

*Evaluation of tribotechnical, thermophysical and mechanical properties of “secondary” composites has been carried out. Prospects for industrial utilization of disperse particles of carbon fibre reinforced plastics as fillers for polymeric friction materials are pertaining to necessity of collection, classification, production and targeted application of such materials.*

*Keywords:* carbon fibre reinforced plastic; waste; utilization; wear-resistance; “secondary” composite.

#### References

- [1] Vishnyakov L. R. Wear-resistant Polymeric Composites with Fillers from Powdered Wastes of Mechanical Processing of Carbon Fibre Reinforced Plastics Morozova V. N., Moroz V. P., Varchenko V. T., Bychkov A. S., Andreyev A. V. // Tekhnologicheskiye Sistemy.– 4 (73) 2015, P. 44–51.
- [2] Bakhareva V. Y. Antifrictional Carbon Fibre Reinforced Plastics for Sliding Friction Units / V. Y. Bakhareva, G. I. Nikolayev, A. S. Oryshchenko // Voprosy Materialovedeniya.– 2012.– № 4.– P. 15–33.
- [3] Bakhareva V. Y. Modification of Chemical Composition and the Degree of Heterogeneity of Polymeric Matrix and Carbonaceous Reinforcing Materials in Order to Optimize Tribotechnical Characteristics of Antifrictional Carbon Fibre Reinforced Plastics / V. Y. Bakhareva, A. V. Anisinov, V. V. Rybin // Voprosy Materialovedeniya.– 2009.– № 3(59).– P. 217–228.
- [4] Sirenko G. A. Antifrictional and Heat-resistant Polymers / G. A. Sirenko, V. P. Sviderskiy, V. D. Gerasimov, V. Z. Nikonov.– K.: Tekhnika, 1978.– 244 p.
- [5] Sirenko G. A. Antifrictional Carboplastics.– K.: Tekhnika, 1985.– 196 p.
- [6] Molchanov B. I., Chukalovskiy P. A., Varshavskiy V. Y. // Carbon Fibre Reinforced Plastics.– M.: Khimiya, 1985.– 208 p.
- [7] Rolsman I. C. Tabor D. – Appe. Phys, 1977, N 10. P. 1185–1197.

УДК 620.22:629.784.02

*Гусарова И. А.*

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля».  
Украина, г. Днепр

### ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ НАРУЖНЫХ КОНСТРУКЦИЙ МНОГОРАЗОВОЙ ТРАНСПОРТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

*Рассмотрены разработки отечественных и иностранных компаний в области создания транспортных космических систем. Проведен выбор жаростойких и теплозащитных материалов наружной поверхности БПЛА, разрабатываемого ГП «КБ «Южное». Проанализированы распределения температур на поверхности БПЛА.*

*Ключевые слова:* конструкция; многоразовые летательные аппараты; транспортно-космическая система; силовые элементы; наружная теплозащита.

#### Введение

Очередным шагом в освоении космического пространства должно стать создание многоразовых летательных аппаратов (МЛА), обеспечивающих значительное снижение стоимости пусков.

В настоящее время работы ведутся в двух направлениях: создание многоразовой транспортно-

космической системы (ТКС) для выведения одно-разовых ракетносителей с полезным грузом и разработка возвращаемых космических аппаратов, выводимых на орбиту одноразовыми ракетносителями.

В 90-е годы прошлого века в США была развернута программа по созданию национального воздушно-космического самолета (NASP), способного

совершать крейсерские полеты с гиперзвуковыми скоростями и достигать выхода в космическое пространство при одноступенчатой конструкции. Планер национального воздушно-космического самолета представляет собой воспринимающую нагрузки и работающую при повышенных температурах конструкцию без теплоизоляции, которая активно охлаждается водородным жидким топливом для поддержания температуры в пределах несущей способности материалов.

В 2009 году РКК «Энергия» (Россия) начала разработку транспортной космической системы «Рус». Корабль будет заниматься доставкой грузов на орбиту и обеспечивать безопасность воздушного пространства. Кроме того, модуль будет осуществлять полеты к Луне. Разрабатываемый корабль планируется частично многоразовым. Также в России ведется разработка многоразовой ракетно-космической системы (МРКС-1). Система будет двухступенчатой. МРКС-1 будет многоразовой [1].

