



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64G 1/58 (2021.05); F42B 15/34 (2021.05)

(21)(22) Заявка: 2020142360, 21.12.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.12.2020

Дата регистрации:
09.11.2021

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 21.12.2020

(45) Опубликовано: 09.11.2021 Бюл. № 31

Адрес для переписки:
119160, Москва, Фрунзенская наб., 22/2,
Управление интеллектуальной собственности,
военно-технического сотрудничества и
экспертизы поставок вооружения и военной
техники Министерства обороны Российской
Федерации

(72) Автор(ы):

Койтов Станислав Анатольевич (RU),
Трофимов Артем Анатольевич (RU),
Лейман Дмитрий Владимирович (RU),
Санников Артем Андреевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Российская Федерация, от имени которой
выступает Министерство обороны
Российской Федерации (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: US 10266248 B2, 23.04.2019. RU
2249785 C1, 10.04.2005. RU 2379540 C1,
20.01.2010. RU 2593184 C2, 27.07.2016. RU
2281383 C1, 10.08.2006. RU 2509040 C2,
10.03.2014.

(54) Двухслойное теплозащитное покрытие из композиционных материалов для защиты металлических конструкций планеров гиперзвуковых летательных аппаратов

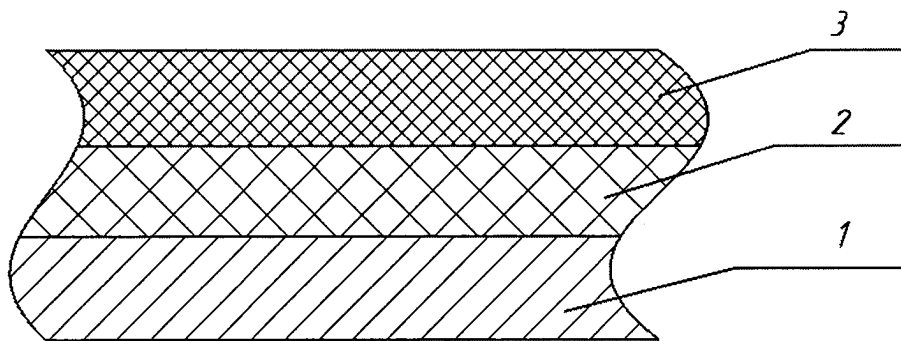
(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике, а более конкретно к тепловой защите. Двухслойное теплозащитное покрытие из композиционных материалов для защиты металлических конструкций планеров гиперзвуковых летательных аппаратов имеет один абляционный слой. Абляционный слой выполнен эрозионно стойким. Внутренний теплоизоляционный слой выполнен из полимерного кремнийорганического

связующего с наполнителем из стеклянных газонаполненных микросфер. Наружный эрозионно стойкий абляционный слой выполнен из кремнеземной ткани объемного плетения, пропитанной полимерным связующим, наполненным тугоплавкими частицами оксида алюминия. Достигается увеличение времени работы изделия. 1 ил.

RU 2 759 035 C1

RU 2 759 035 C1



Фиг. 1

RU 2759035 C1

RU 2759035 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11)**2 759 035** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) Int. Cl.
B64G 1/58 (2006.01)
F42B 15/34 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
B64G 1/58 (2021.05); *F42B 15/34* (2021.05)

(21)(22) Application: **2020142360, 21.12.2020**(24) Effective date for property rights:
21.12.2020Registration date:
09.11.2021

Priority:

(22) Date of filing: **21.12.2020**(45) Date of publication: **09.11.2021 Bull. № 31**

Mail address:

**119160, Moskva, Frunzenskaya nab., 22/2,
Upravlenie intellektualnoj sobstvennosti, voenno-
tehnicheskogo sotrudnichestva i ekspertizy
postavok vooruzheniya i voennoj tekhniki
Ministerstva oborony Rossijskoj Federatsii**

(72) Inventor(s):

**Kojtov Stanislav Anatolevich (RU),
Trofimov Artem Anatolevich (RU),
Lejman Dmitrij Vladimirovich (RU),
Sannikov Artem Andreevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaya Federatsiya, ot imeni kotoroj
vystupaet Ministerstvo oborony Rossijskoj
Federatsii (RU)**

(54) TWO-LAYER HEAT-PROTECTIVE COATING MADE OF COMPOSITE MATERIALS FOR PROTECTION OF METAL STRUCTURES OF GLIDERS OF HYPERSONIC AIRCRAFT

(57) Abstract:

FIELD: rocket technology.

