

2. **Лабуткина Т. В.** Быстрый метод прогноза опасных сближений орбитальных объектов и оценки расстояния сближения / Т. В. Лабуткина, А. Н. Петренко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д. : Пороги, 2012. – Т. XIV. – С. 28–40.

3. **Лабуткина Т. В.** Методика прогноза механических конфликтов между элементами квазистабильного множества орбитальных тел / Т. В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д. : Пороги, 2009. – Т. 9. – С. 41–52.

4. **Назаренко А. И.** Моделирование эволюции распределения техногенных частиц и объектов / А. И. Назаренко // Проблема загрязнения космоса (космический мусор). – 1993. – С. 114–126.

5. **Хуторовский З. Н.** Контроль космических объектов на низких высотах / З. Н. Хуторовский, В. Ф. Бойков, Л. Н. Пылаев // Околосемная астрономия (космический мусор). – М. : Космосинформ, 1998. – С. 34–101.

6. **Anz-Meador P.** GEO_EVOLVE 1.0: A Long-Term Debris Evolution Model for the Geosynchronous Belt [Електронний ресурс] / P. Anz-Meador, P. Krisko, M. Matney // Orbital Debris. Quarterly News. – 2000. – Vol. 5, Issue 4. – P. 5–7. – Режим доступу: <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv5i4.pdf>.

7. **Foster L.** International Space Station Debris Avoidance Operations [Електронний ресурс] / L. Foster, J. Frisbee, M. Wortham, and L. Howorth // Orbital Debris. Quarterly News. – 2001. – Vol. 6, Issue 2. – P. 4–5. – Режим доступу: <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv6i2.pdf>.

Надійшла до редколегії 08.09.2014 р.

УДК 678.02:621.365

И. А. Гусарова¹, Т. А. Манько²

¹*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”
им. М. К. Янгеля»*

²*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

ИЗУЧЕНИЕ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫХ СВОЙСТВ ТЕРМОСТОЙКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ВОЗВРАЩАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

На підставі експериментальних досліджень властивостей термостійких матеріалів при температурах 1100°C обрана для використання у теплозахисних конструкціях космічних апаратів, що повертаються, теплоізоляція на основі кремнеземних волокон.

Ключові слова: теплоізоляційні матеріали, оксидні волокна, космічні апарати, що повертаються.

На основании экспериментальных исследований свойств термостойких материалов при температурах 1100°C выбрана для использования в теплозащитных конструкциях возвращаемых космических аппаратов теплоизоляция на основе кремнеземных волокон.

Ключевые слова: теплоизоляционные материалы, оксидные волокна, возвращаемые космические аппараты.

On the basis of experimental studies of heat-resistant materials properties under the temperature of 1100°C heat insulation on the basis of silica fibers have been selected for application in thermo protection structures of reusable spacecraft.

Key words: heat-insulating materials, oxide fibers, reusable spacecraft.

Введение. Полеты первых возвращаемых космических аппаратов (КА) «Спейс Шаттл» и «Буран» с плиточными теплозащитными конструкциями (ТЗК)

на основе кварцевых волокон выявили ряд недостатков такой теплозащиты. К ним относится чрезвычайная хрупкость и низкая прочность плиток, а также неразъемное соединение теплозащиты с силовой оболочкой КА, что создает неудобства наземного обслуживания и проведения ремонтных работ [1]. Время восстановления теплозащиты КА «Спейс Шаттл» между полетами оценивается в 17000 чел. часов [5].

Съемная многослойная ТЗК с наружным слоем из жаропрочного конструкционного материала, воспринимающего аэродинамические нагрузки, и внутреннего теплоизоляционного слоя позволяет устранить эти недостатки. Такая теплозащита сохраняет работоспособность при температурах до 1100°C при многократных запусках КА. Разработка перспективной ТЗК, выдерживающей аэродинамические нагрузки и обеспечивающей теплозащиту корабля, ведется практически во всех странах, участвующих в освоении космического пространства [6].

Требования к прочностным свойствам теплоизоляции, входящей в состав теплозащиты, в которой прочностные и теплозащитные функции конструкции разнесены, значительно ниже. В данном случае основными требованиями являются высокая температура разрушения материала (выше 1200°C), малый удельный вес и низкая теплопроводность.

В обзоре НАСА по направлениям развития теплозащиты для сверхзвуковых КА в Европе приводятся два вида высокотемпературных теплоизоляционных материалов – на основе волокон двуокиси кремния и волокон оксида алюминия (саффил) [6]. Это дорогостоящие теплоизоляционные материалы, не имеющие широкого коммерческого применения и отсутствующие на рынке Украины.

