

УДК 620.178.3:539.434

- Буйских К.П.** канд. тех. наук, зав. отделом прочности материалов и элементов конструкций в термосиловых полях и газовых потоках, Институт проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: kpb@ipp.kiev.ua;
- Кравчук Л.В.** д-р тех. наук, профессор, вед. науч. сотрудник отдела прочности материалов и элементов конструкций в термосиловых полях и газовых потоках, Институт проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: lvk@ipp.kiev.ua;
- Феофентов Н.Н.** млад. науч. сотрудник отдела прочности материалов и элементов конструкций в термосиловых полях и газовых потоках, Институт проблем прочности имени Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: feofentov@ipp.kiev.ua

## МЕТОДЫ ПРОЧНОСТНЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

*На примере кромок воздухозаборников прямого воздушного реактивного двигателя (ПВРД) рассматриваются вопросы методологического обеспечения и оценки эксплуатационной надежности изделий ракетно-космической техники. Успешное решение этой проблемы во многом определяется оптимальным выбором материалов соответствующих классов — специальных жаропрочных сплавов и конструкционной керамики.*

*Разработаны методы моделирования условий нагружения кромок воздухозаборников в высокотемпературном газовом потоке с использованием подходов, обеспечивающих подобие внешнего воздействия на конструкционный элемент и эквивалентность процессов повреждения материала в модельных и натуральных условиях. Моделирование эквивалентных состояний материала экстремально термонагруженных зон макетов реализовано в виде специализированных методик с использованием возможностей комплекса газодинамических стендов для исследования работоспособности материалов и элементов конструкций в высокотемпературных газовых потоках переменных термодинамических параметров.*

*Фундаментальной базой этих подходов являются классические теории подобия и размерностей, основные положения которых трансформированы и адаптированы применительно к задачам исследования термоциклической прочности материалов и повреждаемости элементов конструкций при нагружении в высокоскоростных высокотемпературных газовых потоках.*

*Разработанные методики и экспериментальные средства позволили провести цикл исследований функциональных характеристик, получение комплекса свойств трех видов материалов при экстремально высоких температурах, соответствующих эксплуатационным. Показано, что реализованные методы обеспечивают получение необходимой информации для отработки технологии создания элементов конструкций, работающих в условиях аэродинамического нагрева.*

*Результаты стендовых испытаний макетов представлены в связи с информацией, полученной в процессе численного анализа реализованных условий термического нагружения на газодинамическом стенде и расчетов теплового и напряженного состояния кромок макетов из различных материалов. По данным экспериментального и аналитического обобщения граничных условий теплообмена в стендовых условиях проведено численное моделирование зависимости ТНДС макетов от геометрических параметров и физических свойств исследованных материалов. Показано, что такие сравнительные испытания необходимо проводить на моделях одинаковой формы и одних геометрических размеров, так как их отличие существенно влияет на напряженное состояние конструкционных элементов.*

**Ключевые слова:** Кромки воздухозаборников ПВРД, прочностные стендовые испытания, тепловое и напряженно-деформированное состояние.

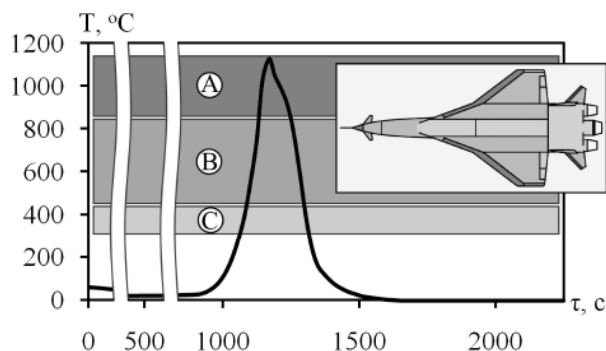
**Введение**

Среди актуальных задач и поиска путей освоения космического пространства не последнее место занимают вопросы создания и рационального использования многоразовых летательных аппаратов (МЛА) и многоразовых транспортно-космических систем (ТКС). В этом усматривается реальная возможность значительного снижения стоимости пусков и доставки грузов (спутников) на околоземные орбиты, на что указывает одна из таких разработок (Британский проект Skylon), позволяющая снизить стоимость выведения грузов в несколько сот раз [1].

