



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64G 1/506 (2019.08); H05K 7/2039 (2019.08); F28D 15/0266 (2019.08); H05K 7/208 (2019.08)

(21)(22) Заявка: 2019110921, 11.04.2019

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
11.04.2019Дата регистрации:
13.03.2020

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 11.04.2019

(45) Опубликовано: 13.03.2020 Бюл. № 8

Адрес для переписки:

141070, Московская обл, г. Королев, ул.
Ленина, 4а, ПАО "РКК "Энергия", отдел
защиты интеллектуальной собственности

(72) Автор(ы):

Корнилов Владимир Александрович (RU),
Тугаенко Вячеслав Юрьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Публичное акционерное общество
"Ракетно-космическая корпорация "Энергия"
имени С.П. Королева" (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: Васильев Е.Н. и др. Тепловой
аккумулятор для системы
терморегулирования мощных блоков
радиоэлектронной аппаратуры
кратковременного действия, Вестник
Сибирского государственного
аэрокосмического университета им. академика
М.Ф. Решетнева, том 17, N4, 2016. William G.
Anderson et al. Variable Conductance Heat Pipe
Radiator for Lunar Fission Power (см. прод.)

(54) Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта

(57) Реферат:

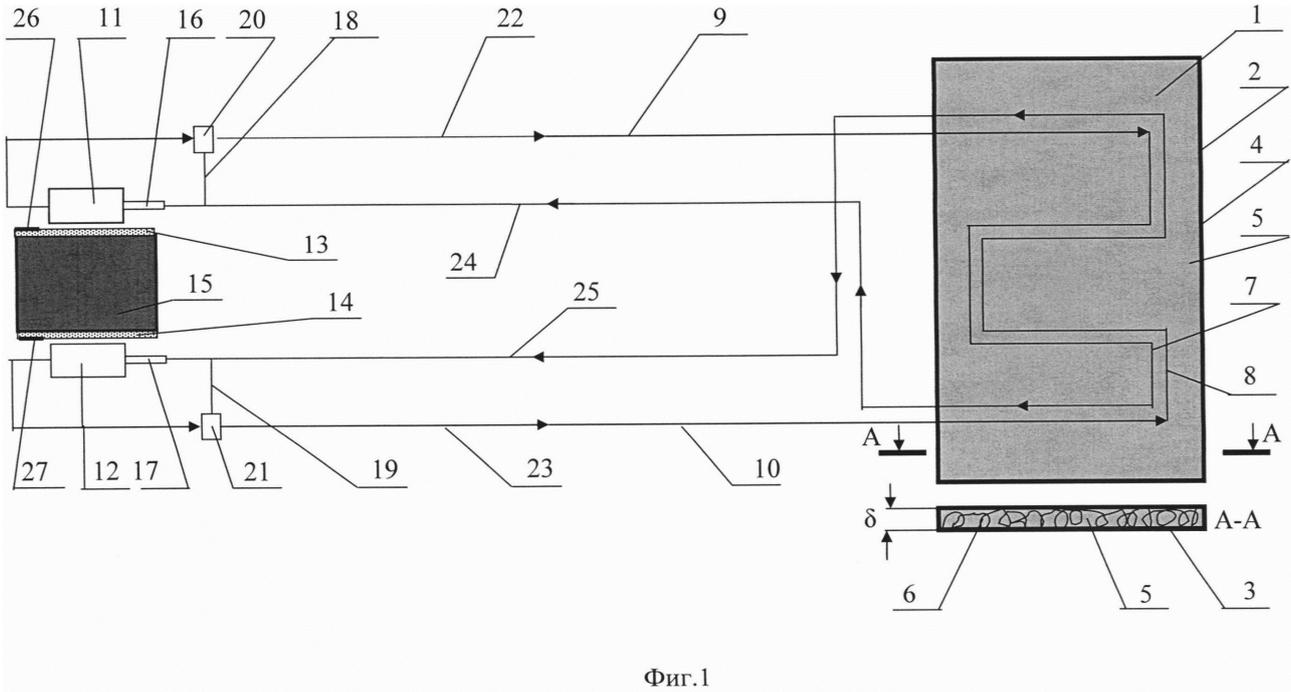
Изобретение относится к теплоаккумулирующим устройствам, использующим скрытую теплоту фазовых переходов рабочего вещества для обеспечения требуемого теплового режима источников энергии при их циклической работе. Техническим результатом изобретения является обеспечение компактной конструкции, повышение надежности работы и расширение функциональных возможностей системы терморегулирования. Предложен радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта (КО), который работает в периодическом режиме, и включающий теплоотводящее основание, теплоаккумулятор с корпусом и внутренним объемом V с теплоаккумулирующим веществом и каналами охлаждения. Корпус теплоаккумулятора выполнен в виде радиационной панели толщиной

δ , намного меньшей характерного размера его поверхности теплоизлучения площадью F , а теплоаккумулирующее вещество равномерно распределено в непрерывной матричной фазе с объемной долей ϵ_{mf} , контактирующей с внутренней поверхностью корпуса и теплоаккумулирующим веществом плотностью ρ и массой M , с температурой плавления $T_{пл}$, а также равномерно распределенной по объему V зоной конденсации теплоносителя с объемной долей $\epsilon_{ртт}$ регулируемой тепловой трубы и температурой плавления теплоносителя $T_{пл}^{тепл}$, где на теплоотводящем основании КО размещены электронагреватели и зона испарения регулируемой тепловой трубы, поддерживающие температуру КО $T_{ко}$ в диапазоне $T_{ко}^{min} \dots T_{ко}^{max}$. КО периодически работает в активном режиме

длительностью τ_r с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{ко}$ и в режиме ожидания длительностью τ_0 , причем необходимую массу теплоаккумулирующего вещества оценивают из:

$$M = W_{ко} \cdot \tau_r / (c \cdot \Delta T \cdot \kappa_1 + g \cdot \kappa_2), \quad \text{где} \quad \kappa_1 = 1 + \epsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot (T_x^4 + 2 \cdot T_x^3 \cdot \Delta T + 2 \cdot T_x^2 \cdot \Delta T^2 + T_x \cdot \Delta T^3 + 0,2 \cdot \Delta T^4) / W_{ко}, \quad \kappa_2 = 1 + \epsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot T_{пл}^4 / W_{ко};$$

где σ - постоянная Стефана-Больцмана; c - удельная теплоемкость теплоаккумулирующего вещества; $\Delta T = T_{пл} - T_x$, при условии $T_x > T_{пл}^{тепл}$, где T_x - температура теплоаккумулирующего вещества в твердом исходном состоянии, при этом внутренний объем теплоаккумулятора V отвечает соотношению: $V = M / [\rho \cdot (1 - \epsilon_{ртг} - \epsilon_{мф})]$, а минимально необходимая поверхность теплоизлучения радиационной панели удовлетворяет соотношению $F_{min} = M \cdot g / (\tau_0 \cdot \epsilon \cdot \sigma \cdot T_{пл}^4)$. 9 з.п. ф-лы, 4 ил.



Фиг.1

(56) (продолжение):

Systems, 11th International Energy Conversion Engineering Conference, July 2013 . US 5036905 A, 1991-08-06. RU 2040446 C1, 1995-07-25. RU 2586783 C1, 2016-06-10. US 5069274 A, 1991-12-03. В.В.Двирный и др. Особенности комплектующих систем терморегулирования космических аппаратов, Космические аппараты и технологии, N1, (27), 2019.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC

B64G 1/506 (2019.08); H05K 7/2039 (2019.08); F28D 15/0266 (2019.08); H05K 7/208 (2019.08)

(21)(22) Application: 2019110921, 11.04.2019

(24) Effective date for property rights:
11.04.2019Registration date:
13.03.2020

Priority:

(22) Date of filing: 11.04.2019

(45) Date of publication: 13.03.2020 Bull. № 8

Mail address:

141070, Moskovskaya obl., g. Korolev, ul. Lenina,
4a, PAO "RKK "Energiya", otdel zashchity
intelektualnoj sobstvennosti

(72) Inventor(s):

Kornilov Vladimir Aleksandrovich (RU),
Tugaenko Vyacheslav Yurevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Publichnoe aktsionernoe obshchestvo
"Raketno-kosmicheskaya korporatsiya
"Energiya" imeni S.P. Koroleva" (RU)

(54) HEAT SINK RADIATOR-HEAT ACCUMULATOR OF SPACE OBJECT PASSIVE SYSTEM

(57) Abstract:

FIELD: heating.

