

УДК: 620.162

Ю.И. Евдокименко, Г.А. Фролов, В.М. Кисель*Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины***ТЕПЛОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ МАТЕРИАЛОВ ПЕРЕДНИХ КРОМОК ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

В статье рассматриваются методологические аспекты тепловых испытаний термостойких и теплозащитных материалов, предназначенных для изготовления передних кромок аэродинамических поверхностей гиперзвукового летательного аппарата (ГЗЛА) и его наружной обшивки. Рассмотрена возможность моделирования термоэрозионного воздействия на материалы гиперзвукового воздушного потока сверхзвуковыми струями продуктов сгорания углеводородных топлив в воздухе и кислороде. Описано оборудование для термоэрозионных испытаний материалов острых кромок ГЗЛА и приведены результаты испытаний на нем ультравысокотемпературной керамики различных составов.

Ключевые слова: гиперзвуковой летательный аппарат, острые кромки, термоэрозионное воздействие, тепловые испытания, продукты сгорания, ультравысокотемпературная керамика

Ю.І. Євдокименко, Г.О. Фролов, В.М. Кисіль*Институт проблем материаловедения им. И. М. Францевича НАН Украины***ТЕПЛОВІ ВИПРОБУВАННЯ МАТЕРІАЛІВ ПЕРЕДНІХ КРОМОК ГІПЕРЗВУКОВОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

У статті розглянуто методологічні аспекти теплових випробувань термостійких і теплозахисних матеріалів, які призначені для виготовлення передніх кромок аеродинамічних поверхонь гіперзвукового літального апарату (ГЗЛА) та його зовнішньої обшивки. Розглянуто можливість моделювання термоерозійного впливу на матеріали гіперзвукового повітряного потоку надзвуковими струменями продуктів згоряння палив у повітрі та кисні. Описано обладнання для термоерозійних випробувань матеріалів гострих кромок ГЗЛА та наведено результати випробувань на ньому ультрависокотемпературної кераміки різних складів.

Ключові слова: гіперзвуковий літальний апарат, гострі кромки, термоерозійний вплив, теплові випробування, продукти згоряння, ультрависокотемпературна кераміка

Yu. Yevdokymenko, G. Frolov, V. Kysil*Frantsevich Institute for Problems of Materials Science of the NAS of Ukraine***THERMAL TESTS OF MATERIALS FOR THE LEADING EDGES OF HYPERSONIC VEHICLE**

The article treats methodological aspects of thermal tests of heat-resistant and heat-protective materials designed for the production of leading edges of aerodynamic surfaces of hypersonic vehicle (HSV). The possibility of modeling thermoerosional effect on materials of hypersonic air flow by supersonic jets originated from combustion products of hydrocarbon fuels in air and oxygen have been considered. Equipment for thermoerosional testing HSV sharp edge materials have been described and results of testing ultrahigh-temperature ceramics of various compositions using this equipment have been given.

Keywords: hypersonic vehicle, sharp edges, thermoerosional effect, thermal tests, combustion products, ultrahigh-temperature ceramics

Постановка проблеми. В последние два десятилетия основные аэрокосмические державы резко активизировали работы по созданию гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЗЛА) различного назначения, в первую очередь – многоразовых космических аппаратов (МКА) и гиперзвуковых самолетов. Гиперзвуковой полет (ГЗП), как и сверхзвуковой полет, отличается особым характером обтекания газом твердого тела, и его основным признаком является нагрев газа в ударном слое до температур, при которых начинается диссоциация (диссоциация азота начинается при температуре порядка 2000 К) и ионизация (более 3500 К) газа, что изменяет его состав и свойства, определяющие обтекание, а также характер теплообмена газа с обтекаемой поверхностью. Переход к такому типу обтекания происходит при числе Маха полета более 5 М и не имеет четко выраженной границы.

Все многообразие условий гиперзвуковых полетов разрабатываемых в настоящее время гражданских гиперзвуковых летательных аппаратов может быть сведено к трем типовым задачам:

- возвращение с орбиты по баллистической траектории МКА капсульного типа («Orion», «Dragon V2», CST-100, США, «Федерация», РФ);
- возвращение с орбиты по планирующей траектории крылатого МКА (Dream Chaser, США, Skylon, Великобритания);
- полет ГЗ самолета в стратосфере (Lockheed Martin SR-72, программа ATLLAS ESA-ESTEC).

Многоразовость этих ГЗЛА требует сохранения в течении всего срока их эксплуатации неизменности геометрической формы носового конуса фюзеляжа и передних кромок аэродинамических поверхностей ГЗЛА, что исключает применение традиционной для аппаратов предыдущего поколения аблирующей теплозащиты.

Для большинства разрабатываемых ГЗЛА характерно применение острых кромок передних поверхностей, обеспечивающее лучшие аэродинамические характеристики (меньшее сопротивление, более высокие аэродинамическое качество и маневренность) летательного аппарата и большую безопасность его экипажа, чем традиционно применяемые затупленные кромки и конусы. Радиусы кривизны острых кромок исчисляются миллиметрами, в то время, как радиусы затупления кромок крыльев МКА «Space Shuttle» и «Буран» составляли десятки сантиметров. Применение острых кромок позволяет уменьшить интегральный тепловой поток в аппарат, сокращая площадь его поверхности, на которой происходит лобовое и близкое к нему натекание воздушного потока. Однако одновременно происходит увеличение теплового потока в саму кромку: при равных условиях ГЗП (его высоте и скорости) уменьшение радиуса кривизны кромки вдвое приводит к увеличению теплового потока более, чем на 40 % [1].

