

УДК 620.1-1/-9

И. А. Гусарова, Т. А. Манько, А. М. Потапов

МАТЕРИАЛЫ И КОНСТРУКЦИИ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ВОЗВРАЩАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Проанализированы теплозащитные плиточные конструкции наветренных частей космических аппаратов многоразового использования из различных материалов. Показано, что надежная теплозащита с рабочими температурами до 1100 °С, способная выдерживать 100 пусков при габаритно-массовых и стоимостных ограничениях, до настоящего времени не создана. Выбраны направления создания такой теплозащиты.

Ключевые слова: теплозащитная конструкция, многоразовый космический аппарат, углерод-углеродный композиционный материал, сплав.

Введение. Постановка задачи

Поскольку в настоящее время запуски космических аппаратов осуществляются в основном с помощью высоконадежных многоступенчатых ракетопосредителей однократного использования, то основную долю расходов на выполнение космических программ составляет стоимость предназначенных для доставки полезных грузов на орбиту систем выведения, а поэтому актуальным является создание экономически эффективных космических аппаратов многоразового использования (МКА). В Украине разработка таких многоразовых космических систем ведется на государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» (г. Днепр).

Одна из важных задач при создании МКА – разработка надежной, с приемлемыми габаритно-массовыми параметрами и стоимостью, теплозащиты, и особенно для их наветренной поверхности, где температуры порядка 1100 °С реализуются по всей площади, которая, в свою очередь, составляет порядка 43 % поверхности теплозащиты всей конструкции аппарата [1].

На сегодняшний день уже спроектировано, изготовлено и выведено на орбиту (с дальнейшим возвращением) два орбитальных корабля: многократно эксплуатируемый «СПЕЙС ШАТТЛ»; однократно выведенный на орбиту и возвращенный на Землю «БУРАН». Теплозащита наветренных частей обоих этих орбитальных кораблей выполнена в виде керамических плиток на основе кварцевых волокон. Вместе с тем, необходимость в колоссальном объеме работ при установке и инспектировании, в промежутках между полетами, керамических теплозащитных плиток на таких кораблях, а также их недостаточная надежность вызвали потребность в создании *съёмных теплозащитных конструкций* с жаростойким наружным слоем и внутренней теплоизоляцией.

В связи с этим, *целью данной работы* является выбор направления дальнейших исследований по созданию надежной теплозащитной конструкции (с

© Гусарова Ирина Александровна, и.о. начальника отдела физических средств контроля материалов и конструкций, начальник лаборатории теплофизических и электромагнитных характеристик, контроля и обеспечения чистоты ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»; тел. моб. (067) 490-68-39; e-mail: info.yuzhnoye@com; г. Днепр, ул. Криворожская, 3, 48008; Манько Тамара Антоновна, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры технологии производства Днепропетровского государственного университета имени Олеся Гончара; тел. моб. (067) 284-79-78; г. Днепр, ул. Научная, 13, 49050; Потапов Александр Михайлович, кандидат технических наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»; моб. тел. (067) 622-96-07, e-mail: info.yuzhnoye@com; г. Днепр, ул. Криворожская, 3, 48008, Украина

соответствующими ограничениями по ее поверхностной плотности и стоимости) на основании предварительного анализа материалов и конструкций уже разработанных теплозащитных систем для наветренных поверхностей МКА.

Материалы и методики экспериментов. Результаты исследований

В настоящее время уже создано достаточное количество различных систем теплозащиты для возвращаемых космических аппаратов – но с незавершенной технологией, поскольку разработка и изготовление таких конструкций являются очень дорогостоящими. Соответственно, определяемая стоимостью их разработки, изготовления и эксплуатации (причем как на орбите, так и во время обслуживания между полетами) экономическая эффективность является одним из основных требований к разрабатываемым теплозащитным системам.

Основным же функциональным требованием к теплозащите МКА является сохранение ею своих функций в течение всего срока эксплуатации. Так, она должна выдерживать порядка 100 пусков на протяжении 15 лет, причем при температуре наружной поверхности порядка 1100 °С в течение 20 минут и более при каждом пуске, а также, вместе с силовой частью планера, обеспечивать противодействие внешним влияниям на всех этапах эксплуатации. А учитывая, что масса теплозащиты составляет примерно 50% ее грузоподъемности, экономически эффективными являются теплозащитные конструкции с поверхностной плотностью не более 10 кг/м².