SUBSTANCE: invention relates to heat accumulating devices using latent heat of phase transitions of working substance to provide required heat mode of energy sources during their cyclic operation. Disclosed is a radiator-heat accumulator of a passive thermal control system of a space object (SO), which operates in a periodic mode, and comprising a heat-removing base, a heat accumulator with a housing and an inner volume V with a heat accumulating substance and cooling channels. Housing of heat accumulator is made in form of radiation panel with thickness δ much smaller than characteristic size of its surface of heat radiation area F, and heat accumulating substance is uniformly distributed in continuous matrix phase with volume fraction ε_{mp} , contacting inner surface of housing and heat accumulating substance with density ρ and mass M, with melting point T_m , and evenly distributed over the volume V coolant condensation zone with a volume fraction ε_{chp} controlled heat pipe and the melting point T_m^{warm} coolant, where on the

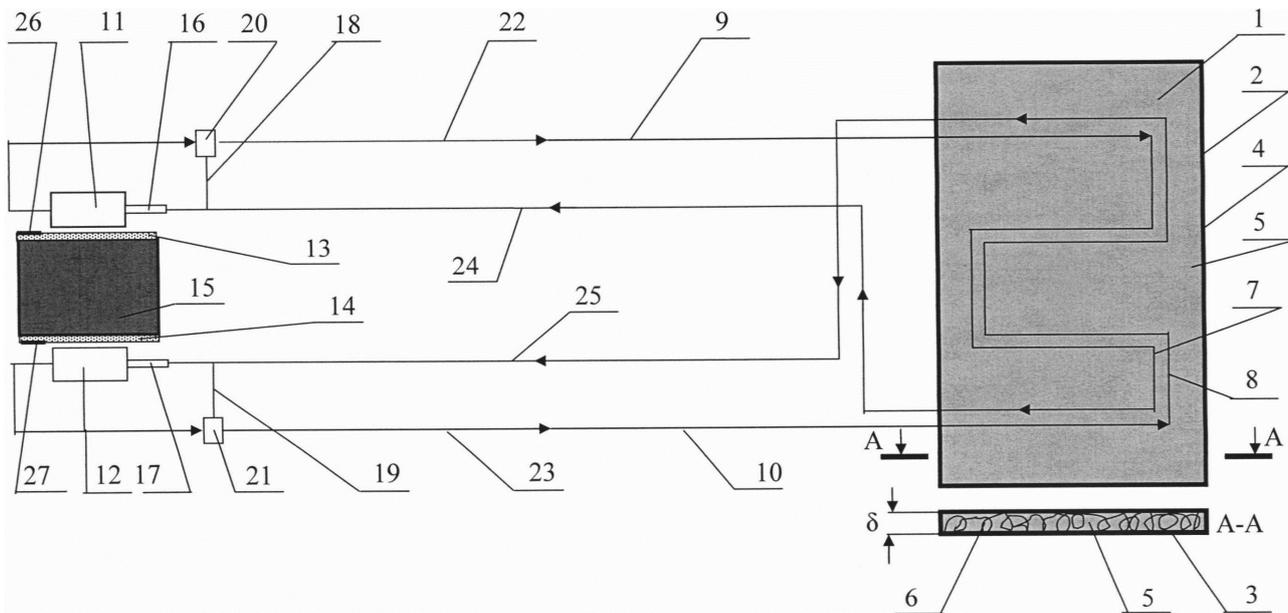
heat-removing base of the SO there are electric heaters and a zone of evaporation of the controlled heat pipe, which maintain the temperature of SO T_{so} in the range of $T_{so}^{min} \dots T_{so}^{max}$. SO periodically operates in active mode with duration of τ_g with constantly allocated thermal power W_{so} and in standby mode with duration of τ_0 , wherein the required mass of heat-accumulating substance is evaluated from: $M = W_{so} \cdot \tau_g / (c \cdot \Delta T \cdot k_1 + r \cdot k_2)$, where $k_1 = 1 + \varepsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot (T_x^4 + 2 \cdot T_x^3 \cdot \Delta T + 2 \cdot T_x^2 \cdot \Delta T^2 + T_x \cdot \Delta T^3 + 0.2 \cdot \Delta T^4) / W_{so}$, $k_2 = 1 + \varepsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot T_{pl}^4 / W_{so}$; r is specific heat of fusion of heat accumulating substance; ε – degree of radiation panel heat radiation surface blackness; σ is Stefan-Boltzmann constant; c is specific heat capacity of heat accumulating substance; $\Delta T = T_m - T_x$, provided that $T_x > T_m^{warm}$, where T_x – temperature heat accumulating substance in the solid initial state, wherein internal volume of heat accumulator V corresponds to relationship: $V = M / [\rho \cdot (1 - \varepsilon_{chp} - \varepsilon_{mp})]$, and the minimal necessary heat radiation

surface of the radiation panel satisfies $F_{\min} = M \cdot r / (\tau_0 \cdot \epsilon \cdot \sigma \cdot T_m^4)$.

design, high reliability and broader functional capabilities of the thermal control system.

10 cl, 4 dwg

EFFECT: technical result is providing a compact



Фиг.1

RU 2716591 C1

RU 2716591 C1

Изобретение относится к теплотехнике и может быть использовано в приборах и устройствах, работающих в открытом космосе, а более конкретно к теплоаккумулирующим устройствам, использующим скрытую теплоту фазовых переходов рабочего вещества для обеспечения требуемого теплового режима источников энергии при их циклической работе.

Рассматривается радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования (СТР) периодически работающего космического объекта (например, лазерного модуля (ЛМ)). Техническое решение основано на применении аккумуляции за счет скрытой теплоты фазового перехода твердого теплоаккумулирующего вещества (ТАВ) в жидкое состояние, что позволяет перераспределить на весь период тепловую энергию, выделяемую космическим объектом (КО) во время его активного существования. Также позволяет снизить пиковую нагрузку на систему терморегулирования КО, и таким образом уменьшить габариты и вес радиатора. Кроме того, температура поверхности излучения радиатора относительно низка (например, для иттербиевых волоконных лазеров разработки ИРЭ ПОЛЮС, приведенных в [<http://промкаталог.рф/PublicDocuments/1304289.pdf>, с. 31], диапазон рабочих температур от 0 до 45°C), что приводит соответственно к большим площадям его излучающей поверхности.

Для термостабилизации элементов космического аппарата (КА) и сброса излишков тепла с помощью радиаторов в космическое пространство применяют тепловые трубы (ТТ). Сегодня ТТ являются одним из основополагающих звеньев системы термостабилизации элементов современных негерметичных КА [Панин Ю.В., Коржов К.Н. Разработка теплопередающего устройства для альтернативного способа терморегулирования системы обеспечения теплового режима космического аппарата//Труды МАИ, 2015. №80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56911>]. Особенно актуальны ТТ переменной проводимости, способные регулировать величину передаваемого ими теплового потока, т.е. изменять в процессе эксплуатации один из своих основных параметров - величину тепловой проводимости в заданном диапазоне температур. К таким ТТ относят контурные тепловые трубы (КТТ) и газорегулируемые ТТ (ГРТТ). КТТ - это герметичные теплопередающие устройства, обладающие сверхнизким термическим сопротивлением и работающие по замкнутому испарительно-конденсационному циклу с использованием "капиллярного механизма" для прокачки теплоносителя. КТТ способны передавать тепловые потоки от нескольких ватт до нескольких киловатт при различной ориентации в гравитационном поле и в невесомости без использования каких-либо дополнительных источников энергии [Институт теплофизики УрО РАН, <http://itp.uran.ru/ktt.htm>]. Метод регулирования, применяемый в ГРТТ, основан на использовании неконденсирующегося газа (НГ), который как бы укорачивает эффективную длину конденсатора при изменении передаваемой мощности, так как интенсивность теплопереноса через слой НГ мала, особенно при отсутствии естественной конвекции в условиях невесомости. Отличительной чертой ГРТТ, вне зависимости от типа капиллярной структуры, является наличие резервуара для НГ. Существует ограничение точности пассивного регулирования этими ТТ, связанное с соотношением объемов резервуар/конденсатор [Панин Ю.В., Коржов К.Н. Разработка теплопередающего устройства для альтернативного способа терморегулирования системы обеспечения теплового режима космического аппарата//Труды МАИ, 2015. №80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56911>].

Известно устройство термостабилизации радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) с теплоаккумулятором [Патент RU 2408919, МПК G05D 23/00 (2006.01), H05K 7/20 (2006.01). Опубликовано 10.01.2009], которое состоит из корпуса с внутренней полостью,

разделенной с помощью мембраны на две зоны, одна из которых заполнена рабочим веществом, способным плавиться, а другая, сообщающаяся с емкостью рабочего цилиндра с поршнем, связанным с механизмом регулятора температуры, заполнена компенсирующим веществом, на верхней поверхности корпуса между РЭА и на нижней - между радиатором излучения с устройством регулирования температуры и механизмом регулятора температуры. На верхнюю и нижнюю поверхности корпуса устанавливают гипертеплопроводящие пластины (ГТП), представляющие из себя пористую структуру в виде микроканалов, заполненных теплоносителем с температурой фазового перехода «жидкость-пар» в заданном диапазоне температур функционирования РЭА.

Известна также космическая система терморегулирования лазерного модуля [Оптимизация рабочих характеристик твердотельного лазера с диодной накачкой для космических применений / Д.А. Архипов, В.И. Венглюк и др. // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики, 2015, том 15, №6, с. 1000-1007] твердотельного лазера с диодной накачкой (ТТЛ ДН), где термостабилизация режимов генерации линеек лазерных диодов (ЛЛД) основана на использовании гипертеплопроводящих пластин (ГТП) и электрических нагревателей (ЭН).

Предлагаемые выше системы терморегулирования не учитывают режим периодически работающего в условиях вакуума космического объекта (например, лазерного модуля большой мощности), где требуется излучающий радиатор, соответствующий пиковой нагрузке.

Известна пассивная система терморегулирования объекта с теплоаккумулятором [Патент RU 2040446, МПК: B64G 1/50 (1995.01), опубликован 25.07.1995], работающая на орбите в открытом космосе, состоящая из радиатора, соединенного с зоной конденсации тепловой трубы (ТТ) с переменной проводимостью (ТТПП), теплоаккумулятора (ТА) и теплопроводов, соединяющих тепловой аккумулятор с ТТПП, снабжена дополнительным теплоаккумулятором, который находится в тепловом контакте с зоной испарения ТТПП.

