

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



(19) **RU** (11) **229 844** (13) **U1**
(51) МПК
[H01Q 1/28 \(2006.01\)](#)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

Статус: действует (последнее изменение статуса: 10.11.2024)
Пошлина: учтена за 5 год с 13.07.2028 по 12.07.2029. Установленный срок для уплаты пошлины за 6 год: с 13.07.2028 по 12.07.2029. При уплате пошлины за 6 год в дополнительный 6-месячный срок с 13.07.2029 по 12.01.2030 размер пошлины увеличивается на 50%.

(52) СПК
[H01Q 1/28 \(2024.08\)](#)

(21)(22) Заявка: **2024119627, 12.07.2024**
(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
12.07.2024
Дата регистрации:
30.10.2024
Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **12.07.2024**
(45) Опубликовано: [30.10.2024](#) Бюл. № [31](#)
(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **Михайлов В.Ф. Характеристики излучения бортовой антенны с учетом высших мод. Научное издание. Т. 22, N8, 2021. RU 2137267 C1, 10.09.1999. RU 2276434 C1, 10.05.2006. FR 2641903 A1, 20.07.1990.**
Адрес для переписки:
190000, Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, 67, лит. А, ГУАП, ЦКНИ

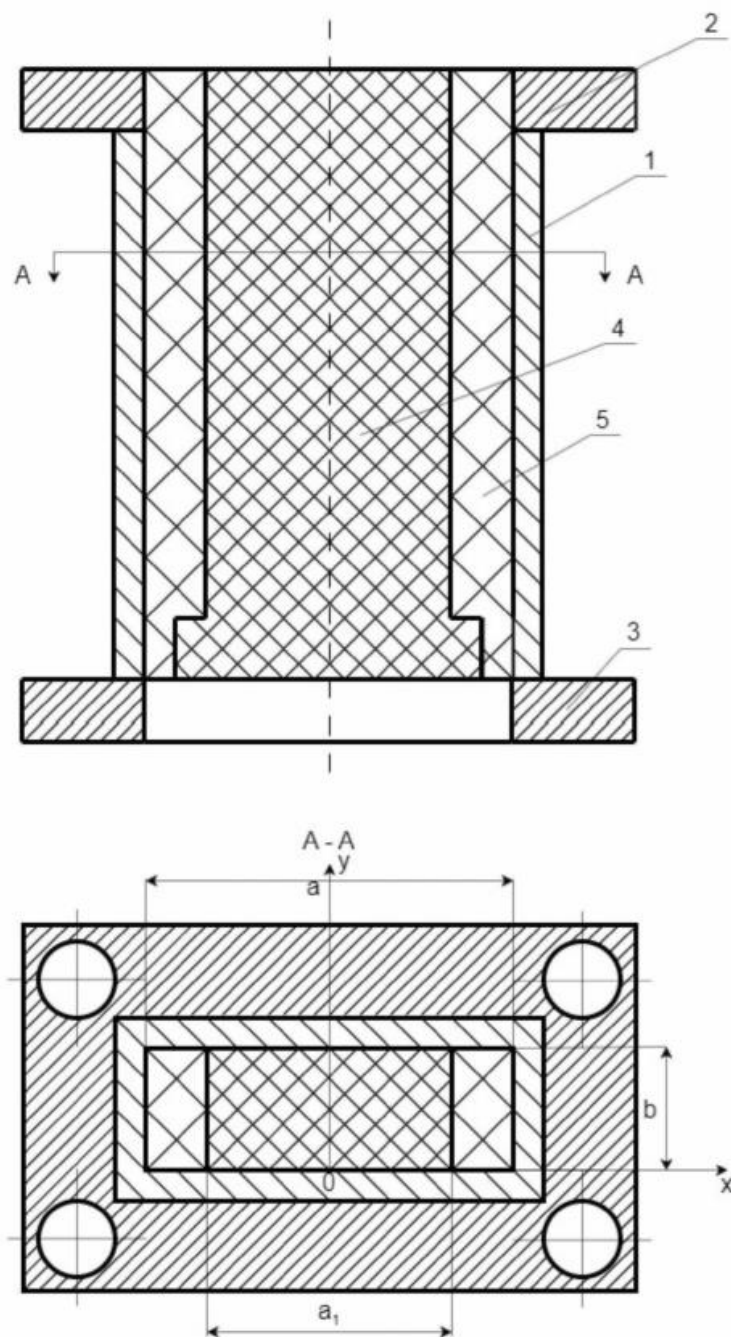
(72) Автор(ы):
Михайлов Виктор Федорович (RU)
(73) Патентообладатель(и):
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования "Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения" (RU)

