



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,  
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) **СКОРРЕКТИРОВАННОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

Примечание: библиография отражает состояние при переиздании

(21), (22) Заявка: 2007125086/28, 02.07.2007

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
02.07.2007

(43) Дата публикации заявки: 10.01.2009

(45) Опубликовано: 10.05.2009

(15) Информация о коррекции:  
Версия коррекции № 1 (W1 C2)

(48) Коррекция опубликована:  
10.08.2009 Бюл. № 22/2009

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: RU 2180098 C2, 27.02.2002. RU 2171709 C2,  
27.08.2001. SU 231173 A, 20.03.1969. WO  
2007/038191 A2, 05.04.2007.

Документ находится в Патентном отделе  
**ОКБ АСТРОН**  
140081, Московская область, г.Лыткарино,  
ул.Парковая, д.1

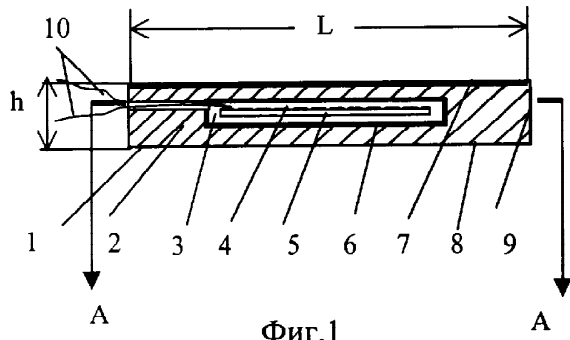
(54) **УСТРОЙСТВО ИЗМЕРЕНИЯ ИНТЕНСИВНОСТИ ЛУЧИСТЫХ ПОТОКОВ ПРИ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И СПОСОБ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИИ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к измерительной технике. Устройство включает металлический токопроводящий термочувствительный элемент, размещенный на электроизолирующей подложке.

Термочувствительный элемент на подложке установлен внутри корпуса, выполненного из материала с высокой теплопроводностью, и электроизолирован от корпуса; корпус выполнен в виде правильной прямой призмы или кругового прямого цилиндра, у которых высота  $h$  и характерный размер оснований  $L$  отвечают соотношению  $h \ll L$ ; поверхность

одного основания корпуса выполнена с максимально высоким коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\max} > 0,5$ ), а другое основание и боковая поверхность корпуса выполнены с минимальным коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\min} < 0,5$ ). Устанавливают устройство в одно из двух положений так, чтобы для каждого положения поверхности оснований его корпуса были параллельны поверхности контролируемого участка космического аппарата. Технический результат - упрощение конструкции при повышении надежности измерений. 2 н.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.1

RU 2354960 C9

RU 2354960 C9



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,  
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.  
*G01N 25/72* (2006.01)  
*G01N 25/32* (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

Note: Bibliography reflects the latest situation

(21), (22) Application: **2007125086/28, 02.07.2007**

(24) Effective date for property rights:  
**02.07.2007**

(43) Application published: **10.01.2009**

(45) Date of publication: **10.05.2009**

(15) Correction information:  
**Corrected version no 1 (W1 C2)**

(48) Corrigendum issued on:  
**10.08.2009 Bull. 22/2009**

Документ находится в Патентном отделе  
**ОКБ АСТРОН**  
140081, Московская область, г.Лыткарино,  
ул.Парковая, д.1

RU 2 354 960 C9

(54) **DEVICE FOR MEASURING INTENSITY OF LUMINOUS FLUX IN THERMAL-VACUUM TESTS OF SPACECRAFT AND METHOD OF USING IT**

(57) Abstract:

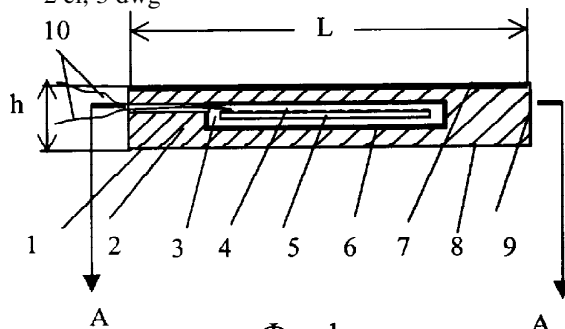
FIELD: physics; measurement.

SUBSTANCE: present invention relates to measuring techniques. The device comprises a metallic current conducting heat-sensitive element, put on an electrically insulating substrate. The heat-sensitive element on the substrate is put inside a case, made from material with high thermal conductivity, and electrically insulated from the case. The case is in form of a right-angle prism or a straight cylinder, the height  $h$  and characteristic dimension of the base  $L$ , of which satisfy the relationship  $h \ll L$ . The surface of one of the bases of the case is made with maximum thermal emissivity ( $\epsilon_T^{\max} > 0.5$ ), and the other base and lateral surface of the case are made with minimum thermal

emissivity ( $\epsilon_T^{\min} < 0.5$ ). The device is installed in one of two positions such that, for each position, the surfaces of the bases of the case are parallel the surface of the analysed section of the spacecraft.

EFFECT: simplification of the design with increased accuracy of measurements.

