



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 208 564** ⁽¹³⁾ **C1**
(51) МПК⁷ **B 64 G 7/00**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 2001130725/28, 15.11.2001

(24) Дата начала действия патента: 15.11.2001

(46) Дата публикации: 20.07.2003

(56) Ссылки: RU 2172709 C2, 27.08.2001. JP 6340300, 13.12.1994. JP 11105800, 20.04.1999.

(98) Адрес для переписки:
141400, Московская обл., г. Химки,
Ленинградское шоссе, 24, НПО им. С.А.
Лавочкина, начальнику патентного отдела Б.А.
Клефтортову

(71) Заявитель:

Федеральное государственное унитарное
предприятие "Научно-производственное
объединение им. С.А. Лавочкина"

(72) Изобретатель: Зеленев И.А.,
Никитин П.В., Шабарчин Д.А., Митрофанов
В.Ф., Озеров Л.А.

(73) Патентообладатель:
Федеральное государственное унитарное
предприятие "Научно-производственное
объединение им. С.А. Лавочкина"

(54) СПОСОБ ТЕПЛО ВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

(57) Реферат:

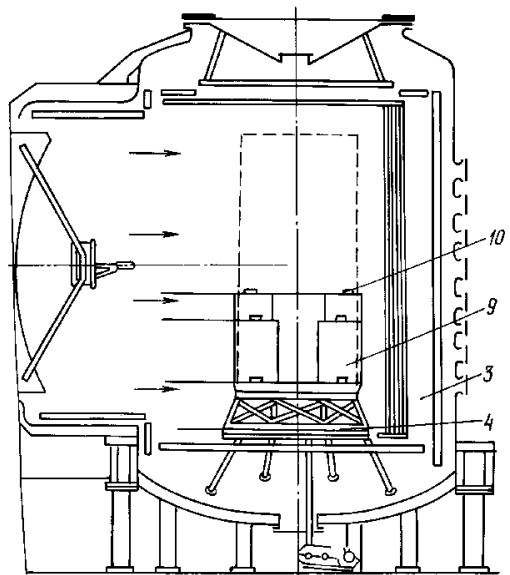
Изобретение относится к области космической техники. Способ тепловакуумных испытаний заключается в размещении космического аппарата в вакуумной камере и облучении его наружных поверхностей тепловым потоком, имитирующим солнечную радиацию, и изменении ориентации аппарата относительно этого потока. В процессе испытаний задают плотности теплового потока и измеряют углы поворота аппарата относительно нормали к базовым плоскостям установленных на нем датчиков угловых перемещений, а воспроизведение внешнего теплового потока обеспечивают одновременным изменением угла поворота аппарата относительно указанной нормали и плотности теплового потока, причем синхронизацию поворота и изменение плотности потока осуществляют в соответствии с определенными соотношениями. Установка для проведения тепловакуумных испытаний содержит вакуумную камеру с размещенным внутри нее поворотным устройством для установки на нем космического аппарата и имитатор солнечного излучения, включающий осветительную часть в виде щита со светильниками, проекционную часть,

состоящую из зеркально-линзовой оптической системы и входного блока, включающего рассеиватель и плосковыпуклую линзу, и расположенную между осветительной частью и входным блоком заслонку управления интенсивностью излучения с приводом. Заслонка выполнена в виде двух сходящихся экранов перекрытия, плоскости которых нормальны к оси оптической системы и смещены относительно друг друга, при этом в экранах перекрытия выполнены вырезы, образующие проходное сечение для теплового потока в форме квадрата с центром на оси оптической системы и диагональю, совпадающей с направлением перемещения экранов, при этом привод заслонки выполнен с возможностью обеспечения перемещения экранов в зависимости от изменения плотности падающего на испытываемый аппарат теплового потока и угла поворота аппарата. Техническим результатом является повышение информативности комплексных тепловакуумных испытаний космических аппаратов и сокращение продолжительности испытаний за счет совмещения исследований по определению температурного и термодформационного состояний конструкции. 2 с.п.ф-лы, 4 ил.

