



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2016150476, 21.12.2016

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
21.12.2016

Дата регистрации:  
16.11.2017

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 21.12.2016

(45) Опубликовано: 16.11.2017 Бюл. № 32

Адрес для переписки:

105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, стр. 1,  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦЗИС, для Резника  
С.В. (каф. СМ-13)

(72) Автор(ы):

Богачёв Евгений Акимович (RU),  
Михайловский Константин Валерьевич (RU),  
Просунцов Павел Викторович (RU),  
Резник Сергей Васильевич (RU),  
Тараскин Никита Юрьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

федеральное государственное бюджетное  
образовательное учреждение высшего  
образования "Московский государственный  
технический университет имени Н.Э.  
Баумана (национальный исследовательский  
университет)" (МГТУ им. Н.Э. Баумана) (RU)

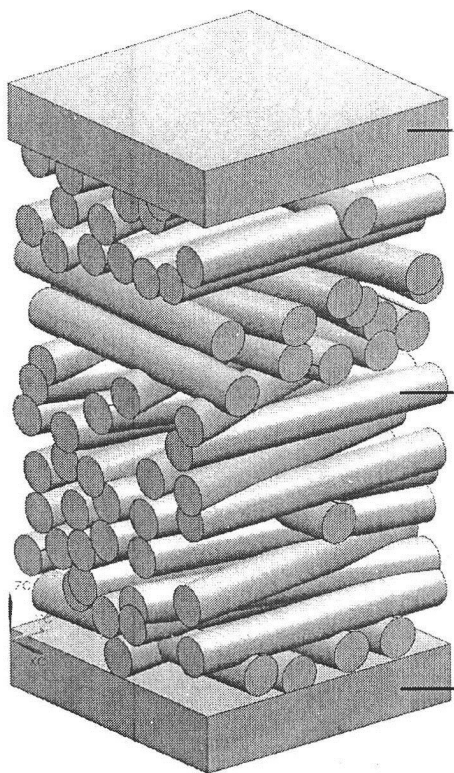
(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 164403 U1, 27.08.2016. RU  
2293718 C2, 20.02.2007. RU 2119872 C1,  
10.10.1998. SU 1770216 A1, 23.10.1992. US  
5242723 A, 07.09.1993. US 5041321 A,  
20.08.1991.

(54) Схема теплозащитного покрытия многоразового теплового щита спускаемого аппарата для возвращения после полета к Луне

(57) Реферат:

Полезная модель относится к многоразовым теплозащитным композиционным покрытиям, которые могут быть использованы в космической технике. Техническим результатом предлагаемой полезной модели является схема теплозащитного покрытия многоразового теплового щита спускаемого космического аппарата, оптимизированная для возвращения аппарата после полета к Луне. Технический результат достигается тем, что схема теплозащитного покрытия многоразового теплового щита спускаемого космического аппарата для возвращения после полета к Луне характеризуется составом из слоев нетканого углеродного каркаса и карбидокремниевой матрицы и относится к покрытиям из существенно

анизотропных материалов с разными по уровню физико-механическими и теплофизическими характеристиками как слоев, так и по толщине материала. При этом для возвращения аппарата после полета к Луне покрытие имеет четыре слоя: наружный плотный с остаточной пористостью менее 5% слой углерод-керамического композиционного материала (УККМ) толщиной 2 мм, модифицированный теплостойкими добавками; второй слой из УККМ 30%-ной пористости толщиной 7 мм; третий слой из УККМ 50%-ной пористости толщиной 10 мм и четвертый слой из высокотемпературного волокнистого теплоизолятора марки Saffil (производства компании Дюпон) толщиной 68 мм. 1 з.п. ф-лы, 4 ил., 1 табл.



Фиг.1

RU 175034 U 1

RU 175034 U 1

Область техники

Полезная модель относится к многоразовым теплозащитным композиционным покрытиям, которые могут быть использованы в космической технике.

Уровень техники

- 5 Известен патент РФ №164403 (МПК F16L 59/02, B32B 18/00, Опубликовано: 27.08.2016) на авторскую полезную модель «СХЕМА ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ ГРАДИЕНТНОГО ПОРИСТОГО УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА», принятую за ближайший аналог (прототип). Данная схема теплозащитного покрытия характеризуется
- 10 составом из слоев тканого и нетканого углеродного каркаса и матрицы, содержащей углеродную и карбидокремниевую составляющие, и относится к покрытиям из существенно анизотропных материалов с разными по уровню физико-механическими и теплофизическими характеристиками, как слоев, так и по толщине материала.