К недостаткам данного устройства следует отнести усложнение системы с двумя теплоаккумуляторами, где осуществляется тепловая связь объекта с зоной испарения ТТПП через теплопроводы, что может привести к неконтролируемым тепловым потерям при передаче тепла от объекта к радиатору. Кроме того, в предлагаемой системе терморегулирования поверхность излучения радиатора не изотермична, что может привести к снижению эффективности в работе такой конструкции. Кроме того, предлагаемая система терморегулирования не учитывает режим периодически работающего в условиях вакуума объекта (большой мощности), где теплоаккумулятор и излучающий радиатор должны быть оптимально спроектированы и соответствовать заданной пиковой нагрузке.

Наиболее близким по технической сущности к предлагаемому техническому решению является теплоаккумулятор космической системы терморегулирования объекта [Тепловой аккумулятор для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия / Е.Н. Васильев, В.А. Деревянко, В.Е. Чеботарев // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, №4. С. 930-935, <https://cyberleninka.ru/article/n>] и предназначен для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) кратковременного действия.

Теплоаккумулятор космической системы терморегулирования объекта, где космическая система работает в периодическом режиме и включает теплоотводящее основание, теплоаккумулятор с теплоаккумулирующим веществом и с каналами охлаждения ТА теплоносителем, и радиатор. Для интенсификации теплообмена за счет развития площади

контакта с ТАВ применяется оребрение. Прибор РЭА, выделяющий тепловую мощность, устанавливается на теплоотводящее основание ТА. Между ребрами ТА, в качестве которых могут быть ГТП, находится ТАВ, которое плавится при постоянной температуре, поглощая выделяемую прибором теплоту. По окончании работы РЭА теплоаккумулятор охлаждается теплоносителем, протекающим по каналам охлаждения ТА и внешнего радиатора. Отведенная теплота излучается с поверхности радиатора в окружающее космическое пространство.

Основное отличие от прототипа заключено в условиях работы теплоаккумулятора космической системы терморегулирования лазерного модуля. Дело в том, что вся космическая система терморегулирования КО, в том числе ТА и сам КО, функционируют в условиях открытого космоса вне космического аппарата (КА), что не учитывалось в прототипе при оптимизации конструкции в заданном режиме работы системы терморегулирования объекта.

Используемые в качестве ребер для передачи тепла с теплоотводящего основания ТАВ гипертеплопроводящие пластины не позволяют регулировать температуру КО, поскольку не обладают переменной проводимостью, а также эти пластины не являются тепловыми диодами, что в условиях открытого космоса и мощных внешних теплопритоков не исключает при определенных конструктивных решениях ТА возможности передачи теплоты через ГТП на теплоотводящее основание к КО.

Кроме того, предлагаемая конструкция не позволяет обеспечить пространственное разделение источника и стока теплоты, что ограничивает конструктивное развитие предложенного технического решения.

Помимо всего перечисленного выше, в системе терморегулирования объекта используется проточная система охлаждения теплоаккумулятора теплоносителем, протекающим по каналам охлаждения ТА и внешнего радиатора, что требует дополнительных энергозатрат.

Задача, на решение которой направлено предлагаемое изобретение, заключается в снижении массогабаритных характеристик радиатора, в создании конструкции радиатора-теплоаккумулятора, учитывающей цикличность работы космического объекта с пассивной системой терморегулирования.

Техническим результатом изобретения является:

- создание компактной конструкции, учитывающей параметры цикличности функционирования КО и совмещающей в себе функции радиатора и теплоаккумулятора;
- повышение надежности работы СТР за счет исключения энергозатратных традиционных проточных систем охлаждения;
- расширение функциональных возможностей системы терморегулирования КО и ее унификация за счет использования тепловых труб различной модификации в радиаторе-аккумуляторе.

Технический результат достигается тем, что в радиаторе-теплоаккумуляторе пассивной системы терморегулирования космического объекта, где космический объект работает в периодическом режиме и включающем теплоотводящее основание, теплоаккумулятор, состоящий из корпуса с внутренним объемом V , заполненным теплоаккумулирующим веществом, и с каналами охлаждения, корпус теплоаккумулятора выполнен в виде радиационной панели толщиной δ , намного меньшей характерного размера его поверхности теплоизлучения площадью F , при этом упомянутое теплоаккумулирующее вещество равномерно распределено в непрерывной матричной фазе с объемной долей $\epsilon_{\text{мф}}$, контактирующей с внутренней поверхностью корпуса и теплоаккумулирующим веществом плотностью ρ и массой M , с температурой плавления

$T_{пл}$, а также равномерно распределенной по объему V зоной конденсации теплоносителя с объемной долей $\varepsilon_{ртт}$ регулируемой тепловой трубы, температура плавления

теплоносителя в которой $T_{пл}^{тепл}$, при этом температура поверхности теплоизлучения

5 $T_{рп}$ удовлетворяет соотношению $T_{рп} > T_{пл}^{тепл}$, причем на теплоотводящем основании космического объекта размещены электронагреватели и зона испарения регулируемой тепловой трубы, поддерживающие температуру космического объекта $T_{ко}$ в диапазоне
10 от минимальной температуры $T_{ко}^{min}$ до максимальной температуры $T_{ко}^{max}$, которая не должна превышать допустимый интервал $T_{max}^{доп} \geq T_{ко}^{max} \geq T_{min}^{доп}$, где $T_{min}^{доп} \geq T_{пл}$, при этом космический объект периодически работает в активном режиме длительностью τ_T с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{ко}$ и в режиме ожидания длительностью τ_0 , причем необходимую массу теплоаккумулирующего вещества
15 оценивают из выражения:

$$M = W_{ко} \cdot \tau_T / (c \cdot \Delta T \cdot k_1 + r \cdot k_2), \quad (1)$$

где k_1 и k_2 - коэффициенты, определяемые по формулам:

$$20 \quad k_1 = 1 + \varepsilon \cdot \sigma \cdot (T_x^4 + 2 \cdot T_x^3 \cdot \Delta T + 2 \cdot T_x^2 \cdot \Delta T^2 + T_x \cdot \Delta T^3 + 0,2 \cdot \Delta T^4) / W_{ко},$$

$$k_2 = 1 + \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{пл}^4 / W_{ко};$$

r - удельная теплота плавления теплоаккумулирующего вещества;

ε - степень черноты поверхности теплоизлучения радиационной панели;

25 σ - постоянная Стефана-Больцмана;

c - удельная теплоемкость теплоаккумулирующего вещества;

$$\Delta T = T_{пл} - T_x, \text{ при условии } T_x > T_{пл}^{тепл},$$

где T_x - температура теплоаккумулирующего вещества в твердом исходном состоянии,

30 при этом внутренний объем теплоаккумулятора V отвечает соотношению:

$$V = M / [\rho \cdot (1 - \varepsilon_{ртт} - \varepsilon_{мф})], \quad (2)$$

а минимально необходимая поверхность теплоизлучения радиационной панели должна удовлетворять соотношению:

$$35 \quad F_{min} = M \cdot r / (\tau_0 \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{пл}^4). \quad (3)$$

Кроме того, в радиаторе-теплоаккумуляторе пассивной системы терморегулирования космического объекта непрерывная матричная фаза выполнена из материала с высокой теплопроводностью, например из серебра, меди, алюминия или сплавов на их основе,
40 из тонкой спутанной проволоки или в виде сотовой конструкции.

В радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта могут быть включены транспортные тепловые трубы с объемной долей $\varepsilon_{ттт}$, равномерно распределенные по объему V , равному:

$$45 \quad V = M / [\rho \cdot (1 - \varepsilon_{ртт} - \varepsilon_{ттт} - \varepsilon_{мф})] \quad (4)$$

В радиаторе-теплоаккумуляторе пассивной системы терморегулирования космического объекта электронагреватели могут быть также размещены на торцевой поверхности корпуса радиационной панели и выполнены пленочными

низкотемпературными, а на внешней поверхности электронагревателей размещена экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ).

5 Суть изобретения поясняется фиг. 1-4, где приведены примеры конструктивных схем радиатора-теплоаккумулятора пассивной системы терморегулирования космического объекта.

На фиг. 1-4 приведена принципиальная схема предложенного радиатора-аккумулятора и показано его сечение А-А, где δ - толщина радиационной панели.

10 На фиг. 1-4 для надежности системы терморегулирования космического объекта приведены две регулируемые тепловые трубы, в качестве которых выбраны контурные тепловые трубы.

На фиг. 1 и 3 в качестве непрерывной матричной фазы, заполняющей внутренний объем V , приведена тонкая спутанная проволока, а на фиг. 2 и 4 непрерывная матричная фаза выполнена в виде сотовой конструкции.

15 На фиг. 3 и 4 во внутреннем объеме V радиатора-теплоаккумулятора установлены транспортные тепловые трубы, а на торцевой поверхности корпуса радиационной панели размещены электронагреватели.

На фиг. 1-4 приняты следующие обозначения:

- 1 - теплоаккумулятор (ТА);
- 2 - радиационная панель (РП);
- 20 3 - поверхность теплоизлучения РП;
- 4 - корпус ТА;
- 5 - теплоаккумулирующее вещество (ТАВ);
- 6 - матричная фаза.
- 7, 8 - зона конденсации регулируемой тепловой трубы 9, 10 (конденсатор КТТ; трубка
- 25 зоны конденсации КТТ);
- 9, 10 - регулируемая тепловая труба (например, контурная тепловая труба (КТТ));
- 11, 12 - зона испарения теплоносителя регулируемой тепловой трубы 9, 10 (зона испарения КТТ; испаритель КТТ);
- 13, 14 - теплоотводящее основание (терморегулируемая поверхность);
- 30 15 - космический объект (КО);
- 16, 17 - компенсационная полость КТТ;
- 18, 19 - байпасная линия КТТ;
- 20, 21 - клапан КТТ;
- 22, 23 - паропровод КТТ;
- 35 24, 25 - конденсаторопровод КТТ;
- 26, 27 - электронагреватель (ЭН) теплоотводящего основания;
- 28 - транспортная тепловая труба (ТТТ);
- 29, 30 - электронагреватель (ЭН) радиационной панели 2.