Британский проект Skylon компании Reaction Engines Limited стартовал в 2000 году. По оценкам, Скайлон снизит стоимость выведения грузов в 15–50 раз. Космолет будет подниматься в воздух как обычный самолет и, достигнув гиперзвуковой скорости в 5,5 М и высоты в 26 километров, переходить на питание кислородом из собственных баков, чтобы выйти на орбиту. Садиться он будет тоже как самолет [2].

В ГП «КБ «Южное» (Украина) ведется разработка ТКС, на базе возвращаемого высотного гиперзвукового беспилотного летательного аппарата (БПЛА), предназначенная для выведения пикоти и наноспутников на низкие круговые и эллиптические орбиты в диапазоне высот до 500 км. Выведение полезной нагрузки при помощи БПЛА и трехступенчатой ракеты предусматривает самолетный вариант старта и посадки.

Облик и состав БПЛА приведены на рис. 1.

Планер БПЛА состоит из фюзеляжа (носового отсека, передней части фюзеляжа, центральной части фюзеляжа, отсека силовой установки), крыла

(2 консоли), горизонтального оперения (2 консоли), вертикального оперения (2 консоли).

Планируемое количество пусков БПЛА – 500, при этом срок его эксплуатации должен быть не менее 10 лет. Интенсивность полетов БПЛА обеспечивается интервалом между посадкой и последующим стартом не более 7 суток.

При создании многоразовых космических систем важной задачей является выбор конструктивных и теплозащитных материалов, что обусловлено высокими температурами на поверхности.

**Целью данной работы** является выбор жаростойких и теплозащитных материалов наружной поверхности БПЛА.

Определяющий критерий выбора материалов, используемых в наружных конструкциях БПЛА, – высокая температура торможения потока газа, реализующаяся у носовой части фюзеляжа и передних кромок выступающих элементов, требующая применения термостойких материалов.

Нагрев БПЛА в полете происходит, в основном, за счет воздействия аэродинамического нагрева вследствие торможения воздушного потока поверхностью летательного аппарата. Интенсивному воздействию аэродинамического теплового потока БПЛА подвергается на участке разгона до скорости 6 М (с ~ 900 по ~ 1150 с полета). При этом максимальное значение температуры торможения составляет ~ 1400°C. После отделения РКН от БПЛА температуры торможения существенно уменьшаются и при дальнейшем полете изменяются незначительно. Максимальному тепловому воздействию в полете подвержены, главным образом, носовая часть фюзеляжа и передние кромки выступающих элементов (крыльев, оперения, воздухозаборников) [3].

Анализ распределения температур на поверхности БПЛА позволяет выделить три основных температурных диапазона функционирования материалов:

– от плюс 330 до плюс 450°C – силовые элементы фюзеляжа и крыла;

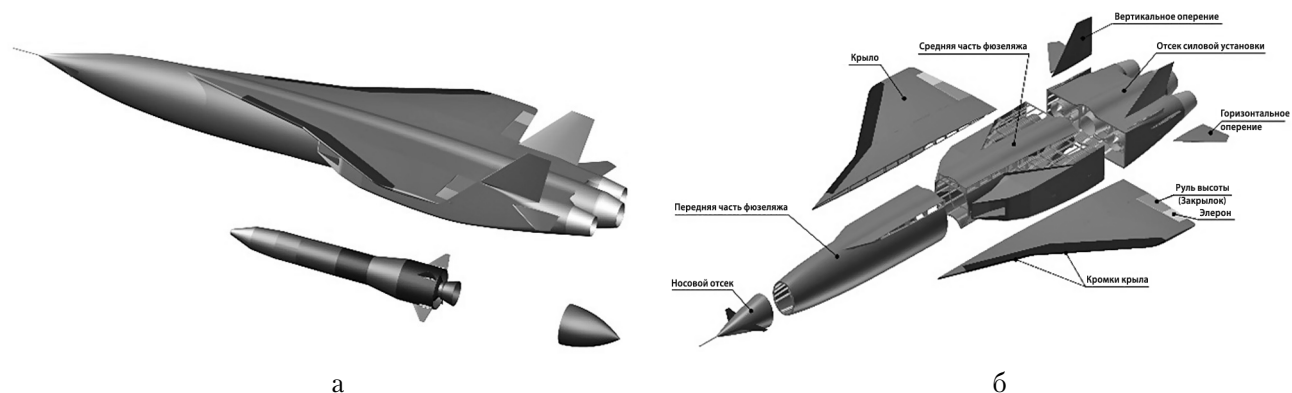


Рис. 1. Облик (а) и состав ТКС (б)