Нагрев передних поверхностей ГЗЛА, на которых происходит торможение потока и которые испытывают наибольшее тепловое воздействие от примыкающего к ним ударного слоя, является одной из основных проблем гиперзвукового полета. Материалы носовых конусов, передних кромок аэродинамических поверхностей ГЗЛА и их управляющих отклоняемых поверхностей (элевонов, рулей направления, тормозных щитков) должны выдерживать исключительно высокие термомеханические нагрузки при температурах до 2000 °С (а в некоторых случаях и выше), обеспечивая неизменность их свойств, формы и размеров. Разработка таких материалов в настоящее время является одной из основных задач аэрокосмического материаловедения. В наибольшей мере усилия сконцентрированы на создании новых керамических композиционных материалов и углерод-углеродных композиционных материалах (УУКМ) с жаростойкими керамическими покрытиями. Особенно перспективной является ультравысокотемпературная керамика (УВТК) с температурой плавления более 2500 °С, создаваемая на основе боридов и карбидов циркония, гафния и тантала в сочетании с другими высокотемпературными керамиками, например, карбидом кремния [2, 3]. Отличительной чертой УВТК является образование на ее поверхности в результате высокотемпературного окисления структур, защищающих её от дальнейшего окисления и обеспечивающих залечивание поверхностных дефектов, неизбежно образующихся в процессе эксплуатации.

Тепловые испытания материалов передних поверхностей ГЗЛА являются неотъемлемым этапом их создания, технологической обработки и производства. Задача таких испытаний состоит в определении способности материала выдерживать на протяжении заданного времени термоэрозионное, термохимическое и термомеханическое воздействие гиперзвукового воздушного потока с заданными параметрами торможения при заданной температуре поверхности.

Постановка задачи. Наземные испытания материалов в условиях гиперзвукового обтекания требуют очень специфического оборудования и весьма дороги, и, кроме того, такое оборудование обычно труднодоступно материаловедам на начальных стадиях разработки материала, когда особенно необходима оперативная проверка способности многочисленных вариантов создаваемого материала выдерживать нагрузки на заданном режиме ГЗП. Необходимо отметить, что при гиперзвуковом полете непосредственно на внешние элементы конструкции (передние кромки и тепловую защиту обшивки) воздействует газовая среда (в атмосфере Земли – воздух) с параметрами ударного слоя (в точках и на линиях торможения) или пограничного слоя (при обтекании), имеющая до- или околозвуковую скорость. Поэтому при испытаниях материалов таких элементов нет необходимости в воспроизведении гиперзвуковой скорости набегающего потока, достаточно воспроизведения основных факторов его воздействия на материал, а именно – температуры и давления торможения (в случае продольного обтекания – градиента давления вдоль поверхности) и химического состава газовой среды, или, по крайней мере, содержания в ней свободного кислорода на уровне 20-25 % (масс.) (в воздухе – 23,2 % или 7,25 моль/кг). Более того, заданная температура торможения при моделировании воздействия условий ГЗП на материал может быть заменена температурой его поверхности, определяемой как функция температуры торможения и коэффициента теплообмена при заданных значениях степени каталитичности и коэффициента излучения материала.

Целью данной работы является разработка методики испытаний материалов передних кромок ГЗЛА, позволяющей оперативно производить их с максимальной достоверностью при

минимальных затратах в сверхзвуковых потоках продуктов сгорания (ПС) углеводородных топлив в воздухе и кислороде при температурах поверхности до 2000 °С.

Анализ последних исследований и публикаций. Тепловые испытания материала в той или иной степени моделируют условия его эксплуатации, что, естественно, предполагает знание этих условий. Проблеме условий ГЗП в земной атмосфере посвящено множество работ, в которых, как правило, применительно к конкретным проектам анализируются тепловой поток в точке торможения, давление торможения и время нагрева в зависимости от траектории спуска и аэродинамической формы ГЗЛА, характеризуемой среди прочего радиусом кривизны носка и передних кромок крыла. В таких работах обычно оценивается температура поверхности в точке торможения при различных степенях каталитичности материала стенки и значениях его коэффициента излучения. При этом в процессе разработки многоразовых аппаратов либо подбирается траектория ГЗП с уровнем термоэрозионного воздействия воздушного потока, не приводящего к абляции имеющихся материалов, либо формулируются требования к материалу передних поверхностей, обеспечивающие возможность полета по задаваемой траектории. Предельной по тепловому воздействию является траектория с постоянной температурой передних поверхностей на максимально допустимом для конкретного материала уровне. С точки зрения материаловедческих тепловых испытаний в таких работах наиболее интересны данные о температуре поверхности, давлении торможения потока на ней и времени теплового воздействия.

Анализ работ [4 – 9] позволяет констатировать, что возвращение с орбиты МКА по планирующей траектории ГЗП длится от двадцати минут до полутора часов при постоянно снижающейся (от первоначального значения порядка 25-30 М) скорости и повышающемся по мере снижения давления торможения. Характерным для крылатых МКА можно считать время нагрева в одном полете 0,5 часа, что при типичном ресурсном требовании на уровне ста полетов означает 50 часов эксплуатации в ста циклах нагрева. Тепловой поток в зонах торможения составляет 0,6–6 МВт/м², температура поверхности – до 1900 °С, давление торможения – до 10 кПа.

В случае гиперзвукового самолета полет в стратосфере происходит при постоянных скорости и высоте, причем для перспективных аппаратов первого поколения наиболее характерной является скорость 6М (1810 м/с, 6500 км/ч) на высоте 30 км, длительность гиперзвукового полета порядка одного часа, требуемый ресурс – десятки тысяч часов. Температура поверхности не превышает 1200 °С, давление торможения – 71 кПа [10].