40 Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта, как показано на фиг. 1-4, включает теплоаккумулятор 1, корпус которого выполнен в виде радиационной панели 2 толщиной δ , намного меньшей характерного размера его поверхности теплоизлучения 3 площадью F , отвечающей соотношению (3). Теплоаккумулятор 1 состоит из корпуса 4 с внутренним объемом V , отвечающим соотношению (2), для конструктивных вариантов, приведенных на фиг. 1 и фиг. 2.

45 Внутренний объем V равномерно заполнен теплоаккумулирующим веществом 5 плотностью ρ и массой M , отвечающей соотношению (1), с температурой плавления $T_{пл}$. Во внутреннем объеме V корпуса 4 равномерно распределена матричная фаза 6 с объемной долей $\epsilon_{мф}$, контактирующая с внутренней поверхностью корпуса 4 и

теплоаккумулирующим веществом 5. Объем V с теплоаккумулирующим веществом 5 радиатора-теплоаккумулятора снабжен каналами (на фиг. 1-4 не обозначены), где размещены трубки зоны конденсации 7, 8 теплоносителя регулируемой тепловой трубы 9, 10. Трубки зоны конденсации 7, 8 с объемной долей $\epsilon_{\text{РТТ}}$ служат для нагрева ТАВ 5, протекающим в зонах конденсации 7, 8 теплоносителем. А зона испарения 11, 12 регулируемой тепловой трубы 9, 10 размещена на терморегулируемой поверхности 13, 14, с температурой в диапазоне от $T_{\text{КО}}^{\text{min}}$ до $T_{\text{КО}}^{\text{max}}$ космического объекта 15, где максимальная температура $T_{\text{КО}}^{\text{max}}$ не должна превышать допустимый интервал $T_{\text{max}}^{\text{доп}} \geq T_{\text{КО}}^{\text{max}} \geq T_{\text{min}}^{\text{доп}}$, где $T_{\text{min}}^{\text{доп}} \geq T_{\text{пл}}$, периодически работающего в активном режиме, длительностью τ_r с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{\text{КО}}$, и в режиме ожидания, длительностью τ_0 . Радиатор-теплоаккумулятор выполнен так, чтобы температура поверхности теплоизлучения 3 его радиационной панели 2 $T_{\text{рп}}$ удовлетворяла соотношению $T_{\text{рп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$, где $T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$ - температура плавления теплоносителя регулируемой тепловой трубы 9, 10, в качестве которой выбрана контурная тепловая труба 9, 10. В состав КТТ 9, 10 также входят: компенсационная полость 16, 17, байпасная линия 18, 19, клапан 20, 21, паропровод 22, 23, конденсаторопровод 24, 25. На терморегулируемой поверхности 13, 14, кроме зоны испарения 11, 12 регулируемой тепловой трубы 9, 10, размещены также электронагреватели 26, 27, которые могут быть выполнены в виде пленочных электронагревателей. Также внутри объема V корпуса 4 ТА 1, для примеров, приведенных на фиг. 3 и фиг. 4, могут быть равномерно распределены транспортные тепловые трубы 28 с объемной долей $\epsilon_{\text{ТТТ}}$, а внутренний объем V теплоаккумулятора 1 в этом случае отвечает соотношению (4): $V = M / [\rho \cdot (1 - \epsilon_{\text{РТТ}} - \epsilon_{\text{ТТТ}} - \epsilon_{\text{мф}})]$, причем на корпусе 4 радиационной панели 2 размещены электронагреватели 29, 30, которые могут быть выполнены в виде пленочных низкотемпературных электронагревателей 29, 30, размещенных на торцевой поверхности корпуса 4. На внешней поверхности электронагревателей 26, 27, 29, 30 и на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15 размещена экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) (на фиг. не показана).

Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта (КО) работает следующим образом.

После вывода радиатора-теплоаккумулятора, совмещающего в своей конструкции теплоаккумулятор 1 и радиационную панель 2, системы терморегулирования космического объекта 15 на орбиту функционирования выполняется программа ориентации торцевой поверхности корпуса 4 ТА 1, внутренний объем V которой отвечает соотношению (2), к внешнему тепловому воздействию, в первую очередь воздействию солнечного теплового потока. Такая ориентация радиационной панели 2 с теплоаккумулятором 1 снижает воздействие на излучающую поверхность РП 2 внешнего теплового излучения. Кроме того, такое расположение радиатора-теплоаккумулятора позволяет излучать в космическое пространство сбрасываемую тепловую энергию одновременно с двух сторон радиационной панели 2 с поверхностью теплоизлучения F , отвечающей соотношению (3).

Начальный период ожидания. В начальный период ожидания система питания и управления (СПУ) (на фиг. не показана) отслеживает минимально допустимое температурное состояние терморегулируемой поверхности 13, 14, в соответствии с

условием $T_{\text{ко}}^{\text{max}} > T_{\text{ко}} > T_{\text{ко}}^{\text{min}}$, и минимальные температуры корпуса 4 ТА 1 и ТАВ 5 в соответствии с условиями $T_{\text{рп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$ и $T_{\text{х}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$, считая равными в начальный период ожидания температуру корпуса 4 ТА 1 и температуру ТАВ 5. Сигналы в СПУ поступают от температурных датчиков (на фиг. не показаны), размещенных на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15 и поверхности корпуса 4 ТА 1. В алгоритме системы терморегулирования, для предотвращения замерзания теплоносителя в конденсаторе 7, 8 КТТ 9, 10 вводится понятие «допустимая температура» $T_{\text{рп}}^{\text{доп}}$ поверхности теплоизлучения 3 РП 2, которую выбирают, исходя из конструктивных особенностей проектируемой системы, в частности, из условия ограничения по нижней рабочей температуре низкотемпературного ЭН 29, 30, т.е. $T_{\text{рп}} \geq T_{\text{рп}}^{\text{доп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$. Таким образом, при нарушении условий $(T_{\text{ко}} > T_{\text{ко}}^{\text{min}}) \vee (T_{\text{рп}} \geq T_{\text{рп}}^{\text{доп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}})$, по сигналу от системы питания и управления (СПУ) поступает управляющая команда на включение электропитания электронагревателей 26, 27 для обогрева терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15 и передаче части тепловой энергии от зоны испарения 11, 12 по паропроводу 22, 23 в конденсатор 7, 8 КТТ 9, 10. При недостаточности этих мероприятий, как приведено на фиг. 3 и фиг. 4, в качестве дублирующих электронагревателей 26, 27, на поверхности радиационной панели 2 размещены электронагреватели 29, 30. По сигналу от СПУ электронагревателям 29, 30 поступает управляющая команда на включение электропитания, что обеспечивает безусловное выполнение соотношения $T_{\text{рп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$. При достижении условий $(T_{\text{рп}} \geq T_{\text{рп}}^{\text{доп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}) \wedge (T_{\text{ко}} > T_{\text{ко}}^{\text{min}})$ по сигналу от СПУ поступает управляющая команда на выключение электропитания электронагревателей 26, 27, размещенных на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15, а также электронагревателей 29, 30 при необходимости их использования.

Режим активной работы КО 15. По сигналу от системы питания и управления (СПУ) поступает управляющая команда на подачу электропитания космическому объекту 15, который в режиме активной работы длительностью τ_r постоянно выделяет тепловую мощность $W_{\text{ко}}$. Эта тепловая мощность, постоянно выделяемая космическим объектом 15 в активном режиме работы, передается на терморегулируемые поверхности 13, 14 с температурой регулирования в диапазоне от $T_{\text{ко}}^{\text{min}}$ до $T_{\text{ко}}^{\text{max}}$, причем максимальная температура $T_{\text{ко}}^{\text{max}}$ не должна превышать допустимый интервал $T_{\text{max}}^{\text{доп}} \geq T_{\text{ко}}^{\text{max}} \geq T_{\text{min}}^{\text{доп}}$, где $T_{\text{min}}^{\text{доп}} \geq T_{\text{пл}}$.

На терморегулируемых поверхностях 13, 14 размещены зоны испарения 11, 12 КТТ 9, 10. Таким образом, тепловая энергия, выделяемая космическим объектом 15, поступает в испаритель 11, 12 КТТ 9, 10, где будет израсходована на испарение жидкого теплоносителя, поступающего из компенсационной полости 16, 17 в результате фазового перехода теплоносителя «жидкость - пар». Образовавшийся пар поступает через паропровод 22, 23 во внутренний объем ТА 1, заполненный ТАВ 5, масса которого отвечает соотношению (1), где конденсируется в зоне конденсации 7, 8 в результате фазового перехода «пар-жидкость», выделяя тепловую энергию. Движение теплоносителя в КТТ 9, 10 осуществляется под действием перепада давления, создаваемого капиллярным насосом испарителя 11, 12. Выделяемая при конденсации

теплоносителя тепловая энергия аккумулируется ТАВ 5, а жидкий теплоноситель по конденсаторопроводу 24, 25 поступает в компенсационную полость 16, 17. Одновременно с процессом нагрева и аккумулирования тепла ТАВ 5 для поддержания температуры терморегулируемой поверхности 13, 14 космического объекта 15 в заданном диапазоне температур от $T_{\text{ко}}^{\text{min}}$ до $T_{\text{ко}}^{\text{max}}$ идет процесс регулирования величины теплового потока, передаваемого КТТ 9, 10 во внутренний объем V радиационной панели 2, с помощью регулирующего клапана 20, 21 для пропускания части потока пара через байпасную линию 18, 19 из паропровода 22, 23 в конденсаторопровод 24, 25, минуя конденсатор 7, 8. При максимальном тепловом потоке, снимаемом с теплоотводящего основания 13, 14 КО 15, регулирующий клапан 20, 21 максимально перекрывает поток пара через байпасную линию 18, 19, направляя его по паропроводу 22, 23 из зоны испарения 11, 12 КТТ 9, 10 в конденсатор 7, 8.