RU 2 208 564 C1

RU 2 208 564 C1

RU 2208564 C1



RU 2208564 C1



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 208 564** ⁽¹³⁾ **C1**
 (51) Int. Cl.⁷ **B 64 G 7/00**

RUSSIAN AGENCY
 FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 2001130725/28, 15.11.2001
 (24) Effective date for property rights: 15.11.2001
 (46) Date of publication: 20.07.2003
 (98) Mail address:
 141400, Moskovskaja obl., g. Khimki,
 Leningradskoe shosse, 24, NPO im. S.A.
 Lavochkina, nachal'niku patentnogo otdela
 B.A. Klefortovu

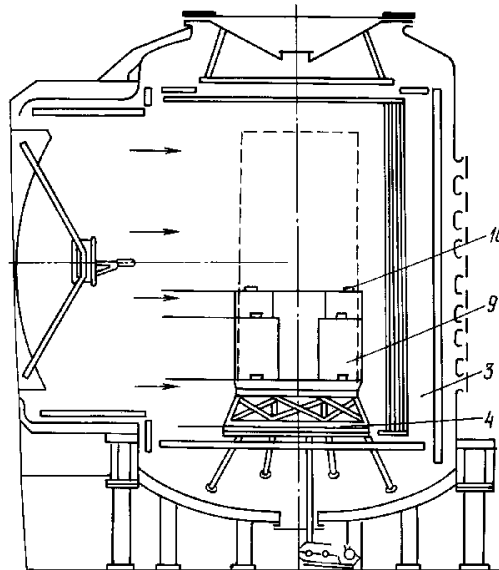
(71) Applicant:
 Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe
 predpriatie "Nauchno-proizvodstvennoe
 ob"edinenie im. S.A. Lavochkina"
 (72) Inventor: Zelenov I.A.,
 Nikitin P.V., Shabarchin D.A., Mitrofanov
 V.F., Ozerov L.A.
 (73) Proprietor:
 Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe
 predpriatie "Nauchno-proizvodstvennoe
 ob"edinenie im. S.A. Lavochkina"

(54) **METHOD OF THERMAL VACUUM TESTS AND DEVICE FOR REALIZATION OF THIS METHOD**

(57) Abstract:

FIELD: space engineering. SUBSTANCE: proposed method includes placing the spacecraft in vacuum chamber and irradiating its external surfaces with thermal flux simulating solar radiation at change of spacecraft orientation relative to this flux. In the course of tests definite densities of thermal flux are set and angles of turn of spacecraft relative to normal to datum planes of sensors are measured. Simulation of external thermal flux is ensured through simultaneous change of angle of turn of spacecraft relative to said normal and density of thermal flux; synchronization of turn and change of density of flux is performed in accordance with definite relationships. Device proposed for realization of this method includes vacuum chamber with swivel unit inside it for mounting the spacecraft and solar radiation simulator including illuminating part in form of shield with lights, projection part consisting of mirror and lens optical system and input unit including scatterer and flat-convex lens; it also includes control damper located between illuminating part and input unit; said damper is used for control of illumination intensity and is provided with drive. Damper is made in form of two convergent shields whose planes are normal relative to axis of optical system and are shifted relative to

each other; shields are provided with cuts forming flow section for thermal flux; cuts are made in form of square with center lying in optical system axis and diagonally coinciding with direction of motion of shields; damper drive ensures motion of shields depending on change in density of thermal flux falling on spacecraft under test. EFFECT: enhanced informativeness of tests; reduced testing time. 3 cl, 4 dwg



RU 2 208 564 C1

RU 2 208 564 C1

Изобретение относится к области космической техники, а более конкретно к наземной отработке теплового режима космических аппаратов преимущественно с высокоточной аппаратурой, требующей обеспечения геометрической стабильности конструктивных элементов.

На космических аппаратах, решающих задачи космической связи, исследований природных ресурсов Земли, астрономических наблюдений, устанавливаются высокоточные приборы и оборудование, одним из основных требований к которым является сохранение высокой геометрической стабильности конструктивных элементов в процессе эксплуатации: стабильности формы рабочих поверхностей зеркал, стабильности взаимного расположения оптических элементов телескопов и аппаратуры приема и регистрации излучений исследуемых объектов, стабильности взаимного расположения антенных модулей и т.д.

В процессе эксплуатации в условиях переменных тепловых воздействий на стабильность геометрических характеристик аппаратуры определяющее влияние оказывают температурные деформации под воздействием неравномерных и меняющихся во времени температурных полей конструкции космического аппарата.

Для космического аппарата с высокоточной аппаратурой исследование термодформаций и обеспечение заданной геометрической стабильности конструкции является важной задачей при наземной отработке.