Проблеме испытаний острых кромок ГЗЛА посвящены работы [7, 11]. В первой из них в дозвуковой струе электродугового плазмотрона испытывали модели кромки, выполненные из УВТК состава ZrB₂-20% SiC и композиции C-SiC (карбид кремния, армированный углеродными волокнами). Модель представляла собой клин с углом полуоткрытия 4°, радиусом передней кромки 3,5 мм, длиной 98 мм и шириной 40 мм. Давление торможения в испытаниях составляло 0,12 МПа, температура обеих моделей на линии торможения составляла 1450 °С. Модель из УВТК после двухсот секунд испытаний не имела повреждений и изменений формы, в то время как у модели из армированного углеродным волокном карбида кремния к сотой секунде испытаний произошло полное разрушение передней кромки. Во второй работе испытывали модели из УВТК состава ZrB₂-SiC, которые имели длину 40 мм, ширину по кромке 30 мм, угол полуоткрытия клина 4° и радиус закругления кромки 5 мм. Испытания проводили на сверхзвуковом плазмотроне с диаметром критического сечения 29 мм, полууглом раскрытия 12° и диаметром выходного сечения 100 мм. Скорость газа на срезе сопла достигала 3,9 М, модель располагали на расстоянии 12 см от него. Давление торможения составляло 0,18 МПа, температура поверхности – 1800 °С.

Цикл работ итальянских исследователей [12, 13] посвящен испытаниям покрытий из УВТК и исследованию их свойств. Исследовали покрытия композиций ZrB₂-20 % (об.) SiC и ZrB₂-30 % (об.) SiC- 10 % (об.) MoSi₂, нанесенные на подложки из УУКМ и композиции C-SiC плазменным напылением при повышенном давлении в инертной атмосфере с использованием аргона в качестве плазмообразующего газа. Толщина покрытия на УУКМ достигала 3 мм. В гиперзвуковой плазменной аэродинамической трубе "Scirocco" итальянской фирмы CIRA S.C.p.A. (мощность до 70 МВт, диаметр потока до 2 м) были проведены испытания носового конуса диаметром 500 мм, изготовленного из композиции C-SiC и покрытого плазменным напылением покрытием на основе ZrB₂.

Вершина конуса с радиусом затупления 10 мм на длине 100 мм была изготовлена из монолитной УВТК системы ZrB₂-SiC. Этот элемент вследствие производственного брака имел скол у основания, после зашлифовки которого в сочленении с основным конусом с покрытием образовался участок с практически ортогональным натекания потока. Испытания имитировали

типичные условия входа в атмосферу с тепловым потоком 3 МВт/м^2 в точке торможения в течение 100 секунд. Максимальная температура покрытия была зафиксирована на кромке указанного дефектного участка и составила $1800 \text{ }^\circ\text{C}$. После испытаний, кроме некоторого изменения цвета покрытия, никакой его деградации не было обнаружено, в том числе и в указанной зоне.

Сведений о применении сверхзвуковых химических газогенераторов для тепловых испытаний УВТК в доступных источниках практически нет. В работе 2002-го года [14] сообщается о испытаниях УВТК на основе диборида циркония на термостойкость, проведенных с использованием сверхзвукового газогенератора, работающего на топливной паре кислород-водород при давлении в камере сгорания $1,75 \text{ МПа}$. Размер образцов – $12,7 \times 3,2 \times 83,1 \text{ мм}$, поток направлен на узкий торец параллельно длинной стороне. Время испытаний составляло до 210 секунд. Особенностью этих испытаний была работа на топливных смесях с большим избытком окислителя, для обеспечения температур потока $1327 \text{ }^\circ\text{C}$ и 1627 К ($\alpha > 3$). Для работы с таким большим значением коэффициента избытка окислителя горелка была оснащена дополнительным центральным каналом подвода кислорода, что привело к резкой неоднородности потока, в котором более холодное ядро почти полностью состояло из кислорода, и горячей периферийной зоны, образованной продуктами сгорания.

Результаты исследований. На рисунке 1 представлены результаты расчета параметров воздуха за ударной волной в зависимости от числа Маха потока и высоты полета, проведенного с использованием программного комплекса АСТРА.4, предназначенного для моделирования химических и фазовых равновесий при высоких температурах [15].

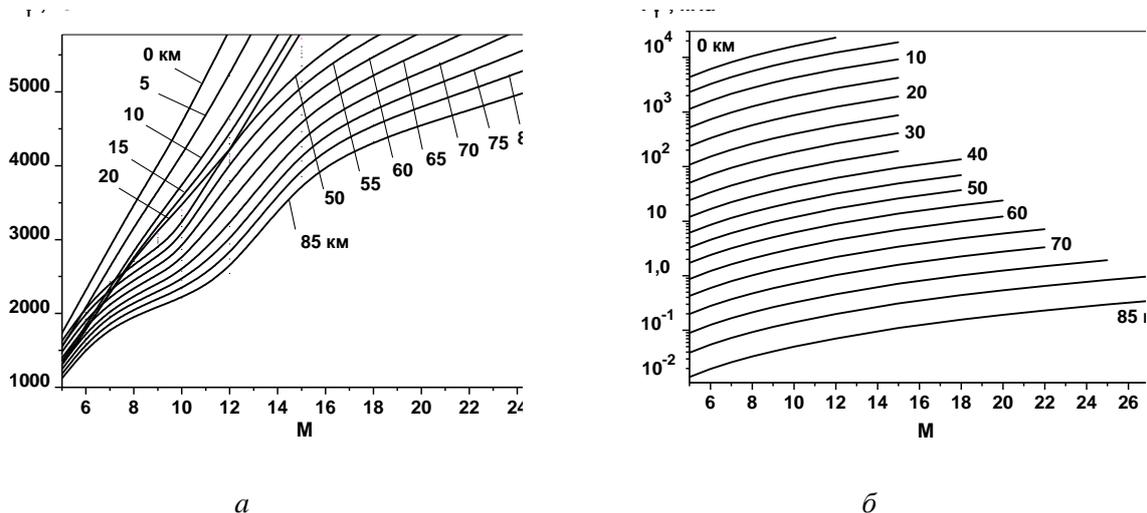


Рис. 1. Температура (а) и давление (б) торможения воздуха за ударной волной в зависимости от числа Маха и высоты полета