(54) Антенна возвращаемых космических аппаратов

(57) Реферат:
Полезная модель относится к области антенной техники, а именно к бортовому оборудованию возвращаемых космических аппаратов (КА), в том числе к антенным устройствам космических аппаратов для приема и передачи телеметрической, командной, связной, траекторной и других видов информации. Задачей полезной модели является создание бортовой антенны возвращаемых космических аппаратов с улучшенными техническими характеристиками. Техническим результатом, достигаемым при осуществлении полезной модели, является повышение КПД бортовой антенны (на 20 дБ и более) на траектории возвращения на Землю. Технический результат достигается тем, что конструктивно теплозащита прямоугольного волновода выполняется из двух частей: стержня (более тугоплавкого материала) и втулки (менее тугоплавкого материала), но имеющих близкие значения относительных диэлектрических проницаемостей. При интенсивном аэродинамическом нагреве продукты разрушения менее тугоплавкого материала теплозащиты охлаждают стержень до температуры ниже температуры кипения и тем самым не допускают образования пленки расплава на наружной (нагреваемой)

поверхности

стержня.



Фиг. 1

Полезная модель относится к области антенной техники, а именно к бортовому оборудованию возвращаемых космических аппаратов (КА), в том числе к антенным устройствам космических аппаратов для приема и передачи телеметрической, командной, связной, траекторной и других видов информации.

Известно устройство «Антенно-фидерное устройство космического летательного аппарата» (Патент РФ №2276434, МПК H01Q1/28, опубл. 10.05.2006, бюл. №13). Антенно-фидерное устройство КА содержит размещенные диаметрально противоположно по внешнему периметру корпуса космического летательного аппарата антенны, объединенные между собой фидерной системой питания, включающей в себя радиочастотные фидеры и делители мощности, подключаемые к бортовой радиосистеме, при этом каждая из антенн имеет осесимметричную воронкообразную диаграмму направленности.

Недостаток устройства - образование пленки расплава теплозащиты на всей излучаемой поверхности антенны, что происходит при аэродинамическом нагреве при сверхзвуковом полете в плотных слоях атмосферы.

Известно устройство «Антенна для радиовысотомера баллистического летательного аппарата» (Патент РФ № 2137267, МПК H01Q1/28, опубл. 10.09.1999). Антенна содержит волновод в виде круглой трубы, открывающийся наружу через отверстие панели, которая выполнена в виде одной детали с волноводом, не пропускающий СВЧ-излучение экран в виде пластины, закрывающей отверстие панели. Свободному перемещению экрана препятствует биметаллическая пластина. Антенна соединена с силовой конструкцией БЛА и закрыта теплозащитным

покрытием. При входе в атмосферу на нисходящем участке траектории полета БЛА происходит нагрев теплозащитного покрытия и его прогрев в глубину. Температура воздействует на биметаллическую пластину, в результате чего она изгибается, сдвигая тем самым экран и открывая отверстие панели к моменту использования радиовысотомера. Баллистический летательный аппарат эксплуатируется на малых скоростях и поэтому не испытывает интенсивного аэродинамического нагрева. Поэтому теплозащита антенны выполняется с помощью плоской пластины, которая при незначительном нагреве практически не изменяет характеристики антенны.

Недостатком устройства является образование пленки расплава теплозащиты на всей излучаемой поверхности антенны, что происходит при аэродинамическом нагреве при сверхзвуковом полете в плотных слоях атмосферы.

Наиболее близким по технической сущности является бортовая антенна возвращаемых космических аппаратов (антенное окно) (Михайлов В.Ф. Характеристики излучения бортовой антенны с учетом высших мод. Научные технологии. Т. 22, №8, 2021. Стр. 21-24).