2 cl, 3 dwg



RU 2 354 960 C9

Изобретение относится к космической технике, а именно к контролю теплообмена космического аппарата (КА) с имитируемой в наземных вакуумных камерах космической средой при тепловакуумных испытаниях (ТВИ) с помощью тепловых приемников инфракрасного излучения.

5 Как правило, ТВИ подвергается КА или отдельные его элементы с весьма сложной конфигурацией внешней поверхности, температура которой целиком определяется тепловым балансом с окружающими элементами и внутренними источниками тепла. В тепловакуумных камерах (ТВК) моделируется положение КА и его ориентация  
10 относительно внешних источников энергии - имитаторов инфракрасного излучения (ИКИ). Особенностью КА, и это моделируется при испытаниях в ТВК, является то, что основным фактором, определяющим надежность и долговечность КА, является стабильность его теплового режима находящегося в температурном интервале (200-  
15 350) К. То есть при температурах, которым соответствует максимум интенсивности инфракрасного излучения в области (7-15) мкм, характерного эффективному излучению КА. При этом интенсивность падающего излучения на отдельные участки внешней поверхности КА может меняться в широких пределах. Кроме того, необходимо учитывать, что изготовленные из различных материалов или имеющие  
20 разные покрытия отдельные участки поверхности КА обладают разными оптическими характеристиками, являющимися в общем случае функцией длины волны излучения, направления лучей и температуры тела. Кроме того, если с какого-то участка поверхности "видны" другие поверхности КА, то эффективная степень черноты ( $\epsilon$ ) такого участка зависит еще и от геометрии тела, что делает точный  
25 теоретический расчет эффективной степени черноты практически невыполнимым [1, с.120]. Отсюда вытекает необходимость контроля как внешних тепловых потоков, падающих на контролируемый участок от ТВК ( $q_{ТВК}$ ), включающая фоновую радиацию от элементов ТВК и от ИКИ, так и эффективного излучения  
30 контролируемого участка КА ( $q_{КА}$ ).

Для измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов используются калориметрические, термоэлектрические и фотометрические приемники лучистой энергии [2, с.130].

35 Калориметрический приемник лучистой энергии представляет сосуд, стенки которого выложены витками тонкостенной металлической (медной) трубки, по которой протекает теплоноситель, подогреваемый поглощенной лучистой энергией, падающей на входную площадь калориметра. Внутренняя поверхность калориметра зачернена, что обуславливает отсутствие избирательности по длинам волн  
40 принимаемого излучения. Наружная теплоизоляция приемника обеспечивает отсутствие влияния посторонних тепловых потоков на его показания. По известному расходу теплоносителя и температуре его на входе и выходе из калориметра определяется поглощаемая мощность. Интенсивность лучистого потока определяется  
45 из равенства мощности поглощенной теплоносителем и падающей на известную входную площадь калориметра.

Недостатком этого приемника излучения является большая инерционность и необходимость ввода в ТВК гибких трубок для подачи воды [1, с.301].

50 Термоэлектрические приемники лучистой энергии генерируют электрический сигнал, пропорциональный разности температур двух поверхностей, из которых одна воспринимает измеряемый лучистый поток, а вторая (тыльная) поддерживается при постоянной температуре. Облучаемая поверхность приемника чернится для ликвидации частотной избирательности, а тыльная сторона термостабилизируется с

помощью циркулирующего теплоносителя или электрических подогревателей.

Недостатком таких приемников является их малая чувствительность [1, с.301].

Фотометрические приемники лучистой энергии, как правило, элементы солнечных батарей, преобразующих падающее на них излучение непосредственно в электрический ток. Однако эти элементы обладают существенной избирательностью по спектру поглощаемого излучения, а их сигнал зависит от температуры элемента [1, с.302].

Наиболее близким по принципу действия и использованию термометрических свойств, заложенных в конструкцию устройства измерения интенсивности лучистых потоков, является напыленный металлический болометр [3, с.241], [4, с.50], [6, с.56], который выбран за прототип.

Устройство состоит из термочувствительного элемента, представляющего токопроводящий слой металла, который наносится на диэлектрик, служащий электроизолирующей подложкой. Приготовленный подобным образом термочувствительный элемент заключается в стеклянный баллон, в котором поддерживается определенное давление воздуха или какого-либо инертного газа. Баллон имеет окно из материала, прозрачного для излучения той области спектра, для которого предназначается болометр. Проволочные отводы от концов токопроводящего слоя выводят наружу из баллона. В способе, описанном в [3, с.241], [4, с.50], [6, с.56], посредством чувствительной аппаратуры измеряют сопротивление термочувствительного элемента болометра и по величине этого сопротивления определяют температуру, приобретенную токопроводящим слоем (металлической лентой) вследствие поглощенного им теплового излучения. Таким образом, судят об интенсивности лучистого потока.

К недостаткам устройства и способа его реализации помимо достаточной сложности конструкции и удорожания экспериментов следует отнести то, что при измерении тепловых потоков в ТВК в условиях низких температур (например, температуры жидкого азота) возможна конденсация влаги на термочувствительном элементе и на окне баллона [4, с.88], что приведет к искажению результатов измерения и снижению надежности измерений.

