



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2012153047/28, 07.12.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
07.12.2012

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 07.12.2012

(45) Опубликовано: 10.06.2014 Бюл. № 16

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 6535663 B1 18.03.2003. US 6538796
B1 25.03.2003. US 20080206534 A1 28.08.2008

Адрес для переписки:

111250, Москва, ул. Авиамоторная, 53, ОАО
"Российские космические системы"

(72) Автор(ы):

Смирнов Игорь Павлович (RU),
Козлов Дмитрий Владимирович (RU),
Жуков Андрей Александрович (RU),
Чурило Игорь Владимирович (RU),
Селиванов Арнольд Сергеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Открытое акционерное общество
"Российская корпорация ракетно-
космического приборостроения и
информационных систем" (ОАО "Российские
космические системы") (RU)

(54) МИКРОСИСТЕМНОЕ УСТРОЙСТВО ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ПОВЕРХНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области микроэлектроники - устройствам микросистемной техники, выполненным по технологиям микрообработки кремния, и может быть использовано при создании систем терморегуляции нагреваемой поверхности космических аппаратов, либо иных систем, обеспечивающих микроперемещения в горизонтальной плоскости плоской функциональной несущей поверхности относительно неподвижного основания с расположенными на нем термомеханическими микроактюаторами, состоящими как минимум из двух слоев термомеханического материала. Заявленное микросистемное устройство терморегуляции поверхности космического аппарата включает: основание из диэлектрического материала с низким коэффициентом теплопроводности с отверстием прямоугольной формы; как минимум два ряда независимых параллельных канала управления из микроактюаторов, расположенные параллельно друг другу вдоль основания (как это показано на фиг.1а, б); отражающий экран, расположенный над микроактюаторами;

металлизированные дорожки с электрическими контактами на основании и/или внутри него для электрического контакта с микроактюаторами; направляющие отражающего экрана, закрепленные на основании; полиимидные прижимы, расположенные между направляющими отражающего экрана и отражающим экраном; при этом соседние микроактюаторы в ряду повернуты друг к другу под углом 180 градусов, количество микроактюаторов в каждом ряду равно, количество рядов - четное количество, а количество микроактюаторов в каждом ряду не менее 6, микроактюаторы выполнены с возможностью углового перемещения подвижных элементов на угол не менее 30 градусов; отражающий экран расположен над микроактюаторами так, что ось симметрии отражающего экрана равноудалена от каждой пары рядов микроактюаторов (как это показано на фиг.1а, б); свободная поверхность основания покрыта с обеих сторон материалом с высоким коэффициентом отражения; усилие на подвижных элементах микроактюаторов такое, что суммарно для всех микроактюаторов оно оказывается достаточным для преодоления силы трения между

отражающим экраном и микроактюаторами. Техническим результатом заявленного изобретения является:

- уменьшение массогабаритных параметров за счет линейного перемещения подвижного элемента в одной плоскости;

- работоспособность системы в условиях открытого космоса, а также устойчивость к жестким температурным условиям эксплуатации;

- уменьшение потерь на трение между элементами конструкции;

- увеличение эффективности работы системы за счет активного управления и за счет полного закрытия защищаемой поверхности отражающим экраном;

- уменьшение напряжения питания до

бортового;

- увеличение надежности за счет применения микроприводов, устойчивых к многократным изгибам;

- уменьшение энергопотребления за счет режима работы, подразумевающего активность системы, и, как следствие, энергопотребление, только в момент осуществления передвижения экрана, то есть в момент изменения температурного режима защищаемого объекта и/или окружающей среды;

- возможность изготовления систем терморегуляции групповыми методами по стандартным технологиям микрообработки кремния и механообработки элементов конструкции. 14 з.п. ф-лы, 5 ил.

R U 2 5 1 8 2 5 8 C 1

R U 2 5 1 8 2 5 8 C 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 518 258** (13) **C1**

(51) Int. Cl.

B81B 7/00 (2006.01)

B81B 3/00 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2012153047/28, 07.12.2012

(24) Effective date for property rights:
07.12.2012

Priority:

(22) Date of filing: 07.12.2012

(45) Date of publication: 10.06.2014 Bull. № 16

Mail address:

111250, Moskva, ul. Aviamotornaja, 53, OAO
"Rossijskie kosmicheskie sistemy"

(72) Inventor(s):

**Smirnov Igor' Pavlovich (RU),
Kozlov Dmitrij Vladimirovich (RU),
Zhukov Andrej Aleksandrovich (RU),
Churilo Igor' Vladimirovich (RU),
Selivanov Arnold' Sergeevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Rossijskaja
korporatsija raketno-kosmicheskogo
priborostroenija i informacionnykh sistem"
(OAO "Rossijskie kosmicheskie sistemy") (RU)**

(54) **MICROSYSTEM DEVICE FOR TEMPERATURE CONTROL OF SURFACE OF SPACECRAFT**

(57) Abstract:

FIELD: physics.

SUBSTANCE: microsystem device for temperature control of the surface of spacecraft includes: a base made of dielectric material with a low coefficient of heat conduction with a rectangular hole; at least two rows of independent parallel control channels consisting of microactuators arranged parallel to each other along the base (as shown on fig. 1a, b); a reflecting shield placed over the microactuators; metal-coated tracks with electrical contacts on and/or inside the base for electrical contact with the microactuators; guides of the reflecting shield mounted on the base; polyimide clamps placed between the guides of the reflecting shield and the reflecting shield. Adjacent microactuators in a row are turned towards each other at an angle of 180 degrees; the number of microactuators in each row is equal to the number of rows - which is an even number, and the number of microactuators in each row is not less than 6; the microactuators are configured for angular displacement of mobile elements by an angle of not less than 30 degrees; the reflecting shield is placed over the microactuators such that the axis of symmetry of the reflecting shield is equidistant from each pair of rows of microactuators (as shown on fig. 1a, b); the free surface of the base is coated on both sides with a mate-

rial with a high coefficient of reflection; force on the mobile elements of the microactuators is such that, overall for all microactuators, it is sufficient to overcome the frictional force between the reflecting shield and the microactuators.