В расчете использованы данные о распределении термодинамических параметров воздуха по высоте, приведенные в стандарте [16]. Как видно из рис. 1 давление торможения при гиперзвуковых полетах на разных скоростях и высотах изменяется в очень широких пределах – от нескольких мбар до десятков бар: на высотах менее 10-15 км полет даже с минимальной гиперзвуковой скоростью сопровождается давлением торможения потока во многие десятки атмосфер (105 бар при 8 М на уровне земли) при относительно невысоких температурах (менее $3500 \text{ }^\circ\text{C}$ в тех же условиях и менее $1350 \text{ }^\circ\text{C}$ при 5 М на высоте 10 км), а на больших высотах (более 60 км) даже при скоростях более 20 М давление торможения не превышает сотых долей атмосферы (0,06 бар) при очень высоких температурах торможения. Например, при 20 М на высоте 65 км температура превышает $5500 \text{ }^\circ\text{C}$. ГЗП на высотах менее 30 км представляют интерес исключительно с военной точки зрения. На этой высоте МКА уже переходят в режим сверхзвукового полета, а полет гиперзвуковых самолетов на них энергетически неэффективен и недопустим по акустическому воздействию на окружающую среду.

При использовании сверхзвуковых химических газогенераторов для моделирования условий ГЗП рассчитанные параметры торможения потока для заданной топливной пары «окислитель-горючее» по заданным значениям давления и коэффициента избытка окислителя идентичны параметрам газа в камерах сгорания (КС). На рисунке 2 показаны зависимости температуры в КС

и содержания кислорода в истекающем потоке ПС от коэффициента избытка окислителя для стехиометрических ($\alpha = 1$) и бедных ($\alpha > 1$) топливных смесей кислород-керосин, воздух-керосин и обогащенный кислородом воздух-керосин при различных степенях обогащения.

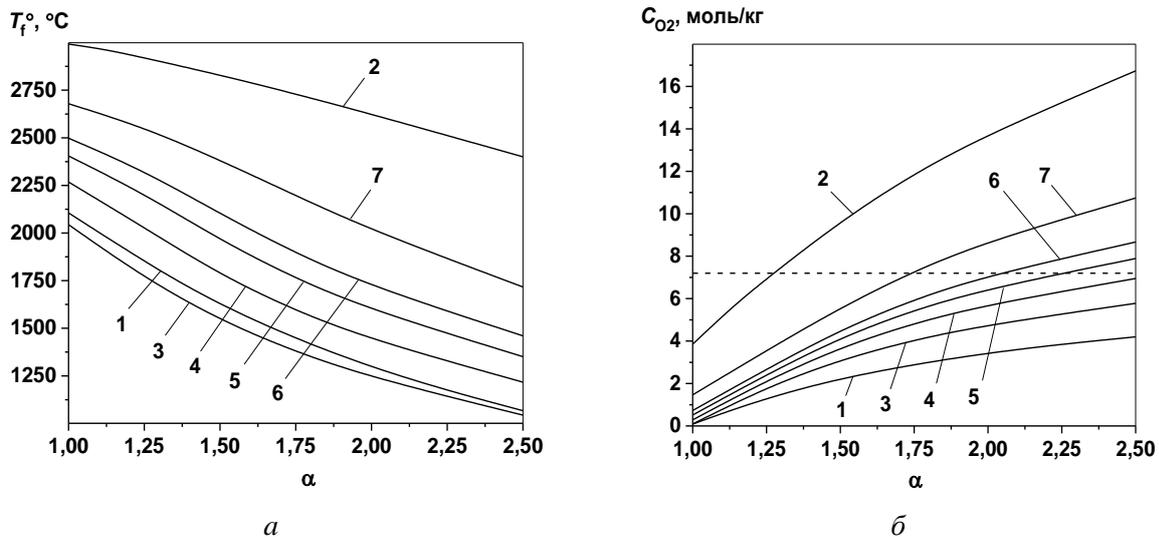


Рис. 2. Температура в КС газогенератора (а) и молярное содержание кислорода в выходном сечении его сопла (б) в зависимости от коэффициента избытка окислителя: 1 – воздух-керосин; 2 – кислород-керосин; 3 – 7 – обогащенный воздух с различным массовым соотношением воздух/кислород (3 – 4:1; 4 – 2:1; 5 – 4:3; 6 – 1:1; 7 – 1:2)

Расчет проводился с помощью программы АСТРА-4.0 при давлении в КС 0,8 МПа. Газогенераторы, использующие в качестве окислителя воздух, имеют регенеративное воздушное охлаждение, что практически исключает в них тепловые потери: параметры газа ПС в них идентичны теоретическим. Тепловые потери в водяное охлаждение газогенераторов, использующих кислород, приводят к снижению температуры в КС и в выходном сечении сопла по сравнению с теоретическими значениями. В данном расчете тепловые потери учитывались на основе эмпирической модели охлаждения с линейной зависимостью их величины от температуры в КС, построенной по результатам калориметрирования газодинамического тракта газогенератора ККР-6 в предположении постоянства коэффициента теплоотдачи в его водоохлаждаемые стенки.

Очевидно, что с увеличением значения коэффициента окислителя температура продуктов сгорания бедных смесей снижается, а содержание кислорода растет. Очевидно, что содержание кислорода в ПС топливно-воздушных смесей всегда ниже его содержания в самом воздухе. Как следует из результатов расчета, при температурах торможения $T_f^\circ = 1610^\circ\text{C}$ ($\alpha = 1,5$) и $T_f^\circ = 1280^\circ\text{C}$ ($\alpha = 2,0$) содержание кислорода в ПС составляет $C_{O_2} = 2,3$ моль/кг и $C_{O_2} = 3,5$ моль/кг, соответственно, что примерно в два – три раза меньше, чем в воздухе (пунктирная прямая на графике рис. 2, б). При значениях $\alpha < 1,1$ содержание кислорода в таких ПС менее 1 % (масс.) и их можно считать химически нейтральными.