Антенна представляет излучатель в виде прямоугольного волновода. Открытый конец прямоугольного волновода закрыт нагревостойкой радиопрозрачной теплозащитой. Исследования показали, что электрические характеристики перегретого расплава теплозащиты близки по свойствам полупроводниковым, а зачастую и свойствам проводящих материалов. Потери в пленке расплава теплозащиты, принимаемой или излучаемой антенной электромагнитной мощности, становятся соизмеримыми с потерями в плазменной оболочке, окружающей космический аппарат при возвращении на землю. КПД бортовой антенны в таких условиях эксплуатации может уменьшиться до -30 дБ и менее. Как следствие, на траектории спуска космического аппарата связь с наземными пунктами прерывается.

Недостатком устройства-прототипа является образование пленки расплава теплозащиты на всей излучаемой поверхности антенны, что происходит при аэродинамическом нагреве при сверхзвуковом полете в плотных слоях атмосферы.

Задачей полезной модели является создание бортовой антенны возвращаемых космических аппаратов с улучшенными техническими характеристиками.

Техническим результатом, достигаемым при осуществлении полезной модели, является повышение КПД бортовой антенны (на 20 дБ и более) на траектории возвращения на землю.

Технический результат достигается тем, что антенна возвращаемых космических аппаратов, содержащая излучатель в виде прямоугольного волновода, заполненного теплозащитой из нагревостойкого радиопрозрачного диэлектрика, первый и второй фланцы прямоугольного волновода жестко закреплены в апертуре антенны и на ее входе соответственно, при этом теплозащита из нагревостойкого радиопрозрачного диэлектрика выполнена в виде двухкомпонентной нагревостойкой радиопрозрачной диэлектрической вставки, состоящей из стержня и втулки, причем стержень имеет температуру плавления выше, чем втулка.

Указанный технический результат достигается тем, что конструктивно теплозащита прямоугольного волновода выполняется из двух частей: стержня (более тугоплавкого материала) и втулки (менее тугоплавкого материала), но имеющих близкие значения относительных диэлектрических проницаемостей. При интенсивном аэродинамическом нагреве продукты разрушения менее тугоплавкого материала теплозащиты охлаждают стержень до температуры ниже температуры кипения и тем самым не допускают образования пленки расплава на наружной (нагреваемой) поверхности стержня. Максимальная мощность излучения для пика волны H_{11} проходит вблизи оси круглого волновода и при отсутствии пленки расплава на стержне теплозащитного материала излучается с минимальными потерями. Потери в пленке расплава втулки теплозащитного материала оказываются невелики в силу малой напряженности поля волны H_{10} вблизи стенки волновода.

Совокупность существенных признаков предлагаемого устройства обеспечивает достижение технического результата, достигаемого при осуществлении изобретения в силу того, что при двухкомпонентной теплозащите осуществляется охлаждение стержня теплозащиты и исключается образование пленки расплава теплозащиты, вносящей большие потери в прохождении электромагнитной энергии.

Сущность полезной модели поясняется чертежом, где на фиг.1 представлена конструкция заявляемого устройства и введены следующие обозначения:

- 1 - прямоугольный волновод;
- 2 - первый фланец прямоугольного волновода;
- 3 - второй фланец прямоугольного волновода;
- 4 - стержень;
- 5 - втулка.

Антенна возвращаемых космических аппаратов содержит прямоугольный волновод (1), первый (2) и второй (3) фланцы прямоугольного волновода, установленные в апертуре антенны и на ее входе соответственно, при этом прямоугольный волновод (1) заполнен теплозащитой из нагревостойкого радиопрозрачного диэлектрика, которая выполнена в виде двухкомпонентной нагревостойкой радиопрозрачной диэлектрической вставки, состоящей из стержня (4) и втулки (5), причем стержень (4) имеет температуру плавления выше, чем втулка (5).

В качестве материала теплозащиты могут быть использованы для стержня нитрид бора (BN), а для периферийной части - оксид кремния (SiO_2). Температура плавления BN около 3300 K, а SiO_2 - 2000 K.