Задачей изобретения является создание устройства и способа эксплуатации устройства измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях КА, которые обладали бы достаточной простотой реализации конструкции при его надежности измерений.

Задача решается устройством измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов, включающим металлический токопроводящий термочувствительный элемент, размещенный на электроизолирующей подложке, при этом термочувствительный элемент на подложке установлен внутри корпуса, выполненного из материала с высокой теплопроводностью, и электроизолирован от корпуса; корпус выполнен в виде правильной прямой призмы или кругового прямого цилиндра, у которых высота  $h$  и характерный размер оснований  $L$  отвечают соотношению  $h \ll L$ ; поверхность одного основания корпуса выполнена с максимально высоким коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\max} > 0,5$ ), а поверхность другого основания и боковая поверхность корпуса выполнены с минимальным коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\min} < 0,5$ ).

Задача решается способом эксплуатации устройства измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов, включающем измерение электрического сопротивления электропроводного

термочувствительного элемента, при этом устанавливают устройство измерения интенсивности лучистых потоков в одно из двух положений так, чтобы для каждого положения поверхности оснований его корпуса, выполненного из материала с высокой теплопроводностью в виде правильной прямой призмы или кругового прямого цилиндра, были параллельны поверхности контролируемого участка космического аппарата; в положении №1 поверхность основания корпуса, выполненная с минимальным коэффициентом теплового излучения ( $\varepsilon_T^{\min}$ ), направлена в сторону контролируемого участка, а поверхность другого основания, выполненная с максимально высоким коэффициентом теплового излучения ( $\varepsilon_T^{\max}$ ), была направлена в противоположную от него сторону; в положении №2 поверхность основания корпуса с  $\varepsilon_T^{\max}$  направлена в сторону контролируемого участка, а поверхность другого основания с  $\varepsilon_T^{\min}$  направлена в противоположную от него сторону; устанавливают устройство измерения интенсивности лучистых потоков в одно из этих положений и после достижения равновесного теплового состояния измеряют сопротивление электропроводного термочувствительного элемента, установленного внутри корпуса, и по градуировочной характеристике, предварительно выполненной для данного термочувствительного элемента, определяют температуру корпуса для этого положения (в случае положения №1 - температуру  $T_1$  или в случае положения №2 - температуру  $T_2$ ); затем поворотом корпуса относительно своей оси симметрии на  $180^\circ$  устанавливают устройство измерения интенсивности лучистых потоков в другое положение и после достижения равновесного теплового состояния аналогично определяют температуру корпуса для этого положения (в случае положения №2 - температуру  $T_2$  или в случае положения №1 - температуру  $T_1$ ); интенсивность лучистых потоков падающего излучения на контролируемый участок космического аппарата ( $q_{\text{ТВК}}$ ) и эффективного излучения контролируемого участка космического аппарата ( $q_{\text{КА}}$ ) определяют из соотношений

$$q_{\text{ТВК}} = k \cdot \sigma \cdot (\underline{\varepsilon} \cdot T_1^4 - T_2^4), \quad (1)$$

$$q_{\text{КА}} = k \cdot \sigma \cdot [(\underline{\varepsilon} + \underline{s}) \cdot T_2^4 - (1 + \underline{s}) \cdot T_1^4], \quad (2)$$

где  $\underline{\varepsilon} = \varepsilon_T^{\max} / \varepsilon_T^{\min}$  - относительный оптический параметр;

$\underline{s} = s_6 / s_0$  - относительный геометрический параметр - отношение площади боковой поверхности ( $s_6$ ) корпуса к площади его основания ( $s_0$ );

$k = (\underline{\varepsilon} + 1 + \underline{s}) / [\underline{\varepsilon} \cdot (\underline{\varepsilon} + \underline{s}) - (1 + \underline{s})]$  - безразмерный коэффициент;

$\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана;  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Вт/(м<sup>2</sup>·К<sup>4</sup>).

С целью снижения влияния утечек (или притока) теплового излучения через боковую поверхность  $s_6$  корпуса устройства измерения интенсивности лучистых потоков и получения близкой к изотермичной поверхности корпуса предложено выполнять боковую поверхность корпуса с минимальными значениями  $s_6$  и  $\varepsilon_T^{\min}$ , поэтому предлагается:

1) выполнить корпус предлагаемого устройства в виде правильной прямой призмы или кругового прямого цилиндра, у которого высота  $h$  и характерный размер основания  $L$  отвечают соотношению  $h \ll L$ ;

2) специальной обработкой боковой поверхности (полировкой) или нанесением тонкого слоя покрытия на боковую поверхность получить минимальный

коэффициент теплового излучения  $\epsilon_T^{\min}$  боковой поверхности корпуса предлагаемого устройства.

Корпус устройства предложено выполнить из Al, Cu, Ag или сплавов на их основе как металлов имеющих наиболее высокие значения теплопроводности [5, с.340-343], что позволяет получить близкую к изотермичной поверхность корпуса. Кроме того, полированные поверхности корпуса, выполненные из этих металлов, имеют низкие коэффициенты теплового излучения [5, с.780-783]. Данное обстоятельство (изотермичность корпуса), полагающее, что лучеиспускание по всей поверхности корпуса проходит в равных температурных условиях, использовано при выводе соотношений (1) и (2).