- Однако данная схема покрытия является излишне усложненной, так как состоит из
- 15 пяти последовательно расположенных слоев: первый наружный (фронтальный) слой из углерод-керамического композиционного материала (УККМ) на основе тканого углеродного каркаса с остаточной пористостью менее 5% и толщиной от 3 до 5 мм для обеспечения термостойкости и окислительной стойкости, второй слой под первым слоем толщиной не менее 5 мм из углерод-керамического композиционного материала
- 20 на основе нетканого углеродного каркаса с остаточной пористостью не менее 18%, третий слой под вторым слоем толщиной не менее 5 мм из углерод-керамического композиционного материала на основе нетканого углеродного каркаса с остаточной пористостью не менее 22%, четвертый слой под третьим слоем толщиной не менее 5 мм из углерод-керамического композиционного материала на основе нетканого
- 25 углеродного каркаса с остаточной пористостью не менее 38%, пятый слой под четвертым слоем толщиной не менее 5 мм из углерод-керамического композиционного материала на основе нетканого углеродного каркаса с остаточной пористостью не менее 48%. Такая сложная структура покрытия приводит к существенному повышению продолжительности и стоимости изготовления.

- 30 **Раскрытие полезной модели**

Техническим результатом предлагаемой полезной модели является схема теплозащитного покрытия многоразового теплового щита спускаемого космического аппарата, оптимизированная для возвращения аппарата после полета к Луне.

- Технический результат достигается тем, что схема теплозащитного покрытия
- 35 многоразового теплового щита спускаемого космического аппарата для возвращения после полета к Луне характеризуется составом из слоев нетканого углеродного каркаса и карбидокремниевой матрицы и относится к покрытиям из существенно анизотропных материалов с разными по уровню физико-механическими и теплофизическими характеристиками как слоев, так и по толщине материала. При этом для возвращения
- 40 аппарата после полета к Луне покрытие имеет четыре слоя: наружный плотный с остаточной пористостью менее 5% слой углерод-керамического композиционного материала (УККМ) толщиной 2 мм, модифицированный теплостойкими добавками (в прототипе: наружный (фронтальный) слой из УККМ на основе тканого углеродного каркаса с остаточной пористостью менее 5% и толщиной от 3 до 5 мм для обеспечения
- 45 термостойкости и окислительной стойкости); второй слой из УККМ 30%-ной пористости толщиной 7 мм (в прототипе: третий слой толщиной не менее 5 мм из УККМ на основе нетканого углеродного каркаса с остаточной пористостью не менее 22%), третий слой из УККМ 50%-ной пористости толщиной 10 мм (в прототипе: пятый слой толщиной

не менее 5 мм из УККМ на основе нетканого углеродного каркаса с остаточной пористостью не менее 48%) и четвертый слой из высокотемпературного волокнистого теплоизолятора марки Saffil (производства компании Дюпон) толщиной 68 мм.

Как и в прототипе, в качестве наполнителя для теплозащитного материала на основе градиентного пористого УККМ могут использоваться углеродные волокна из искусственного целлюлозного волокна, углеродные волокна из ПАН-волокна и углеродные волокна из пека.

Перечень чертежей

Фиг. 1 - Геометрическая модель элемента представительного объема УККМ, использованная для расчета теплопроводности УККМ с учетом радиационного теплопереноса в материале.

Фиг. 2 - Структура ТЗП.

Фиг. 3 - Плотность теплового потока, действующего на ТЗП при спуске аппарата на Землю после полета к Луне.

Фиг. 4 - Изменение максимальной (на наружной поверхности ТЗП) и минимальной температуры (на внутренней поверхности ТЗП, лежащей на поверхности силовой конструкции аппарата) от времени при спуске в два этапа аппарата на Землю после полета к Луне.