EFFECT: reduced weight and size owing to linear displacement of the mobile element in one plane, capacity of the system to operate in open space conditions, resistance to severe operating temperature conditions, reduced frictional losses between components of the structure, high operating efficiency of the system owing to active control and full closure of the protected surface by the reflecting shield, reducing supply voltage to on-board voltage, high reliability owing to use of microdrives which are resistant to repeated bending, low power consumption owing to an operating mode which requires system activity, and power consumption only when moving the shield, ie when changing the temperature conditions of the protected object or the ambient environment, enabling the manufacture of temperature control systems via batch methods according to standard technologies of silicon micromachining and machining components of the structure.

15 cl, 5 dwg

RU 2 518 258 C1

RU 2 518 258 C1

Область техники

Изобретение относится к области микроэлектроники - устройствам микросистемной техники, выполненным по технологиям микрообработки кремния, и может быть использовано при создании систем терморегуляции нагреваемой поверхности космических аппаратов, либо иных систем, обеспечивающих микроперемещения в горизонтальной плоскости плоской функциональной несущей поверхности относительно неподвижного основания с расположенными на нем термомеханическими микроактюаторами, состоящими как минимум из двух слоев термодеформируемого материала.

10 Уровень техники

Из уровня техники известно устройство «MEMS device for spacecraft thermal control applications», представляющее собой микроэлектромеханическую систему, обеспечивающую терморегуляцию поверхности космического аппарата [Л1]. Действие системы основано на механическом изменении положения отражающей поверхности за счет открытия и закрытия поверхности микромеханическими шторками, выполненными с использованием технологий микрообработки. Движение шторок происходит за счет рычажной передачи усилий с точки приложения усилий на точку крепления к шторке таким образом, что наблюдается преобразование линейного перемещения в угловое.

20 Недостатком известного технического решения является сложность конструкции, обусловленная необходимостью дополнения системы активным приводом, организующим линейное перемещение точки приложения усилий, а также технологически сложным сочленением шторок с рычагами и поверхностью основания, на котором они расположены. Кроме того, к недостаткам можно отнести низкую эффективность работы за счет значительной потери КПД на трение между рычагами и поверхностью основания, а также увеличенные массогабаритные параметры в части размеров по высоте при открытом положении шторок.

Из уровня техники известна микроструктурная система терморегулирования космического аппарата, основанная на пассивной работе тепловых актюаторов [Л2]. Согласно известному техническому решению терморегуляция осуществляется за счет углового перемещения шторок, являющихся также хвостовиками тепловых микроактюаторов. В результате теплового воздействия на деформируемую структуру актюатора, происходит расширение/сужение материалов, входящих в его состав, что и приводит к отклонению хвостовика относительно неподвижного основания, тем самым изменяется площадь отражающей поверхности, скрытой под актюатором, позволяя уменьшать/увеличивать температуру защищаемой поверхности.

К недостаткам известной конструкции относится, прежде всего, низкая эффективность работы системы из-за отсутствия возможности управлять системой извне; система полностью автономна и пассивна, что с одной стороны рассматривается как положительный момент, однако в ситуациях, когда необходимо сохранить тепло внутри космического аппарата и не допустить его переохладения;

система функционирует не корректно и не приводит к желаемому результату. Также низкая эффективность обусловлена неполным закрытием поверхности шторкой. Недостатком является и увеличение массогабаритных параметров в части размеров по высоте при открытом положении шторок.

Из уровня техники известно устройство «Electrostatic switched radiator for space based thermal control», обеспечивающее изменение излучательной способности поверхности [Л3]. Устройство для терморегуляции космического аппарата представляет собой

электростатический переключатель с возможностью менять в широком диапазоне свою излучательную способность. Эластичное покрытие имеет высокую излучательную способность и создает близкий контакт с поверхностью КА, электростатически притягиваясь к ней. Когда этого контакта нет, излучательная способность поверхности
5 ниже.

Основным недостатком данного устройства является низкая надежность системы, связанная с эффектом залипания, сложность конструкции, а также высокие напряжения срабатывания.

Из уровня техники известно устройство «Electrostatically actuated electromagnetic radiation shutter», основанное на электростатическом взаимодействии и предназначенное
10 для пропускания либо задерживания солнечного излучения [Л14]. Устройство включает в себя жесткую мембрану, способную к пропусканию электромагнитного излучения и двух гибких мембран. Первая гибкая мембрана закреплена неподвижно одним концом на верхней части жесткой мембраны, второй конец гибкой мембраны остается
15 свободным. Вторая гибкая мембрана закреплена таким же способом на обратной стороне жесткой мембраны. Напряжение подается между электродами гибких мембран, что приводит к перемещению гибких мембран относительно постоянной жесткой мембраны. В закрытом состоянии (при подаче напряжения) гибкие мембраны находятся параллельно постоянной мембране и способны к отражению электромагнитного
20 излучения. В открытом состоянии (при отсутствии напряжения) гибкие мембраны полностью свернуты, благодаря чему солнечное излучение пропускается через устройство.