Наземная экспериментальная отработка проводится в процессе комплексных тепловакуумных испытаний аппарата в вакуумной камере с имитацией внешних воздействий (давления окружающей среды не выше $5 \cdot 10^{-6}$ Тор, "холодного" космического пространства, лучистых тепловых потоков от Солнца и планет), соответствующих условиям эксплуатации космического аппарата.

Широко известны способы тепловакуумных испытаний в вакуумной камере с имитацией внешних воздействий, заключающийся в размещении испытываемого объекта в вакуумной камере, облучении его наружных поверхностей тепловым потоком от имитатора солнечного излучения. При этом направление указанного теплового потока в вакуумной камере постоянно, а изменение ориентации аппарата осуществляется посредством установки испытываемого объекта на трехступенной поворотный стенд, обеспечивающий необходимые изменения положения объекта относительно имитатора солнечного излучения (см. О.Б. Андрейчук, Н.Н. Малахов. Тепловые испытания космических аппаратов. "Машиностроение", 1982, рис. 3.28).

Известны установки для проведения тепловакуумных испытаний космических аппаратов, включающие в себя имитатор солнечного излучения, вакуумную камеру и размещенный внутри нее трехступенной поворотный стенд (см. О.Б. Андрейчук, Н. Н. Малахов. Тепловые испытания космических аппаратов. "Машиностроение", 1982, раздел 3.7).

Известен также, взятый в качестве прототипа, способ тепловакуумных испытаний, заключающийся в размещении

космического аппарата в вакуумной камере, облучении его наружных поверхностей тепловым потоком от имитатора солнечного излучения и изменении ориентации аппарата относительно указанного имитатора (см. "Опыт эксплуатации камеры ВК 600/300", технический отчет 618-01-90, НИИХИММАШ).

Известна также взятая в качестве прототипа установка для проведения тепловакуумных испытаний космического аппарата, содержащая вакуумную камеру с размещенным внутри нее поворотным устройством для установки на нем космического аппарата и имитатор солнечного излучения, включающий осветительную часть в виде щита со светильниками, проекционную часть, состоящую из зеркально-линзовой оптической системы и входного блока, включающего рассеиватель и плосковыпуклую линзу, и расположенную между осветительной частью и входным блоком заслонку управления интенсивностью излучения с приводом (см. "Опыт эксплуатации камеры ВК 600/300", технический отчет 618-01-90, НИИХИММАШ).

Однако данные технические решения имеют ряд существенных недостатков:

- при произвольных разворотах конструкция аппарата под действием силы тяжести подвергается значительным деформациям, величина которых соизмерима или превышает термодформации, характерные для натуральных условий эксплуатации аппарата, следовательно, последние не могут быть определены при тепловакуумной отработке аппарата;

- при испытании крупногабаритных космических аппаратов рабочий объем вакуумной камеры часто не позволяет проводить необходимые развороты аппарата;
- при изменении интенсивности излучения не обеспечивается равномерное распределение по световому пятну теплового потока.

Указанные недостатки не позволяют проводить исследования термических деформаций в процессе комплексных тепловакуумных испытаний аппарата, что снижает информативность данных испытаний и требует проведения дополнительных работ.

Технической задачей, решаемой данным изобретением, является повышение информативности комплексных тепловакуумных испытаний космических аппаратов и сокращение продолжительности испытаний за счет совмещения исследований по определению температурного и термодформационного состояний конструкции.

Эта задача решается следующим образом.

При проведении тепловакуумных испытаний космического аппарата (КА) его размещают в вакуумной камере, облучают его наружные поверхности тепловым потоком от имитатора солнечного излучения и изменяют ориентацию КА относительно этого потока. В процессе испытаний задают плотность теплового потока и измеряют углы поворота аппарата относительно нормали к базовой плоскости установленных на нем датчиков угловых перемещений, при этом воспроизведение натурального внешнего теплового воздействия на КА осуществляют одновременным изменением угла поворота

КА вокруг указанной нормали и плотности теплового потока, причем синхронизацию поворота испытываемого аппарата и изменение плотности теплового потока осуществляют в соответствии с соотношениями

$$\psi(\tau) = \arctg \left(\frac{\sum Q_z(\tau)}{\sum Q_y(\tau)} \right) \quad (1);$$

$$Q(\tau) = \frac{\sum Q_y(\tau) + \sum Q_z(\tau)}{\sin\psi(\tau) + \cos\psi(\tau)} \quad (2)$$

где φ - угол между направлением теплового потока от имитатора солнечного излучения и осью Y космического аппарата, град;

Q - плотность теплового потока от имитатора солнечного излучения;

τ - текущее время испытаний, час;

Q_y - плотность теплового потока от имитатора солнечного излучения в направлении оси Y аппарата, имитируемого в данном режиме испытаний, Вт/м²;

Q_z - плотность теплового потока от имитатора солнечного излучения в направлении оси Z аппарата, имитируемого в данном режиме испытаний, Вт/м².