В настоящее время разработки проектов и их реализация ведутся по разным направлениям, однако, в большинстве случаев оптимальным рассматривается самолетный вариант старта и посадки и включение в качестве силовых установок гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). При этом воздушно-космический самолет представляет собой многоразовую конструкцию, воспринимающую весь спектр силовых и тепловых нагрузок, характерных для полетов с гиперзвуковыми скоростями с выходом в космическое пространство.

Одной из работ в этом направлении является разработка в ГП «КБ «Южное» (Украина) на базе возвращаемого высотного гиперзвукового беспилотного летательного аппарата (БПЛА) транспортно-космической системы, предназначенной для выведения пико- и наноспутников на низкие круговые и эллиптические орбиты в диапазоне высот до 500 км [1]. Проектируемый ресурс этой ТКС: количество пусков БПЛА – 500, срок эксплуатации не менее 10 лет, интенсивность полетов БПЛА (интервалом между посадкой и последующим стартом) – не более 7 суток.

Важной задачей при создании МТКС является выбор конструкционных и теплозащитных материалов, способных обеспечить работоспособность систем в условиях интенсивного аэродинамического нагрева поверхностей летательного аппарата. Для многих ответственных элементов определяющим критерием выбора материалов, является способность работать в условиях высоких температур порядка 1200 °С и скоростей их изменения. В первую очередь это касается максимально термонагруженных в полете элементов носовой части фюзеляжа, передних кромок крыльев, оперения, воздухозаборников. Характерный режим теплового нагружения различных частей БПЛА в общем виде по данным [1] иллюстрирует рис. 1.



**Рис. 1.** Изменение температуры наружной поверхности наиболее теплонапряженных элементов БПЛА в полете:

- А – обтекатель носового отсека, передние кромки крыла, оперения и воздухозаборников;
- В – обшивки фюзеляжа и крыла, оперения и органов управления;
- С – силовые элементы фюзеляжа и крыла

При выборе материалов рассматриваемых конструкций критериями оценки 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.

Перспективными материалами для работы в указанных условиях рассматриваются жаропрочные сплавы, углеродные и керамические материалы.

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 порошковый сплав ЮИМП-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 ЮИМП-1200 разработана принципиально новая технология, позволяющая увеличить его пластичность и стойкость к окислению [2].

По многим эксплуатационным параметрам существенными преимуществами обладают керамические 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 ультравысокотемпературной керамики (УВТК), представляющей собой композит с керамической матрицей из боридов, упрочнен-

ной непрерывными или дискретными частицами тугоплавких соединений. Большинство исследований в мире сосредоточено на разработке УВТК систем  $ZrB_2-SiC$  и  $HfB_2-SiC$  и разработке технологий изготовления из них элементов конструкций. Перспективы применения УВТК для ракетной техники с учетом ее механических свойств, а также обширная библиография работ, посвященных свойствам и испытаниям УВТК различных составов рассмотрены в [3]. Анализ известных работ позволяет констатировать, что в настоящее время планируется применение УВТК в качестве материала острых передних кромок носового конуса, крыла и стабилизатора перспективных гиперзвуковых летательных и многоразовых КА, неподвижных элементов, в частности, передних кромок входного устройства ПВРД и др.

В Украине разработаны научные основы и технологии получения УВТК с повышенным сопротивлением окислению и коррозии в газовых средах с рабочей температурой выше  $1500^\circ C$  [4; 5]. Это керамика системы  $ZrB-SiC-ZrSi_2$ , созданная на основе разработанных в ИПМ НАН Украины [4] принципов структурного конструирования композитов с керамической матрицей, математического моделирования термохимических процессов с учетом влияния полей внутренних напряжений на формирование структурного состояния и свойств керамического материала.

В НТУУ «КПИ» [5] методом бестигельной зонной плавки неспеченных порошковых прессовок был получен направлено закристаллизовавшийся эвтектический сплав квазитройной системы  $B_4C-TiB_2-SiC$ , структура которого представляет собой матрицу из карбида бора, равномерно армированную включениями с диборида титана и карбида кремния. Показано, что наличие армирующих включений приводит к отклонению трещины при разрушении, что увеличивает энергию разрушения и трещиностойкость материала.

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 проведение комплекса работ по созданию материалов и технологий изготовления жаростойких компонентов БПЛА, изготовлению макетов конструкций и необходимо провести экспериментальные исследования их в условиях эксплуатации.

В [1] конкретизированы конструктивные особенности, возможные режимы нагружения, требования к выбору материалов и определению комплекса характеристик, которые определяют работоспособность и функциональную

надежность изделия.