Чтобы выявить посредством фиксации температуры корпуса влияние на тепловое состояние предлагаемого устройства падающего излучения на контролируемый участок КА от окружающих КА тел, установленных в ТВК, ( $q_{ТВК}$ ) и эффективного излучения поверхности контролируемого участка КА ( $q_{КА}$ ), предложено внешнюю поверхность корпуса одного основания выполнять с максимально высоким коэффициентом теплового излучения  $\epsilon_T^{\max}$  (с высокой степенью черноты), например с помощью нанесения покрытия обладающего высокой поглощательной способностью, а поверхность другого основания и боковую поверхность корпуса выполнить с минимальным коэффициентом теплового излучения  $\epsilon_T^{\min}$ .

Покрытие для основания корпуса с  $\epsilon_T^{\max}$  предлагается выполнить из рыхлой "черни", представляющей металлическое вещество в мелкодробленном состоянии, с толщиной слоя, достигающей 30-40 мкм и более, в соответствии с максимальными величинами длин волн поглощенного излучения. Предлагается этот слой покрытия выполнять из Au в виде рыхлой "черни" как имеющей максимальный коэффициент поглощения в широкой области длин волн [6, с.56]. Можно также предложить для создания поверхности основания с максимально высоким  $\epsilon_T^{\max}$  использовать покрытие, выполненное на основе пигментов  $Al_2O_3$ , CaO,  $ZrO_2$ , ZnO, CuO, как имеющих стабильные и наибольшие значения коэффициента теплового излучения в интервале температур ~100÷300 К, соответствующем рабочим условиям применения предлагаемого устройства при ТВИ [5, с.779].

Для создания поверхности основания и боковой поверхности корпуса с низким коэффициентом теплового излучения предложено в предлагаемом устройстве эти поверхности полировать [5, с.780-782]. В случае использования устройства в условиях агрессивных сред, приводящих к увеличению коэффициента теплового излучения на рассматриваемых поверхностях, предложено эти поверхности защищать покрытием тонкого слоя (порядка или менее микрона) из благородных металлов или сплавов на их основе как химически инертных [7, с.183] и затем также отполированного [5, с.783].

Электропроводный термочувствительный элемент может быть изготовлен, например, в виде спиральной намотки или в виде прямоугольной намотки (зигзаг) токопроводящей металлической проволоки или ленты, выполненных, например, из Cu или Pt.

Электропроводный термочувствительный элемент, установленный на электроизолирующей подложке, имеет предварительно выполненную градуировочную характеристику, выраженную зависимостью сопротивления от температуры. Через электроизолированные токоподводы термочувствительный элемент может включаться либо в мостовую схему, либо в схему с нагрузочным сопротивлением,

которые позволяют регистрировать изменение сопротивления термочувствительного элемента.

Суть изобретения поясняется на фиг.1. На фиг.2, 3 приведены два варианта конструктивного исполнения предлагаемого устройства.

На фиг.1-3 приведено: 1 - устройство; 2 - корпус; 3 - полость; 4 - термочувствительный элемент; 5 - подложка; 6 - слой электроизоляции; 7, 8 - основания; 9 - боковая поверхность; 10 - токоподводы.

Устройство 1 измерения интенсивности лучистых потоков состоит из корпуса 2, выполненного из материала с высокой теплопроводностью, внутри которого в полости 3 размещен термочувствительный элемент 4, выполненный из электропроводного материала, на подложке 5 из электроизолирующего материала. Термочувствительный элемент 4 на подложке 5 отделен от корпуса 2 слоем электроизоляции 6. Корпус 2 состоит из двух оснований 7 и 8 и боковой поверхности 9. Поверхность одного основания, например основания 7, выполнена с максимально высоким коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\max} > 0,5$ ). Поверхность другого основания 8 и боковая поверхность 9 выполнены с минимальным коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\min} < 0,5$ ). Термочувствительный элемент 4 соединен с электроизолированными токоподводами 10.

На фиг.2 корпус 2 выполнен в виде правильной прямой призмы - прямоугольного параллелепипеда с квадратным основанием, у которого высота (h) и характерный размер основания (L) отвечают соотношению  $h \ll L$ , в полости 3 через слой электроизоляции 6 размещен термочувствительный элемент 4 на подложке 5. На фиг.2 приведено исполнение термочувствительного элемента 4 в виде прямоугольной намотки (зигзаг) токопроводящей металлической проволоки или ленты.

На фиг.3 корпус 2 выполнен в виде кругового прямого цилиндра, у которого высота (h) и диаметр основания (L) отвечают соотношению  $h \ll L$ , в полости 3 через слой электроизоляции 6 размещен термочувствительный элемент 4 на подложке 5. На фиг.3 приведено исполнение термочувствительного элемента 4 в виде спиральной намотки токопроводящей металлической проволоки.

Устройство 1 измерения интенсивности лучистых потоков при тепловвакуумных испытаниях космических аппаратов и способ его реализации работают следующим образом.