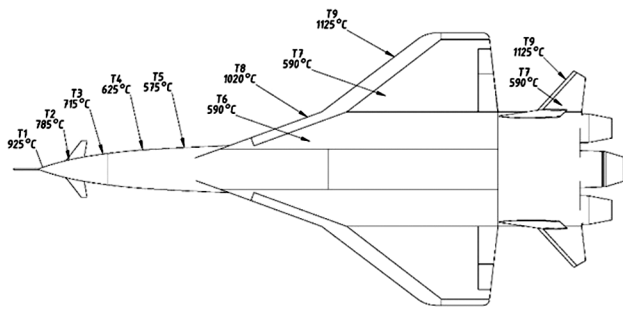


Рис. 2. Максимальные температуры наружной поверхности БПЛА

- от плюс 450 до плюс 850°C – обшивки фюзеляжа и крыла, оперения и органов управления;
- от плюс 850 до плюс 1150°C – обтекатель носового отсека, передние кромки крыла, оперения и воздухозаборного устройства.

Распределение максимальных температур на наружной поверхности БПЛА приведено на рис. 2.

Изменение температуры наружной поверхности наиболее теплонапряженных элементов БПЛА в полете приведено на рис. 3.

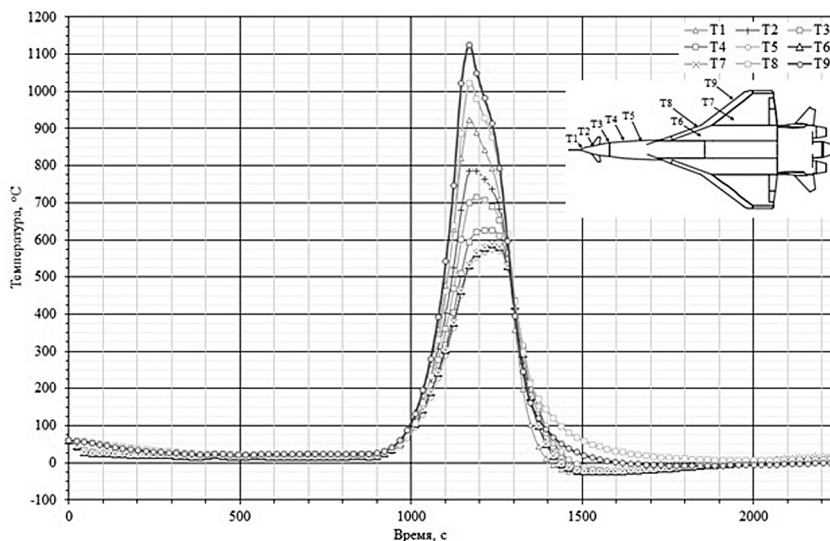


Рис. 3. Изменение температуры наружной поверхности наиболее теплонапряженных элементов БПЛА в полете

Создание многоразовых космических аппаратов требует использования конструкционных материалов с высокими удельными прочностными свойствами, которые должны сохраняться при большом количестве термоциклов в широком диапазоне температур, и многоразовых теплозащитных материалов и конструкций, обеспечивающих допустимые температуры на силовых элементах конструкции.

В диапазоне температур от плюс 330 до плюс 450°C можно применять существующие титановые сплавы ВТ6, ВТ6С (ближайшие аналоги Ti-6Al-4V,

Ti-6Al-4V ELI) с использованием при необходимости внутренней теплоизоляции.

В конструкциях возвращаемых ЛА использовались алюминиевые сплавы системы Al-Cu-Mg: «Буран» – Д16ч и 1163, «Space Shuttle» – 2024, 2124 с наружной теплоизоляцией. В настоящее время взамен Al-Cu-Mg разработаны новые сплавы системы Al-Li-Mg-Cu (1440, 1441, 1430 – Россия, ближайшие аналоги – 8090, 8091, Navalite, 2091). Активно используется в авиастроении алюминиевые сплавы третьего поколения 1461, 2099, 2199, 2055, 2060. Ведется разработка перспективных высококомодульных порошковых сплавов системы Al-Li-Mg, а также алюминиевых сплавов системы Al-Li-Mg-Cu 2099, 2199, 2055, 2060 (ближайший аналог 1461).