В целях создания экономически эффективной ТЗК возвращаемых КА были исследованы перспективные отечественные теплоизоляционные материалы на основе муллитокремнеземистых волокон [2], однако все они оказались непригодны для использования в теплозащитных конструкциях возвращаемых КА. Недостаточные теплоизоляционные свойства волокнистой коммерческой теплоизоляции связаны со сравнительно большим диаметром волокон и наличием в материале неволоконистых включений – «королька», коротких волокон, утолщений.

Постановка задачи. Целью работы является освоение и экспериментальное исследование теплоизоляционных материалов на основе оксидных волокон для ТЗК возвращаемых КА, работающих при температурах 1100°C.

Объект исследований – теплоизоляционные материалы на основе волокон SiO_2 , волокон Al_2O_3 , муллитокремнеземистых волокон, муллитокремнеземистых волокон с добавлением оксида циркония.

Сравнительный анализ этих волокон приведен в [4].

Для экспериментального исследования теплоизоляционных свойств материалов на основе данных волокон изготавливались образцы плиточной теплоизоляции по следующей схеме:

- очистка волокна от смазки, «королька», коротких волокон, утолщений;
- разделение исходного сырья на отдельные волокна;
- модификация поверхности волокна технологической связкой (приготовление гидромассы);
- формование заготовок волокнистых блоков;
- сушка блоков;
- обжиг блоков;
- обрезка блоков.

Образцы имели вид трехслойных пакетов, состоящих:

- из верхнего слоя – никелевой фольги, имитирующей наружную несущую конструкцию теплозащиты;
- исследуемого теплоизоляционного материала;
- нижнего слоя – пластины из алюминиевого сплава АМг6, выполняющего роль обшивки КА. Общий вид образцов и схема установки термопар приведены на рис. 1.

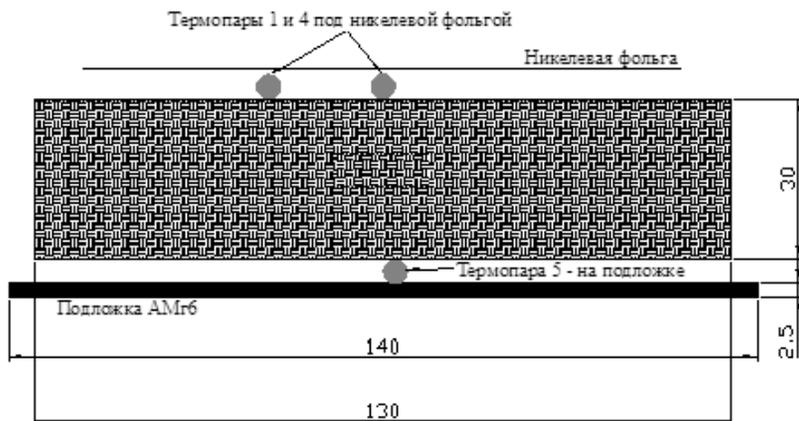


Рис. 1. Общий вид образцов и схема установки термодатчиков

Было изготовлено 4 партии образцов по 5 – 10 штук с различными видами теплоизоляции на основе:

- промышленного фетра марки МКРФ из муллитокремнеземистых волокон ОАО «Синельниковская теплоизоляция», диаметр волокна 3–5 мкм;
- промышленного фетра марки МКРФ с удалением неволокнистых включений;
- волокна ГВ-08 из оксида алюминия Саткинского огнеупорного комбината (Россия) с удалением неволокнистых включений, диаметр волокна 1–2 мкм;
- волокон типа К11С6-68 из оксида кремния с удалением неволокнистых включений, диаметр волокна 2–7 мкм, теплоизоляция изготавливались на ОАО «НИИ Стекловолокно», г. Буча.

Поверхностная плотность исследуемых образцов варьировалась в диапазоне от 2 до 12 кг/м².

В качестве контрольного образца исследовался образец штатной теплоизоляционной плитки КА «Буран» с поверхностной плотностью 4,84 кг/м².

Методы исследований. Сравнительные испытания теплоизоляционных материалов на основе оксидных волокон проводились при тепловых режимах, соответствующих условиям эксплуатации: температура на поверхности – 1100 °С, время теплового воздействия – 20 мин.

Для проведения испытаний в лабораторных условиях была разработана методика с использованием электропечи СНОЛ–7,2/13 И4П, обеспечивающей требуемую температуру на поверхности образцов.