SUBSTANCE: invention relates to rocket technology, and more specifically to thermal protection. A two-layer heat-protective coating made of composite materials for the protection of metal structures of gliders of hypersonic aircraft has one ablative layer. The ablative layer is made erosion-resistant. The internal thermal insulation layer is made of a polymer

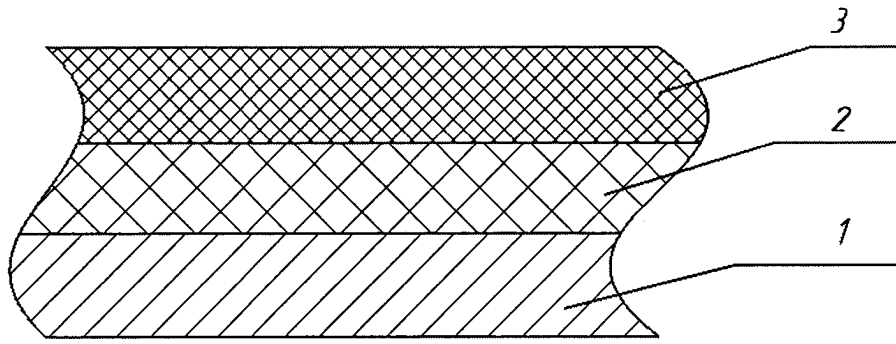
organosilicon binder with a filler made of glass gas-filled microspheres. The outer erosion-resistant ablation layer is made of a bulk-woven silica fabric impregnated with a polymer binder filled with refractory aluminum oxide particles.

EFFECT: increased operating time of the product is achieved.

1 cl, 1 dwg

RU 2 759 035 C1

RU 2 759 035 C1



Фиг. 1

RU 2759035 C1

RU 2759035 C1

Изобретение относится к авиационной и ракетной технике и может быть использовано для наружной тепловой защиты элементов гиперзвуковых летательных аппаратов в условиях аэродинамического нагрева и высоких скоростных потоков.

5 Одним из вариантов обеспечения тепловой защиты является нанесение на защищаемую поверхность теплозащитного покрытия в виде слоя композиционного материала, содержащего разлагаемый наполнитель (см. патент РФ №2400396 «Способ тепловой защиты передней кромки летательного аппарата» МПК В64С 1/38, опубл. 27.09.2010 г. Бюл. №27), однако такое покрытие не позволяет решить проблему снижения массы.

10 Наиболее близким по технической сущности и достигаемому результату является патент РФ №2249785 «Активное теплозащитное покрытие динамического объекта от поражающих потоков большой плотности» (МПК F42В 12/76, В64G 1/58, В32В 15/16, опубл. 10.04.2005 г. Бюл. №10), которое выполнено из разнородных по материалу слоев, включающих микробаллоны с инертным газом под давлением, армирующей сетки из базальтового волокна и сминаемой сотовой структуры из медной фольги.

Теплозащитное покрытие состоит из трех слоев, внешний слой выполнен из герметика, наполненного микробаллонами, среднего слоя, выполненного в виде абляционного покрытия с микробаллонами, армированного сеткой базальтового волокна и нижнего слоя, выполненного в виде сотовой структуры из медной фольги.

20 Известное техническое решение, принятое за прототип, обеспечивает термоударную защиту объекта в случае воздействия теплового или рентгеновского излучения высокой энергии или потока микрочастиц.

Из описания прототипа следует, что главной целью покрытия является защита 25 головной части от поражающих высокоэнергетических факторов, а не обеспечение заданного теплового режима внутри изделия при его работе по прямому назначению. Именно для демпфирования возможного удара применяются соты из меди. Однако медь имеет большую плотность ($8,92 \text{ г/см}^3$) и теплопроводность, что приводит к большой массе теплозащитной системы и снижает ее эффективность при длительном полете с гиперзвуковыми скоростями в атмосфере - по мере разрушения абляционных слоев 30 сотовая медная структура быстро прогреется и начнет нагревать корпус изделия, что может привести как к потере механической прочности корпуса, так и к отказу оборудования при росте температуры внутри отсеков.