Теплопрочностные расчеты конструкции планера-МКА «БУРАН» показали, что совместная работа силовой оболочки и теплозащиты планера может быть обеспечена только в том случае, если такая защита не будет – исходя из существенных различий температурных деформаций нагретой теплозащитной и силовой конструкций планера – состоять из отдельных и не связанных между собой фрагментов-плиток. Напротив, уплотнение между плитками теплозащитной конструкции должно быть герметичным, выдерживать номинальные термомеханические нагрузки, а также компенсировать расширение при нагреве и аэроупругие движения конструкции находящегося под теплозащитой аппарата.

В целом же анализ существующих многоразовых теплозащитных конструкций и требований к ним показал, что такая съемная теплозащитная конструкция должна быть выполнена по следующей схеме последовательного создания ее структурных компонентов:

- изготовленный из высокотемпературного и жаростойкого материала наружный слой с высокой (>0,8) степенью черноты;
- расположенная под этим наружным слоем теплоизоляция с низкой теплопроводностью;
- система крепления при установке теплозащитной конструкции на корпус МКА;
- межплиточное теплоизоляционное уплотнение, необходимое для предотвращения просачивания плазмы в корпус МКА;
- легкое теплозащитное покрытие (например, из фетра или войлока), предохраняющее обшивку МКА от прогара в случае разрушения или же повреждения одной плитки при сохранности смежных с ней.

Следует также отметить, что существуют три класса высокотемпературных жаростойких материалов, которые могут быть использованы в наружных слоях теплозащитных конструкций (ТЗК), а именно *углерод-углеродные ком-*

позиционные материалы (УУКМ), конструкционная керамика и жаростойкие металлические сплавы.

Так, УУКМ характеризуются малым весом и низким коэффициентом термического расширения. Их прочность при комнатной температуре значительно ниже, чем у металлов, но, вместе с тем, это единственный класс материалов, прочность которых увеличивается с повышением температуры. Например, в неокислительной среде при температурах свыше 800–1000 °С УУКМ превосходит жаропрочные металлы по уровню физико-механических характеристик – тогда как в окислительной среде УУКМ сохраняют свои механические свойства до температуры 500 °С. Именно поэтому при их использовании для теплозащиты космических аппаратов все внешние поверхности конструкций из УУКМ должны быть защищены эрозийноустойчивыми покрытиями.

На сегодняшний день УУКМ с наружным антиокислительным защитным покрытием из SiC уже использован в наружной панели теплозащиты наветренной части европейского демонстратора «IXV», выполненной в виде трапециевидных плиток с внутренней теплоизоляцией из керамического фетра. Эта работающая при температурах до 2000 °С гибридная сэндвичевая панель для теплозащиты аппарата «USV» (Италия) изготовлена из наружных обшивок на основе УУКМ с антиокислительным покрытием, между которыми находится наполнитель из углеродной пены.

В современных теплозащитных конструкциях используются наружные термостойкие панели из разработанного европейской фирмой «DLR» углерод-углеродного композита, пропитанного карбидом кремния C/C–SiC. Этот композит, как и УУКМ с антиокислительным покрытием, испытывали в течение нескольких минут в «NASA Langley Research Center» в моделирующих полет (при 5 и 6 Мах) условиях. Было установлено, что эрозия композита C/C–SiC значительно меньше, чем УУКМ с таким покрытием. И в связи с этим также следует также отметить, что такие новые композитные материалы уже используются для наружных панелей теплозащиты наветренных частей европейских демонстратора «Intermediate Experimental Vehicle» и МКА «Unmanned Space Vehicle», а также МКА «SHEFEX» [2] (рис. 1).



Рис. 1. Панели из композита C/C–SiC фирмы «DLR» с внутренней теплоизоляцией

Вместе с тем, сдерживающими применение УУКМ в целом факторами являются длительность (порядка 9 месяцев) технологического цикла и высокая стоимость. Так, описанная в работе [3] технология получения углерод-углеродного композиционного материала включает в себя 9 технологических операций. При этом, если говорить непосредственно о композите C/C–SiC, то сначала получают высокомолекулярный углепластик, потом при 900 °С в среде

Ag проводят пиролиз, а в итоге получают пористый УУКМ, который затем насыщают в вакууме при 1600 °С кремнием и формируют матрицу SiC. А что касается минимальных цен на высококачественные углерод-углеродные материалы, то они в настоящее время составляют порядка нескольких тысяч дол. США за 1 кг. Но однако, несмотря на то, что изготовление конструкций из композиционных материалов на основе УУКМ является длительным и дорогостоящим процессом, к плиточной теплозащите из таких материалов не угасает повышенный интерес.