Осуществление полезной модели

Особенностью пористого УККМ является то, что в объеме материала одновременно и взаимосвязанно протекают два процесса теплопереноса - кондуктивный по твердому каркасу и радиационный в пространстве между волокнами. При этом соотношение кондуктивного и радиационного потоков тепла зависит от пористости материала и температуры. Для пористых сред суммарный теплоперенос можно характеризовать эффективным коэффициентом теплопроводности, который представляет собой отношение плотности суммарного кондуктивного и радиационного потоков тепла, проходящего через пористую среду, к локальному градиенту температуры. Для проведения данного расчета была выбрана геометрическая модель представительного элемента объема размером 100×50×50 мкм (фиг. 1). Модель пористого УККМ была помещена между пластинами. Тепловой контакт пластин с волокнами пористого материала считался идеальным. Представительный элемент объема был окружен оболочкой нулевой толщины, которая исполняла роль зеркала, ее коэффициент отражения задан равным 1. Поверхности волокон и внешних обкладок принимались серыми, диффузно отражающими и их степень черноты принята 0,8. Далее, на базе доработанной таким образом геометрической модели, была построена конечно-элементная модель для компьютерного моделирования температурных полей по толщине представительного элемента объема. В результате моделирования процесса теплопереноса определялось значение суммарного потока тепла, прошедшего и через пористый материал, и через обкладки. Теплопроводность представительного элемента объема системы «представительный элемент объема-обкладки» вычисляется как сумма термических сопротивлений участка тепловой цепи постоянного сечения:

$$\frac{l}{\lambda} = \frac{l_1}{\lambda_1} + \frac{l_2}{\lambda_2} + \frac{l_3}{\lambda_3},$$

где  $l, l_1, l_2, l_3$  - суммарная толщина и толщина отдельных участков геометрической модели соответственно,  $l_1=l_3=l^*$ , а  $\lambda, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  - коэффициент теплопроводности всей модели и коэффициент теплопроводности ее отдельных частей соответственно,  $\lambda_1=\lambda_3=\lambda^*$ .

Тогда теплопроводность представительного элемента объема  $\lambda_2$  вычисляется как:

$$\lambda_2 = \frac{\lambda \cdot \lambda^*}{l \cdot \lambda^* - 2 \cdot l^* \cdot \lambda}.$$

5 Был использован вариант тепловых нагрузок на ТЗП для спуска на Землю после возвращения аппарата от Луны в два этапа (взято из Chen Y.K., Milos F.S. Multidimensional Effects on Heatshield Thermal Response for the Orion Crew Module // AIAA 2007-4397. 2007, 15 p.), представленный на фиг. 3. Во время первого этапа аппарат достигает плотных слоев атмосферы, где снижает свою скорость, а максимальная плотность теплового потока  
10 достигает 370 Вт/см<sup>2</sup>. Затем аппарат на некоторое время, порядка 1000 с, выходит из плотных слоев атмосферы обратно в космос, после чего совершает повторный вход в атмосферу. Так как во время второго этапа аппарат движется с гораздо меньшей скоростью, максимальная плотность теплового потока на поверхности ТЗП на втором  
15 этапе составляет приблизительно 100 Вт/см<sup>2</sup>. При моделировании считалось, что после завершения спуска ТЗП остывает в течение 5000 с.

Для теплового проектирования использовалась модель многослойного ТЗП. Тепловая нагрузка на участке спуска подводилась к фронтальной поверхности. Учитывался радиационный отвод тепла от фронтальной поверхности ТЗП в окружающее  
20 пространство.

Моделировалась следующая конструкция ТЗП. Наружным слоем ТЗП являлся слой УККМ толщиной 2 мм с остаточной пористостью (П) менее 5%, роль которого состоит в обеспечении окислительной и эрозионной защиты внутренних пористых слоев. За ним располагаются слои УККМ разной пористости. За последним из слоев УККМ  
25 размещается слой высокотемпературного теплоизоляционного материала марки Saffil (производства компании Дюпон, США), который располагается на силовой конструкции спускаемого аппарата (СА). Силовая конструкция СА в компьютерном моделировании представляла собой слой алюминиевого сплава Д16 толщиной 2,5 мм. На фиг. 2 номерами отмечены: 1 - плотный УККМ с остаточной пористостью менее 5%, 2 - второй  
30 слой пористого УККМ (П=30%), 3 - третий слой пористого УККМ (П=50%), 4 - волокнистый теплоизолятор типа Saffil, 5 - алюминиевый сплав Д16.