Эти данные были исходными для формулировки цели и задач исследований, результаты которых представлены в настоящем сообщении.

### 1. Постановка задачи

Для решения определенного круга рассмотренных выше проблем был поставлен цикл экспериментальных и расчетных исследований, результаты которых представлены в настоящем сообщении. Основными задачами настоящего исследования было: разработать методы, позволяющие моделировать или воспроизводить на экспериментальных стендах штатные тепловые процессы с экстремальными термодинамическими параметрами, обеспечивая высокую надежность информации о работоспособности конструкции в сложных условиях циклического термомеханического нагружения; с использованием макетов (моделей) исследовать поведение новых жаропрочных сплавов и конструкционной керамики с моделированием цикла теплового нагружения на газодинамическом стенде в условиях воздействия высокотемпературного газового потока; оценить влияние режимных и конструкционных факторов на тепловое и напряженно-деформированное состояние макетов с целью установления возможности применения исследованных материалов для изготовления элементов конструкций ТКС, в частности, кромок воздухозаборников ПВРД.

### 2. Объекты исследования и методы моделирования

Объектами исследования являлись макеты из литейного и порошкового хромоникелевого сплава [2] и конструкционной керамики [5].

При разработке методик моделирования условий эксплуатации исследуемых моделей в высокотемпературном газовом потоке на газодинамическом стенде использовались подходы, отраженные в нормативных документах ДСТУ 2367-94 [7], разработанных в Институте проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины.

Суть этих подходов состоит в обеспечении условий моделирования эквивалентных состояний материала элементов конструкций и их реализации в виде специализированных методик с использованием комплекса газодинамических стендов для исследования работоспособности материалов и элементов конструкций. Такой подход обеспечивает моделирование внешнего воздействия на конструкционный элемент и эквивалентность процессов повреждения материала в модельных и натуральных условиях.

Фундаментальной базой этих подходов являются классические теории подобия и размер-

ностей, основные положения которых трансформированы и адаптированы применительно к задачам исследования прочности материалов и повреждаемости элементов конструкций при термоциклическом нагружении в коррозионно-активных средах при высоких температурах.

Анализ условий нагружения и закономерностей повреждения элементов позволяет выделить три главные группы факторов, определяющие процесс термоциклического повреждения рассматриваемых конструктивных элементов. Общим для них является то, что все они в той или иной степени определяются тепловым состоянием объекта исследования и кинетикой этого состояния в пространственно-временных координатах.

Первая группа факторов определяется абсолютными значениями температур материала, которые достигаются за счет аэродинамического нагрева. Они определяют: реальные значения физико-механических характеристик материалов; величины термических напряжений второго рода в структурно неоднородных материалах и при локальных фазовых и структурных переходах для однородных материалов; скорость процессов температурно-временных изменений структур сложнолегированных сплавов; характер деформирования материалов под нагрузкой; скорость протекания химических реакций и диффузионных процессов на поверхности и внутри исследуемого конструктивного элемента.

Вторая группа факторов определяется нестационарными процессами изменения температуры во времени и отражает специфику воздействия термической нагрузки на элемент сложной геометрической формы, определяет его термонапряженное состояние и кинетику этого состояния в термическом цикле и от цикла к циклу. Основные составляющие этой группы – амплитуды изменения и абсолютные значения экстремальных термических напряжений в цикле, закон изменения напряжений во времени и градиенты термических напряжений, которые определяют локальность протекающих процессов пластического деформирования, ползучести, релаксации напряжений и обуславливают процессы перераспределения напряжений по всему сечению конструктивного элемента при неизменном ее тепловом состоянии.

Третья группа факторов отражает воздействия на объект исследования внешней среды. Термодинамические параметры среды и контактирующей поверхности, кинетические характеристики газового потока и степень загрязненности его частицами высокой энергии являются ответственными за ухудшение механических свойств материала поверхности, из-

менение химического состава материала и, как следствие, его физических свойств, создание локально дефектных областей на поверхности, превращающихся в области концентрации напряжений и деформаций. Они могут оказать значительное влияние на характер теплообмена между средой и телом и, соответственно, на тепловое и напряженное состояние тела в связи с возникновением поверхностных термических напряжений, связанных с анизотропией свойств основного и измененного у поверхности материала.