В свою очередь, *керамические материалы* по многим эксплуатационным параметрам существенно превосходят металлические (вместе с тем, основным недостатком этих материалов является их хрупкость, когда из-за наличия дефектов структуры ее надежность значительно уступает присущей сплавам и сталям). В частности, среди соответствующих перспективных материалов можно выделить ультравысокотемпературную керамику (УВТК), имеющую высокие точку плавления (около 3500 К) и термостабильность, а также окислительную стойкость в условиях возвращения в атмосфере и излучательную способность. Так, разработка УВТК ведется Институтом керамических материалов «CNR-ISTEC» в Италии [4] и, начиная с 2000 г., здесь проведен большой объем испытаний такой керамики в рамках программы «Unmanned Space Vehicle» (USV). В этой связи следует, однако, отметить, что, как показали упомянутые исследования, низкая ударная вязкость (трещиностойкость) УВТК все еще остается основным ограничением для использования керамических материалов в целом, в частности, в аэрокосмической отрасли.

Если же говорить о позитивных примерах соответствующего применения керамических материалов, то, в частности, компания «MT Aerospace» (США) уже разработала ТЗК для МКА с наружной панелью из сверхвысокотемпературной керамики на основе ZrB_2 и HfB_2 и с внутренней теплоизоляцией «Zircar АРА-2» (теплоизоляционные плитки из материала «Pyrogel» сверху покрывали герметичной тканью «Nextel 312»). При этом для средних (~1000 °С) температур весовые ограничения составили 4 кг/м^2 и толщина – 40 мм, а для высоких (~1600 °С) – $8,5\text{ кг/м}^2$ и 80 мм соответственно.

А что касается преимуществ *съёмных плиточных теплозащитных конструкций с металлическим наружным слоем (металлических ТЗК)*, то к ним, в частности, следует отнести высокую стандартизацию их производства и гарантированное, в пределах малых допусков, качество – тогда как к основным недостаткам этих металлов относятся их высокий удельный вес и недостаточная коррозионная стойкость при рабочих температурах.

При этом основными жаростойкими материалами, применяемыми для работы в высокотемпературных конструкциях, являются сплавы на основе железа и никеля, а также сплавы ниобия с защитным покрытием. В связи с этим уже установлено, что наиболее перспективны для использования в качестве наружного жаростойкого жаропрочного слоя теплозащиты МКА порошковые дисперсно-упрочненные сплавы, в состав которых входит оксид иттрия, и, в частности, суперсплавы «PM-1000», «Inconel MA 758», «Inconel MA 754» и «Inconel 617».

Первая завершённая конструкция металлической ТЗК в свое время предназначалась для космического аппарата «X-20 Dyna-Soar» (США) и была выполнена из рифленых панелей на основе никель-хром-кобальт-молибденового суперсплава «René-41» с гибкими опорами и расположенной под ними теплоизоляцией. Рабочая температура этих панелей ограничивалась 820 °С [5], они имели поверхностную плотность $10,6\text{ кг/м}^2$ и состояли из двух секций с разме-

рами 1480 x 500 мм. Основными же недостатками этой конструкции были проблемы с тепловым расширением межпанельных кромок и адсорбция воды теплоизоляцией.

Также в 1970 гг. была разработана металлическая ТЗК (ее предполагалось использовать в программе «Space Shuttle») и была работоспособна при температурах до 1000 °С, будучи панелью из сплава на основе кобальта с продольными гофрами [6] и с упакованной в фольгу из суперсплава теплоизоляцией. В целом панели имели размеры 1540 x 1080 мм и состояли из секций со, в свою очередь, размерами 500 x 1080 мм. Вместе с тем, проблемными вопросами тут тоже были тепловое расширение межпанельных кромок и адсорбция воды теплоизоляцией, причем отдельные части теплозащиты имели поверхностную плотность 13,23 кг/м².