Поставленная техническая задача решается также за счет того, что в установке для проведения тепловакуумных испытаний, содержащей вакуумную камеру с размещенным внутри нее поворотным устройством для установки на нем космического аппарата и имитатор солнечного излучения, включающий осветительную часть в виде щита со светильниками, проекционную часть, состоящую из зеркально-линзовой оптической системы и входного блока, включающего рассеиватель и плосковыпуклую линзу, и расположенную между осветительной частью и входным блоком заслонку управления интенсивностью излучения с приводом, указанная заслонка выполнена в виде двух сходящихся экранов перекрытия, плоскости которых нормальны к оси оптической системы и смещены по оси относительно друг друга на расстояние, превышающее толщину экрана, при этом в экранах перекрытия выполнены вырезы, образующие проходное сечение для теплового потока, в форме квадрата с центром на оси оптической системы и диагональю, совпадающей с направлением перемещения экранов, при этом привод заслонки выполнен с возможностью обеспечения перемещения экранов в зависимости от плотности теплового потока светового щита, а также синхронизации движения поворотного устройства и перемещения экранов заслонки.

Установка на аппарат датчиков угловых перемещений и вращение аппарата только вокруг нормали к базовой плоскости датчиков с одновременным обеспечением изменения плотности теплового потока позволяют получить натурные условия испытания КА и при этом исключить деформации под действием силы тяжести и, следовательно, повысить информативность тепловакуумных испытаний за счет совмещения исследований по определению температурного и термомеханического состояний конструкции, а значит и сократить продолжительность наземной обработки КА.

Обеспечение переменной по времени плотности теплового потока достигают за счет изменения конструкции имитатора солнечного излучения, в частности за счет выполнения специальной заслонки в виде сходящихся экранов и синхронизации движения поворотного устройства и заслонки в соответствии с приведенными выше соотношениями (1) и (2).

Сущность изобретения поясняется чертежами, где на фиг.1 показан общий вид вакуумной камеры;

на фиг. 2 - имитатор солнечного излучения и часть вакуумной камеры с входным блоком и проекционной частью;

на фиг.3 - конструкция заслонки в двух видах;

на фиг. 4 - графики зависимости плотности теплового потока от имитатора солнечного излучения и угла поворота поворотного устройства от времени.

Установка для проведения тепловакуумных испытаний КА включает в себя осветительную часть имитатора солнечного излучения в виде светового щита 1 со светильниками 2 (см. фиг.2), а также вакуумную камеру 3, внутри которой смонтированы поворотное устройство 4 и проекционная часть имитатора солнечного излучения, состоящая из зеркально-линзовой оптической системы 5 и входного блока, включающего рассеиватель 6 и плосковыпуклую линзу 7. Рассеиватель 6 входного блока представляет собой кварцевую пластину, на которой нанесена совокупность цилиндрических канавок во взаимно перпендикулярных направлениях. Такая конструкция позволяет рассеивать свет по двум направлениям, создавая крестообразные полосы, которые укладываются в рабочей зоне, стыкуясь по границам друг с другом.

Между световым щитом 1 осветительной части и рассеивателем 6 входного блока установлена заслонка управления интенсивностью излучения с приводом (привод не показан). Заслонка выполнена в виде двух сходящихся экранов перекрытия 8, плоскости которых нормальны к оси оптической системы 5 и смещены по оси относительно друг друга на расстояние, превышающее толщину экрана 8.