Причем режим активной работы космического объекта 15, длительностью τ_r с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{\text{ко}}$, проходит в общем случае в два этапа. На первом этапе активного тепловыделения от космического объекта 15 идет аккумулирование тепла за счет теплоемкости ТАВ 5 с нагревом ТАВ 5 от температуры T_x , температуры ТАВ 5 в твердом исходном состоянии до температуры плавления $T_{\text{пл}}$. На втором этапе активного тепловыделения от космического объекта 15 идет аккумулирование тепловой энергии за счет скрытой теплоты фазового перехода «твердое тело - жидкость» ТАВ 5 при постоянной температуре плавления $T_{\text{пл}}$ ТАВ 5.

Поскольку ТАВ 5 равномерно распределено в высокотеплопроводной непрерывной матричной фазе 6 с объемной долей $\epsilon_{\text{мф}}$, контактирующей с внутренней поверхностью корпуса 4 и ТАВ 5 тепло, выделяющееся в конденсаторе 7, 8 при конденсации теплоносителя КТТ 9, 10, будет теплопроводностью равномерно распределяться во внутреннем объеме V ТА 1, как показано на фиг. 1 и фиг. 2. Как показано на фиг. 3 и фиг. 4, дополнительно к матричной фазе 6 могут быть установлены равномерно по объему V транспортные тепловые трубы 28 с объемной долей $\epsilon_{\text{тт}}$, позволяющие ускорить процесс равномерного распределения по объему V , отвечающему соотношению (4) РП 2 тепловой энергии, выделяющейся в конденсаторе 7, 8. В результате аккумулирование тепла ТАВ 5 радиационной панели 2 проходит равномерно по всему внутреннему объему V .

Таким образом, в результате конденсации теплоносителя в трубке (на фиг. не показана) зоны конденсации 7, 8 КТТ 9, 10, с объемной долей $\epsilon_{\text{ктт}}$ и равномерно распределенной во внутреннем объеме V радиационной панели 2, в результате фазового перехода «пар-жидкость» выделяется тепловая энергия, которая аккумулируется ТАВ 5 за счет теплоемкости или за счет фазового перехода. Одновременно, с процессами тепловыделения при конденсации теплоносителем КТТ 9, 10 и последующим аккумулированием тепловой энергии ТАВ 5, идет процесс излучения с поверхности теплоизлучения 3 площадью F радиационной панели 2. Корпус 4 теплоаккумулятора выполнен в виде РП 2 толщиной δ , намного меньшей характерного размера его поверхности теплоизлучения 3, а внутренний объем V представляет матричную структуру (ТАВ 5 - непрерывная матричная фаза 6) с эффективной теплопроводностью, превышающей теплопроводность ТАВ 5. В результате чего тепловая энергия от конденсатора 7, 8 теплопроводностью, с минимальным перепадом температуры, равномерно поступает на практически изотермичную поверхность теплоизлучения 3 площадью F и далее излучается в космос.

Режим ожидания. По окончании активного режима работы космического объекта 15 длительностью τ_r , по сигналу от системы питания и управления (СПУ) поступает управляющая команда на отключение электропитания космическому объекту 15, прекращается активное тепловыделение от КО 15, т.е. система терморегулирования КО 15 переходит в режим ожидания длительностью τ_0 . Одновременно с прекращением тепловыделения от КО 15 тепловая энергия, аккумулированная ТАВ 5 в активном режиме длительностью τ_r , начинает выделяться ТАВ 5 в процессе его кристаллизации и охлаждения и передается КТТ 9, 10 через терморегулируемую поверхность 13, 14 КО 15, поддерживая на определенном промежутке времени допустимую температуру КО 15 не ниже $T_{ко}^{min}$. Таким образом, радиатор-теплоаккумулятор системы терморегулирования КО 15 стабилизирует температуру и поддерживает оптимальный тепловой режим КО 15 не только во время активного режима работы, но и в режиме ожидания, что предотвращает резкое уменьшение температуры, когда тепловыделение от КО 15 прекращается. Режим ожидания так же проходит в общем случае в два этапа. На первом этапе ожидания идет кристаллизация ТАВ 5 с выделением тепла из ТАВ 5 за счет скрытой теплоты фазового перехода «жидкость - твердое тело» при постоянной температуре кристаллизации $T_{пл}$. На втором этапе ожидания идет дальнейшее тепловыделение из ТАВ 5 с понижением температуры ТАВ 5 начиная от $T_{пл}$, за счет теплоемкости ТАВ 5. Одновременно с процессом кристаллизации и охлаждения ТАВ 5 идет процесс переноса тепла теплопроводностью на практически изотермическую поверхность теплоизлучения 3 площадью F радиационной панели 2, аналогично сказанному выше, и далее тепловая энергия излучением сбрасывается в космос.

Для поддержания температуры $T_{ко}$ терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15 в заданном диапазоне температур от $T_{ко}^{min}$ до $T_{ко}^{max}$ одновременно с процессом охлаждения ТАВ 5 идет процесс регулирования величины теплового потока, передаваемого КТТ 9, 10 во внутренний объем V ТА 1, с помощью регулирующего клапана 20, 21 для пропуска части потока пара через байпасную линию 18, 19 из паропровода 22, 23 в конденсатопровод 24, 25, минуя конденсатор 7, 8. В случае недостаточности тепловой энергии выделяемой при кристаллизации и остывании ТАВ 5 для поддержания КО 15 в заданном диапазоне температур с помощью клапана 20, 21, а также для предотвращения замерзания теплоносителя, когда допустимая температура поверхности теплоизлучения 3 радиационной панели 2 $T_{рп}^{доп}$, которую предварительно принимают исходя из конструктивных особенностей проектируемой системы терморегулирования космического объекта 15, не удовлетворяет соотношению $T_{рп} \geq T_{рп}^{доп} > T_{пл}^{тепл}$ согласно условию $T_{рп} > T_{пл}^{тепл}$. Таким образом, при нарушении условий $(T_{ко} > T_{ко}^{min}) \vee (T_{рп} \geq T_{рп}^{доп} > T_{пл}^{тепл})$ по сигналу от системы питания и управления (СПУ) поступает управляющая команда на включение электропитания электронагревателям 26, 27, которые могут быть выполнены в виде пленочных электронагревателей 26, 27 и размещены на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15. Для снижения радиационных потерь тепла с пленочных электронагревателей 26, 27 на внешней поверхности электронагревателей 26, 27 и на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15 размещена ЭВТИ. При недостаточности и этих мероприятий, как приведено на фиг. 3 и фиг. 4, в качестве дублирующих электронагревателей 26, 27 на поверхности корпуса 4 ТА 1 размещены электронагреватели 29, 30, которые могут

быть выполнены в виде пленочных низкотемпературных электронагревателей 29, 30, размещенных на торцевой поверхности корпуса 4, а их внешняя поверхность закрыта ЭВТИ. По сигналу от СПУ электронагревателям 29, 30 поступает управляющая команда на включение электропитания, что обеспечивает безусловное выполнение соотношения

5 $T_{рп} > T_{пл}^{тепл}$. Сигналы в СПУ поступают от температурных датчиков, размещенных на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15 и поверхности радиационной панели 2. При достижении условий $(T_{рп} \geq T_{рп}^{доп} > T_{пл}^{тепл}) \wedge (T_{ко} > T_{ко}^{min})$ по сигналу от СПУ поступает управляющая команда на выключение электропитания электронагревателей

10 26, 27, размещенных на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15, а также электронагревателей 29, 30 при необходимости их использования. Для более равномерного распределения теплоты внутри объема V корпуса 4 ТА 1, для вариантов, приведенных на фиг. 3 и фиг. 4, равномерно могут быть установлены транспортные тепловые трубы 28 с объемной долей $\epsilon_{тт}$, а внутренний объем V ТА 1 будет отвечать

15 соотношению (4) $V = M / [\rho \cdot (1 - \epsilon_{ртт} - \epsilon_{тт} - \epsilon_{мф})]$.

Причем, для снижения тепловых потерь на внешней поверхности электронагревателей 26, 27, 29, 30 и на терморегулируемой поверхности 13, 14 КО 15 размещена экранно-вакуумная теплоизоляция (на фиг. не показана).

20 Приведем расчетный пример проектирования радиатора-теплоаккумулятора пассивной системы терморегулирования периодически работающего космического объекта по конструктивным вариантам приведенным на фиг. 1, 2.

В качестве космического объекта 15 терморегулирования примем, например, лазерный модуль (ЛМ) типа иттербиевого волоконного лазера ЛК-1000, производитель IPG Photonics (Россия) [<https://www.stankoff.ru/product/11234/itterbievyyiy-volokonnyiy-lazer-lk-1000>] с близкими техническими характеристиками.