К недостатком данного решения можно отнести увеличенные массогабаритные параметры в части размеров по высоте за счет сворачивания эластичных мембран с
25 двух сторон в трубку, высокие напряжения срабатывания, низкая надежность за счет высоких значений деформаций в структуре мембран. Кроме того, конструкция сложна в изготовлении.

Раскрытие изобретения

Техническим результатом заявленного изобретения является:

- 30 - уменьшение массогабаритных параметров за счет линейного перемещения подвижного элемента в одной плоскости;
- работоспособность системы в условиях открытого космоса, а также устойчивость к жестким температурным условиям эксплуатации;
- уменьшение потерь на трение между элементами конструкции;
- 35 - увеличение эффективности работы системы за счет активного управления и за счет полного закрытия защищаемой поверхности отражающим экраном;
- уменьшение напряжения питания до бортового;
- увеличение надежности за счет применения микроактюаторов, устойчивых к многократным изгибам;
- 40 - уменьшение энергопотребления за счет режима работы, подразумевающего активность системы, и, как следствие, энергопотребление, только в момент осуществления передвижения отражающего экрана, то есть в момент изменения температурного режима защищаемого объекта и/или окружающей среды;
- возможность изготовления устройства терморегуляции групповыми методами по
45 стандартным технологиям микрообработки кремния и механообработки элементов конструкции.

Технический результат достигается тем, что микросистемное устройство терморегуляции поверхности космического аппарата включает:

- основание из диэлектрического материала с низким коэффициентом теплопроводности с отверстием прямоугольной формы;

- как минимум два ряда независимых параллельных канала управления из микроактюаторов, расположенные параллельно друг другу вдоль основания (как это показано на фиг. 1а, б);

- отражающий экран, расположенный над микроактюаторами;

- металлизированные дорожки с электрическими контактами на основании и/или внутри него для электрического контакта с микроактюаторами;

- направляющие отражающего экрана, закрепленные на основании;

- полиимидные прижимы, расположенные между направляющими отражающего экрана и отражающим экраном;

при этом соседние микроактюаторы в ряду повернуты друг к другу под углом 180 градусов,

количество микроактюаторов в каждом ряду равно,

количество рядов - четное количество, а количество микроактюаторов в каждом ряду не менее 6,

микроактюаторы выполнены с возможностью углового перемещения подвижных элементов на угол не менее 30 градусов;

отражающий экран расположен над микроактюаторами так, что ось симметрии отражающего экрана равноудалена от каждой пары рядов микроактюаторов (как это показано на фиг. 1а, б);

свободная поверхность основания покрыта с обеих сторон материалом с высоким коэффициентом отражения;

усилие на подвижных элементах микроактюаторов такое, что суммарно для всех микроактюаторов оно оказывается достаточным для преодоления силы трения между отражающим экраном и микроактюаторами.

В предпочтительном варианте, электрический контакт микроактюаторов к металлизированным дорожкам осуществляется за счет электропроводящего соединения, например клея, припоя или другого подходящего для электрического контакта

соединения. Полиимидные прижимы представляют собой тонкие полоски из полиимида, собранные в кольца в количестве не менее 4. Длина отверстия прямоугольной формы

основания не превышает половины длины отражающего экрана. Микроактюаторы выполнены в виде сформированной в меза-структуре упругошарнирной консольной

балки, состоящей из параллельных трапециевидных вставок из монокристаллического кремния с ориентацией [100], расположенных перпендикулярно основной оси консольной

балки и соединенных полиимидными прослойками, образованными полиимидной пленкой, нагревателя и металлизации нагревателя, при этом полиимидная пленка

выполнена из слоя полипиромеллитимида, прилегающего к параллельным

трапециевидным вставкам. Полиимидные прослойки, образованные полиимидной

пленкой между параллельными трапециевидными вставками, выполнены в V-образной или трапециевидной форме в поперечном сечении с расстоянием между соседними

параллельными трапециевидными вставками, равным или отличным от нуля. На каждый из каналов управления подаются сигналы, содержащие одинаковые прямоугольные

импульсы со значением скважности 2 и смещенные друг относительно друга на четверть или три четверти периода в зависимости от необходимого направления движения

отражающего экрана вдоль продольной оси основания. Отражающий экран выполнен из алюминиевой фольги на каркасе из твердого материала.

Микросистемное устройство в предпочтительном варианте дополнительно включает

покрытие с высокой излучательной способностью, нанесенное в виде пленки на защищаемую поверхность, электронный блок, имеющий проводное соединение с электрическими контактами металлизированных дорожек основания и выполняющий роль управляющего устройства и датчики обратной связи. В качестве датчиков обратной связи используются, например температурные датчики и/или концевые датчики положения. Температурные датчики установлены на лицевой и/или обратной поверхности основания с отражающим покрытием и/или внутри и на поверхности защищаемого объекта, их выводы разведены через металлизированные дорожки на контактные площадки. Концевые датчики положения установлены с двух противоположных сторон основания, соответствующих крайним возможным положениям отражающего экрана, их выводы разведены через металлизированные дорожки на контактные площадки. Отражающий экран выполнен в форме прямоугольника с выступами для концевых датчиков положения на двух противоположных сторонах вдоль продольной оси основания, при этом выступы расположены параллельно рядам микроактюаторов (как это показано на фиг.1 а, б).

Краткое описание чертежей

Признаки и сущность заявленной группы изобретений поясняются в последующем детальном описании, иллюстрируемом чертежами, где показано следующее.

На фиг.1 представлена конструкция заявленного микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата, где:

- а - закрытое положение отражающего экрана;
- б - открытое положение отражающего экрана.