Учитывая, что исследуемые макеты имеют форму клиновидной призмы, показано, как форма и геометрические размеры влияют на тепловое и термонапряженное состояние материала конструкции. Режим теплового нагружения (скорость нагрева и градиент температуры на кромке образца) обеспечивался за счет выбора угла раствора и радиуса закругления кромки образца. Увеличение угла раствора приводит к росту градиента температуры и снижению скорости нагрева кромки образца, а увеличение радиуса закругления кромки – к снижению как скорости нагрева, так и градиента температуры на кромке. Термонапряженное состояние зависит, прежде всего, от длины хорды образца, увеличение которой приводит к повышению термических напряжений на кромке за счет большего стеснения теплового расширения кромки массивной частью образца, менее нагретой при нестационарном нагреве.

Экспериментальное исследование макетов в высокотемпературном газовом потоке проводилось на одной из установок газодинамического стенда, специально для этого приспособленной. Газодинамические стенды представляют собой комплекс систем и агрегатов для создания и формирования потока газов – продуктов сгорания воздушно-топливной смеси, программного регулирования его параметров и контроля состояния объектов исследования в процессе испытаний. С применением этих стендов возможно моделировать температурные условия работы элементов конструкций, в том числе установившиеся и неуставившиеся тепловые режимы их работы в высокотемпературном газовом потоке, кратковременное и длительное статическое и динамическое воздействие механической нагрузки на элементы конструкций, агрессивное воздействие химически активных сред, термонапряженное состояние конструктивного элемента в целом и отдельных наиболее напряженных его зон при использовании образцов простой формы.

Задача состояла в моделировании на стенде одного из характерных режимов теплового нагружения, при котором работают наиболее

теплонапряженные элементы БПЛА в полете (рис. 1).

Для отработки режима теплового нагружения макетов, а также для определения граничных условий первого рода, необходимых для расчета термонапряженного состояния кромок, производилось термометрирование модельных клиновидных образцов. Для термометрирования были использованы армированные термопарами образцы-свидетели (рис. 2), близкие по размеру, форме, химическому составу и теплофизическим характеристикам сплава, из которых изготовлены исследуемые макеты [2].

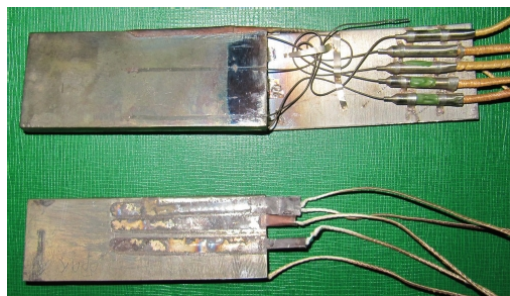


Рис. 2. Образцы-свидетели с термопарами

Для отработки режима и термометрирования использовались специально для этого приспособленные испытательные камеры, представляющие собой газоходы прямоугольного сечения. Образцы устанавливаются между верхней и нижней плоскостями камеры в гнезда, фрезерованные по профилю образцов и позволяющие за счет гарантированного зазора удерживать образец без защемления.

### 3. Тепловое и напряженное состояние

Расчетное определение теплового и напряженного состояния моделей проводилось в пространственной постановке по методу конечных элементов при помощи пакета прикладных программ «SPACE» [8]. Учитывая пространственную и временную неоднородность тепловых процессов, характерную для моделей подобной формы, тепловое состояние материала определялось при решении нелинейной пространственной задачи нестационарной теплопроводности, напряженное состояние моделей определялось в результате решения несвязанной задачи термоупругости.

Исходными данными при проведении расчетов служили температура газового потока в цикле нагружения и распределение коэффициентов теплообмена по поверхности расчетной модели (рис. 3). Результаты, приведенные на графиках ниже, соответствуют 900–1600 секундам цикла, т.е. интервалу интенсивного нагрева и охлаждения образцов. На рис. 4 представлено изменение температуры газового потока на кромке макета.

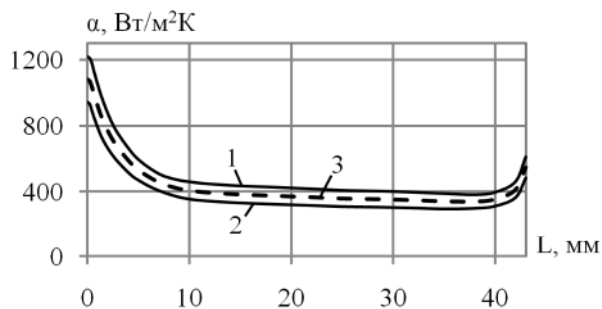


Рис. 3. Характер распределения по хорде макета коэффициентов теплообмена, полученных в результате: 1 – решения прямой задачи теплообмена; 2 – обратной задачи теплообмена; 3 – усредненное значение

На представленном рисунке видно, что изменение температуры материала на кромке макета демонстрирует достаточно близкое соответствие изменению температуры газового потока. Максимальная разница температур газового потока и макета составила 60...70 °С на 1150 секунде цикла.