25

Примем требуемую регулируемую температуру терморегулируемой поверхности 13, 14 космического объекта 15 в диапазоне от $T_{ко}^{min} = 273$ К до $T_{ко}^{max}$, которая не должна превышать допустимый интервал $T_{max}^{доп} \geq T_{ко}^{max} \geq T_{min}^{доп}$, где примем

30 $T_{min}^{доп} = 301$ К до $T_{max}^{доп} = 313$ К. Примем, что космический объект 15 периодически работает в активном режиме, длительностью $\tau_r = 3,6 \cdot 10^3$ с с максимальной (зависит от режима работы КО 15) выделяемой тепловой мощностью $W_{ко}$ до $3 \cdot 10^3$ Вт, и в режиме

35 ожидания длительностью $\tau_0 = 1,8 \cdot 10^4$ с.

В алгоритме системы терморегулирования, для предотвращения замерзания теплоносителя в конденсаторе 7, 8 КТТ 9, 10, вводится понятие «допустимая температура» $T_{рп}^{доп}$ поверхности теплоизлучения 3 РП 2, которую выбираем исходя

40 из конструктивных особенностей проектируемой системы, в частности исходя из условия ограничения по нижней рабочей температуре низкотемпературного ЭН 29, 30, т.е. соблюдения условия $T_{рп} \geq T_{рп}^{доп} > T_{пл}^{тепл}$. Положим, что выбрали пленочные электронагреватели 26, 27, 29, 30, диапазон рабочих температур которых примем от

45 50 до минус 150°C , т.е. примем $T_{рп}^{доп} = 123$ К. В качестве теплоаккумулирующего вещества 5 примем органическое соединение октадекан, который имеет высокую скрытую теплоту фазового перехода, а температура плавления $T_{пл} = 301$ К [В.Н.

Варгафтик. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. Из-во «Наука», М., 1972, с. 292], что удовлетворяет условию $T_{\min}^{\text{доп}} \geq T_{\text{пл}}$. В качестве теплоносителя тепловых труб КТТ 9, 10 примем, например, пропилен, достоинством которого является широкий диапазон рабочих температур, температура плавления которого $T_{\text{пл}}^{\text{тепл}} = 87,8 \text{ К}$ [В.Н. Варгафтик. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. Из-во «Наука», М., 1972, с. 313], чтобы требуемое условие $T_{\text{рп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$ гарантированно удовлетворялось соотношением $T_{\text{рп}} \geq T_{\text{рп}}^{\text{доп}} > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}}$. Для использования в дальнейших расчетах приведем теплофизические свойства октадекана ($C_{18}H_{38}$) приведенные, например, в [В.Н. Варгафтик. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. Из-во «Наука», М., 1972, с. 313] и в [Тепловой аккумулятор для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия / Е.Н. Васильев, В.А. Деревянко, В.Е. Чеботарев // Вестник СибГАУ Том 17, №4. С. 930-935, <https://cyberleninka.ru/article/n>]. Примем: удельную теплоту плавления октадекана $r = 2,44 \cdot 10^5 \text{ Дж/кг}$; удельную теплоемкость $c = 1,64 \cdot 10^3 \text{ Дж/(кг К)}$; плотность октадекана в жидком состоянии (при $T = 303 \text{ К}$) $\rho = 775 \text{ кг/м}^3$; теплопроводность в жидком состоянии (при $T = 313 \text{ К}$) $\lambda = 0,149 \text{ Вт/(м К)}$.

Предположим, что на рабочую поверхность теплоизлучения 3 РП 2; нанесено терморегулирующее покрытие (ТРП) выполненное, например, на основе хромоникелевой шпинели, используемой для покрытий радиаторов космических аппаратов, холодильников-излучателей и т.д., с $\epsilon = 0,85$ [Патент RU 2262552. Опубл. 20.10.2005. Бюл. №29, МПК: C23C 26/00 (2000.01), C23C 24/04 (2000.01)]. ТРП торцевой поверхности корпуса 4 РП 2, обращенной к источнику внешнего теплового излучения (например, к солнечному излучению), предположим выполнено на основе стеклопленок из радиационностойкого стекла с внутренним отражающим слоем из серебра с коэффициентом поглощения солнечной радиации $\alpha_s = 0,06$ и коэффициентом теплового излучения в диапазоне длин волн более 4 мкм, $\epsilon = 0,9$ [Л.А. Новицкий, Б.М. Степанов. Оптические свойства материалов при низких температурах. Справочник. Москва, Машиностроение, 1980. с. 166, 170].

В качестве непрерывной матричной фазы 6 примем, например, тонкую металлическую проволоку 6 (в виде спутанной проволоки 6, как, например, предложено в [Патент RU 2084044, МПК: H01J 45/00 (2000.01). Опубликован 10.07.97, Бюл. №19 <http://www.findpatent.ru/patent/208/2084044.html>]) или сотовую конструкцию, размещенную между двумя поверхностями теплоизлучения 3 РП 2, как, например, предложено в [Патент RU 2566370. Опубл. 27.02.2015. Бюл. №6, МПК: G01J 5/58 (2006.01)].

Из совместного решения системы уравнений (1) и (3), которые будем решать графически, определим необходимую массу ТАВ 5 и минимально необходимую поверхность теплоизлучения 3 радиационной панели 2, построив зависимости $M(F)$ из (1) и (3). Подставляя вышеприведенные исходные данные в (1) и (3), получаем зависимости $M(F)$, а по точке пересечения этих зависимостей на графике получаем необходимую массу ТАВ 5 $M = 19,5 \text{ кг}$ и минимально необходимую поверхность теплоизлучения 3 радиационной панели 2 $F_{\min} = 0,7 \text{ м}^2$. Из выражения (2) определим внутренний объем V , приняв, что непрерывная матричная фаза 6 выполнена из меди с объемной долей $\epsilon_{\text{мф}} = 0,25$, $\epsilon_{\text{ртт}} = 0,05$.

$$V = M / [\rho \cdot (1 - \epsilon_{\text{ртт}} - \epsilon_{\text{мф}})] = 19,5 / [775 \cdot (1 - 0,3)] = 3,6 \cdot 10^{-2} \text{ м}^3.$$

Определим толщину радиационной панели 2δ , приняв площадь поверхности теплоизлучения $3 F=1 \text{ м}^2$, что удовлетворяет выражению (3), а также имея в виду, что теплоизлучение идет с двух сторон РП 2.

$$\delta = \sqrt{F/2} = 3,6 \cdot 10^{-2} / (1/2) = 7,2 \cdot 10^{-2} \text{ м.}$$

Зная площадь поверхности теплоизлучения $3 F=1 \text{ м}^2$, а также имея в виду, что теплоизлучение идет с двух сторон РП 2, примем геометрические размеры радиационной панели $2 0,5 \times 1,0 \text{ м}$.

Выполним оценку ожидаемого максимального перепада температуры в направлении нормали к поверхности теплоизлучения 3 РП 2, используя для коэффициента теплопроводности двухфазных композиций матричных структур формулу [Р.Б. Котельников и др. Высокотемпературное ядерное топливо. Атомиздат, Москва, 1969, с. 7]

$$\lambda = \lambda_1 \left\{ 1 + V_2 / \left[V_1/3 - \lambda_1 / (\lambda_1 - \lambda_2) \right] \right\}, \quad (5)$$

где $\lambda, \lambda_1, \lambda_2$ - коэффициент теплопроводности смеси и составляющих фаз соответственно;

V_1, V_2 - объемное содержание фаз в долях единицы.

Для оценки теплопроводности смеси из формулы (5) примем теплопроводность для меди $\lambda_1=400 \text{ Вт/(м·К)}$, для октадекана теплопроводность $\lambda_2=0,15 \text{ Вт/(м·К)}$ и примем $V_1=0,25$ и $V_2=0,75$.

$$\lambda = \lambda_1 \left\{ 1 + V_2 / \left[V_1/3 - \lambda_1 / (\lambda_1 - \lambda_2) \right] \right\} = 400 \left\{ 1 + 0,75 / \left[0,25/3 - 400 / (400 - 0,15) \right] \right\} \approx 73 \text{ Вт/(м·К)}.$$

Оценку ожидаемого максимального перепада температуры в направлении нормали n к поверхности теплоизлучения 3 РП 2 при охлаждении двухфазной композиции, полагая, что все аккумулированное тепло излучением идет с двух сторон РП 2, выполняем согласно гипотезе Фурье:

$$1/2 W_{\text{ко}} = - \lambda \cdot \Delta T / \Delta n \cdot (F/2), \quad (6)$$

где $\Delta n = \delta/2$.

Откуда из (6) ожидаемый максимальный перепад температуры ΔT в двухфазной композиции теплоаккумулятора 1 в направлении нормали n к поверхности теплоизлучения 3 РП 2

$$\Delta T = [W_{\text{ко}} \cdot (\delta/2)] / \lambda = [3 \cdot 10^3 \cdot (7,2 \cdot 10^{-2} / 2)] / 73 \approx 1,48 \text{ К}.$$

Приведем вывод выражения (1) для оценки необходимой массы теплоаккумулирующего вещества, считая, что выражения (2)-(4) достаточно очевидны.

Полагаем, что в начальный момент времени $\tau=0$ температура ТАВ и соответственно поверхности теплоизлучения РП $T=T_x$. Причем режим активной работы космического объекта, длительностью τ_r с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{\text{ко}}$, проходит в общем случае в два этапа. На первом этапе активного тепловыделения от КО идет аккумулирование тепла за счет теплоемкости ТАВ с нагревом ТАВ от температуры T_x , температуры ТАВ в твердом исходном состоянии, до температуры плавления $T_{\text{пл}}$.