На фиг.2 представлена конструкция прижимов микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата.

На фиг.1, 2 обозначено следующее:

- 1 - отражающий экран;
- 2 - температурные датчики (датчики обратной связи);
- 3 - основание из диэлектрического материала с низким коэффициентом теплопроводности;
- 4 - микроактюаторы 1-го канала управления;
- 5 - микроактюаторы 2-го канала управления;
- 6 - направляющие отражающего экрана;
- 7 - концевые датчики положения (датчики обратной связи);
- 8 - защищаемая поверхность (например, поверхность КА, подверженная влиянию солнечного излучения);
- 9 - полиимидные прижимы.

На фиг.3 представлен принцип функционирования заявленного микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата, иллюстрирующий влияние электрического сигнала на перемещение отражающего экрана в горизонтальной плоскости, где:

- а - закрытие отражающего экрана;
- б - открытие отражающего экрана;
- U1 - электрическое напряжение на 1 канале управления микроактюаторов;
- U2 - электрическое напряжение на 2 канале управления микроактюаторов;
- t - время;
- S - перемещение отражающего экрана;
- d - длительность электрического импульса.

На фиг.4 представлен алгоритм функционирования микросистемного устройства

терморегуляции на основе термомеханических микроактюаторов, отражающий взаимосвязь термомеханических микроактюаторов, системы управления и датчиков обратной связи. На данной фигуре приняты следующие обозначения:

- Т1 - граничная температура, при которой происходит открытие отражающего экрана;
- Т2 - граничная температура, при которой происходит закрытие отражающего экрана;
- S - перемещение отражающего экрана ($S=0$ - открытое состояние, $S=\max$ - закрытое состояние).

На фиг.5 представлена конструкция испытательного стенда по установлению влияния внешнего ИК-излучения на работоспособность микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата. На данной фигуре приняты следующие обозначения:

- 10 - штатив;
- 11 - зажим;
- 12 - ИК-нагреватель;
- 13 - микросистемное устройство терморегуляции;
- 14 - штанга штатива.

Осуществление и примеры реализации изобретения

Заявленное изобретение способно нормально функционировать в условиях дестабилизирующих факторов открытого космического пространства и напрямую обеспечивать стабилизацию и регулирование температуры на поверхности космического аппарата или его составных частей и косвенно влиять на температурный режим активного оборудования, установленного внутри аппарата.

Работоспособность устройства терморегуляции поверхности космического аппарата на основе термомеханических микроактюаторов подтверждают изготовленные образцы. Конструкция, а также функционирование микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата отражены на фиг.1-4.

На фиг.1 показаны основные конструктивные элементы микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата. Стабилизация и регулирование температуры происходит путем изменения площади отражающего экрана над поверхностью защищаемого объекта. Достигается это передвижением отражающего экрана (1) в горизонтальной плоскости, что приводит к открытию или закрытию защищаемой поверхности (8), подверженной воздействию теплового излучения. Величина изменения площади ограничена размерами отражающего экрана (1) и составляет величину менее 50% общей площади, занимаемой микросистемным устройством. Передвижение организовано с помощью подвижных термомеханических микроактюаторов (4) и (5), соединенных в два независимых канала управления и расположенных как минимум в 2 ряда таким образом, что соседние микроактюаторы (4) и (5) в ряду повернуты друг к другу под углом 180 градусов. Данное расположение позволяет организовать цепочки микроактюаторов таким образом, чтобы они приводили в движение отражающий экран (1). Микроактюаторы первого канала управления (4) и второго канала управления (5) расположены на основании (3), на нем же проведена разводка металлизированных дорожек, обеспечивающих контакт посредством электропроводящего соединения (клей, припой и др.) микроактюаторов и контактных площадок. Свободное поле основания (3) покрыто материалом с высоким коэффициентом отражения. Отражающий экран (1) расположен над микроактюаторами и лежит на них так, что ось симметрии отражающего экрана (1) равноудалена от каждой пары рядов микроактюаторов (4) и (5). На основании (3) расположены также концевые датчики положения (7) и температурные датчики (2). Их роль сводится к реализации

обратной связи в системе. Концевые датчики положения (7) определяют состояние открытия или закрытия отражающего экрана (1). Температурные датчики (2) определяют соответствие температурного режима заданным значениям критических температур для защищаемого объекта. Температурные датчики (2) могут при необходимости располагаться внутри и на поверхности защищаемого объекта, что расширяет функциональные возможности микроустройства терморегуляции и повышает уровень защиты устройств от перегрева или переохлаждения.

Для равномерного перемещения отражающего экрана (1) и для стабильности положения в условиях невесомости в конструкцию внесены направляющие отражающего экрана (6), а также отмеченные на фиг.2 полиимидные прижимы, представляющие собой кольцо из тонкой пленки полиимида, толщина и длина которой определяется экспериментальным или расчетным методом исходя из необходимой жесткости.

На фиг.3 показано, как организовано горизонтальное перемещение отражающего экрана (1). При подаче электрического импульса U_1 и/или U_2 на каждый из каналов управления в заданной на фиг.3 последовательности происходит постепенное поступательное перемещение отражающего экрана в заданном направлении. Таким образом, движение отражающего экрана определяется, прежде всего, амплитудой и длительностью задаваемого электрического импульса сигнала на каждом из каналов управления.