Максимум сжимающих напряжений (42 МПа) возникает на 1150 секунде цикла, а растягивающих напряжений (33 МПа) – на 1330 секунде (рис. 5). В эти моменты времени температурное поле модели наиболее неоднородно. Таким образом, размах напряжений на кромке макета в цикле нагружения составляет около 75 МПа.

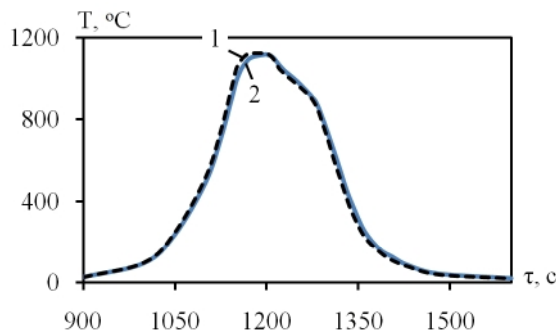


Рис. 4. Изменение температуры газового потока (1) и кромки макета (2)

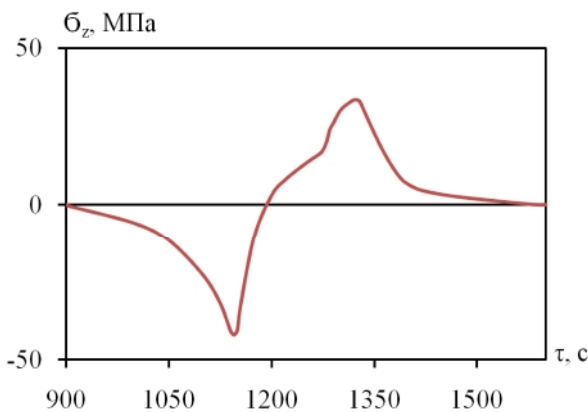


Рис. 5. Изменение максимальных напряжений в цикле теплового нагружения

Распределение температур по поверхности макета, а также распределение напряжений по его средней линии для 1150 секунды цикла представлено на рис.6.

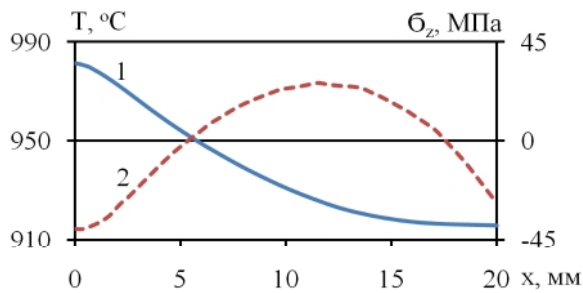


Рис. 6. Распределение по средней линии поверхности макета температуры (1) и напряжений (2) на 1150 секунде цикла

Как видно из приведенных графиков распределение температуры и напряжений по объему макета достаточно неоднородно.

Для модели из конструкционной керамики [5] был проведен аналогичный расчет по описанным выше граничным условиям (рис. 3). Изменение температуры материала на носике макета практически совпадает с изменением температуры газового потока, что связано с высокой теплопроводностью материала керамики. На рис. 7 показано изменение максимальных термических напряжений на носике расчетной модели во времени. Размах напряжений в цикле составил около 20 МПа (11,5 МПа – максимум сжимающих напряжений, 8,5 МПа – растягивающих).

