

ВКЛЮЧЕНИЕ В ТРАДИЦИОННЫЕ ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ ГРАДИЕНТНЫХ СТРУКТУР (Cu)+(ZrO₂+7%Y₂O₃) ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ НА КОРПУСЕ СПУСКАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Г. В. КОРОВИН¹, В. А. КУЛАКОВ¹, М. К. ЗАЙЦЕВА¹, С. В. САВУШКИНА²

¹„НИИ КС имени А. А. Максимова“ – филиал АО „ГКНПЦ им. М. В. Хруничева“,
141091, Московская область, г. Королев, Россия
E-mail: niiks952@mail.ru

²Исследовательский центр им. М. В. Келдыша, 125438, Москва, Россия

Рассматривается проблема создания тепловой защиты космических аппаратов (КА), входящих в атмосферы планет. Актуальность проблемы связана с тем, что тепловая защита призвана обеспечить тепловые режимы и надежность приборов и систем космического аппарата. Приведены результаты исследования по возможности совершенствования теплозащиты космических аппаратов путем разработки технологии создания теплозащитных покрытий градиентной структуры различного состава для встраивания в пакет теплозащиты с целью уменьшения температуры на корпусе КА.

Ключевые слова: космический аппарат, теплозащита, теплозащитные покрытия, ионно-плазменная технология

Исследования в области теплозащитных покрытий (ТЗП) для спускаемых космических аппаратов (СКА) показывают, что внимания заслуживают способы обеспечения высокоэффективной защиты элементов конструкций ракетно-космической техники от воздействия высокоинтенсивных объемных источников тепла [1, 2] с помощью специальных покрытий, в том числе нанопокровов и наноматериалов. Актуальна в связи с этим разработка теплозащитных материалов и конструкций на их основе для новых поколений космических аппаратов, обеспечивающих мониторинг (зондирование) планет Солнечной системы.

Тепловая защита КА, спускаемых в атмосферах планет, строится по принципу многослойности: наружные слои, собственно теплозащитные, служат для поглощения и отражения основной доли приходящего на поверхность аппарата тепла, а внутренние слои — в качестве изоляции защищаемого корпуса аппарата от проникновения к нему тепла от нагретого ближайшего теплозащитного слоя. Поэтому материал теплозащитного слоя должен с высокой способностью отражать или эффективно поглощать тепловой поток, а материал теплоизоляционного слоя должен обладать низкой теплопроводностью [3].

Традиционно теплозащитные слои системы тепловой защиты поверхности СКА выполняются из сублимирующих (испаряющихся) при определенной температуре материалов, обладающих высоким значением эффективной энтальпии, т. е. способностью единицей массы при сублимации поглощать наибольшее количество тепла.

Теплоизоляционные слои жестких систем тепловой защиты поверхности СКА выполняются из алюминиево- или стеклосотовых панелей [4—6].

Проведенные в рамках программы Союзного государства „Мониторинг-СГ“ исследования показали принципиальную возможность конструирования теплозащиты с элементами, формирующими дополнительное термосопротивление.

Современные тенденции совершенствования известных и создания перспективных конструкций летательных аппаратов направлены на повышение температурных возможностей и

увеличение ресурса эксплуатации теплозащитных материалов в условиях коррозионного и эрозионного воздействия внешней среды при высоких и гиперзвуковых скоростях полета.

Керамика на основе оксида циркония (ZrO_2), частично стабилизированного оксидом иттрия (Y_2O_3), выделяется среди других конструкционных керамик благодаря высоким прочностным показателям и трещиностойкости при сохранении устойчивости к коррозии и износу. Выбранная в качестве наружного слоя ТЗП керамика $ZrO_2+Y_2O_3$ характеризуется низким значением коэффициента теплопроводности ($\lambda \sim 2,0$ Вт/м·К) и высоким значением температуры плавления (2680 °С), что позволяет увеличить тепловое сопротивление и уменьшить тепловой поток. Кроме того, оксид иттрия повышает стойкость теплозащитного покрытия на основе оксида циркония. Наличие медной составляющей в покрытии обеспечивает нивелирование структурных перепадов, вызванных различием значений как коэффициентов теплопроводности керамики $ZrO_2+Y_2O_3$ и сплава АМг6, так и температур плавления, что и обусловило выбор меди в качестве внутреннего слоя ТЗП. Таким образом, в том числе на основе анализа, предложены несколько вариантов градиентных структур ТЗП (см. таблицу).