Целью теплового проектирования было определение толщин слоев пористого УККМ и материала Saffil, обеспечивающих защиту силовой конструкции от перегрева. Максимальная допустимая температура конструкции алюминиевого сплава Д16  
35 задавалась равной 165°C. Температура УККМ не должна превышать 2000°C. Критерием оптимизации являлась минимальная погонная масса ТЗП.

Анализ показал, что при таком высоком уровне тепловых нагрузок (фиг. 3) на поверхность ТЗП рациональным является ее построение с применением УККМ с различной пористостью. В области температур более 1800°C УККМ с пористостью  
40 30% обладает наименьшей эффективной теплопроводностью, а при температуре ниже 1800°C минимальный эффективный коэффициент теплопроводности достигается УККМ с пористостью 50%. Выбранные в результате моделирования толщины слоев ТЗП представлены в таблице.

Таблица.

Слой материала	Толщина, мм
УККМ (П = 30%)	7
УККМ (П = 50%)	10
Saffil	68
Погонная масса	32,08 кг/м <sup>2</sup>

Анализ температурного состояния ТЗП показывает, что его поверхность нагревается максимум до 2572°C (см. графики фиг. 4: верхний график - максимальной температуры наружного слоя ТЗП, нижний график - минимальной температуры на поверхности силовой конструкции СА), что превосходит допустимую рабочую температуру УККМ из карбида кремния. Таким образом, многократное использование такого типа ТЗП без теплостойких добавок невозможно и необходима модификация плотного поверхностного защитного слоя ТЗП теплостойкими добавками, например, за счет введения в этот слой соединений тугоплавких металлов.

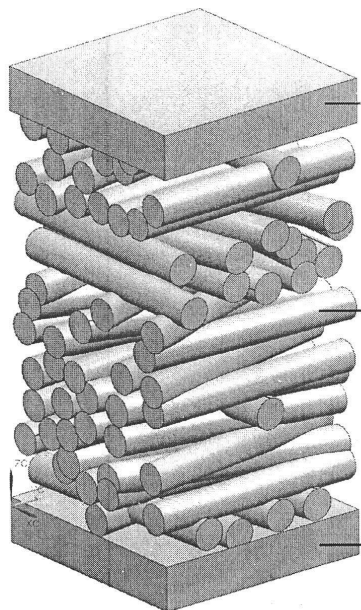
Предлагаемая полезная модель создана и апробирована в ходе работ в рамках соглашения о предоставлении субсидии 14.577.21.0099 между Министерством образования и науки Российской Федерации и МГТУ им. Н.Э. Баумана.

#### (57) Формула полезной модели

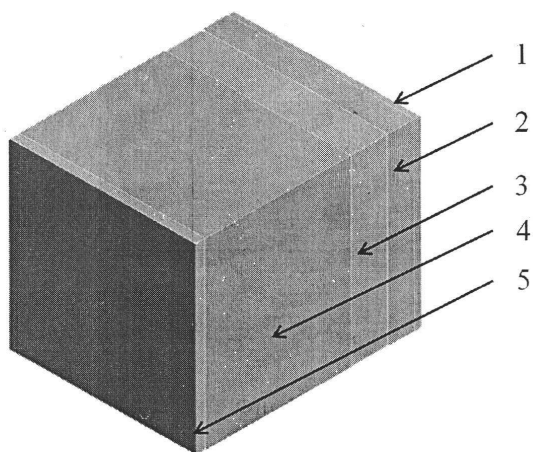
1. Теплозащитное покрытие многоразового теплового щита спускаемого космического аппарата, характеризующееся составом из слоев нетканого углеродного каркаса и карбидокремниевой матрицы и относящееся к покрытиям из существенно анизотропных материалов с разными по уровню физико-механическими и теплофизическими характеристиками как слоев, так и по толщине материала, отличающееся тем, что для аппарата, спускаемого на Землю после полета к Луне, покрытие имеет четыре слоя: наружный плотный с остаточной пористостью менее 5% слой углерод-керамического композиционного материала (УККМ) толщиной 2 мм, модифицированный теплостойкими добавками, второй слой из УККМ с пористостью 30% и толщиной 7 мм, третий слой из УККМ с пористостью 50% и толщиной 10 мм и четвертый слой из высокотемпературного волокнистого теплоизолятора марки Saffil производства компании Дюпон толщиной 68 мм.