Продукты сгорания кислородно-топливных смесей даже при стехиометрическом соотношении компонентов содержат 10,8 % (масс.) кислорода O_2 и 1,5 % атомарного кислорода, а при $\alpha \approx 1,25$ содержание кислорода в этих смесях превышает содержание его в воздухе, что позволяет моделировать сверхзвуковыми потоками ПС газогенератора условия ГЗП при скорости 8М на высоте 20 км.

Тепловые потери в водяное охлаждение газогенератора снижают температуру торможения в его выходном сечении примерно на 150° при температурах в КС более 3000°C и на 300° при температурах менее 2000°C . Поэтому, хотя обогащение воздуха кислородом в соотношении 4:1 приводит к росту теоретической температуры в КС на 275° , в реальности происходит даже некоторое снижение температуры торможения. Расчеты показывают, что применение воздушно-кислородных смесей в качестве окислителя при моделировании условий ГЗП дает ощутимый выигрыш в температуре торможения и содержании кислорода в продуктах сгорания при содержании кислорода в смеси на уровне воздуха и выше. При соотношении 1:1 содержание в ПС

кислорода как в воздухе достигается при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 2,0$, при котором температура торможения составляет $1720\text{ }^\circ\text{C}$.

Применение окислительных смесей с еще большим содержанием кислорода (как в рассматриваемом случае 1:2) не дает никаких технических преимуществ, т. к. достигаемые таким образом температуры могут быть получены при глубоком дросселировании кислородно-топливного газогенератора (например, до $\alpha = 3,0$), а экономическая выгода от снижения расхода кислорода примерно на треть не компенсирует сложности, связанные с контролем и управлением подачей третьего топливного компонента. На основании проведенного расчета были сделаны выводы о нецелесообразности применения при испытаниях материалов передних кромок ГЗП воздушно-кислородных окислительных смесей.

Ранее авторами экспериментально было определено, что при нагреве ортогонально набегающим сверхзвуковым потоком торца теплоизолированного образца материала в форме цилиндра с диаметром, не превышающим диаметр выходного сечения газогенератора, его поверхность может быть нагрета до температуры на $250^\circ\text{--}400\text{ }^\circ\text{C}$ меньшей температуры торможения потока (в зависимости от коэффициента излучения материала). Таким образом, при использовании кислорода в качестве окислителя материалы передних кромок могут быть испытаны в газовой среде с окислительным потенциалом близким к потенциалу воздуха при температуре поверхности до $2700\text{ }^\circ\text{C}$, при использовании воздуха в нейтральной среде – до температуры поверхности $1700\text{ }^\circ\text{C}$ в и до $1400\text{ }^\circ\text{C}$ – в среде с содержанием кислорода втрое меньшим, чем в воздухе. При этом диапазон рабочих температур перспективных материалов передних кромок ГЗЛА составляет $1200\text{--}2100\text{ }^\circ\text{C}$.

Комбинация испытаний материалов в продуктах сгорания воздушно-топливных и кислородно-топливных смесей позволяет воспроизвести в них основные определяющие факторы ГЗП и значительно снизить их стоимость. Основное преимущество применения воздуха – экономичность проведения испытаний: стоимость сжатого воздуха меньше стоимости кислорода почти в 50 раз. Это позволяет использовать газогенераторы с большей площадью сопла и большим давлением в КС. При этом в сравнительных и отборочных испытаниях недостаток содержания кислорода в продуктах сгорания воздушно-топливных смесей может быть компенсирован пропорциональным увеличением продолжительности испытаний. А последующие испытания в ПС кислородно-топливных смесей позволяют верифицировать их результаты в условиях, более приближенных к натурным.

Разрабатываемая методика испытаний определяется возможностями Универсального термоструйного стенда УТС ИПМ НАНУ, предназначенного для проведения экспериментальных научно-исследовательских и технологических работ с использованием термохимических генераторов высокоскоростных высокотемпературных газовых потоков, в том числе несущих дисперсную фазу. Стенд включает системы подачи воздуха, кислорода, водорода, жидкого топлива (керосина или уайт-спирита), дисперсной (порошковой) фазы, системы охлаждения, запуска, перемещения образцов (или горелки), теленаблюдения, пирометрических и термодинамических измерений, а также пульт управления указанными системами. Стенд размещен в огневом боксе, выполненном по требованиям к помещениям пожаро- и взрывоопасных производств (категория Г) и оснащенным мощной системой приточно-вытяжной вентиляции. Управление стендом осуществляется из пульту, отделенной от бокса броневым стеклом. Стенд укомплектован газогенераторами различных конструкций, работающими на различных топливных парах.

Стенд обеспечивает подачу воздуха с давлением до 2 МПа с расходом до 90 г/с и кислорода с давлением до 1,6 МПа с расходом до 20 г/с. Испытания материалов передних кромок проводятся воздушно-топливным газогенератором ГВО-2И с диаметрами критического и выходного сечений 13 мм и 16 мм, соответственно, и кислородно-топливным газогенератором ККР-6 с диаметрами 7 мм и 10 мм. Расходы воздуха и керосина в газогенераторе ГВО-2И при давлении в КС 0,8 МПа и коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 1,5$ составляет 88 г/с и 6 г/с, расходы кислорода и керосина в газогенераторе ККР-6 при тех же условиях – 14,9 г/с и 4,4 г/с.