Предположим, требуется проведение ТВИ космического аппарата сложной формы, помещенного в ТВК (на чертеже не показаны). Температура КА определяется тепловым балансом с окружающими его телами, установленными в ТВК (на чертеже не показаны), включающие ИКИ и криогенные экраны, и аппаратурой, размещенной на КА и являющейся источниками внутреннего тепла (на чертеже не показаны). В соответствии с предварительно выполненными теоретическими расчетами теплового режима КА в целом или отдельных элементов его конструкции вблизи отдельных контролируемых участков внешней поверхности КА, которые, по мнению экспериментатора, представляют наибольший интерес, устанавливаются у каждого такого контролируемого участка устройства 1 измерения интенсивности лучистых потоков. С целью минимизации влияния на процессы лучистого теплообмена используемого в эксперименте устройства 1 его характерный размер должен быть намного меньше характерного размера контролируемого участка КА.

Корпус 2, выполненный из материала с высокой теплопроводностью, например из Ag, отвечает соотношению  $h \ll L$ , что позволяет получить конструкцию корпуса 2 с минимальной площадью боковой поверхности 9. Термочувствительный элемент 4,



выполненный например из тонкого медного или платинового провода, закреплен на электроизолирующей подложке 5, имеет предварительно выполненную градуировочную характеристику, выраженную зависимостью сопротивления от температуры. Через токоподводы 10 термочувствительный элемент 4 может

5

включаться либо в мостовую схему, либо в схему с нагрузочным сопротивлением (на чертеже не показаны), которые позволяют регистрировать изменение сопротивления термочувствительного элемента 4.

10

Проверяют работу аппаратуры, размещенной на КА, и системы для измерения контролируемых параметров КА (на чертеже не показаны). Моделируют в ТВК условия, близкие к космическим, обеспечивающие радиационный характер внешней теплопередачи и рабочий режим работы теплоизолирующих устройств КА. По достижении в ТВК давления в пределах  $10^{-3} \dots 10^{-4}$  Па охлаждают криогенные экраны до температуры жидкого азота и начинают эксперимент. Включаются имитаторы ИКИ и аппаратура, установленная на КА.

15

Устанавливают устройство 1, например, в положение №1 так, чтобы поверхность одного основания с  $\epsilon_T^{\max}$ , например основания 7, была параллельна поверхности контролируемого участка КА и направлена в противоположную от него сторону. На поверхность одного основания 7 с  $\epsilon_T^{\max}$  и на боковую поверхность 9 корпуса 2 падает тепловое излучение от окружающих КА тел, установленных в ТВК ( $q_{\text{ТВК}}$ ), а на поверхность другого основания 8 с  $\epsilon_T^{\min}$  падает эффективное излучение поверхности контролируемого участка КА ( $q_{\text{КА}}$ ).

20

25

Лучистые потоки  $q_{\text{ТВК}}$  и  $q_{\text{КА}}$  частично поглощаются корпусом 2, равномерно нагревая его, благодаря высокой теплопроводности материала корпуса 2. Данное обстоятельство, а также удовлетворение условий минимальных значений геометрического параметра  $s$  (при  $h \leq L$ ) и оптического параметра  $\epsilon_T^{\min}$  для боковой поверхности 9 корпуса 2 позволяет получить близкую к изотермичной поверхность корпуса 2. Соответственно токопроводящая металлическая лента или проволока термочувствительного элемента 4 нагревается до средней равновесной температуры корпуса 2.

30

35

Токопроводящую металлическую ленту или проволоку термочувствительного элемента 4 включают с помощью токоподводов 10 в цепь тока небольшой величины. При этом напряжение на концах ленты или проволоки, меняющееся в зависимости от температуры среды (температуры корпуса 2), подводят к фиксирующему прибору (на чертеже не показан). Измеряют электрическое сопротивление металлической ленты или проволоки термочувствительного элемента 4 и по градуировочной характеристике, предварительно выполненной для данного термочувствительного элемента 4, определяют температуру  $T_1$  корпуса 2 в положении №1.

40

Затем устанавливают устройство 1 в положение №2, поворотом корпуса 2 относительно своей оси симметрии на  $180^\circ$  с помощью специального устройства (на чертеже не показано), изменяют положение корпуса 2 так, чтобы поверхность основания 7 с  $\epsilon_T^{\max}$  была параллельна поверхности контролируемого участка КА и направлена в его сторону. После достижения равновесного теплового состояния корпуса 2 измеряют электрическое сопротивление ленты или проволоки термочувствительного элемента 4 и по градуировочной характеристике определяют температуру  $T_2$  корпуса 2 в положении №2.

45

50

Подставляем в соотношения (1) и (2) известные относительные оптические  $\epsilon$  и

геометрические  $s$  характеристики корпуса 2, а также зафиксированные значения  $T_1$  и  $T_2$  и определяем интенсивность лучистых потоков (падающее излучение на контролируемый участок КА  $q_{ТВК}$  и эффективное излучение контролируемого участка КА  $q_{КА}$ ).