Наиболее перспективным по весовым параметрам является применение конструкций из полимерно-композиционных материалов с наружной теплозащитой. Опыт использования легких углепластиковых трехслойных конструкций с наружной теплозащитой для многоразовых КА отсутствует. В качестве наружной теплозащиты возвращаемых ЛА «Буран», «Space Shuttle», а также ряде

Стальные сплавы могут применяться как с теплозащитой, так и без нее, в зависимости от конструкции и условий ее эксплуатации. Титановые сплавы типа BT20 (ближайший аналог 6242S), если нет специальных требований по тепловым режимам внутренних конструкций, могут использоваться без наружной теплозащиты с защитным покрытием. Однако в условиях циклического изменения температур в широком диапазоне покрытие разрушается, что значительно снижает эффективность использования таких материалов.

Материалы для транспортно-космической системы должны комбинировать в себе способность суперсплавов работать при высоких температурах и плотность титановых сплавов. В настоящее время создаются новые материалы на основе алюминидов титана, которые имеют примерно такую же плотность, что и титан, однако при этом они способны работать при более высоких температурах. Перспективные системы сплавов для применения в несущих конструкциях базируются на интерметаллических соединениях на основе  $Ti_3Al$  («альфа-2») и  $TiAl$  («гамма»). Потенциальные рабочие температуры таких материалов соответственно плюс 815°C и плюс 980°C. Однако алюминиды титана плохо поддаются обработке, что затрудняет изготовления из них компонентов конструкции.

В зарубежных обзорах [4] отмечается, что удельная прочность сплава «альфа-2» превосходит жаропрочные титановые сплавы и стали до плюс 700°C, а сплава «гамма»- и некоторые никелевые сплавы (инконель 718 и 713) – до плюс 800–850°C. Важным достоинством алюминидов титана является их малая окисляемость (привес менее 1 г/м<sup>2</sup> за 100 ч выдержки): у сплава «альфа-2» – до плюс 700°C, у сплава «гамма» – до плюс 800°C, а также их пожаробезопасность.

В Украине разработкой и исследованием интерметаллидов титана занимаются ученые Института электросварки им. Патона. Здесь разработана технология получения таких материалов методами электрошлакового и дугошлакового переплавов титана. Несомненным достоинства электрошлаковой технологии является возможность получения гомогенных слитков практически любого заданного химического состава с хорошей поверхностью [5].

Основным недостатком указанных материалов, сдерживающим и ограничивающим их широкое применение, является низкая пластичность при комнатной и минусовой температуре [4]. Сплавы на основе алюминидов титана являются труднообрабатываемыми материалами, однако при использовании мягких режимов обработок возможно выполнение ряда операций – точение (фрезерование), шлифование и полирование. Эти сплавы свариваются лазерной сваркой. Для изготовления сложных деталей применяется пайка по специ-

альной технологии. Литье, как наиболее простой вид производства деталей из интерметаллидов, осуществляется в вакуумно-дуговых печах или вакуумно-индукционных печах методом центробежной заливки в керамические или графитовые формы [4].

Наиболее перспективными в настоящее время являются сплавы с орторомбической структурой ( $Ti_2NbAl$ ). Данные сплавы обладают лучшей технологичностью, имеют более высокие показатели прочности и жаропрочности по сравнению со сплавами на основе  $Ti_3Al$ .

Наружная сотовая панель ТЗК для летных испытаний IXV (Intermediate Experimental Vehicle) выполнена из орторомбического  $TiAl$  ( $Ti_2AlNb$ ) или  $TiAl$ , усиленного бором. Панель разработана компанией Astrium, называется «TIMETAL 1000» и предназначена для использования при температурах до плюс 850°C.

В диапазоне температур от плюс 850 до плюс 1150°C прочностные свойства всех конструкционных металлических материалов сильно понижаются, поэтому большинство металлических конструкций, длительно работающих при таких температурах используются с наружной теплозащитой. В диапазоне температур от плюс 400 до плюс 1250°C в качестве наружной теплозащиты возвращаемых ЛА «Буран», «Space Shuttle» использовалась плиточная теплозащита на основе кварцевых волокон. Для современных МКА разрабатываются многослойные съемные теплозащитные конструкции с наружным жаропрочным жаростойким слоем и внутренней теплоизоляцией.