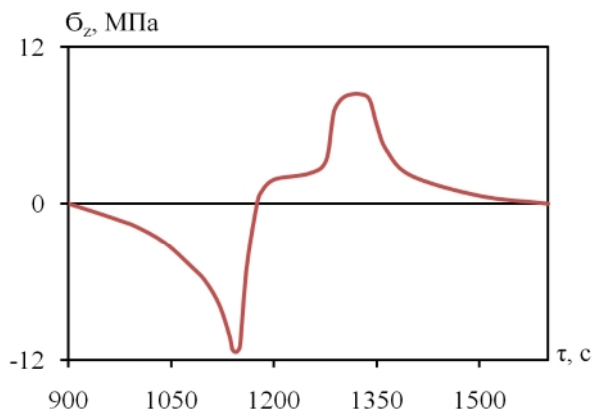


Рис. 7. Изменение максимальных напряжений в цикле теплового нагружения модели из конструкционной керамики

Учитывая отличие размеров моделируемых элементов конструкций в реальных БПЛА целесообразно проанализировать, как влияет изменение размеров макета на его напряженное состояние. Анализ влияния фактора напря-

женности проведен на примере клиновидной модели переменных геометрических параметров [7]. Результаты расчетов клиновидных моделей с различной длиной хорды при сохранении неизменными остальных геометрических параметров показывают, что изменение длины хорды практически не влияет на тепловое состояние материала носика (рис. 8), при этом образцам большей хорды свойственны более высокие уровни напряжений (рис. 9).

Как показывают результаты расчетов и экспериментальных исследований [9; 10], образцам с большими геометрическими размерами свойственны значительно большие градиенты температур и напряжений, а соответственно большая степень повреждаемости материала. Это свидетельствует о необходимости тщательного выбора геометрических размеров образцов для проведения испытаний с целью моделирования не только теплового, но и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций, подвергаемых воздействию нестационарных режимов теплового нагружения.

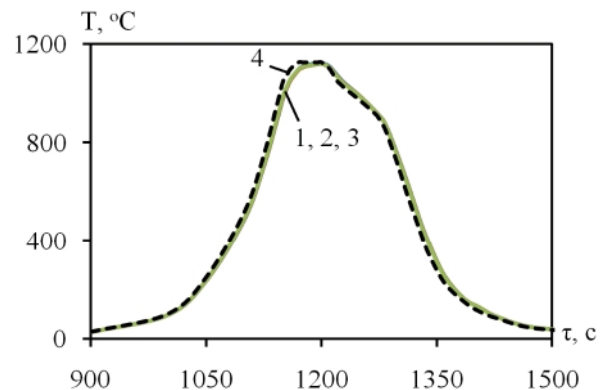


Рис. 8. Изменение температуры на кромке моделей с разной длиной хорды и газового потока в цикле: 1 – 20 мм; 2 – 40 мм; 3 – 60 мм; 4 – газовый поток

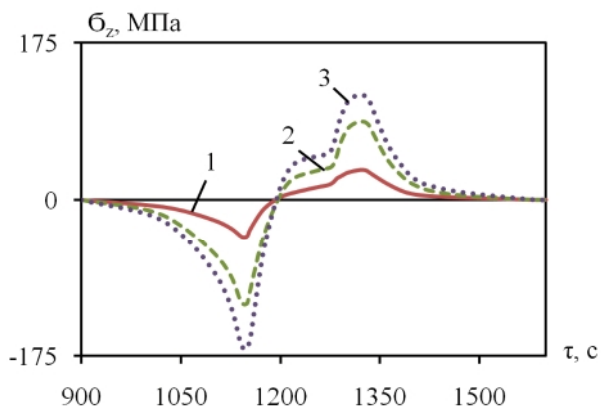


Рис. 9. Изменение максимальных напряжений на кромке моделей с разной длиной хорды в цикле: 1 – 20 мм; 2 – 40 мм; 3 – 60 мм

#### 4. Результаты эксперимента

При исследовании на газодинамическом стенде в высокотемпературном газовом потоке все детали находились в одинаковых условиях в испытательной камере, представляющей собой газоход прямоугольного сечения (рис. 10) с фрезерованными пазами под образцы. Макеты были подвержены трем циклам теплового нагружения.

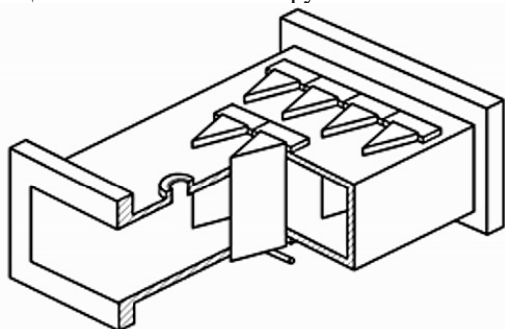


Рис. 10. Секция испытательной камеры

Результаты проведенных исследований свидетельствуют, что образцы из хромоникелевых сплавов, как порошкового, так и литейного, показали требуемую работоспособность в высокотемпературном газовом потоке. Макет из армированной конструкционной керамики разрушился при существенно более низком уровне напряжений.