При необходимости автономной работы микроустройства терморегуляции поверхности космического аппарата, а также для облегчения ручного управления конструкция включает в свой состав схему управления. На фиг.4 показан алгоритм, определяющий реакцию микроустройства терморегуляции на изменение температурного режима как окружающей среды, так и защищаемого объекта. Таким образом, при превышении заданной температуры T_2 на температурных датчиках "внутри или на поверхности защищаемого объекта происходит закрытие отражающего экрана, площадь отражающей поверхности увеличивается, что приводит к охлаждению. Повторное открытие отражающего экрана происходит в момент достижения температуры T_1 на температурном датчике, по которому был подан сигнал на закрытие отражающего экрана. Стоит отметить, что для каждого температурного датчика значения T_1 и T_2 выбираются экспериментально или в результате проведения расчетов так, что T_1 меньше, чем T_2 .

При наличии вероятности переохлаждения в эксплуатируемых условиях, алгоритм работы схемы управления видоизменяется. Добавляется температура T_3 , соответствующая критическому минимальному уровню температуры, при котором защищаемое устройство работоспособно. При достижении заданной температуры отражающий экран (1) закрывается, не давая аккумуляруемому в закрытом пространстве активными элементами защищаемого устройства теплу выходить наружу, тем самым теплоизолируя внутренний объем от внешней окружающей среды. Повторное открытие отражающего экрана (1) происходит при увеличении температуры до T_4 , значение которой больше, чем T_3 . Аналогично значениям T_1 и T_2 , значения T_3 и T_4 для каждого температурного датчика выбираются экспериментально или в результате проведения расчетов.

При различии в показаниях температурных датчиков, расположенных в разных областях микроустройства терморегуляции и защищаемого объекта, таком, что все показания температурных датчиков являются критическими, приводя к срабатыванию механизма перемещения отражающего экрана (1), приоритетным оказывается температурный датчик, расположенный наиболее близко к наиболее чувствительному

к температурным перепадам элементу защищаемого объекта.

Результаты проведенных испытаний на стенде, изображенном на фиг.5, при нормальных условиях в присутствии конвективной составляющей показали, что при наличии внешнего источника теплового излучения, при закрытии отражающего экрана уровень температуры на температурных датчиках системы, установленных на основании, понизился с 491 К до 340 К. Данный стенд позволяет осуществлять нагрев поверхности основания с расположенными на нем микроактюаторами и фиксировать температуру, контролируя ее с помощью температурных датчиков. Предполагается возможность регулирования температуры путем изменения расстояния между излучателем и основанием. Испытательный стенд состоит из штатива 10 с расположенными на нем двумя зажимами 11. На верхнем зажиме крепится ИК-излучатель 12, на нижнем - микросистемное устройство терморегуляции 13. Оба зажима могут передвигаться вверх/вниз по штанге 14 штатива, тем самым изменяя температуру на контролируемой поверхности.

В свою очередь микросистемное устройство терморегуляции соединено со схемой управления. ИК-излучатель напрямую подсоединен в сеть ~220 В. По результатам моделирования при пониженном атмосферном давлении значение температуры снижается с 577 К до 395 К.

Таким образом, заявленное изобретение обеспечивает создание малогабаритных (без существенного увеличения размеров по высоте), активных, с возможностью автоматизированного и/или удаленного ручного управления микроустройств терморегуляции с применением изготовленных по групповому методу, стандартными технологиями микрообработки кремния, высоконадежных исполнительных элементов в виде подвижных микроактюаторов.

Источники информации

1. Патент США на изобретение US 6538796 от 25.03.2003 «MEMS device for spacecraft thermal control applications» - [Л1].
2. Заявка на изобретение РФ 20101311967. Микроструктурная система терморегулирования космического аппарата / А.С. Корпухин (RU), А.С.Селиванов (RU), А.А. Жуков (RU), А.С.Дмитриев (RU), Ю.М. Урличич (RU); ОАО «Российские космические системы» (RU) [Л2].
3. Патент США на изобретение US 6899170 от 31.05.05 «Electrostatic switched radiator for space based thermal control» - [Л3].
4. Международная публикация заявки на изобретение WO 02/36486 от 28.09.2001 «Electrostatically actuated electromagnetic radiation shutter» - [Л4].

Формула изобретения

1. Микросистемное устройство терморегуляции поверхности космического аппарата включает:

- основание из диэлектрического материала с низким коэффициентом теплопроводности с отверстием прямоугольной формы;
- как минимум два ряда независимых параллельных каналов управления из микроактюаторов, расположенные параллельно друг другу вдоль основания;
- отражающий экран, расположенный над микроактюаторами;
- металлизированные дорожки с электрическими контактами на основании и/или внутри него для электрического контакта с микроактюаторами;
- направляющие отражающего экрана, закрепленные на основании;
- полиимидные прижимы, расположенные между направляющими отражающего

экрана и отражающим экраном;

при этом соседние микроактюаторы в ряду повернуты друг к другу под углом 180 градусов,

количество микроактюаторов в каждом ряду равное,

5 количество рядов - четное количество, а количество микроактюаторов в каждом ряду не менее 6,

микроактюаторы выполнены с возможностью углового перемещения подвижных элементов на угол не менее 30 градусов;

10 отражающий экран расположен над микроактюаторами так, что ось симметрии отражающего экрана равноудалена от каждой пары рядов микроактюаторов;

свободная поверхность основания покрыта с обеих сторон материалом с высоким коэффициентом отражения;

15 усилие на подвижных элементах микроактюаторов такое, что суммарно для всех микроактюаторов оно оказывается достаточным для преодоления силы трения между отражающим экраном и микроактюаторами.

2. Микросистемное устройство по п.1, в котором электрический контакт микроактюаторов к металлизированным дорожкам осуществляется за счет электропроводящего соединения, например клея, припоя или другого подходящего для электрического контакта соединения.