Излучателем является стандартный прямоугольный волновод (1), соответствующий рабочей длине волны космического аппарата.

Устройство работает следующим образом.

При интенсивном аэродинамическом нагреве происходит плавление и абляция материала втулки (5). При этом происходит охлаждение стержня (4) парами разрушения материала втулки (5), что предотвращает образование пленки расплава на теплозащитном материале стержня (4). Излучение антенны происходит через стержень (4) без его плавления. Отсутствие пленки расплава материала стержня (4) обеспечивает малые потери в нагретой теплозащите и существенно повышает КПД антенны.

Коэффициент прохождения по мощности для заявляемого устройства можно представить в виде

$$T_{\Sigma}^2 = T_{\alpha}^2 + T_{\pi}^2,$$

где T_{α}^2 , T_{π}^2 - коэффициент прохождения по мощности для стержня (4) и втулки (5) соответственно;

$$T_{\alpha}^2 = \frac{P_{\alpha}}{P_{\alpha}}, \quad T_{\pi}^2 = \frac{P_{\pi}}{P_{\alpha}},$$

где мощность электромагнитной волны, распространяющейся через стержень (4), втулку (5) во всем прямоугольном волноводе (1) соответственно.

Полная мощность для волны типа Н в прямоугольном волноводе (1) может быть представлена в виде

$$P_{\alpha} = \frac{1}{2} Z_{\alpha} \int_s |H_{1\alpha}|^2 ds,$$

где Z_{α} - волновое сопротивление, $H_{1\alpha}$ - нормальная составляющая поля.

Для получения выражения мощности, распространяющейся в каждой из областей (стержень (4), втулка (5)), последнее выражение можно записать в следующем виде:

$$P_{\alpha} = \frac{1}{2} \left(Z_{\alpha}^{\alpha} \int_{-\alpha/2}^{\alpha/2} \int_0^b |H_{1\alpha}|^2 dx dy + Z_{\alpha}^{\pi} 2 \int_{-\alpha/2}^{\alpha/2} \int_{d/2}^b |H_{1\pi}|^2 dx dy \right),$$

где Z_{α}^{α} , Z_{α}^{π} - волновые сопротивления прямоугольного волновода (1) в области защищаемой стержнем (4) и втулкой (5) соответственно, a , b - размеры прямоугольного волновода, a_1 - размер стержня (4) по оси x .

Для волны H_{10} нормальная составляющая записывается как

$$H_{1\alpha} = H_0 j \frac{\pi}{a} \sin \frac{\pi x}{a},$$

где H_0 - амплитуда напряженности поля в прямоугольном волноводе (1).

Поскольку при аэродинамическом нагреве пленка расплава на торце стержня (4) отсутствует, то Z_{α}^{α} близко к значению волнового сопротивления прямоугольного волновода (1), заполненного холодной теплозащитой, и излучение через стержень (4) осуществляется с малыми потерями. Так как электрические свойства расплава теплозащиты близки к свойствам проводника, то наличие пленки расплава на торце втулки (5) резко меняет Z_{α}^{π} и прохождение через втулку (5) происходит с большими потерями (по существу, эта часть волновода оказывается закороченной). Но поскольку для волны H_{10} максимум напряженности поле находится на оси прямоугольного волновода (1) и к его стенке практически спадает до нуля, то численно потери мощности в материале втулки (5) оказываются незначительными и КПД заявляемой антенны существенно возрастает из-за уменьшения потерь в материале стержня (4). Соотношение между мощностями, направляемые на стержень (4) и втулку (5) теплозащиты, легко регулируется изменением размера a_1 .