Вывод функциональных зависимостей (1) и (2) выполнен при следующих предположениях:

- энергия воспринимаемых корпусом лучистых потоков отводится через внешнюю поверхность корпуса в окружающую среду только излучением;
- потери тепла через токоподводы термочувствительного элемента пренебрежимо малы и в тепловом балансе не учитываются;
- корпус считается изотермичным при установившемся тепловом состоянии рассматриваемой системы.

Приведем уравнения теплового баланса для двух положений устройства относительно контролируемого участка КА:

- в положении №1 устройство установлено так, что на поверхность основания корпуса с  $\varepsilon_T^{\max}$  и на боковую поверхность корпуса падает излучение  $q_{ТВК}$ , а на другое основание корпуса с минимальным коэффициентом теплового излучения  $\varepsilon_T^{\min}$ , падает эффективное излучение поверхности контролируемого участка КА  $q_{КА}$ ;

- в положении №2 на поверхность основания корпуса с  $\varepsilon_T^{\max}$  падает излучение  $q_{КА}$ , а на поверхность основания корпуса с  $\varepsilon_T^{\min}$  и на боковую поверхность падает излучение  $q_{ТВК}$ .

Систему уравнений теплового баланса при установившемся тепловом состоянии устройства измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов в двух его положениях (соответственно в положении №1 и в положении №2) относительно контролируемого участка КА запишем в следующем виде

$$\varepsilon_T^{\max} \cdot q_{ТВК} \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot q_{КА} \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot q_{ТВК} \cdot s_6 = \varepsilon_T^{\max} \cdot \sigma \cdot T_1^4 \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot \sigma \cdot T_1^4 \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot \sigma \cdot T_1^4 \cdot s_6 \quad (3)$$

$$\varepsilon_T^{\max} \cdot q_{КА} \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot q_{ТВК} \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot q_{ТВК} \cdot s_6 = \varepsilon_T^{\max} \cdot \sigma \cdot T_2^4 \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot \sigma \cdot T_2^4 \cdot s_0 + \varepsilon_T^{\min} \cdot \sigma \cdot T_2^4 \cdot s_6 \quad (4)$$

В уравнениях (3) и (4) в левой части приведено поглощенное излучение каждым основанием и боковой поверхностью корпуса от КА и элементов ТВК, а в правой части - собственное излучение каждого основания и боковой поверхности корпуса.

Используя относительные параметры  $\underline{\varepsilon} = \varepsilon_T^{\max} / \varepsilon_T^{\min}$  и  $\underline{s} = s_6 / s_0$ , систему уравнений (3) и (4) преобразуем к виду

$$\underline{\varepsilon} \cdot q_{ТВК} + q_{КА} + q_{ТВК} \cdot \underline{s} = \underline{\varepsilon} \cdot \sigma \cdot T_1^4 + \sigma \cdot T_1^4 + \sigma \cdot T_1^4 \cdot \underline{s} \quad (5)$$

$$\underline{\varepsilon} \cdot q_{КА} + q_{ТВК} + q_{ТВК} \cdot \underline{s} = \underline{\varepsilon} \cdot \sigma \cdot T_2^4 + \sigma \cdot T_2^4 + \sigma \cdot T_2^4 \cdot \underline{s} \quad (6)$$

Решая систему уравнений (5) и (6), получаем выражения (1) и (2) для определения интенсивности лучистых потоков  $q_{ТВК}$  и  $q_{КА}$ .

Приведем расчетный пример применения устройства измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов и способ его реализации.

Размерности всех параметров в расчетном примере приведены в Международной системе единиц.

Помещаем КА в ТВК. Вблизи контролируемого участка КА устанавливаем устройство измерения интенсивности лучистых потоков, например, в положение №1

так, чтобы поверхность основания с  $\epsilon_T^{\max}$  корпуса была параллельна поверхности контролируемого участка КА и направлена в противоположную от него сторону.

Положим, что корпус выполнен из Ag в виде кругового прямого цилиндра (см. 5 фиг.1, 3), у которого  $h=3 \cdot 10^{-3}$  м и  $L=2 \cdot 10^{-2}$  м. Относительный геометрический параметр корпуса (отношение площади боковой поверхности ( $s_6$ ) к площади его основания ( $s_0$ )) составляет  $\underline{s}=s_6/s_0=0,6$ . Примем, что поверхность одного основания корпуса 10 выполнено с  $\epsilon_T^{\max}=0,95$ . Примем, что поверхность другого основания корпуса и боковая поверхность выполнены с  $\epsilon_T^{\min}=0,05$ . При этом относительный оптический параметр составит  $\underline{\epsilon}=\epsilon_T^{\max}/\epsilon_T^{\min}=19$ . В полости корпуса через слой электроизоляции размещен термочувствительный элемент (например, тонкий медный провод, намотанный в виде плоской таблетки) на подложке.

15 По достижении в ТВК давления  $\sim 10^{-3} \dots 10^{-4}$  Па криогенные экраны ТВК охлаждают до температуры жидкого азота, включают аппаратуру, установленную на КА, и ИКИ, установленные в ТВК, и начинают эксперимент.