Одним из условий равномерного светораспределения в пятне от каждого светильника 2 при изменении площади проходного сечения в экранах 8 заслонки является сохранение формы проходного сечения экранов 8. Для этого в экранах 8 выполнены вырезы в форме квадрата с центром на оси оптической системы 5 и диагональю, совпадающей с направлением перемещений экранов 8. Размеры проходного сечения определены текущим положением экранов 8, которое изменяется с помощью привода по соотношению:

$$l(\tau) = r \sqrt{\frac{2Q(\tau)}{S_0}}, \quad (3)$$

где l - расстояние от вершины выреза в экране 8 до оси оптической системы, м;

r - радиус линзы 7 входного блока, м;

Q - плотность теплового потока, которую необходимо получить на выходе из проекционной части имитатора, Вт/м²;

S_0 - плотность теплового потока, на которую настроен световой щит 1 осветительной части имитатора, Вт/м²;

τ - текущее время испытаний, час.

Привод обеспечивает перемещение экранов 8 заслонки в зависимости от изменения плотности теплового потока и поворота испытываемого объекта.

В качестве привода экранов 8 использован известный привод (см. Привод перемещения кареток ССФП телескопа "Содарт", ТЗ-АМЗС-3-00), выполненный в виде моноблока, в состав которого входят:

- редуктор;
- электродвигатель ДБМ 63-0,06-3-2 ОСТ 160.515.076-85 - 2 шт.;
- соединитель ОС РС-32 АТВ - 2 шт.;
- светодиод ЗЛ107Б ФЫО.336.005 ТУ - 8 шт.;
- фотодиод ФД-10К АГЦЗ.368.029 ТУ - 8 шт.

Привод обеспечивает неограниченный угол поворота выходного вала как по прямому, так и по обратному ходу. Электродвигатели привода имеют датчик положения ротора в виде пары дублированных фотоэлектрических датчиков.

Тепловакуумные испытания осуществляются следующим образом.

Расчитывают зависимости плотности теплового потока, подводимого к аппарату 9, и угла поворота поворотного устройства 4 от времени (см. фиг.4), которые обеспечивают имитацию натуральных тепловых воздействий на аппарат 9 по осям $\pm Y$ и $\pm Z$. Настраивают привод, обеспечивающий синхронную работу экранов 8 и поворотного устройства 4, исходя из рассчитанных зависимостей.

Космический аппарат 9 устанавливают в вакуумной камере 3 на поворотное устройство 4 таким образом, что продольная ось космического аппарата ориентирована вертикально и совпадает с осью вращения поворотного устройства 4. Для исключения деформаций конструкции в процессе испытаний под действием силы тяжести отклонение продольной оси аппарата 9 от вертикали при вращении поворотного устройства 4 не превышает 1 минуты. На аппарат 9 в параллельных плоскостях устанавливают датчики 10 угловых перемещений. Нормаль к базовой плоскости датчиков 10 совпадает с осью вращения поворотного устройства 4. В процессе испытаний измеряют углы поворота аппарата 9 относительно нормали к базовой плоскости датчиков 10.

Теплообмен космического аппарата с окружающей средой происходит через открытые радиационные поверхности, на которые наносятся специальные термооптические покрытия (остальные наружные поверхности аппарата закрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией, теплообмен через которую незначителен 1-3 Вт/м²).

Величина теплового потока, поглощаемого радиационной поверхностью, определяется площадью ее проекции, нормальной к направлению солнечного потока (площадью Миделя), но не зависит от самого направления потока. Это позволяет заменить натурную ориентацию аппарата 9 относительно источника излучения на необходимую, сохраняя при этом натурные

величины площадей Миделя радиационных поверхностей, а следовательно, и натуральный внешний теплообмен аппарата. Проведенный анализ уравнений внешнего теплообмена космического аппарата показал, что воспроизведение натуральных тепловых нагрузок на аппарат при замене натурной ориентации аппарата на вращение вокруг одной из его осей может быть осуществлено при замене постоянной плотности теплового потока от имитатора солнечного излучения на переменную, при условии, что каждому углу поворота аппарата 9 вокруг выбранной оси соответствует определенная величина плотности теплового потока. Для выполнения данного условия проводится синхронизация движения поворотного устройства 4 и экранов 8 заслонки управления интенсивностью излучения, с помощью которых осуществляется соответственно изменение положения аппарата 9 относительно имитатора солнечного излучения и плотности теплового потока.

При этом площадь проходного сечения для теплового потока, образованного вырезами в экранах 8, может изменяться от своего максимального значения до нуля. Интенсивность теплового потока в рабочей зоне камеры 3 пропорциональна площади проходного сечения в экранах 8 и также может изменяться при перемещении экранов 8 от максимального значения, на которое настроен световой щит 1 имитатора, до нуля по любому заданному закону.