20 3. Микросистемное устройство по п.2, в котором полиимидные прижимы представляют собой тонкие полоски из полиимида, собранные в кольца в количестве не менее 4.

4. Микросистемное устройство по п.3, в котором длина отверстия прямоугольной формы основания не превышает половины длины отражающего экрана.

25 5. Микросистемное устройство по п.4, в котором микроактюаторы выполнены в виде сформированной в меза-структуре упругошарнирной консольной балки, состоящей из параллельных трапецевидных вставок из монокристаллического кремния с ориентацией [100], расположенных перпендикулярно основной оси консольной балки и соединенных полиимидными прослойками, образованными полиимидной пленкой, 30 нагревателя и металлизации нагревателя, при этом полиимидная пленка выполнена из слоя полипиромеллитимида, прилегающего к параллельным трапецевидным вставкам.

6. Микросистемное устройство по п.5, в котором полиимидные прослойки, образованные полиимидной пленкой между параллельными трапецевидными вставками, выполнены в V-образной или трапецевидной форме в поперечном сечении 35 с расстоянием между соседними параллельными трапецевидными вставками, равным или отличным от нуля.

7. Микросистемное устройство по п.6, в котором на каждый из каналов управления подаются сигналы, содержащие одинаковые прямоугольные импульсы со значением скважности 2 и смещенные друг относительно друга на четверть или три четверти 40 периода в зависимости от необходимого направления движения отражающего экрана вдоль продольной оси основания.

8. Микросистемное устройство по п.7, в котором отражающий экран выполнен из алюминиевой фольги на каркасе из твердого материала.

45 9. Микросистемное устройство по п.8, дополнительно включает покрытие с высокой излучательной способностью, нанесенное в виде пленки на защищаемую поверхность.

10. Микросистемное устройство по пп.1-9, дополнительно включает электронный блок, имеющий проводное соединение с электрическими контактами металлизированных дорожек основания и выполняющий роль управляющего устройства.

11. Микросистемное устройство по п.10, которое дополнительно включает датчики обратной связи.

12. Микросистемное устройство по п.11, в котором в качестве датчиков обратной связи используются, например температурные датчики и/или концевые датчики
5 положения.

13. Микросистемное устройство по п.12, в котором температурные датчики установлены на лицевой и/или обратной поверхности основания с отражающим покрытием и/или внутри и на поверхности защищаемого объекта, их выводы разведены через металлизированные дорожки на контактные площадки.

10 14. Микросистемное устройство по п.12, в котором концевые датчики положения установлены с двух противоположных сторон основания, соответствующих крайним возможным положениям отражающего экрана, их выводы разведены через металлизированные дорожки на контактные площадки.

15 15. Микросистемное устройство по п.14, в котором отражающий экран выполнен в форме прямоугольника с выступами для концевых датчиков положения на двух противоположных сторонах вдоль продольной оси основания, при этом выступы расположены параллельно рядам микроактюаторов.