Следующим шагом в разработке теплозащитных систем наветренных частей многоразовых космических аппаратов было создание теплозащитной конструкции для корабля «ВЕНЧУРСТАР», выдерживающей нагрузки аэродинамического давления и обеспечивающей достаточную теплозащиту этого корабля. Состояла она из ромбовидных сотовых металлических панелей с металл–металлическими уплотнениями между ними и с внутренней волоконной изоляцией, помещенной в фольгу и прикрепленной к внутренней стороне панелей [1]. (рис. 2):

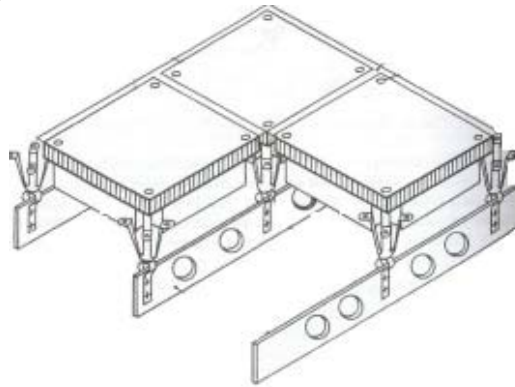


Рис. 2. Схема конструкции металлической теплозащиты корабля «ВЕНЧУРСТАР»

Современная же концепция теплозащитной конструкции, способной выполнять в условиях входа в атмосферу функции теплозащиты и обшивки одновременно, сформулирована специалистами Исследовательского центра «Лэнгли» Национального космического агентства США. Ее суть в том, что разработку ТЗК космических аппаратов (КА) необходимо вести, предусматривая совместную работу трех ее систем, включающих наружную несущую панель, внутреннюю теплоизоляцию и систему крепления ТЗК к силовой оболочке корпуса (в дальнейшем разработки металлических теплозащитных систем осуществляли в соответствии с этой концепцией). И, кроме того, здесь же в «NASA Langley Research Center», уже разработана ТЗК «ARMOR», предназначенная для защиты криогенных баков перспективной транспортно-космической системы. Эта ТЗК представляет собой металлическую конструкцию из сплава «Inconel 617» с размерами 457 x 457 мм, в которой размещена высокоэффективная волокнистая теплоизоляция «Saffil» из оксида алюминия с толщиной 85 мм. Ее наружная панель изготовлена из стойкой к окислению трехслойной сотовой конструкции, противостоящей нагрузкам аэродинамиче-

ского давления при повышенных температурах (с толщиной наружной обшивки – 0,1 мм и с высотой изготовленных из фольги с толщиной 0,05 мм сот на уровне 8 мм – при пятимиллиметровых размерах их ячеек). Вместе с тем следует отметить, что при экспериментальной отработке ТЗК «ARMOR» не обеспечила нормального функционирования в условиях эксплуатации и работы над ее дальнейшим усовершенствованием были прекращены.

В вышеупомянутом Центре была разработана и металлическая ТЗК с повышенной стойкостью к высокоскоростным соударениям с частицами космического мусора на орбите. Выполнена она из сплава «Inconel 617» и предназначена для работы в диапазоне температур 600–980 °С. Ее наружная несущая панель также выполнена в виде трехслойной сотовой конструкции, в центре которой находится система для защиты спутников от космического мусора, состоящая из трех тонких слоев фольги с зазорами между ними, находящимися на определенных расстояниях от защищаемых поверхностей (+ сотовый наполнитель и волокнистая теплоизоляция) [7] (рис. 3):

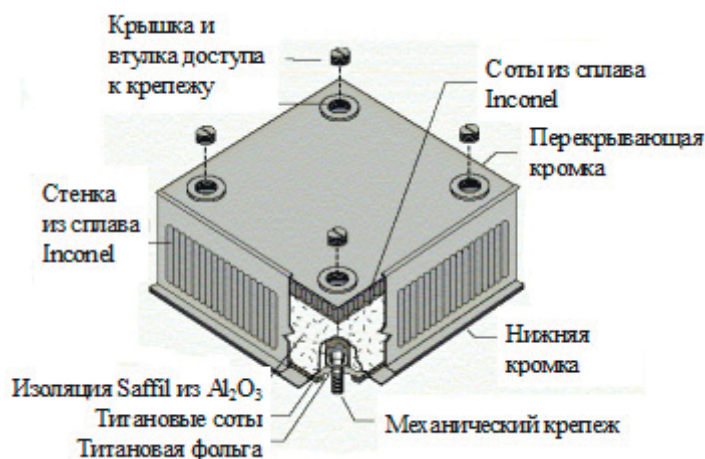


Рис. 3. Теплозащитная конструкция с повышенной стойкостью к высокоскоростным соударениям

В свою очередь, в Европе также велись работы по созданию металлических ТЗК для возвращаемых КА. Так, для КА «Х-34» была разработана теплозащита с наружной изорешетчатой панелью, изготовленной из листа толщиной 4мм из ODS сплавов типа «PM 1000» и «PM 2000». Панель была разработана компанией «Alenia Spazio» («AS»), а в дальнейшем произведена фирмой «Plansee» и протестирована при температуре до 1200 °С также «AS».