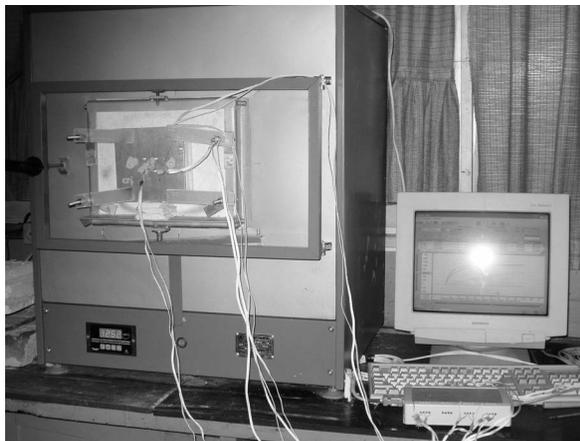


Рис. 2. Установка для тепловых испытаний теплоизоляционных материалов

В проем печи монтировалась специально разработанная панель для нагрева образцов. Для измерения температур в теплозащитных пакетах использовались хромель-алюмелевые термопары. Вначале осуществлялся предварительный прогрев печи до 1250°C , после чего образец с установленными в нем термопарами помещался на специальной панели в проем печи. При таком режиме испытаний температура на поверхности образцов составляла $1100 \pm 50^{\circ}\text{C}$. Время выхода на режим длилось 4 – 8 мин., после этого образец выдерживался 20 мин. при требуемой температуре поверхности. Регистрация сигнала с термопар производилась в непрерывном режиме с помощью аппаратуры СА-320.

Результаты и обсуждение. Результаты испытаний теплоизоляционных материалов получены в виде графика изменения температур в местах установки термопар.

Изменение температур в контрольном образце из керамической плитки КА «Буран» марки ТЗМК-10 с удельной плотностью $0,15 \text{ кг/м}^3$, толщиной $32,3 \text{ мм}$ представлено на рис. 3.

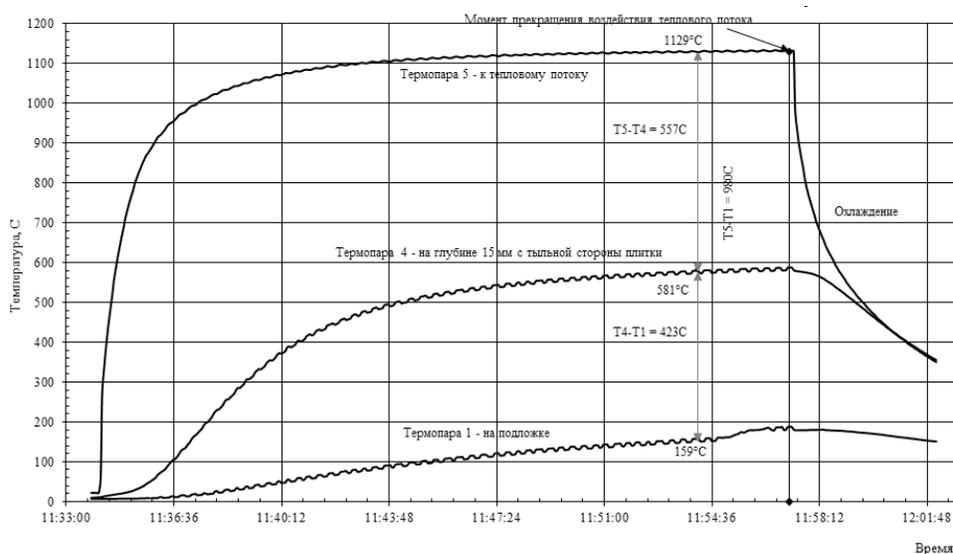


Рис. 3. Изменение температуры от времени в местах установки термопар контрольного образца (теплоизоляции КА «Буран» – плитка марки ТЗМК-10)

Исходя из требований, предъявляемых к теплозащитному материалу, обеспечивать температуру подложки не выше 200°C , в течение всего времени воздействия теплового потока (20 мин.) для сравнения пакетов теплозащиты в качестве контрольного параметра была установлена температура на подложке на 20-й минуте нагрева до 1100°C . Анализ теплоизоляционных материалов осуществлялся с учетом их поверхностной плотности, при которой обеспечивается данное требование. Материал может быть использован в ТЗК возвращаемых КА при условии, что его поверхностная плотность не превышает поверхностную плотность контрольного образца – $4,84 \text{ кг/м}^2$.

Теплоизоляция на основе муллитокремнеземистых волокон испытывалась из фетра в состоянии поставки и в виде блоков из волокон того же фетра – после удаления неволоконистых включений. Теплоизоляционные блоки изготавливались по лабораторной технологии [3].