Пример. При вращении космического аппарата вокруг Земли по геостационарной орбите вектор направления солнечного излучения описывает вокруг оси $+Y$ аппарата конус с углом при вершине 60° в течение суток. Радиационные поверхности аппарата, осуществляющие его теплообмен с окружающей средой, расположены по осям $\pm Y$ и $\pm Z$. В процессе тепловакуумных испытаний необходимо провести исследования термических деформаций конструкции, совместив их с исследованиями температурных полей конструкции. Для выполнения данной задачи на аппарат 9 устанавливаются датчики 10 угловых перемещений, базовая плоскость которых нормальна к оси X. Аппарат 9 устанавливают на поворотное устройство 4 так, что ось X аппарата 9 совпадает с осью вращения поворотного устройства 4 (ось X вертикальна), при этом суточный цикл перемещения экранов 8 и вращения поворотного устройства 4 вакуумной камеры 3 определяется из соотношений (1) и (2). Полученные при этом зависимости плотности теплового потока, подводимого к аппарату 9, и угла поворота поворотного устройства 4 от времени приведены на фиг.4. Реализация указанных зависимостей в процессе испытаний обеспечивает имитацию натуральных тепловых воздействий на аппарат по осям $\pm Y$ и $\pm Z$. По осям $\pm X$ тепловые нагрузки обеспечиваются обычным способом (с помощью инфракрасных нагревателей или установки над аппаратом дополнительного плоского зеркала под углом к оптической оси имитатора, которое направляет поток от имитатора вниз (не показаны). См. "Опыт эксплуатации камеры ВК 600/300", технический отчет 618-01-90, НИИХИММАШ). При этом вращение аппарата 9 проводится

только вокруг одной вертикальной оси, что исключает деформации конструкции под действием силы тяжести и позволяет регистрировать температурные деформации.

Установка для проведения тепловакуумных испытаний работает следующим образом.

Испытываемый космический аппарат 9 с установленными на нем датчиками 10 угловых перемещений монтируют в вакуумной камере 3 на поворотном устройстве 4. Включают световой щит 1 имитатора солнечного излучения. Проводят разворот поворотного устройства 4 с размещенным на нем аппаратом 9 в соответствии с законом, рассчитанным по формуле (1). При этом с помощью привода обеспечивают синхронное с разворотом поворотного устройства перемещение экранов 8 заслонки в соответствии с законом, рассчитанным по формуле (2).

Предложенные способ и устройство позволяют проводить исследования термических деформаций конструкции при тепловакуумных испытаниях аппарата и сокращает объем его наземной отработки за счет совмещения исследований температурного и термодформационного состояний конструкции, а также обеспечивают проведение тепловакуумных испытаний в вакуумных камерах с меньшим объемом рабочей зоны за счет исключения вращения аппарата на двух-трехступенном поворотном стенде.

Формула изобретения:

1. Способ тепловакуумных испытаний космического аппарата, заключающийся в размещении аппарата в вакуумной камере, облучении его наружных поверхностей тепловым потоком, имитирующим натуральный внешний тепловой поток, созданный солнечной радиацией, и изменении ориентации аппарата относительно этого потока, отличающийся тем, что в процессе испытаний задают плотности теплового потока и измеряют углы поворота аппарата относительно нормали к базовой плоскости установленных на нем датчиков угловых перемещений, при этом воспроизведение действия натурального внешнего теплового потока на аппарат обеспечивают одновременным изменением угла поворота аппарата относительно указанной нормали и плотности теплового потока, причем синхронизацию поворота испытываемого

аппарата и изменения плотности теплового потока осуществляют в соответствии с соотношениями

$$\psi(\tau) = \arctg \left(\frac{\sum Q_z(\tau)}{\sum Q_y(\tau)} \right);$$
$$Q(\tau) = \frac{\sum Q_y(\tau) + \sum Q_z(\tau)}{\sin\psi(\tau) + \cos\psi(\tau)},$$

где φ - угол между направлением теплового потока от имитатора солнечного излучения и осью Y космического аппарата, град.;