Вариант	Структура ТЗП
1	1-й слой Cu (10—12 мкм), 2-й слой $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ (25—30 мкм)
2	1-й слой Cu (3—5 мкм), 2-й слой $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ (50—55 мкм)
3	1-й слой Cu (3—5 мкм), 2-й слой $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ (25—30 мкм), 3-й слой Cu (3—5 мкм), 4-й слой $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ (25—30 мкм)

В качестве подложки (толщиной 1,0 мм и диаметром 30,0 мм) выбран сплав АМг6 как основной конструкционный материал спускаемых аппаратов.

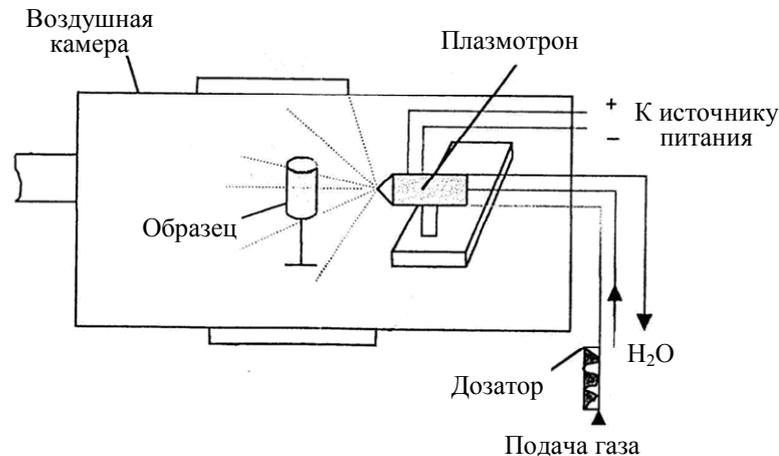


Рис. 1

Изготовление экспериментальных образцов ТЗП осуществлялось путем нанесения многослойных наноструктурированных покрытий плазменно-кластерным методом с использованием установки, схема которой приведена на рис. 1 (разработка ГНЦ „Центр Келдыша“) [7]. Ниже приведены параметры напыления покрытий.

Электрическая мощность плазматрона, кВт.....	7
Плазмообразующий газ	Азот
Охлаждение плазматрона	Водяное
Давление в вакуумной камере, мм рт. ст.	До 0,1
Дистанция напыления, мм	50
Объем вакуумной камеры, м ³	0,6

На рис. 2 показан скриншот нанесенного внешнего слоя ТЗП $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ (при 4000-кратном увеличении), демонстрирующий качественное нанесение покрытия. Контроль и характеристика наносостояния экспериментальных образцов ТЗП осуществлялись на сканирующем электронном микроскопе Phenom (входящем в состав аппаратных средств Центра нанотехнологий „НИИ КС имени А. А. Максимова“).

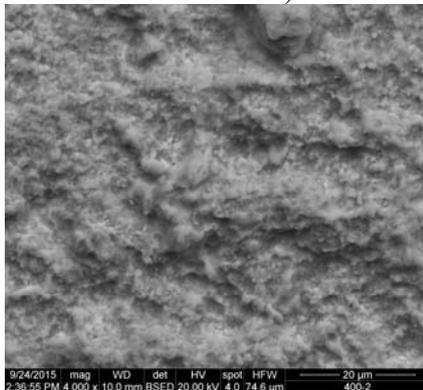


Рис. 2

Были изготовлены пакеты теплозащиты КА с встроенными в их структуру пластинами ТЗП, состав которых соответствует указанным в таблице.

Модель теплозащиты представлена на рис. 3, где 1 — асботекстолит, 2 — стеклосоты, 3 — экспериментальные образцы ТЗП, 4 — АМгб: имитатор стенки КА.

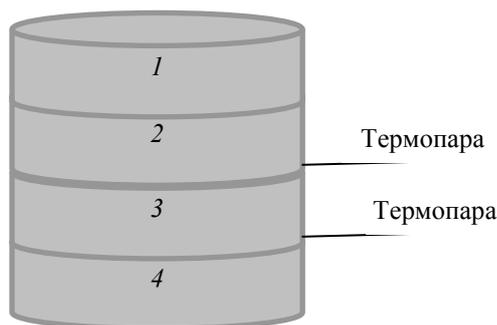


Рис. 3

Испытания изготовленных экспериментальных пакетов образцов теплозащиты проведены на торцевом холловском ускорителе.

Характеристикой, определяющей эффективность разработанной и экспериментально подтвержденной тепловой защиты КА, является температура на корпусе аппарата. Были проведены испытания на плазмотроне семи пакетов теплозащиты в одинаковых условиях (рис. 4).