Предварительно определим безразмерный коэффициент  $k$ , зная  $\underline{\epsilon}$  и  $\underline{s}$ , 20  $k=(\underline{\epsilon}+1+\underline{s})/[\underline{\epsilon} \cdot (\underline{\epsilon}+\underline{s})-(1+\underline{s})]=1/18$ .

Лучистые потоки  $q_{\text{ТВК}}$  и  $q_{\text{КА}}$  частично поглощаются корпусом, равномерно 25 нагревая его и соответственно токопроводящий металлический провод термочувствительного элемента до средней равновесной температуры корпуса. С помощью предварительно выполненной градуировочной характеристики термочувствительного элемента определяем температуру  $T_1$  корпуса для положения №1. Положим, зафиксировали  $T_1=150$  К. Затем поворачиваем корпус относительно 30 своей оси симметрии на  $180^\circ$  в положение №2, так чтобы поверхность основания  $\epsilon_T^{\max}$  была параллельна поверхности контролируемого участка КА и направлена в его сторону. После достижения равновесного теплового состояния корпуса измеряем с помощью термочувствительного элемента температуру  $T_2$  корпуса в положении №2. Положим, зафиксировали  $T_2=120$  К.

35 Подставляем в соотношения (1) и (2) известные значения  $\underline{\epsilon}$ ,  $\underline{s}$ ,  $k$ , а также зафиксированные  $T_1$ ,  $T_2$  и определяем интенсивность лучистых потоков  $q_{\text{ТВК}}$  и  $q_{\text{КА}}$ :

$$q_{\text{ТВК}}=k \cdot \sigma \cdot (\underline{\epsilon} \cdot T_1^4 - T_2^4)=1/18 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot [19 \cdot 150^4 - 120^4] \cong 29,6 \text{ Вт/м}^2;$$

$$q_{\text{КА}}=k \cdot \sigma \cdot [(\underline{\epsilon}+\underline{s}) \cdot T_2^4 - (1+\underline{s}) \cdot T_1^4]=1/18 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot [(19+0,6) \cdot 120^4 - (1+0,6) \cdot 150^4] \cong 10,3 \text{ Вт/м}^2.$$

40 Применение предлагаемой конструкции устройства измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов и способ его эксплуатации позволяют:

- 1) осуществлять контроль величины тепловых потоков падающих на контролируемый участок КА и эффективного излучения контролируемого участка КА;
- 45 2) использовать предлагаемую конструкцию устройства и способ его реализации в функциональном контроле и диагностике системы обеспечения теплового режима космического аппарата при тепловакуумных испытаниях;
- 3) сократить стоимость наземной экспериментальной отработки КА в условиях 50 моделирования космического излучения и вакуума в ТВК благодаря простоте конструкции устройства и способа его реализации;
- 4) определить распределение плотности тепловых потоков по внешней поверхности КА при использовании простого аналитического аппарата и методики проведения

эксперимента;

5) измерять величину интенсивности лучистых потоков по предложенным функциональным зависимостям, включающим минимальное число контролируемых процесс параметров, влияющих на точность измерений;

б) автоматизировать процесс экспериментального определения лучистых потоков в тепловакуумной камере, используя информацию поступающую с соответствующих термочувствительных элементов.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. Под ред. акад. Г.И.Петрова. М.: Машиностроение, 1971.

2. О.Б.Андрейчук, Н.Н.Малахов. Тепловые испытания космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982.

3. Криксунов Л.З. Справочник по основам инфракрасной техники. М.: Советское радио, 1978.

4. М.Н.Марков. Приемники инфракрасного излучения. М.: Наука, 1968.

5. Физические величины. Справочник под ред. И.С.Григорьева, Е.З.Мейлихова. М.: Энергоатомиздат, 1991.

6. Физический энциклопедический словарь. М.: Советская энциклопедия, 1983.

7. Большой энциклопедический словарь политехнический. Гл. ред. А.Ю.Ишлинский. М.: Большая Российская энциклопедия, 2000.

8. И.Н.Бронштейн, К.А.Семендяев. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. М.: Наука, 1986.

#### Формула изобретения

1. Устройство измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов, включающее металлический токопроводящий термочувствительный элемент, размещенный на электроизолирующей подложке, отличающееся тем, что термочувствительный элемент на подложке установлен внутри корпуса, выполненного из материала с высокой теплопроводностью, и электроизолирован от корпуса; корпус выполнен в виде правильной прямой призмы или кругового прямого цилиндра, у которых высота  $h$  и характерный размер оснований  $L$  отвечают соотношению  $h \ll L$ ; поверхность одного основания корпуса выполнена с максимально высоким коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\max} > 0,5$ ), а поверхность другого основания и боковая поверхность корпуса выполнены с минимальным коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\min} < 0,5$ ).