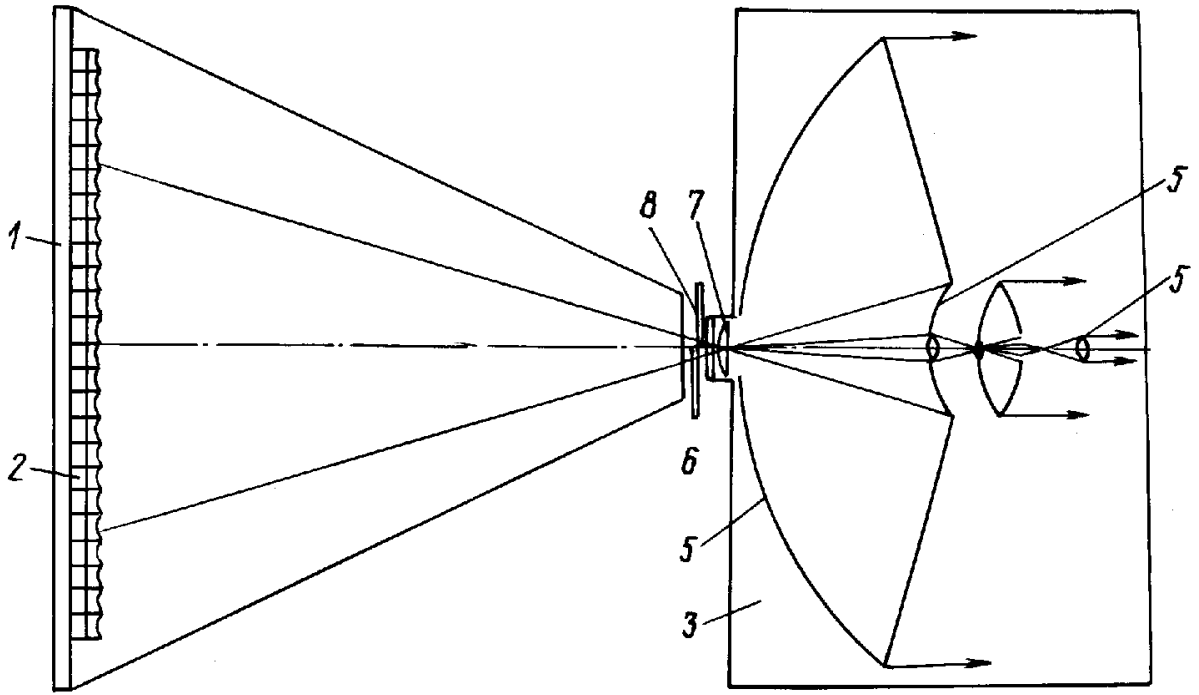
Q - плотность теплового потока от имитатора солнечного излучения, Вт/м²;

τ - текущее время испытаний, ч;

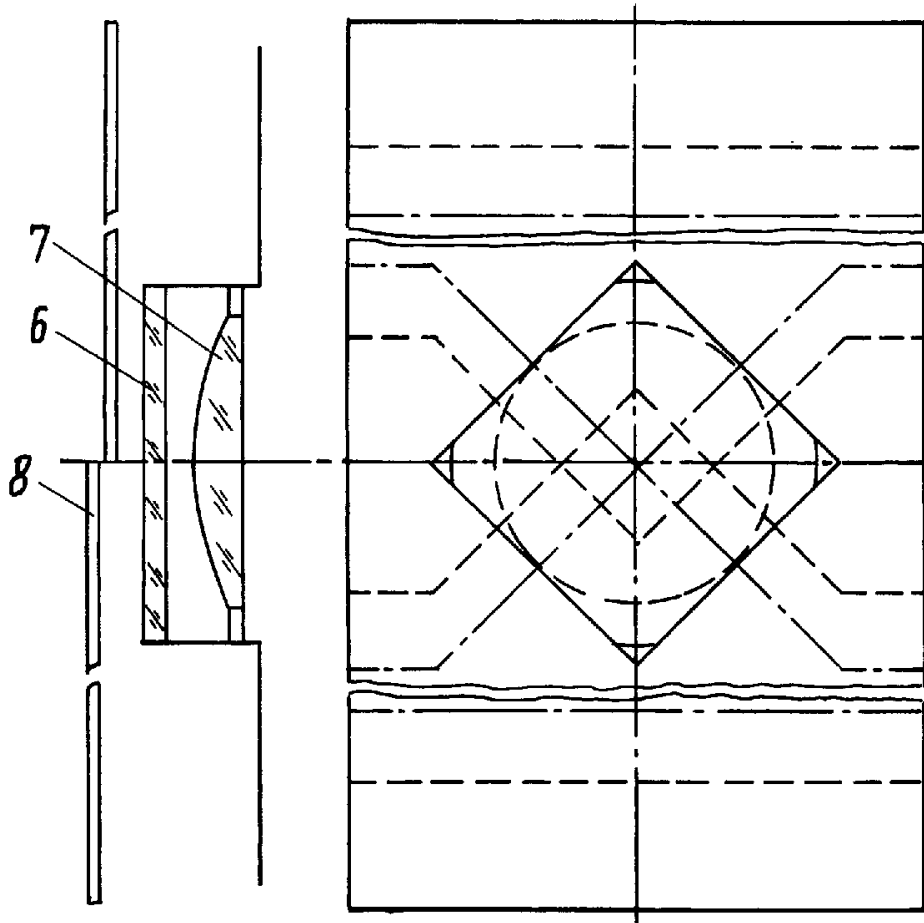
Q_y - плотность теплового потока в направлении оси Y аппарата, имитируемого в данном режиме испытаний, Вт/м²;