Одновременно с этим процессом идет процесс теплоизлучения с поверхности РП, что требует для доведения ТАВ до $T=T_{\text{пл}}$, положим за время $\tau=\tau_H$, дополнительной тепловой энергии. Утечку тепла теплоизлучением с поверхности РП оценим из уравнения

$$dQ(\tau) = \varepsilon \sigma F T(\tau)^4 d\tau = \varepsilon \sigma F \tau_H (T_x + \Delta T \tau^*)^4 d\tau^*, \quad (7)$$

где заменяем переменную τ на $\tau^* = \tau/\tau_H$, а для $T(\tau)$ в первом приближении применяем линейную зависимость $T(\tau) = (\Delta T/\tau_H)\tau + T_x$.

Интегрируя (7) по переменной τ^* от 0 до 1, определяем количество тепла $Q_{рн}$ теряемое, во время нагрева ТАВ от T_x до $T_{пл}$, при излучении с РП

$$Q_{рн} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot \tau_H \cdot (T_x^4 + 2 \cdot T_x^3 \cdot \Delta T + 2 \cdot T_x^2 \cdot \Delta T^2 + T_x \cdot \Delta T^3 + 0,2 \cdot \Delta T^4). \quad (8)$$

Откуда, с учетом (8), суммарное количество тепла необходимое на нагрев ТАВ ΣQ_H от T_x до $T_{пл}$ оценим из выражения

$$\Sigma Q_H = c \cdot M \cdot \Delta T + \varepsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot \tau_H \cdot (T_x^4 + 2 \cdot T_x^3 \cdot \Delta T + 2 \cdot T_x^2 \cdot \Delta T^2 + T_x \cdot \Delta T^3 + 0,2 \cdot \Delta T^4) \quad (9).$$

$$В (9) \text{ оценим } \tau_H \text{ из соотношения } \tau_H = c \cdot M \cdot \Delta T / W_{ко}. \quad (10)$$

На втором этапе активного тепловыделения от космического объекта идет аккумуляирование тепловой энергии за счет скрытой теплоты фазового перехода «твердое тело - жидкость» ТАВ при постоянной температуре плавления $T_{пл}$ ТАВ. Одновременно с этим процессом идет процесс теплоизлучения с поверхности РП, что требует для полного расплавления ТАВ, положим за время $\tau = \tau_{пл}$, дополнительной тепловой энергии $Q_{рп}$. Утечку тепла теплоизлучением с поверхности РП оценим из уравнения

$$Q_{рп} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{пл}^4 \cdot F \cdot \tau_{пл}. \quad (11)$$

Откуда, с учетом (11), суммарное количество тепла необходимое на расплавление ТАВ $\Sigma Q_{п}$ при $T = T_{пл}$ оценим из выражения

$$\Sigma Q_{п} = M \cdot r + \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{пл}^4 \cdot F \cdot \tau_{пл}. \quad (12)$$

$$В (12) \text{ оценим } \tau_{пл} \text{ из соотношения } \tau_{пл} = M \cdot r / W_{ко} \quad (13)$$

Откуда, с учетом (8)-(13), суммарное количество тепла аккумуляируемое ТАВ в активном режиме, длительностью τ_r с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{ко}$, полагаем отвечает соотношению

$$W_{ко} \cdot \tau_r = \Sigma Q_H + \Sigma Q_{п}. \quad (14)$$

Подставляя выражения (8)-(13) в соотношение (14), получаем выражение (1) для оценки необходимой массы теплоаккумуляирующего вещества

$$M = W_{ко} \cdot \tau_r / (c \cdot \Delta T \cdot k_1 + r \cdot k_2),$$

где k_1 и k_2 - коэффициенты, учитывающие утечку тепла теплоизлучением с поверхности РП в процессе нагрева и аккумуляирования тепла ТАВ в активном режиме работы КО, длительностью τ_r , с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{ко}$, определяемые по формулам:

$$k_1 = 1 + \varepsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot (T_x^4 + 2 \cdot T_x^3 \cdot \Delta T + 2 \cdot T_x^2 \cdot \Delta T^2 + T_x \cdot \Delta T^3 + 0,2 \cdot \Delta T^4) / W_{ко},$$

$$k_2 = 1 + \varepsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot T_{пл}^4 / W_{ко}.$$

Необходимо дополнительно отметить, что упомянутое выше ЭВТИ относят к пассивным средствам обеспечения тепловых режимов КО. ЭВТИ - пакет многослойной теплоизоляции, состоящий из набора экранов с высокой отражательной способностью,

разделенных прокладками из материалов с низкой теплопроводностью. ЭВТИ обладает уникальными теплоизоляционными характеристиками. Ее термическое сопротивление, отнесенное к весу единицы площади поверхности, является наибольшим из всех известных типов теплоизоляции. ЭВТИ технологична, может наноситься на элементы КО различной формы. Обычно для поддержания необходимого теплового режима КО с элементами его системы терморегулирования, которые работают в условиях открытого космоса, внешняя поверхность КО с элементами его системы терморегулирования защищаются ЭВТИ за исключением определенных участков поверхности, в данном случае поверхности теплоизлучения радиационной панели, через которые осуществляется регулируемый теплообмен с окружающей средой, а также тех внешних элементов КО, которые должны функционировать в открытом виде [Патент RU 2341422. Оpubл. 20.12.2008. Бюл. №35, МПК: В64G 1/58 (2006.01), G01N 25/18 (2006.01)].

(57) Формула изобретения

1. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта, где космический объект работает в периодическом режиме и включающий теплоотводящее основание, теплоаккумулятор, состоящий из корпуса с внутренним объемом V , заполненным теплоаккумулирующим веществом, и с каналами охлаждения, отличающийся тем, что корпус теплоаккумулятора выполнен в виде радиационной панели толщиной δ , намного меньшей характерного размера его поверхности теплоизлучения площадью F , при этом упомянутое теплоаккумулирующее вещество равномерно распределено в непрерывной матричной фазе с объемной долей ϵ_{mf} , контактирующей с внутренней поверхностью корпуса и теплоаккумулирующим веществом плотностью ρ и массой M , с температурой плавления $T_{пл}$, а также равномерно распределенной по объему V зоной конденсации теплоносителя с объемной долей $\epsilon_{ртт}$ регулируемой тепловой трубы, температура плавления теплоносителя в которой $T_{пл}^{тепл}$, при этом температура поверхности теплоизлучения $T_{рп}$ удовлетворяет соотношению $T_{рп} > T_{пл}^{тепл}$, причем на теплоотводящем основании космического объекта размещены электронагреватели и зона испарения регулируемой тепловой трубы, поддерживающие температуру космического объекта $T_{ко}$ в диапазоне от минимальной температуры $T_{ко}^{min}$ до максимальной температуры $T_{ко}^{max}$, которая не должна превышать допустимый интервал $T_{ко}^{доп} \geq T_{ко}^{max} \geq T_{ко}^{min}$, где $T_{ко}^{доп} \geq T_{пл}$, при этом космический объект периодически работает в активном режиме длительностью τ_r с постоянно выделяемой тепловой мощностью $W_{ко}$ и в режиме ожидания длительностью τ_0 , причем необходимую массу теплоаккумулирующего вещества оценивают из выражения:

$$M = W_{ко} \cdot \tau_r / (c \cdot \Delta T \cdot k_1 + r \cdot k_2),$$

где k_1 и k_2 - коэффициенты, определяемые по формулам:

$$k_1 = 1 + \epsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot (T_x^4 + 2 \cdot T_x^3 \cdot \Delta T + 2 \cdot T_x^2 \cdot \Delta T^2 + T_x \cdot \Delta T^3 + 0,2 \cdot \Delta T^4) / W_{ко},$$

$$k_2 = 1 + \epsilon \cdot \sigma \cdot F \cdot T_{пл}^4 / W_{ко};$$

r - удельная теплота плавления теплоаккумулирующего вещества;

ϵ - степень черноты поверхности теплоизлучения радиационной панели;

σ - постоянная Стефана-Больцмана;

c - удельная теплоемкость теплоаккумулирующего вещества;

$$\Delta T = T_{\text{пл}} - T_x, \text{ при условии } T_x > T_{\text{пл}}^{\text{тепл}},$$

где T_x - температура теплоаккумулирующего вещества в твердом исходном состоянии, при этом внутренний объем теплоаккумулятора V отвечает соотношению:

$$V = M / [\rho \cdot (1 - \varepsilon_{\text{ртт}} - \varepsilon_{\text{мф}})],$$

а минимально необходимая поверхность теплоизлучения радиационной панели должна удовлетворять соотношению

$$F_{\text{min}} = M \cdot r / (\tau_0 \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{\text{пл}}^4).$$

2. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по п. 1, отличающийся тем, что непрерывная матричная фаза выполнена из материала с высокой теплопроводностью.

3. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по пп. 1, 2, отличающийся тем, что непрерывная матричная фаза выполнена металлической из серебра, меди, алюминия или сплавов на их основе.

4. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по пп. 1, 2, отличающийся тем, что непрерывная матричная фаза выполнена из тонкой спутанной проволоки.

5. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по пп. 1, 2, отличающийся тем, что непрерывная матричная фаза выполнена в виде сотовой конструкции.

6. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по п. 1, отличающийся тем, что в него введены транспортные тепловые трубы с объемной долей $\varepsilon_{\text{ттт}}$, равномерно распределенные по объему V , равному $V = M / [\rho \cdot$

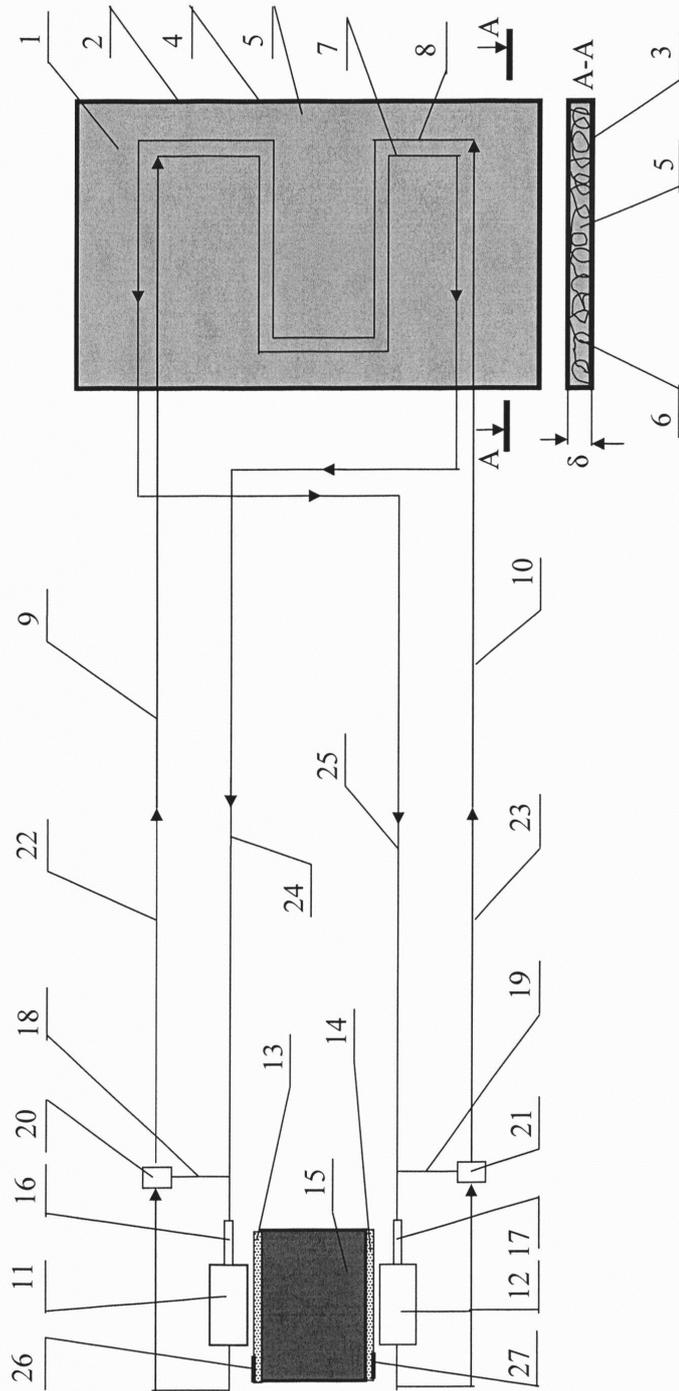
$$(1 - \varepsilon_{\text{ртт}} - \varepsilon_{\text{ттт}} - \varepsilon_{\text{мф}})].$$

7. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по п. 1, отличающийся тем, что на торцевой поверхности корпуса радиационной панели размещены электронагреватели.

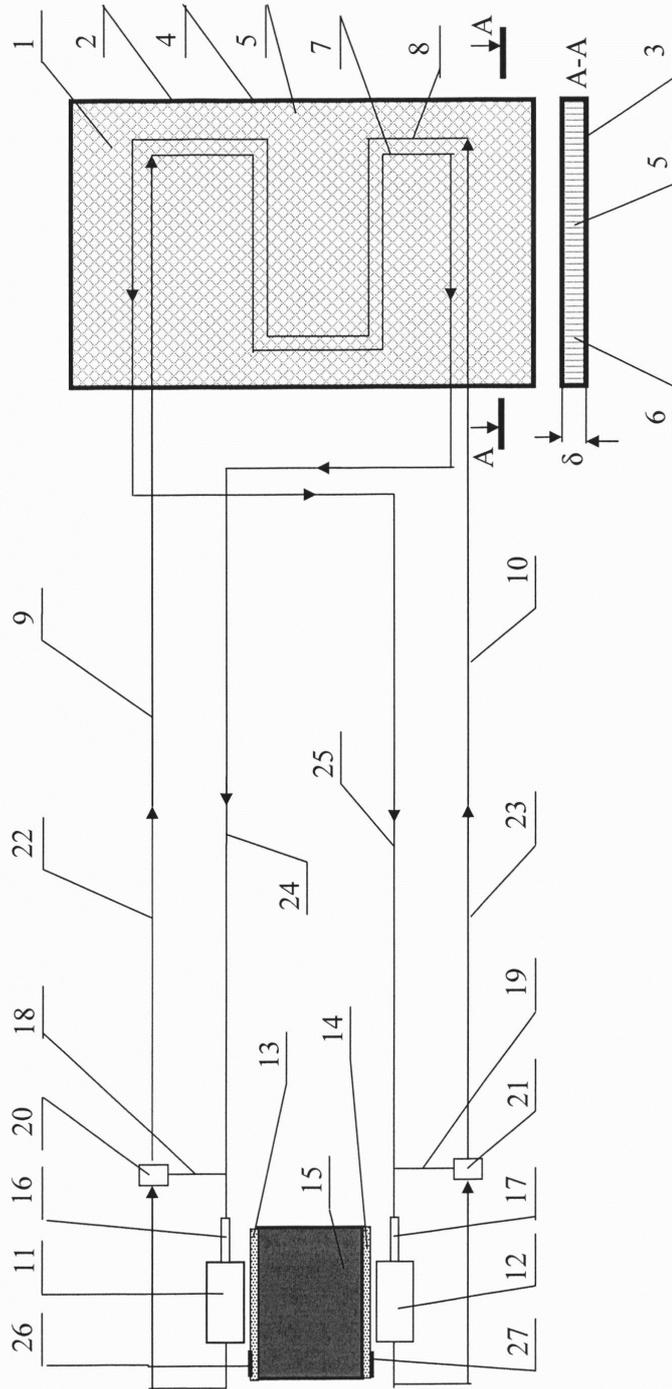
8. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по пп. 1, 7, отличающийся тем, что электронагреватели выполнены пленочными.

9. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по п. 7, отличающийся тем, что электронагреватели выполнены пленочными низкотемпературными.

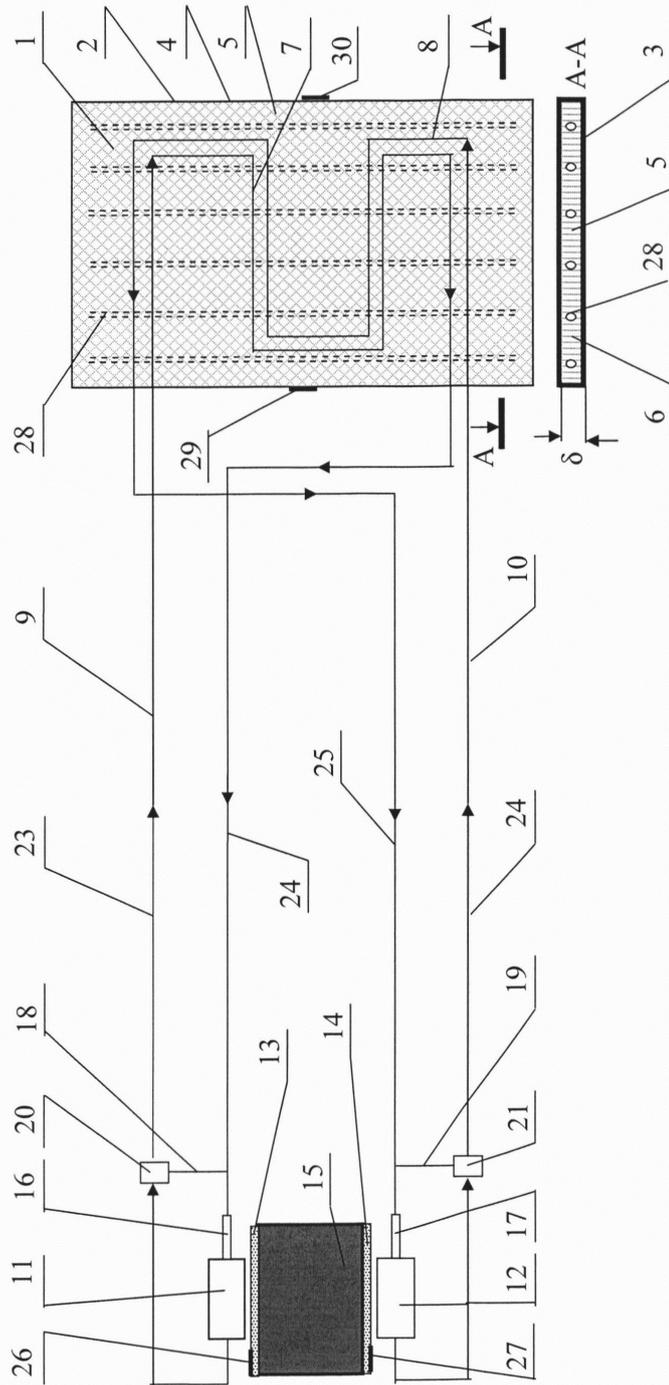
10. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта по пп. 1, 7, отличающийся тем, что на внешней поверхности электронагревателей размещена экранно-вакуумная теплоизоляция.



Фиг. 1



Фиг.2



Фиг. 4