Для испытаний материалов острых кромок ГЗЛА на образцах в форме плоских клиньев для газогенератора ГВО-2И было разработано плоское сопло с размерами критического сечения 5 мм \times 26 мм, выходного – 8,5 мм \times 26 мм и полууглом раскрытия сверхзвукового участка сопла 4° . Внешний вид газогенераторов ГВО-2И с плоским соплом приведен на рис. 3, а, газогенератора ККР-6 в работе на режиме с давлением в КС 0,8 МПа и коэффициентом избытка окислителя $\alpha = 1,5$ – на рис. 3, б. На рисунках 3, в и г в одном масштабе показан внешний вид струй из осесимметричного ($d_{\text{кр}} = 13\text{ мм}$) и плоского сопел газогенератора ГВО-2И при работе на таком же режиме.

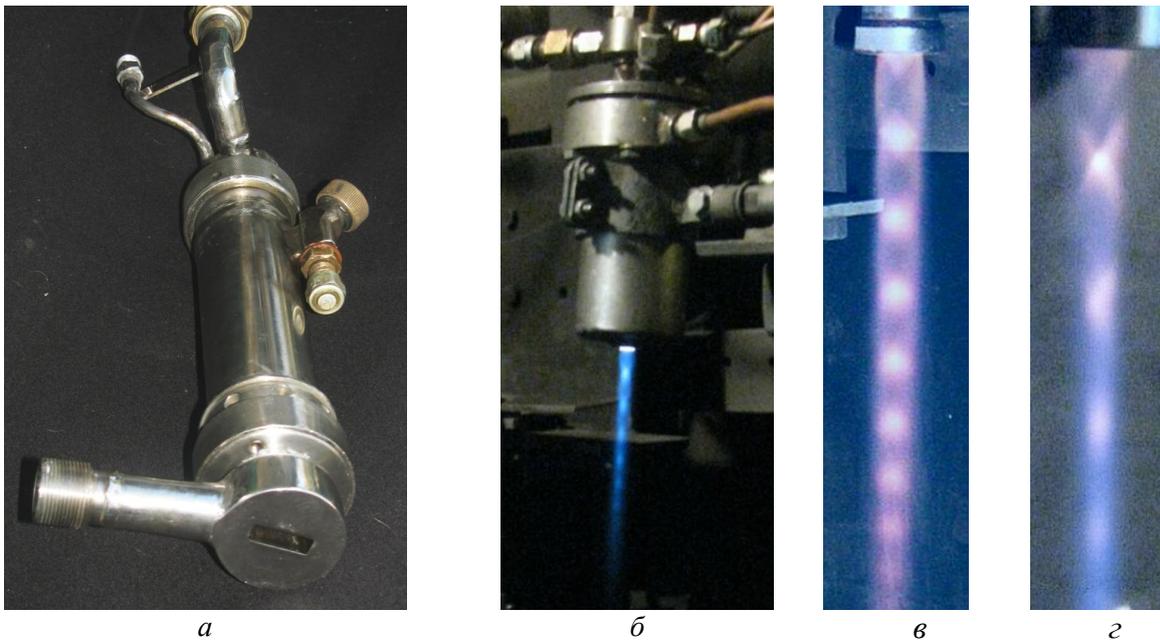


Рис. 3. Внешний вид газогенераторов и их струй на режиме с давлением в КС 0,8 МПа и коэффициентом избытка окислителя $\alpha = 1,5$: а – воздушно-топливный газогенератор ГВО-2И с плоским соплом; б – кислородно-топливный газогенератор ККР-6; в – струя ГВО-2И с соплом Лавала с диаметром критического сечения 13 мм; г – то же с плоским соплом

По разработанной методике были проведены испытания УВТК нескольких составов на основе диборида циркония, плазменных покрытий на их основе на УУКМ, а так же образцов-моделей острых кромок аэродинамических поверхностей ГЗЛА. Испытания образцов УВТК в форме цилиндров диаметром 15 мм и высотой 20 мм позволили определить величину термоэрозионного уноса в условиях натекания окислительной газовой среды с давлением торможения 0,45 МПа при температуре поверхности 1700 °С и выявить его механизм. Испытания УВТК-покрытий на подложках из УУКМ проводили на образцах размером 50×24×5,4 мм при циклическом (по 200 с в цикле) нагреве и температуре поверхности 1600 °С – на первом этапе в ПС в воздухе с низким содержанием кислорода ($\alpha \approx 1,25$), на втором – в ПС в кислороде с содержанием кислорода почти вдвое большем, чем в воздухе ($\alpha \approx 2,0$). В первом случае время экспозиции в потоке до выявления сквозного разрушения покрытия из УВТК системы ZrB₂-15 MoSi₂ составило более 1322 с в восьми циклах, во втором – 480 с в трех циклах. На рис. 4 показан момент термоэрозионных испытаний на первом этапе и внешний вид образца после третьего циклов и восьмого циклов нагрева.

Испытания острых кромок ГЗЛА проводятся в струе газогенератора ГВО-2И с плоским соплом на моделях в форме клина с полууглом раскрытия 5° и радиусом затупления кромки 0,5 мм, изготовленных из пластин размером 50×24×5 мм. Внешний вид образца острой кромки показан на рис. 5, а, образец в потоке на начальном и установившемся режимах нагрева – на рисунках 5, б и в.