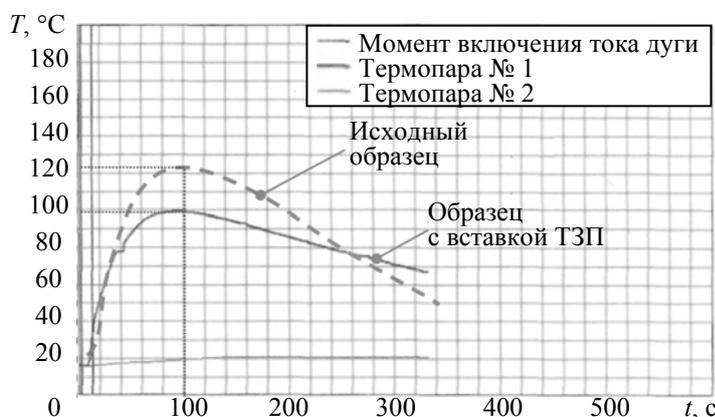


Рис. 3

Теоретическое снижение температуры, исходя из формулы [8]

$$\Delta T = (Q\Delta X)/\lambda,$$

составляет $8,0\text{ }^{\circ}\text{C}$ при тепловом потоке $Q = 30\text{ Вт/см}^2$, теплопроводности $\lambda = 2\text{ Вт/м}\cdot\text{К}$ и толщине покрытия $\Delta X = 50\text{ мкм}$.

Как следует из рис. 4, снижение температуры на корпусе КА с включенным в пакет теплозащиты ТЗП по сравнению с исходным образцом составляет $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ — это максимальное достигнутое в экспериментах значение. Для других пяти образцов снижение температуры не ниже теоретического значения.

Таким образом, включение ТЗП в пакет теплозащиты уменьшает температуру на корпусе КА (при допустимом значении $T = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$) на $8\text{—}20\text{ }^{\circ}\text{C}$, что принципиально показывает возможность конструирования теплозащиты с элементами, формирующими термосопротивление. Более значимого эффекта можно достичь, встраивая в пакет ТЗП, изготовленные из материалов с меньшим коэффициентом теплопроводности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семенов А. А. Спускаемая капсула космического аппарата. СПб: Нева, 2009. 72 с.
2. Власов В. И., Залогин Г. Н., Ковалев Р. В., Чураков Д. А. Лучисто-конвективный теплообмен спускаемого аппарата с разрушаемой тепловой защитой // Физико-химическая кинетика в газовой динамике: Электронный журн. [Электронный ресурс]: <<http://chemphys.edu.ru/media/files/2012-12-26-001.pdf>>, 2.06.2014.
3. Буланов И. М., Воробей В. В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 516с.
4. Пат. 65021 РФ. Экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата / Е. Д. Пожидаев, В. С. Саенко, А. П. Тютнев. Опубл. 27.07.2007.
5. Заявка 2008125256/11 РФ. Экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата с внешним комбинированным покрытием / В. Ф. Аристов. Опубл. 27.12.2009.
6. Пат. 2219110 РФ. Способ теплозащиты и модуляции аэродинамического сопротивления объекта, спускаемого с космического аппарата / И. Н. Глухих, В. Ф. Челябин, А. Н. Щербаков, А. Н. Румынский. Опубл. 20.12.2003.
7. Иванов А. В., Полянский М. Н., Ребров С. Г. Плазменно-кластерное нанесение тугоплавких покрытий // Изв. вузов. Физика. 2006. № 8. С. 464.
8. Авдеевский В. С., Галицкий Б. М., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1975. 624 с.

Сведения об авторах

- Геннадий Викторович Коровин** — канд. воен. наук; „НИИ КС имени А. А. Максимова“ – филиал АО „ГКНПЦ им. М. В. Хруничева“; директор программ; E-mail: korovin@niiks.com
- Вячеслав Александрович Кулаков** — канд. техн. наук; „НИИ КС имени А. А. Максимова“ – филиал АО „ГКНПЦ им. М. В. Хруничева“; главный научный сотрудник; E-mail: niiks952@mail.ru
- Марина Константиновна Зайцева** — „НИИ КС имени А. А. Максимова“ – филиал АО „ГКНПЦ им. М. В. Хруничева“; ведущий научный сотрудник; E-mail: niiks952@mail.ru
- Светлана Вячеславовна Савушкина** — канд. техн. наук; Центр Келдыша; старший научный сотрудник; E-mail: sveta_049@mail.ru

Поступила в редакцию
26.02.18 г.

Ссылка для цитирования: Коровин Г. В., Кулаков В. А., Зайцева М. К., Савушкина С. В. Включение в традиционные теплозащитные покрытия градиентных структур $(\text{Cu})+(\text{ZrO}_2+7\%\text{Y}_2\text{O}_3)$ для снижения температуры на корпусе спускаемых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 8. С. 720—724.

