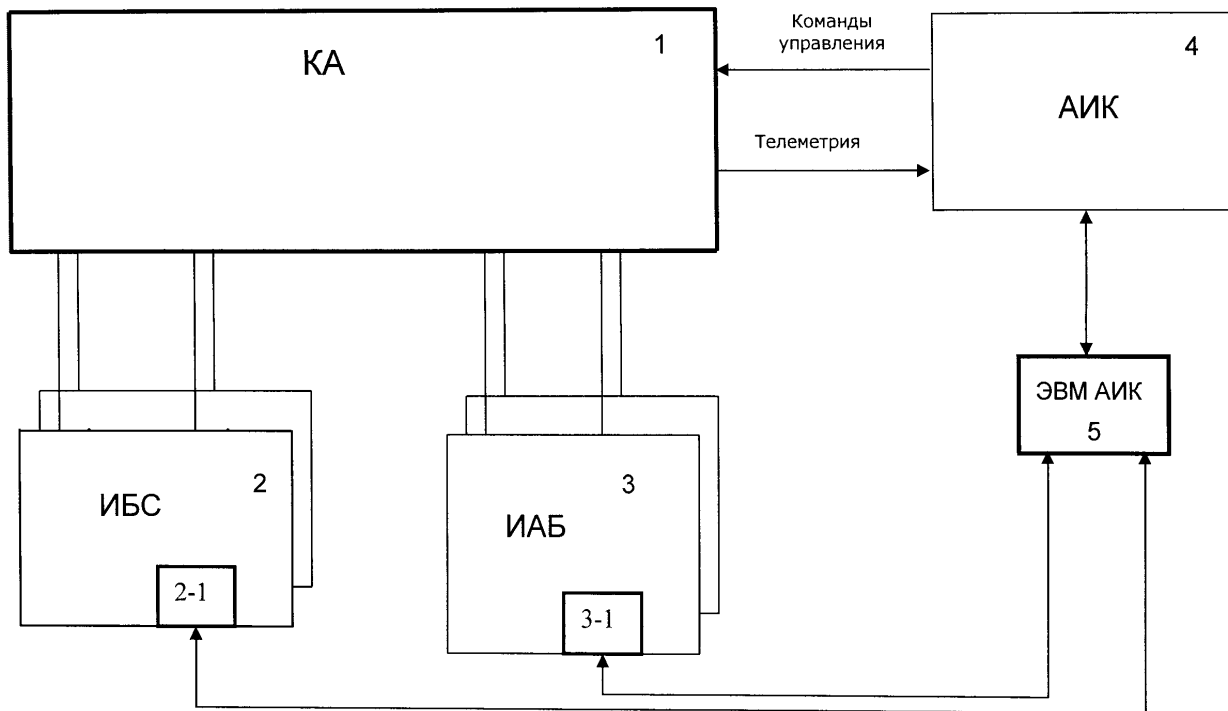
$$\Delta U_{бсi} = U_{бс} - U_{ибсi}.$$

10. Способ электрических проверок космического аппарата по п.3, отличающийся тем, что в качестве вторичного параметра используют расчет падения напряжения по цепям от имитаторов аккумуляторных батарей по формуле:

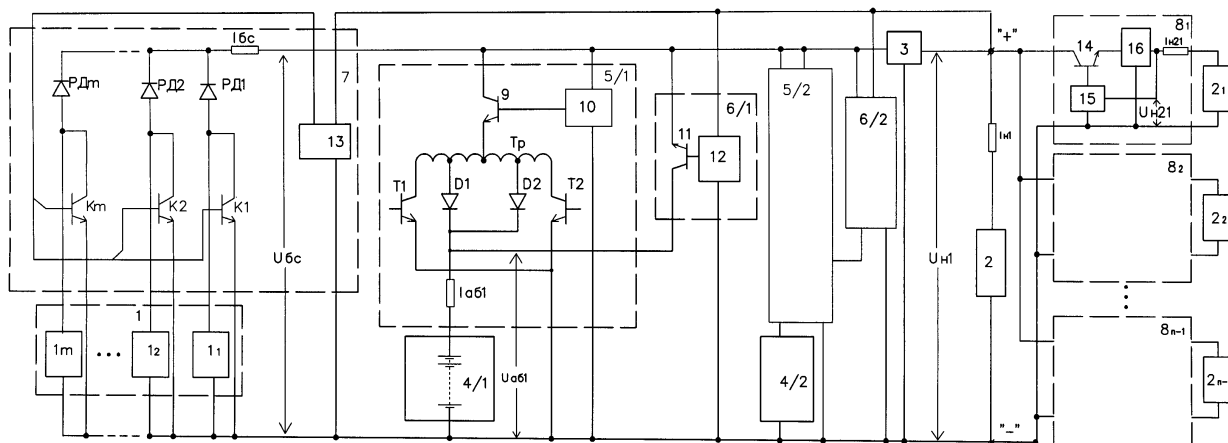
$$\Delta U_{аб}(1,2)_p = U_{аб}(1,2) - U_{иаб}(1, 2) \text{ - в режиме разряда}$$

и

$$\Delta U_{аб}(1,2)_3 = U_{иаб}(1, 2) - U_{аб}(1,2) \text{ - в режиме заряда.}$$



Фиг. 1



Фиг. 2