Для обтекателя носового отсека, передних кромок крыла, оперения и воздухозаборного устройства, температура на которых достигает более 1000°C перспективным является использование жаропрочных суперсплавов, а также углеродных и керамических материалов. Углерод-углеродные материалы должны использоваться с антиокислительным покрытием. Конструкции из таких материалов применялись в ЛА «Буран», «Space Shuttle», а также ряде современных демонстраторов. К их основным недостаткам относится высокая стоимость и длительный технологический цикл изготовления.

Основным недостатком металлов является высокий удельный вес и недостаточная коррозионная стойкость при рабочих температурах, а также низкие значения прочностных характеристик при многоцикловом нагружении в рабочем диапазоне температур. Основными жаростойкими металлами, применяемыми для работы в высокотемпературных конструкциях, являются сплавы на основе железа и никеля, а также сплавы ниобия с защитным покрытием. В Украине разработан порошковый жаростойкий дисперсно-упрочненный порош-

Механические характеристики сплава ЮИПМ-1200

$T, ^\circ\text{C}$	$\sigma_b, \text{МПа}$	$\sigma_{0,2}, \text{МПа}$	$\sigma_{\text{тк}}, \text{МПа}$	$\delta, \%$	$\delta_{\text{тк}}, \%$	$\Psi, \%$
Среднее значение при $20^\circ\text{C}$	738	364	356	36,5	34,9	–
Среднее значение при $800^\circ\text{C}$	237	228	222	36,7	7,2	32,6
Среднее значение при $1100^\circ\text{C}$	45	40	39	32,8	7,3	19,0

ковый сплав ЮИПМ-1200 на основе никель-хрома, аналогичен по химическому составу суперсплавам РМ-1000 и МА754, являющимися в настоящее время одними из наиболее перспективных жаропрочных сплавов. Для получения сплава ЮИПМ-1200 разработана принципиально новая технология, позволяющая увеличить его пластичность и стойкость к окислению [6].

Механические характеристики сплава ЮИПМ-1200 обеспечивают его работоспособность в условиях высокотемпературного нагружения (табл. 1).

Для использования сплава ЮИПМ-1200 в жаростойких конструкциях БПЛА необходима его доработка с целью повышения усталостной статической прочности и ползучести, а также обеспечения достаточной циклической прочности в рабочем диапазоне температур.

УУКМ характеризуются малой удельной массой, низким коэффициентом термического расширения, жаропрочностью. К недостаткам УУКМ относится сравнительно низкая прочность и необходимость защиты от окисления в высокотемпературных газовых потоках.

В Украине изделия из УУКМ ортогональной 3D структуры изготавливаются ИФТТМТ ННЦ ХФТИ (г. Харьков). Технология изготовления УУКМ типа КИМФ довольно сложная и трудоемкая. Стоимость изготовления 1 кг материала составляет около 5000 долларов США. Нанесение антиокислительных покрытий приводит к дополнительному удорожанию материала. Нанесение защитных покрытий на УУКМ связано с преодолением ряда трудностей, обусловленных их низким температурным коэффициентом линейного расширения, неоднородностью структуры и сравнительно высокой пористостью. К защитным покрытиям предъявляются жесткие требования относительно их термодинамической стабильности, совместимости и высокой адгезии к углероду. В настоящее время в Украине разработкой такого рода покрытий занимаются специалисты ИФТТМТ ННЦ ХФТИ, а также научного парка «ФЭД» совместно с научно-технологическим центром «Нанотехнология» (г. Харьков).

Фирмой «DLR» (Германия) разработана технология получения нового эрозионностойкого материала при насыщении УУКМ карбидом кремния – композита С/С-SiC. Однако длительный цикл производства этих материалов и высокая стоимость конструкций из них, делает их использование в качестве конструкционного материала для изготовления жаростойких конструкций БПЛА в настоящее время экономически неэффективным.

Керамические материалы по многим эксплуатационным параметрам существенно превосходят металлические материалы. Основной причиной, ограничивающей использование керамики в качестве конструкционного материала, являются хрупкость и склонность к разрушению под действием термического удара. Однако в последние десятилетия разработано новое поколение керамических материалов ультравысокотемпературная керамика (УВТК).