**INCLUSION OF GRADIENT STRUCTURES (Cu)+(ZrO₂+7%Y₂O₃)
IN TRADITIONAL THERMAL PROTECTIVE COATINGS
TO REDUCE TEMPERATURE ON THE HULL OF DESCENT SPACECRAFTS**

G. V. Korovin¹, V. A. Kulakov¹, M. K. Zaytseva¹, S. V. Savushkina²

¹*A. A. Maksimov Space Systems Research Institute – Branch
of Khrunichev State Research and Production Space Center JSC,
141091, Moscow Region, Korolev, Russia
E-mail: niiks952@mail.ru*

²*M. V. Keldysh Research Center, 125438, Москва, Россия*

The problem of creation of thermal protection of space vehicles (spacecrafts) entering the atmosphere of planets is considered. The problem is regarded as an urgent one because the thermal protection is designed to provide thermal regimes and reliability of spacecraft instruments and systems. Results of a study on the possible improvement of the thermal protection of space vehicles by developing a technology for creating thermal protective coatings of a gradient structure of various compositions for integration into a thermal protection package to reduce the temperature on the spacecraft body are presented.

Keywords: spacecraft, thermal protection, thermal protective coatings, ion-plasma technology

REFERENCES

1. Semenov A.A. *Spuskayemaya kapsula kosmicheskogo apparata* (Landing Capsule of the Spacecraft), St. Petersburg, 2009, 72 p. (in Russ.)
2. <http://chemphys.edu.ru/media/files/2012-12-26-001.pdf>. (in Russ.)
3. Bulanov I.M., Vorobey V.V. *Tekhnologiya raketnykh i aerokosmicheskikh konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* (Technology of Rocket and Aerospace Structures Made of Composite Materials), Moscow, 1998, 516 p. (in Russ.)
4. Patent RU 65021, *Ekranno-vakuumnaya teploizolyatsiya kosmicheskogo apparata* (Screen and Vacuum Thermal Insulation of the Spacecraft), E.D. Pozhidayev, V.S. Sayenko, A.P. Tyutnev, Published 27.07.2007. (in Russ.)
5. Invention Application 2008125256/11, *Ekranno-vakuumnaya teploizolyatsiya kosmicheskogo apparata s vneshnim kombinirovannym pokrytiyem* (Screen and Vacuum Thermal Insulation of the Spacecraft with the External Combined Covering), V.F. Aristov, Published 27.12.2009. (in Russ.)
6. Patent RU 2219110, *Sposob teplozashchity i modulyatsii aerodinamicheskogo soprotivleniya ob"yektu, spuskayemogo s kosmicheskogo apparata* (Method of Thermal Protection and Modulation of Aerodynamic Resistance of an Object Descending from a Spacecraft), I.N. Glukhikh, V.F. Chelyayev, A.N. Shcherbakov, A.N. Rumynskiy, Published 20.12.2003. (in Russ.)
7. Ivanov A.V., Polyanskiy M.N., Rebrov S.G. *Russian Physics Journal*, 2006, no. 8, pp. 464. (in Russ.)
8. Avduyevskiy V.S., Galitseyskiy B.M., Glebov G.A. et al. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* (Fundamentals of Heat Transfer in Aviation and Rocket and Space Technology), Moscow, 1975, 624 p. (in Russ.)

Data on authors

Gennady V. Korovin	— PhD; A. A. Maksimov Space Systems Research Institute – Branch of Khrunichev State Research and Production Space Center JSC; Director of Programs; E-mail: korovin@niiks.com
Vyacheslav A. Kulakov	— PhD; A. A. Maksimov Space Systems Research Institute – Branch of Khrunichev State Research and Production Space Center JSC; Chief Scientist; E-mail: niiks952@mail.ru
Marina K. Zaytseva	— A. A. Maksimov Space Systems Research Institute – Branch of Khrunichev State Research and Production Space Center JSC; Leading Scientist; E-mail: niiks952@mail.ru
Svetlana V. Savushkina	— PhD; M. V. Keldysh Research Center; Senior Scientist; E-mail: sveta_049@mail.ru

For citation: Korovin G. V., Kulakov V. A., Zaytseva M. K., Savushkina S. V. Inclusion of gradient structures (Cu)+(ZrO₂+7%Y₂O₃) in traditional thermal protective coatings to reduce temperature on the hull of descent spacecrafts. *Journal of Instrument Engineering*. 2018. Vol. 61, N 8. P. 720—724 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-8-720-724