Давление в КС в процессе испытаний составляло 0,8 МПа, коэффициент избытка окислителя $\alpha \approx 1,6$, температура торможения $T_f \approx 1550$ °С, содержание кислорода – на уровне 40 % его содержания в воздухе, расстояние от среза сопла до кромки – 5 мм. В настоящее время испытания продолжаются, но уже очевидно, что острые кромки из УВТК на основе диборида циркония сохраняют работоспособность в указанных условиях газодинамического нагрева в течении как минимум десятков минут. При обтекании острой кромки коэффициент теплообмена выше, чем

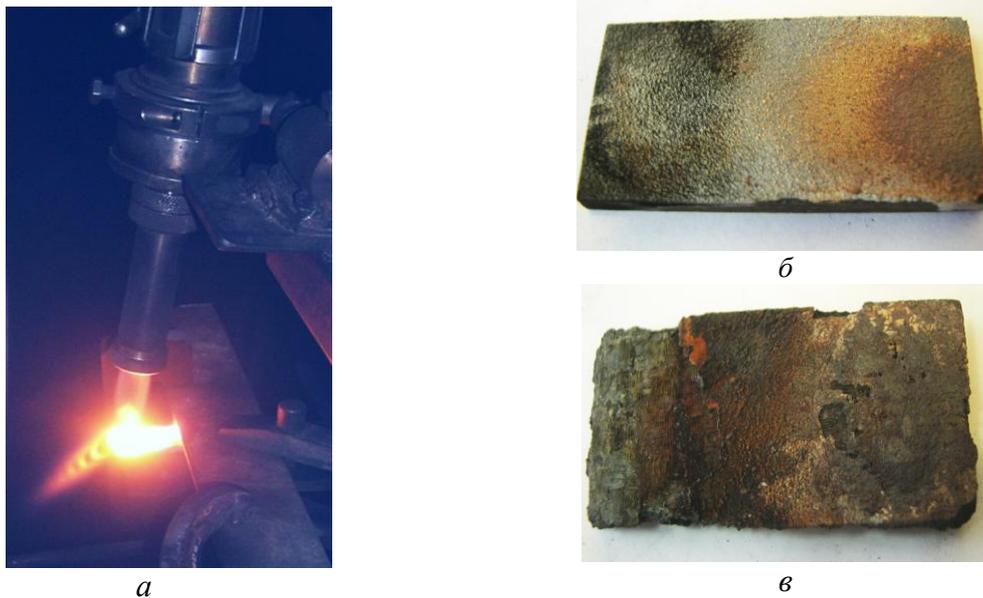


Рис. 4. Термоэрозионные испытания плазменных УВТК покрытий на УУКМ: а – образец в струе газогенератора ГВО-2И; б – образец после третьего цикла нагрева; в – образец после восьмого цикла нагрева

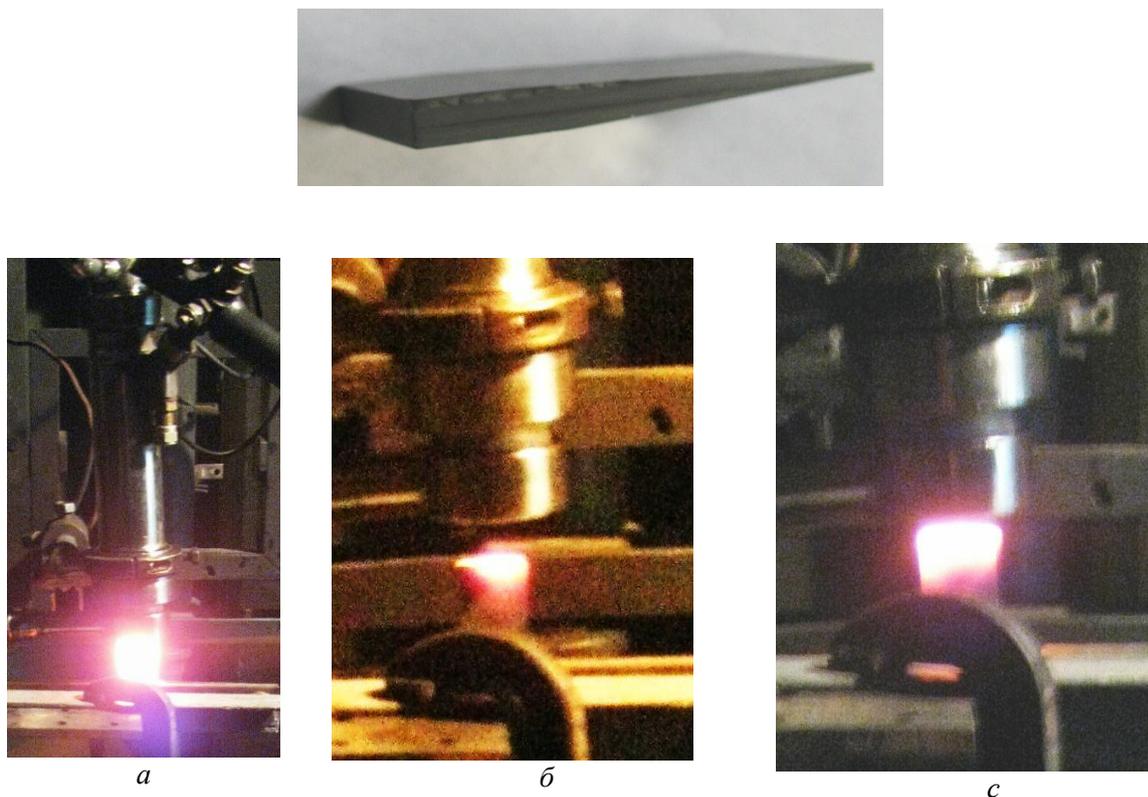


Рис. 5. Термоэрозионные испытания острых кромок ГЗЛА: а – образец в струе в стационарном тепловом режиме; б и в – образец на начальных стадиях нагрева

при лобовом натекании, поэтому в её окрестности температура поверхности ближе к температуре торможения потока, что означает, что требуемая температура поверхности может быть достигнута при более высоком значении коэффициента избытка окислителя и, соответственно, при более высоком содержании кислорода в ПС.