20

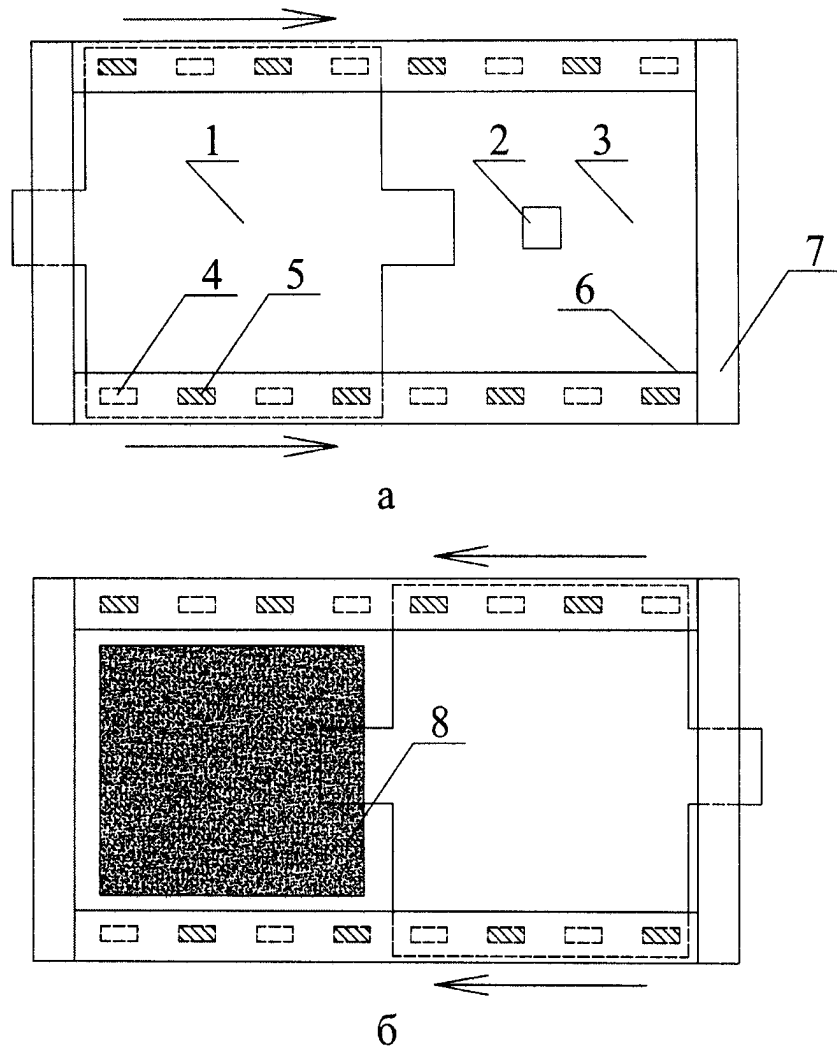
25

30

35

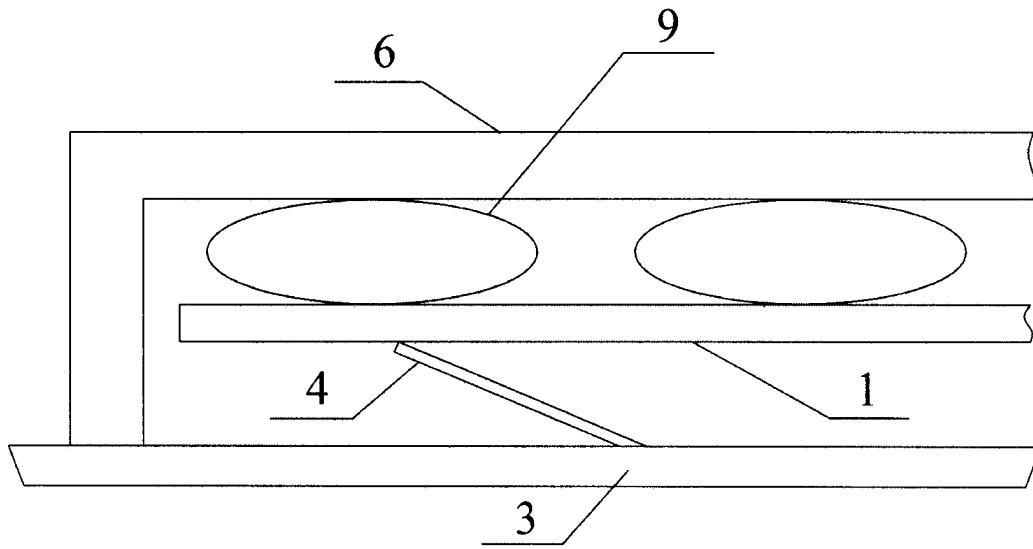
40

45



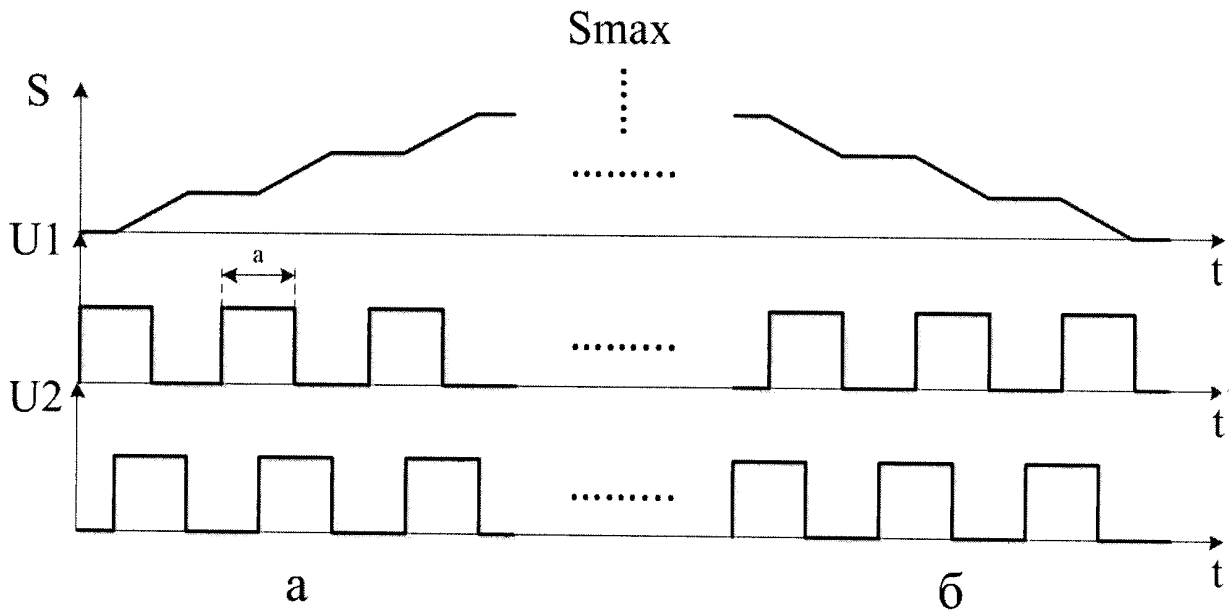
Конструкция заявленного микросистемного устройства терморегуляции
поверхности космического аппарата