Теплоизоляция на основе фетров МКРФ, МКРЦФ обеспечивает температуру на подложке в течение заданного времени при поверхностной плотности более $5,6 \text{ кг/м}^2$. Улучшения теплоизоляционных свойств блоков по сравнению с исходными фетрами не установлено. Очевидно, это связано с более высокой плотно-

стю материала в теплоизоляционных блоках. Теплоизоляционные свойства исследуемой теплоизоляции на основе муллитокремнеземистых волокон недостаточны для использования ее в составе теплозащиты КА, так как она обеспечивает требуемые температуры на подложке при поверхностной плотности, превышающей допустимый уровень на 20%.

Таблица 1

Характеристика теплоизоляции на основе муллитокремнеземистого фетра

Теплоизоляция в составе образца	Плотность, кг/м ³	Поверхностная плотность, кг/м ²	Масс. доля ZrO ₂ , %	Размеры образца, мм	Температура на подложке, °С
Теплоизоляция из муллитокремнеземистого фетра МКРФ в состоянии поставки					
Фетр МКРФ-100	94	4,123	–	130x130x2*20	286
Фетр МКРЦФ – 140	142	8,5	12,27	130x130x2*30	124
Фетр МКРЦФ – 140	142	4,26	12,27	130x130x30	228
Теплоизоляционные блоки на основе фетра МКРФ после удаления неволоконистых включений					
На основе фетра МКРФ-100	247	6,17	–	100x103x25	176
На основе фетра МКРФ-100	183	5,66	–	102x102x31	176
На основе фетра МКРФ-100	198	6,46	–	107x105x32	184

Теплоизоляционные блоки из волокон Al₂O₃ изготавливались по лабораторной технологии. Характеристика образцов и результаты испытаний приведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристика образцов теплоизоляции на основе волокон Al₂O₃

Теплоизоляция в составе образца	Плотность, кг/м ³	Поверхностная плотность, кг/м ²	Размеры образца, мм	Температура на подложке, °С
Волокна Al ₂ O ₃	0,32-0,33	7,30	104x99x23,5	187
Волокна Al ₂ O ₃	0,32-0,33	7,35	104x99x23,7	229

Теплоизоляционные блоки на основе волокон Al₂O₃ имеют сравнительно высокий удельный вес (0,32 кг/м³) и обеспечивают требуемую температуру на подложке при поверхностной плотности порядка 7,3 кг/м², что превышает допустимый уровень более чем на 50% и не позволяет использовать их для теплозащиты возвращаемых КА.

Теплоизоляционные материалы на основе волокон SiO₂ изготовлены на ОАО «НИИ Стекловолокно», г.Буча. Работы по созданию таких теплоизоляционных материалов из кремнеземных волокон проводились на данном предприятии с 1986 г. по техническому заданию НПО «Энергия» для создания теплозащиты многооразового космического корабля «Заря». Характеристика образцов и результаты испытаний приведены в табл. 3.

Исследуемые теплоизоляционные материалы на основе волокон SiO₂ имели поверхностную плотность от 2,24 до 13 кг/м². Все они обеспечили требуемую температуру на подложке в течение заданного времени. Лучшие результаты были получены на образцах с наименьшей плотностью – 0,066 кг/м³ – при поверхностной плотности 2,24 кг/м² в течение 20 мин. прогрева до 1100 °С они обеспечивали температуру подложки не выше 145° С.

Характеристика образцов теплоизоляции на основе кремнеземных волокон

Теплоизоляция в составе образца	Плотность, кг/м ³	Поверхностная плотность, кг/м ²	Размеры образца, мм	Температура на подложке, °С
Образец 6* Волокна SiO ₂	0,309	12,9	102x101x41,8	91
Образец 5* Волокна SiO ₂	0,201	7,1	147x147x35,5	151
Образец 4* Волокна SiO ₂	0,167	6,0	148x149x36	188
Образец 7* Волокна SiO ₂	0,145	4,9	110x110x34	130
Образец 8* Волокна SiO ₂	0,066	2,24	125x125x34	145
Плитка «Буран», Волокна SiO ₂	0,150	4,84	150x150x32,3	159

*Номер образцов соответствует номеру, присвоенному образцу данного материала на предприятии-изготовителе.

Поскольку параметры исходного волокна отсутствовали, был проведен анализ образца 8 и контрольной плитки «Бурана». Анализ образца 8 показал, что он состоит из волокон диаметром 2-3 мкм с низким содержанием «корольков», диаметр которых не превышает 10 мкм. Анализ плитки «Бурана» показал, что она состоит из субтонких волокон (меньше 1 мкм) SiO₂.

Образцы 7 и 8 на основе кремнеземных волокон обеспечивают требуемую температуру на подложке при допустимых значениях поверхностной плотности и даже превосходят контрольный образец по своим характеристикам.