УВТК представляет собой композит с керамической матрицей из боридов, упрочненной непрерывными или дискретными волокнами, усами, пластинчатыми или изометричными частицами тугоплавких соединений (карбидов, силицидов, боридов, нитридов). Большинство исследований в мире сосредоточено на разработке УВТК систем ZrB<sub>2</sub>-SiC и HfB<sub>2</sub>-SiC. Так, NASA была разработана в 1990–1997 годах УВТК для острых ведущих кромок SHARP-B1/B2 (Slender Hypervelocity Aerothermodynamic Research Probes). Разработка процессов получения УВТК велась Институтом керамических материалов (CNR-ISTEC) Италии в рамках программы Unmanned Space Vehicle (USV). Французский национальный центр аэрокосмических исследований (ONERA) разработал и изготовил из УВТК прототип секции входного устройства ПВРД. В Харбинском технологическом институте (КНР) разработаны модели острой кромки гиперзвукового ЛА из УВТК состава ZrB<sub>2</sub> – 20% (об.) SiC (а) и карбида кремния, армированного волокнами углерода и проведены их испытания в плазменном потоке. Проведенные исследования показали, что низкая ударная вязкость (трещиностойкость) УВТК все еще остается основным ограниче-

нием для использования этих материалов в аэрокосмической отрасли [7].

В Украине в Институте проблем материаловедения НАНУ разработаны научные основы получения нового класса конструкционных керамических материалов с повышенным сопротивлением окислению и коррозии в газовых средах и расплавах с рабочей температурой выше 1500°C [8]. Это керамика на основе  $ZrB_2$ ,  $HfB_2$ ;  $ZrB_2$ -SiC;  $ZrB_2$ -SiC-MeB<sub>2</sub> (Me – Zr, Mo, W).

Организовано опытно-промышленное производство с возможностью изготовления деталей диаметром до 300 мм и высотой до 150 мм.

### Выводы

Выбор материалов для наружных конструкций БПЛА, функционирующих при высоких температурах, представляет собой сложную научно-техническую проблему. Основными параметрами при выборе материалов таких конструкций должны служить весовые ограничения, достаточный уровень функциональных характеристик в рабочем диапазоне температур при многократном количестве термоциклов, технологические свойства материалов и, безусловно, экономическая эффективность материалов, которая определяется стоимостью исходного сырья, стоимостью технологии изготовления, стоимостью обслуживания конструкций при эксплуатации.

Все используемые материалы имеют свои преимущества и недостатки, и в настоящее время не существует материала, отвечающего всем предъявляемым требованиям.

Для окончательного выбора материалов наружных конструкций транспортно-космической системы необходимо провести комплекс работ по созданию материалов и технологий изготовления жаростойких компонентов БПЛА, изготовить макеты

конструкций и провести экспериментальные исследования их в условиях эксплуатации.

### Литература

- [1] Н. В. Тетерина, Т. Е. Кривина, «Возвращение к использованию многоразовых космических кораблей», сб. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Технические науки. Сибирский государственный аэрокосмический университет. – Красноярск.
- [2] www.aerospaceweb.org.
- [3] Отчет ГП «КБ «Южное» № TSMYZHANL00100 «Выбор конкретных конструкторско-технических решений и материалов БПЛА» Концептуальный проект, 26.02.15 – 150 стр.
- [4] Иванов И. И., Ясинский К. К., Эффективность применения жаропрочных сплавов на основе интерметаллидов  $Ti_3Al$  и  $TiAl$  для работы при температурах 600–800°C в авиакосмической технике.
- [5] Б. И. Медовар «Химический состав и структура алюминиды титана электрошлаковой выплавки». / Б. И. Медовар, В. Я. Саенко, Л. Б. Медовар, Ю. М. Помарин, В. Ю. Орловский, А. К. Цыкуленко, Б. Б. Федоровский, И. А. Ланцман, А. В. Чернец // Проблемы СЭМ, 1996 г. № 3.
- [6] Г. А. Фролов. Перспективные материалы для многослойной теплозащитной конструкции космических аппаратов многоразового использования / Фролов Г. А., Сонцев В. П., Тихий В. Г., Гусарова И. А. // Космическая техника. Ракетное вооружение. – Днепропетр., 2011. С. 133–145.
- [7] Silvestroni L., Sciti D., Melandri C., Guicciardi S., Toughened  $ZrB_2$ -based ceramics through SiC whisker or SiC chopped fiber additions, J. Europ. Ceram. Soc., 30(11), 2010, 2155–2164.
- [8] O. N. Grigoriev, B. A. Galanov, V. A. Kotenko et.al, Mechanical properties of  $ZrB_2$ -SiC( $ZrSi_2$ ) ceramics, J. Europ. Ceram. Soc. 2010,30, 2173–2181.