Q_z - плотность теплового потока в направлении оси Z аппарата, имитируемого в данном режиме испытаний, Вт/м².

2. Установка для проведения тепловакуумных испытаний космического аппарата, содержащая вакуумную камеру с размещенным внутри нее поворотным устройством для установки на нем космического аппарата и имитатор солнечного излучения, включающий осветительную часть в виде щита со светильниками, проекционную часть, состоящую из зеркально-линзовой оптической системы и входного блока, включающего рассеиватель и плосковыпуклую линзу, и расположенную между осветительной частью и входным блоком заслонку управления интенсивностью излучения с приводом, отличающаяся тем, что заслонка управления интенсивностью излучения выполнена в виде двух сходящихся экранов перекрытия, плоскости которых нормальны к оси оптической системы и смещены по оси относительно друг друга на расстояние, превышающее толщину экрана, при этом в экранах перекрытия выполнены вырезы, образующие проходное сечение для теплового потока в форме квадрата с центром на оси оптической системы и диагональю, совпадающей с направлением перемещения экранов, при этом привод заслонки выполнен с возможностью обеспечения перемещения экранов в зависимости от изменения плотности падающего на испытываемый аппарат теплового потока и угла поворота аппарата.



Фиг. 2

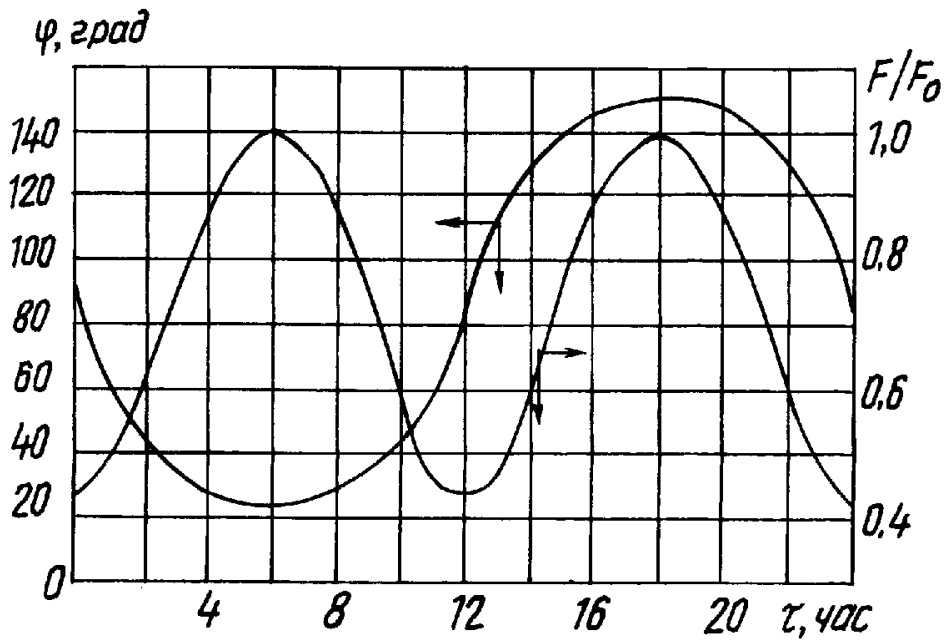


Фиг. 3

RU 2208564 C1

RU 2208564 C1

RU 2208564 C1



Фиг. 4

RU 2208564 C1