Фиг. 1



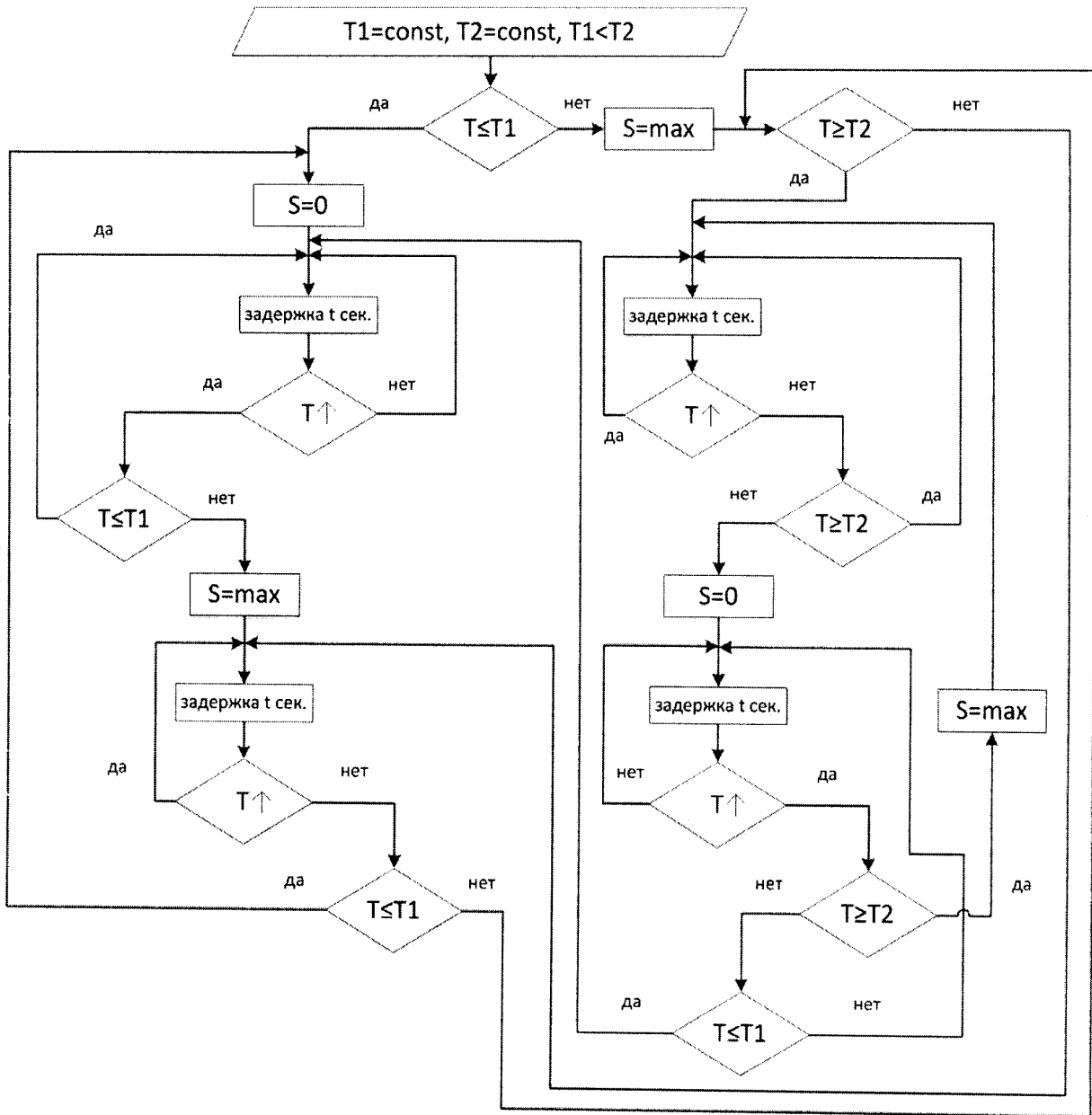
Конструкция прижимов микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата

Фиг. 2



Принцип функционирования микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата

Фиг. 3



Алгоритм функционирования микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата

Фиг. 4

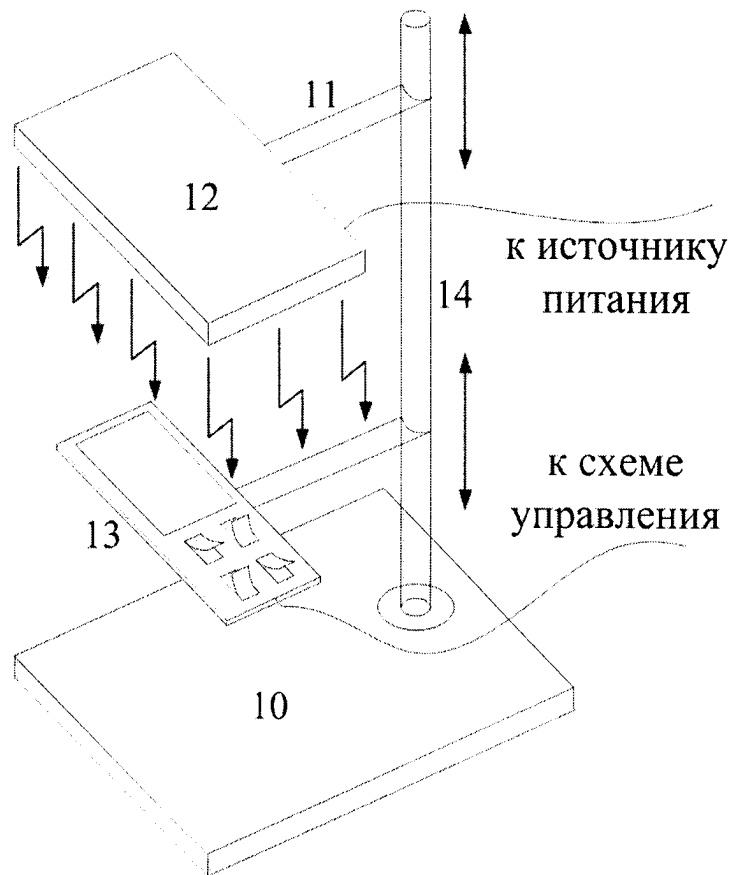


Схема стенда для проведения испытаний влияния ИК-излучения на работу микросистемного устройства терморегуляции поверхности космического аппарата.

Фиг. 5