2. Способ эксплуатации устройства измерения интенсивности лучистых потоков при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов, включающий измерение электрического сопротивления электропроводного термочувствительного элемента, отличающийся тем, что устанавливают устройство измерения интенсивности лучистых потоков в одно из двух положений так, чтобы для каждого положения поверхности оснований его корпуса, выполненного из материала с высокой теплопроводностью в виде правильной прямой призмы или кругового прямого цилиндра, были параллельны поверхности контролируемого участка космического аппарата; в положении №1 поверхность основания корпуса, выполненная с минимальным коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\min}$ ), направлена в сторону контролируемого участка, а поверхность другого основания, выполненная с максимально высоким коэффициентом теплового излучения ( $\epsilon_T^{\max}$ ), была направлена в противоположную от

него сторону; в положении №2 поверхность основания корпуса с  $\varepsilon_T^{\max}$  направлена в  
 сторону контролируемого участка, а поверхность другого основания с  $\varepsilon_T^{\min}$   
 направлена в противоположную от него сторону; устанавливают устройство  
 5 измерения интенсивности лучистых потоков в одно из этих положений и после  
 достижения равновесного теплового состояния измеряют сопротивление  
 электропроводного термочувствительного элемента, установленного внутри корпуса,  
 и по градуировочной характеристике, предварительно выполненной для данного  
 10 термочувствительного элемента, определяют температуру корпуса для этого  
 положения (в случае положения № 1 - температуру  $T_1$  или в случае положения № 2 -  
 температуру  $T_2$ ); затем поворотом корпуса относительно своей оси симметрии на  $180^\circ$   
 устанавливают устройство измерения интенсивности лучистых потоков в другое  
 15 положение и после достижения равновесного теплового состояния аналогично  
 определяют температуру корпуса для этого положения (в случае положения № 1 -  
 температуру  $T_1$  или в случае положения № 2 - температуру  $T_2$ ); интенсивность  
 лучистых потоков, падающего излучения на контролируемый участок космического  
 аппарата ( $q_{ТВК}$ ) и эффективного излучения контролируемого участка космического  
 20 аппарата ( $q_{КА}$ ), определяют из соотношений

$$q_{ТВК} = k \cdot \sigma \cdot (\varepsilon \cdot T_1^4 - T_2^4);$$

$$q_{КА} = k \cdot \sigma \cdot [(\varepsilon + s) \cdot T_2^4 - (1 + s) \cdot T_1^4],$$

25 где  $\underline{\varepsilon} = \varepsilon_T^{\max} / \varepsilon_T^{\min}$  - относительный оптический параметр;

$\underline{s} = s_\sigma / s_o$  - относительный геометрический параметр - отношение площади боковой  
 поверхности ( $s_\sigma$ ) корпуса к площади его основания ( $s_o$ );

$k = (\varepsilon + 1 + s) / [\varepsilon \cdot (\varepsilon + s) - (1 + s)]$  - безразмерный коэффициент;

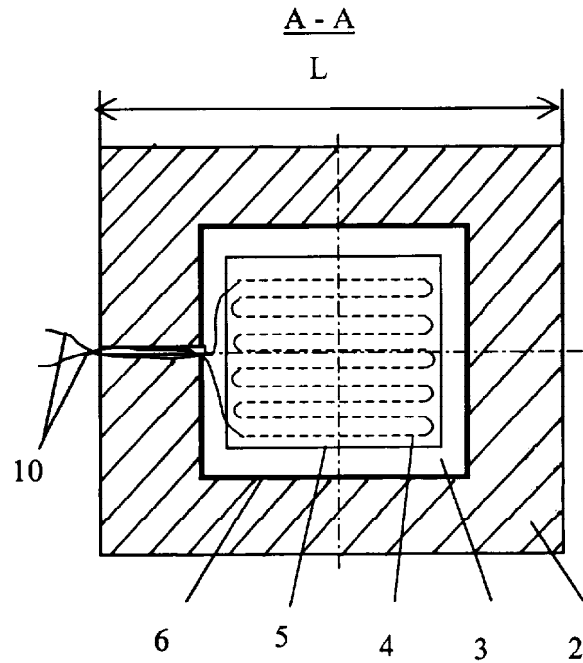
30  $\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана.

35

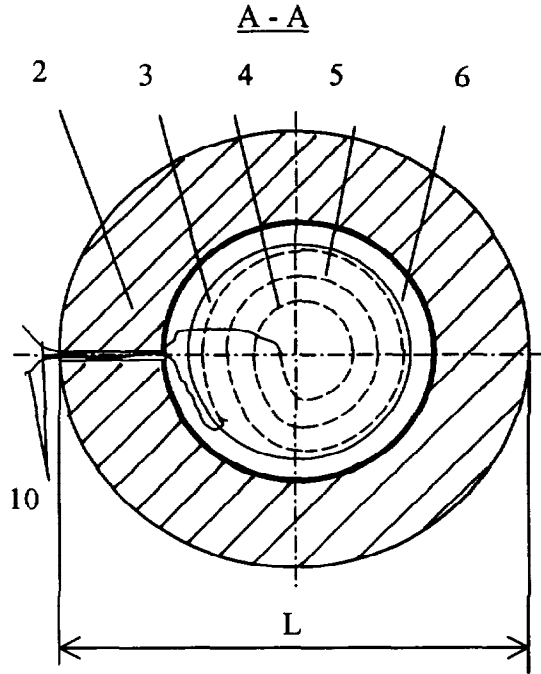
40

45

50



Фиг. 2



Фиг. 3