Кроме того, на сегодняшний день на предназначенном для летных испытаний демонстраторе «IXV» компанией «Dutch Space» отработывается механизм создания ТЗК с сотовой наружной панелью из суперсплава «IN 617» для работы при температурах до 1250 °С. При этом уже определены основные технологические проблемы, которые необходимо решить для завершения создания такой ТЗК, среди которых – изготовление фольги из суперсплава и сотового наполнителя, сварка (пайкой) наружных обшивок с таким наполнителем и соединение наружных нагретых структур с нижними холодными.

Также ТЗК с наружной сэндвичевой панелью для многократного использования при температурах до 900 °С уже разработана компаниями «Alcatel» и «Alenia Spazio». Ее наполнитель выполнен из полых стальных сфер из нержавеющей стали и суперсплава.

А на боковой поверхности европейского демонстратора «EXPERT» на сегодняшний день планируется использовать металлическую ТЗК из сплава «PM1000» с внутренней гибкой теплозащитой (ранее для европейского возвращаемого КА «Х-38» на наветренной стороне предполагалось использовать для температур до 1200 °С многослойную теплозащитную конструкцию с наружной металлической трехслойной панелью толщиной 10 мм – с сотовым наполнителем с гексагональными ячейками и внутренней теплоизоляцией) [8].

В целом осуществленный нами аналитический обзор разработанных многослойных теплозащитных конструкций для наветренных частей МКА показал, что они должны быть выполнены в виде системы теплозащитных плиток, способных в условиях вхождения в атмосферу выполнять функции теплозащиты и обшивки одновременно. Разработку таких ТЗК необходимо вести, обеспечивая совместную работу трех системных структурных составляющих, а именно наружной несущей панели, внутренней теплоизоляции и системы крепления ТЗК к силовой оболочке корпуса аппарата, причем в настоящее время целесообразно – с учетом необходимости обеспечения их экономической эффективности и надежности – использовать для наружных панелей теплозащиты наветренных частей МКА именно трехслойные сотовые конструкции из порошковых дисперсно-упрочненных сплавов типов «PM1000», «Inconel MA 758», «Inconel MA 754» и «Inconel 617» (рис. 4) [9]:

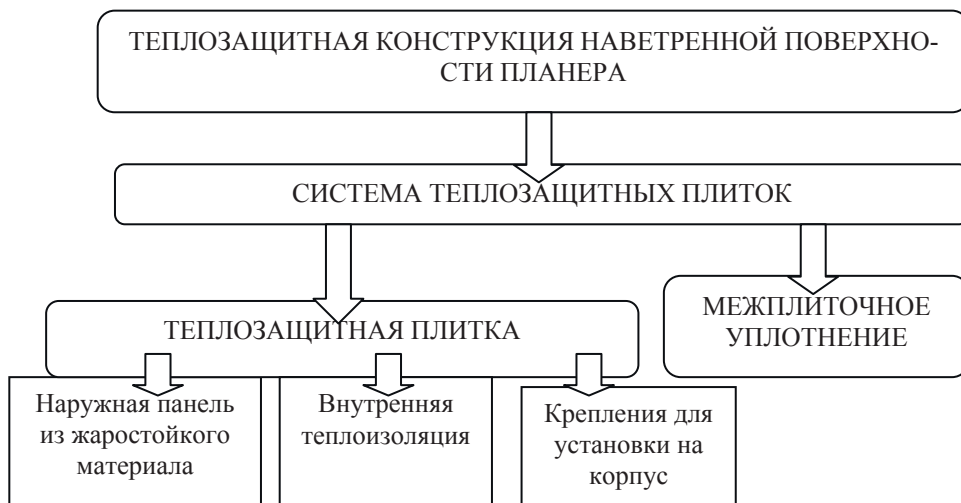


Рис. 4. Схема разработки теплозащиты наветренной части МКА

Выводы

На основании предварительного анализа материалов и конструкций уже разработанных теплозащитных систем для наветренных поверхностей МКА нами установлено, что для наружных панелей теплозащитных плиток можно использовать силицированные углерод-углеродные композиционные материалы и высокотемпературную керамику, а также жаропрочные и жаростойкие металлические сплавы (учитывая при этом, что несмотря на разработанное в США и Европе множество оригинальных теплозащитных конструкций, там до настоящего времени не создана способная выдерживать 100 пусков при ограничениях на габаритно-массовые и стоимостные параметры теплозащита для наветренных частей многоразовых космических аппаратов с рабочими температурами до 1100 °С).

Авторами также показано, что разработку теплозащитных съёмных металлических конструкций для наветренных частей МКА необходимо вести в направлении повышения надежности этих конструкций путем герметизации зазоров и дальнейшего обеспечения требуемых габаритно-массовых параметров – с учетом необходимости одновременного решения и такой важной проблемы, как адсорбция воды теплоизоляцией.

Работа выполнена на основании соглашения о предоставлении, в рамках Седьмой Рамочной программы Европейского Союза FP7/2011-2014LIGHT-TPS, гранта № 604248.

Проаналізовано теплозахисні плиткові конструкції навітряної поверхні космічних апаратів багаторазового використання з різноманітних матеріалів. Показано, що надійного теплозахисту з робочими температурами до 1100 °С, здатного витримувати 100 пусків за габаритно-масових та вартісних обмежень, дотепер не створено. Обрано напрями створення такого теплозахисту.

Ключові слова: теплозахисна конструкція, багаторазовий космічний апарат, вуглець-вуглецевий композиційний матеріал, сплав.

Heat protection tile structures of windward side reusable spacecraft made of different materials were analyzed. It was shown that a reliable thermal protection with operating temperatures up to 1100 °C which is able to withstand 100 launches with dimension-mass and cost constraints until now is not created. Directions of such thermal protection development were determined.

Keywords: heat protection design, reusable spacecraft, carbon-carbon composite material, alloy.

1. Гофин М. Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многократных аэрокосмических аппаратов. – М.: ЗАО «ТФ «Мир», 2003. – 671 с.
2. *Ceramic Matrix Composites* / ed. by W. Krenkel. – Weinheim (Germany): Wiley-VCH, 2008 [Эл. реестр. Режим доступа: DOI: 10.1002/9783527622412].
3. Barletta R. Performance of Carbon-Based Hot Frit Substrates: BNL-49384 informal report / R. Barletta, J. Adams, J. Svandrich. – Upton, New York, USA: Reactor Systems Division Department and Advanced Technology (BNL – Brookhaven National Laboratory), 1993. – 38 p.
4. Monteverde F. Advances in Microstructure and Mechanical Properties of Zirconium Diboride Based Ceramics / F. Monteverde, S. Guicciardi, A. Bellosi // *Mater. Sci. Engin. A.* – 2003. – Vol. 346, No. 1-2. – P. 310–319.
5. Deveikis W. D. Aerothermal Performance and Structural Integrity of a «René-41» Thermal Protection System at Mach 6.6 / W. D. Deveikis, R. Miserentino, I. Weinstein, J. L. Schideler. – Washington (USA): NASA, 1975 [Эл. реестр. Режим доступа: NASA-TN-D-7943].
6. Sawyer J. W. Aerothermal and Structural Performance of a Cobalt-Base Superalloy Thermal Protection System at Mach 6.6. – Washington (USA): NASA, 1977 [Эл. реестр. Режим доступа: NASA TN-D-8415].
7. Poteet C. C. Improving Metallic Thermal-Protection-System Hypervelocity Impact Resistance Through Numerical Simulation / C. C. Poteet, M. L. Blosser // *Journal of Spacecraft and Rockets.* – 2004. – Vol. 41, No. 2. – P. 221–232.
8. European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures / ed. by David E. Glass // 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures (Daytona Beach, Florida, USA, January 22, 2007). – Hampton: NASA Langley Research Center, 2007.
9. Тихий В. Г. Перспективная теплозащитная конструкция возвращаемых космических аппаратов с металлическим силовым элементом/ И. А. Гусарова, В. Г. Тихий и др. // Сб. научн. трудов Национального космического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ» «Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов». – Харьков: ХАИ, 2014. – Вып. 4 (80). – С. 28–44.