Предлагаемое изобретение направлено на решение следующей задачи - обеспечение 35 температурного режима работоспособности несущей конструкции и оборудования изделия во время работы изделия по прямому назначению в условиях интенсивного аэродинамического нагрева и высоких скоростных потоков при минимально возможной массе теплозащитной системы.

40 Минимальная масса теплозащитной системы позволяет увеличить полезную нагрузку или количество топлива, что приведет к увеличению времени работы изделия или его эффективности при применении.

Поставленная задача решается применением многослойной теплозащитной системы, состоящей из внутреннего теплоизоляционного слоя низкой плотности ($0,54 \text{ г/см}^3$) - кремнийорганический полимерный композиционный материал с тугоплавким 45 наполнителем из стеклянных газонаполненных микросфер - и наружного эрозионно стойкого абляционного теплозащитного материала (плотность $1,7 \text{ г/см}^3$), состоящего из полимерного связующего и двух видов тугоплавких наполнителей - кремнеземной ткани объемного плетения и мелкодисперсного порошка оксида алюминия.

Абляционный эрозионно стойкий теплозащитный материал защищает теплоизолирующий слой от воздействия высокотемпературного потока, возникающего в условиях интенсивного аэродинамического нагрева и высоких скоростных напоров при работе изделия в плотных слоях атмосферы.

5 Разделение теплозащитного покрытия на теплоизолирующий материал из кремнийорганической смолы с микросферами, заполненными воздухом, и эрозионно стойкий абляционный материал позволило уменьшить общую массу теплозащитного покрытия при уменьшении общей теплопроводности.

10 На фиг. 1 представлена схема двухслойного теплозащитного покрытия, где 1 - защищаемая поверхность (металлический корпус изделия), 2 - теплоизолирующий материал из кремнийорганического связующего с высокими теплоизолирующими свойствами, 3 – эрозионно стойкий абляционный армированный теплозащитный материал.

15 При полете изделия в плотных слоях атмосферы на элементы гиперзвуковых летательных аппаратов с внешней стороны действуют интенсивные тепловые аэродинамические нагрузки. Под действием этих нагрузок происходит абляция (деструкция) связующего в материале наружной тепловой защиты 3, что сопровождается обменом массой с окружающей средой, поглощением теплоты. Слой теплоизолирующего материала 2 снижает скорость распространения теплового фронта к металлическому корпусу 1 и существенно увеличивает время работы изделия, обеспечивая температурный режим работоспособности несущей конструкции и оборудования изделия.

20 Промышленная применимость заявляемого изобретения подтверждена при испытаниях образцов наружной тепловой защиты изделий на плазмотроне и аэродинамической трубе с моделированием натуральных тепловых потоков, а также успешными летными испытаниями.

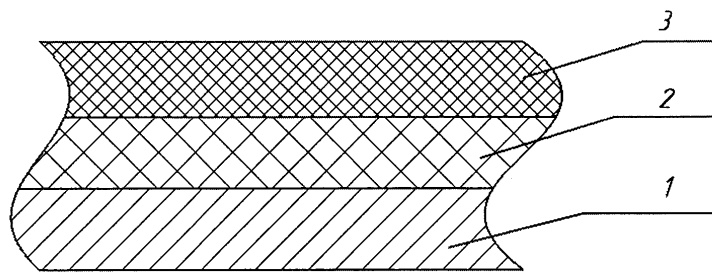
(57) Формула изобретения

30 Двухслойное теплозащитное покрытие из композиционных материалов для защиты металлических конструкций планеров гиперзвуковых летательных аппаратов, один из слоев которого является абляционным, отличающееся тем, что абляционный слой выполнен эрозионно стойким из кремнеземной ткани объемного плетения, пропитанной полимерным связующим, наполненным тугоплавкими частицами оксида алюминия, а второй слой, теплоизоляционный, выполнен из полимерного кремнийорганического связующего с наполнителем из стеклянных газонаполненных микросфер.

35

40

45



Фиг. 1