2. Покрытие по п.1, характеризующееся тем, что в качестве наполнителя пористого УККМ использованы углеродные волокна из искусственного целлюлозного волокна, углеродные волокна из ПАН-волокна и углеродные волокна из пека.

1

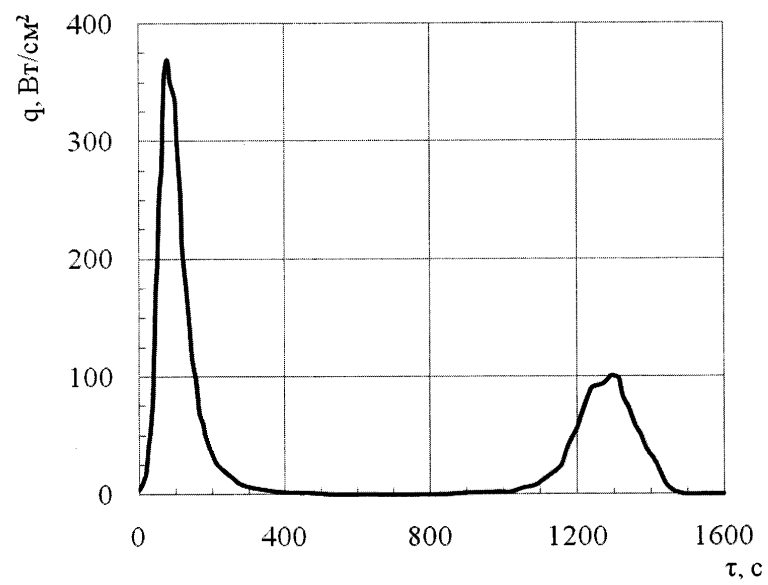


Фиг.1

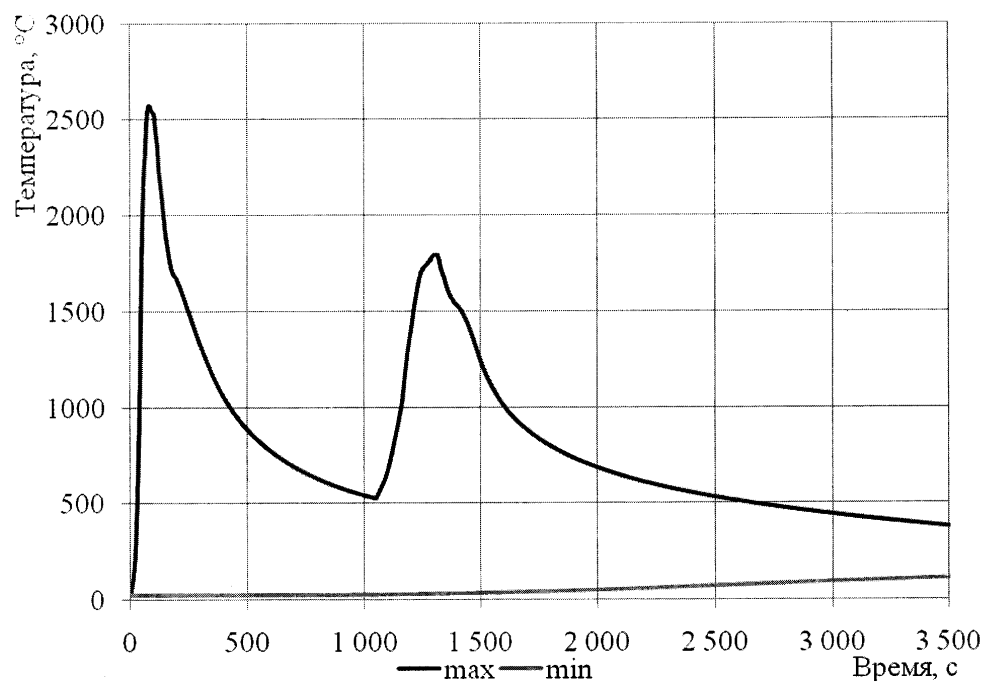


Фиг.2

2



Фиг.3



Фиг.4.