Gusarova I. O.

Yuzhnoye State-owned Design Office named after M. K. Yangel. Ukraine, Dnepr

### THE CHOICE OF MATERIALS OUTDOOR DESIGN-REUSABLE TRANSPORT SPACE SYSTEM

*We consider the development of domestic and foreign companies in the field of space transportation systems. Spend a selection of heat-resistant and heat-shielding material of the outer surface of the UAV, developed by GP "CB" "South". We analyzed the temperature distribution on the surface of the UAV.*

*Keywords:* design; reusable aircraft; Freight space system; power elements; outdoor thermal insulation.

## References

- [1] N. V. Teterin, T. E. Krevina, "Return to the use of reusable spacecraft", Proc. Actual problems of aviation and astronautics. Technical science. Siberian State Aerospace University. – Krasnoyarsk.
- [2] www.aerospaceweb.org.
- [3] Report of the State Enterprise "Design Bureau "Yuzhnoye" № TSM YZH ANL 001 00 "Selection of specific design and technical solutions and materials UAVs" Blueprint, 26.02.15 – 150 p.
- [4] Ivanov I. I., Jasinski K. K., The effectiveness of heat-resistant alloys based on intermetallic TiAl Ti<sub>3</sub>Al and for temperatures 600–800°C in aerospace engineering.
- [5] B. I. Medovar "The chemical composition and structure of titanium aluminide electroslag melting" / B. I. Medovar, V. Y. Saenko, L. B. Medovar, Y. M. Pomarin, V. Y. Orlovsky, A. K. Tsykulenko, B. B. Fedorov, I. A. Lanzmann, A. V. Monk // Problems SEM 1996. № 3.
- [6] G. A. Frolov. Advanced materials for multi-layer heat-shielding design of the spacecraft reusable / G. A. Frolov, Sontsya V. P., Pacific V. G. and Gusarov I. A. // Space technology. Missiles. – Dnepropetr 2011. – p. 133–145.
- [7] Silvestroni L., Sciti D., Melandri C., Guicciardi S., Toughened ZrB<sub>2</sub>-based ceramics through SiC whisker or SiC chopped fiber additions, J. Europ. Ceram. Soc., 30(11), 2010, 2155–2164.
- [8] O. N. Grigoriev, B. A. Galanov, V. A. Kotenko et.al, Mechanical properties of ZrB<sub>2</sub>-SiC(ZrSi<sub>2</sub>) ceramics, J. Europ. Ceram. Soc. 2010,30, 2173–2181.

УДК 620.179.1

*Личман Е. А., Потапов А. М., Романюк М. Ф., Хомченко М. В.*

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля».  
Украина, г. Днепр

**ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА РЕНТГЕНОВСКОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ  
ТОМОГРАФИИ (РВТ) ДЛЯ КОНТРОЛЯ СПЛОШНОСТИ ДЕТАЛЕЙ  
ИЗ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ (УУКМ)  
ПРИ ПОМОЩИ ТОМОГРАФА ФИРМЫ TOSHIBA**

*Изложены результаты отработки метода РВТ для контроля сплошности деталей из УУКМ при помощи настроенного образца с заложенными имитаторами дефектов. Приведены томограммы контроля. Приведены результаты контроля сплошности пяти штатных деталей методом РВТ. Приведены основные технические характеристики, используемого томографа.*

*Ключевые слова:* сплошность материала; размеры дефектов; метод рентгеновской вычислительной томографии; толщина среза; углерод-углеродный композиционный материал; артефакты.

**Введение**

Детали из УУКМ при эксплуатации работают в жестких температурных (рабочая температура более 3000°C), прочностных условиях, при сильном эрозионном воздействии. На способность узлов выдерживать нагрузки влияет наличие либо отсутствие дефектов (нарушений сплошности материала), а именно наличие трещин, металлических включений, газовых включений.

**Постановка задачи**

Объектом контроля являются детали из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) ортогональной 3D структуры на основе углеродного волокна (18–25%) и пироуглеродной матрицы (75–82%).

Укрупненная технология изготовления деталей из УУКМ:

- изготовление вручную на специальном приспособлении углеродной преформы путем плетения