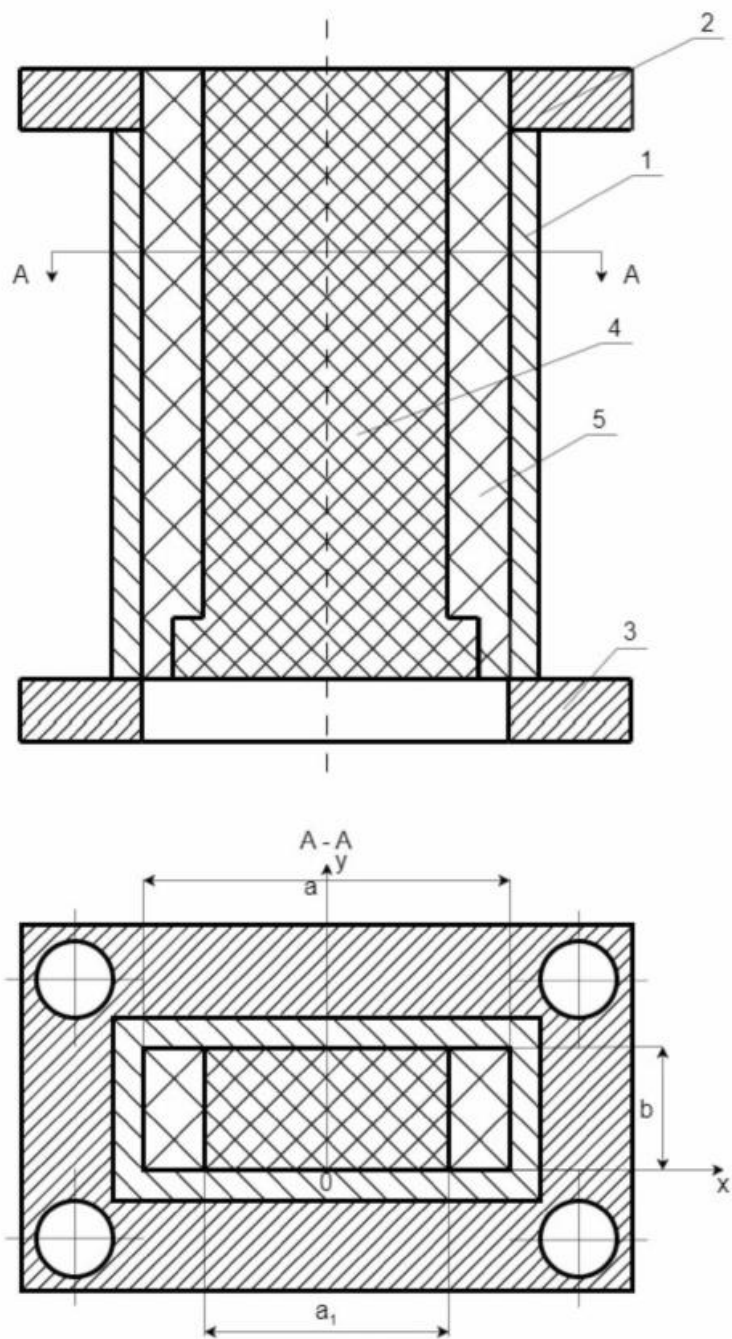
Как следует из вышеизложенного, достижение технического результата антенной возвращаемых космических аппаратов достигается охлаждением стержня (4) теплозащиты продуктами разрушения при высокотемпературном нагреве материала втулки (5), имеющего более низкую температуру плавления, чем материал стержня (4), и тем самым предотвращением возникновения пленки расплава материала стержня (4), вносящей большие потери в излучаемую мощность.

Сопоставление параметров, характеризующих заявляемую полезную модель и прототип, позволяет сделать вывод, что прототип не может обеспечить высокий КПД бортовой антенны КА (у прототипа КПД в условиях аэродинамического нагрева падает до -40 дБ и более).

Формула полезной модели

Антенна возвращаемых космических аппаратов, содержащая излучатель в виде прямоугольного волновода, заполненного теплозащитой из нагретостойкого

радиопрозрачного диэлектрика, первый и второй фланцы прямоугольного волновода жестко закреплены в апертуре антенны и на ее входе соответственно, отличающаяся тем, что теплозащита из нагревостойкого радиопрозрачного диэлектрика выполнена в виде двухкомпонентной нагревостойкой радиопрозрачной диэлектрической вставки, состоящей из стержня и втулки, причем стержень имеет температуру плавления выше, чем втулка.



Фиг. 1