Выводы. Изготовлены и испытаны теплоизоляционные материалы на основе волокон SiO₂, волокон Al₂O₃, муллитокремнеземистых волокон, муллитокремнеземистых волокон с добавлением оксида циркония.

Теплоизоляционные материалы на основе волокон Al₂O₃, муллитокремнеземистых волокон и муллитокремнеземистых волокон с добавлением оксида циркония обеспечивают требуемые температуры на подложке при поверхностной плотности, превышающей допустимый уровень – 4,84 кг/м², что ограничивает их применение в ТЗК возвращаемых КА.

Образцы 7 и 8 на основе кремнеземных волокон обеспечивают требуемую температуру на подложке при допустимых значениях поверхностной плотности и даже превосходят контрольный образец по своим характеристикам.

Для использования в качестве теплозащиты возвращаемых КА целесообразно применять теплоизоляцию на основе кремнеземных волокон, аналогичную изготавливаемой на предприятии НИИ «Стекловолокно» (г. Буча).

Для оптимизации теплоизоляционных и весовых параметров материала необходимо проведение дополнительных исследований по выбору связующего и технологических характеристик его получения.

Библиографические ссылки

1. Гофин М. Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов / М. Я. Гофин. – М., 2003.
2. Гусарова И. А. Выбор теплоизоляции многослойных теплозащитных конструкций возвращаемых космических аппаратов / И. А. Гусарова, Т. А. Манько // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2014.
3. Коледа В. В. Теплозащитные элементы для многоразовых аэрокосмических летательных аппаратов / В. В. Коледа, С. Г. Положай, А. М. Потапов, Ф. М. Телевой и др. /

Передовые космические технологии на благо человечества: 1-я междунар. конф., Днепропетровск, 18–20 апр. 2007г.

4. **Тихий В. Г.** Перспективные материалы для многослойной теплозащитной конструкции космических аппаратов многоразового использования / В. Г. Тихий, И. А. Гусарова, А. М. Потапов, Г. А. Фролов // Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб. – Д., 2011. – Вып. 2. – С. 133–145.

5. **Baluragi H.** Volume Advances in Metallic Materials and Manufacturing Processes for Strategic Sectors [Електронний ресурс] / H. Baluragi, V. Anil Kumar, K. Narasaiah, S. Gopinath, P. P. Sinha // Materials Science Forum: Online since January. – 2012. – Vol. 710. – P. 197–202. – Режим доступа: <http://www.scientific.net/MSF.710.197>.

6. European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures / David E. Glass NASA Langley Research Center, Hampton // 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures Daytona Beach, FL. – 2007. – January 22.

Надійшла до редколегії 10.02.2014 р.

УДК 531.383

А. Е. Закржевский¹, В. С. Хорошилов²

¹*Институт механики имени С. П. Тимошенко НАНУ,*

²*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное” имени М. К. Янгеля»*

РАСКРЫТИЕ НА ОРБИТЕ УПРУГОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ

Досліджено динаміку космічного апарата з гірогравітаційною системою стабілізації, у якому як гравітаційний стабілізатор і носій сонячних батарей використовується пантографна конструкція, що розкривається на орбіті та утримує на кінці зосереджену масу. Здійснено аналіз одержаної інформації та наведені графіки, які ілюструють поведінку характерних змінних.

Ключові слова: гірогравітаційна система стабілізації, пантографна конструкція, гравітаційний стабілізатор, зосереджена маса, пружні елементи.

Исследована динамика космического аппарата с гиросгравитационной системой стабилизации, в котором в качестве гравитационного стабилизатора и носителя солнечных батарей используется пантографная конструкция, которая раскрывается на орбите и удерживает на конце сосредоточенную массу. Осуществлен анализ полученной информации и представлены графики, иллюстрирующие поведение характерных переменных.

Ключевые слова: гиросгравитационная система стабилизации, пантографная конструкция, гравитационный стабилизатор, сосредоточенная масса, упругие элементы.

A current work is contributed to research of the dynamics of spacecraft with hyrogravitation stabilization system, where pantograph construction, opening on the orbit and holding the concentrated mass on its edge, is used as a gravity stabilizer and carrier of solar batteries. The analysis of achieved information is done, and graphs illustrating the processes of the characteristic variables are given here.

Key words: hyrogravitation stabilization system, pantograph construction, gravity stabilizer, concentrated mass, elastic elements.

Введение. Изучение динамики космических конструкций изменяемой конфигурации является одним из перспективных и актуальных направлений механики космических систем. Современные КА имеют в своем составе разнообраз-