Выводы. Разработана комплексная методика испытаний материалов передних поверхностей ГЗЛА с использованием химических генераторов сверхзвуковых высокотемпературных потоков. Показано, что сверхзвуковые потоки продуктов сгорания воздушно-топливных и кислородно-

топливных смесей позволяют с достаточной точностью моделировать условия за ударной волной при гиперзвуковом полете в нижних слоях атмосферы с давлением торможения до 1 МПа и температурой торможения до 3000 °С. Использование кислородно-топливных смесей позволяет моделировать термоэрозионные испытания в воздухе материалов передних поверхностей ГЗЛА при температуре до 2700 °С, использование воздушно-топливных смесей в потоке с нейтральной средой – при температуре поверхности до 1700 °С и до 1400 °С – в потоке с содержанием кислорода втрое меньшим, чем в воздухе. Комбинация испытаний материалов в ПС воздушно-топливных и кислородно-топливных смесей позволяет проводить их с высокой экономической эффективностью без ущерба точности воспроизведения определяющих факторов ГЗП.

Применение плоского сопла и образцов в форме острого плоского клина позволяет проводить испытания в ПС воздушно-топливных смесей при температурах поверхности более приближенных к температуре торможения потока, благодаря чему достигается возможность увеличения коэффициента избытка окислителя и соответствующего содержания кислорода в потоке.

Проведенные по разработанной методике испытания УВТК нескольких составов на основе диборида циркония, плазменных покрытий из них на УУКМ, а также образцов-моделей острых кромок ГЗЛА подтвердили ее эффективность.

Список использованных источников:

1. Glass D. E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles [Текст] / 15th AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA-2008-2682. – 2008. – P.36
2. Келина, И.Ю. Состояние и перспективы разработки ультравысокотемпературных керамических материалов для применения в гиперзвуковых авиакосмических объектах [Текст] / И. Ю. Келина, А.С.Шаталин, Л.А.Чевыкалова и др.] // Авиационная промышленность: ежекварт. науч.-техн. журн. – 2011. – N 1. – С. 40 – 45.
3. Григорьев О.Н. Ультравысокотемпературная керамика для авиационно-космической техники [Текст] / О.Н. Григорьев, Г.А. Фролов, Ю.И. Евдокименко, В.М. Кисель, А.Д. Панасюк, Л.М. Мелак, В.А. Котенко, А.В. Коротеев // Авиационно-космическая техника и технология – №8 (95). – 2012. – С. 119-128.
4. Viviani A. Heat Transfer Analysis for a Winged Reentry Flight Test Bed [Текст] / A. Viviani, G. Pezzella // International Journal of Engineering (IJE) – Vol. 3 No. 3. – 2009. – P. 329-345.
5. Jackson, H.F. Laser Melting of Zirconium Carbide: Determination of Phase Transitions in Refractory Ceramic Systems [Text] / H.F. Jackson, D.D. Jayaseelan, D. Manara, C.P. Casoni, W.E. Lee // Journal of American Ceramic Society, – 2011. – V. 94, № 10. – P. 3561–3569.
6. Fletcher D. Testing of UHTC Samples in the VKI Plasmatron [Электронный ресурс] / D. Fletcher, C. Asma, J. Thoemel, P. Collin // Contract FA8655-06-1-3078 Final Report. 25.10.2006. – 21 p.
7. Zhang X. Ablation behavior of ZrB₂-SiC ultra high temperature ceramics under simulated atmospheric re-entry conditions [Text] / Xinghong Zhang, Ping Hu, Jiecai Han, Songhe Meng // Composites Science and Technology. – Vol. 68. – Issues 7–8. – June 2008. – P. 1718–1726.
8. Pulci G. High Temperature Mechanical Behavior of UHTC Coatings for Thermal Protection of Re-Entry Vehicles [Text] / G. Pulci, M. Tului, J. Tirillò, F. Marra, S. Lionetti, T. Valente [Текст] // Journal of Thermal Spray Technology. – V. 20, No 1–2. – 2011. – P. 139–144.
9. Marschall J. High-Enthalpy Test Environments, Flow Modeling and in situ Diagnostics for Characterizing Ultra-High Temperature Ceramics [Text] / J. Marschall, D. G. Fletcher // Journal of the European Ceramic Society. – Vol. 30. – 2010. – P. 2323-2336.
10. Justin J.F. Ultra High Temperature Ceramics: Densification, Properties and Thermal Stability [Text] / J.F. Justin, A. Jankowiak // The ONERA Journal AerospaceLab. – Issue 3. – November 2011, – P. 1–11.
11. Savino R. Arc-Jet Testing of Ultra-High-Temperature-Ceramics [Text] / R. Savino, M. De Stefano Fumo, D. Paterna, D. M. Andrea // The Open Aerospace Engineering Journal. – 2010. – No 3. – P. 20-31.
12. Tului M. Zirconium diboride based coatings for thermal protection of reentry vehicles: Effect of MoSi₂ addition [Text] / M. Tului, S. Lionetti, G. Pulci, F. Marra, J. Tirillò, T. Valente // Surface and Coatings Technology. – Vol. 205. – Issue 4. – 2010. – P. 1065–1069.
13. Pulci G. High Temperature Mechanical Behavior of UHTC Coatings for Thermal Protection of Re-Entry Vehicles [Text] / G. Pulci, M. Tului, J. Tirillò, F. Marra, S. Lionetti, T. Valente // Journal of Thermal Spray Technology. – V. 20. – No 1–2. – 2011. – P. 139–144.
14. Levine S.R. Evaluation of ultra-high temperature ceramics for aeropropulsion use [Текст] / S. R. Levine, E. J. Opila et al. // Journal of the European Ceramic Society. – № 22. – 2002. – P. 2757–2767.
15. Трусов Б.Г. Термодинамический метод анализа высокотемпературных состояний и процессов и его практическая реализация. - М.: МГТУ, Дисс. докт. техн. наук, 1984. – 292 с.
16. International Organization for Standardization. Standard Atmosphere. ISO 2533:1975.

Рецензенты:

Панарин В.Е., ведущий научный сотрудник ИМФ НАН Украины, доктор технических наук;
Уманский А.П., заведующий отделом ИПМ НАН Украины, доктор технических наук, профессор.

Стаття надійшла до редакції 10.05.2017