#### Заключение

Разработаны методы прочностных стендовых испытаний элементов конструкций типа кромок воздухозаборников ПВРД. Эти методы основываются на подходах, обеспечивающих моделирование внешнего воздействия на конструкционный элемент и эквивалентность процессов повреждения материала в модельных и натуральных условиях.

Разработанные методики и экспериментальные средства позволили осуществлять моделирование процессов аэродинамического нагрева до экстремально высоких температур элементов конструкций при термоциклическом нагружении в высокоскоростных высокотемпературных газовых потоках и провести сравнительные испытания работоспособности этих элементов.

Анализ стендовых испытаний, а также расчетов теплового и напряженного состояния исследуемых макетов позволил установить уровень максимальных температур и термических напряжений в наиболее напряженных областях и показал, что сравнительные испытания материаловедческого характера и при выборе материала конкретной конструкции необходимо проводить на моделях одинаковой формы и одних геометрических размеров, так как их отличие существенно влияет на напряженное состояние конструкционных элементов.

#### Литература

1. Гусарова И. А. Выбор материалов наружных конструкций многоразовой транспортно-космической системы [Текст] / И. А. Гусарова // Технологические системы. – 2017. – № 1. – С. 63-89.
2. Development of rolling modes for samples made from nichrome powder alloy and their testing at operating temperatures [Text] / V. Solntsev, G. Frolov, L. Kravchuk at all // Machines. Technologies. Materials international scientific journal. – 2017. – № 5. – С. 254-258.
3. UHTC composites for hypersonic applications [Text] / A. Paul, D. D. Jayaseelan, S. Venugopal et all // American Ceramic Society Bulletin. – 2012. – Vol. 91, № 1. – С. 22-30.
4. Ультравысокотемпературная керамика для авиакосмической техники [Текст] / О. Н. Григорьев, Г. А. Фролов, Ю. Н. Евдокименко и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 8 (95). – С. 119-128.
5. Mechanical properties of ZrB<sub>2</sub>-SiC(ZrSi<sub>2</sub>) ceramics [Text] / O. N. Grigoriev, B. A. Galanov, V. A. Kotenko at all // J. Europ. Ceram. Soc. – 2010. – Vol. 30. – С. 2173-2181.
6. Богомол Ю. І. Структура та властивості квазіпотрійних спрямовано армованих композитів системи В4С – TiB<sub>2</sub> – SiC [Текст] / Ю. І. Богомол, П. І. Лобода, Я. Б. Головенько // Металознавство та обробка металів. – 2015. – № 2. – С. 37-42.
7. ДСТУ 2367-94. Метали, сплави, покриття жаростійкі. Метод випробувань на високотемпературну корозію та термовтому в потоці продуктів горіння палива [Текст]. – Чинний з 1994-02-25. – К.: Держстандарт, 1994. – 9 с.
8. Програмне забезпечення «Тривимірне скінченноелементне моделювання теплового і термонапруженого стану елементів машинобудівних конструкцій (SPACE)» / Система сертифікації УкрСЕПРО. Сертифікат відповідності № UA1.017.0084261-02. – 2002.
9. Термическая усталость материалов в условиях неоднородного термонапряженного состояния [Текст] / Г. Н. Третьяченко, Л. В. Кравчук, Р. И. Курият и др. – К.: Наук. думка, 1985. – 278 с.
10. Кравчук Л. В. Исследование механизмов термоусталостного повреждения материалов с покрытиями деталей ГТД [Текст] / Л. В. Кравчук, Р. И. Курият, К. П. Буйских // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 1. – С. 45-49.

Поступила в редакцию 19.07.19

**К.П. Буйських, Л.В. Кравчук, М.М. Феофентов. Методи стендових випробувань на міцність моделей і елементів конструкцій ракетно-космічної техніки**

*На прикладі кромок повітрязабірників прямооточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД) розглядаються питання методологічного забезпечення та оцінки експлуатаційної надійності виробів ракетно-космічної техніки. Успішне вирішення цієї проблеми багато в чому визначається оптимальним вибором матеріалів відповідних класів – спеціальних жароміцних сплавів і конструкційної кераміки.*

*Розроблено методи моделювання умов навантаження кромок повітрязабірників у високотемпературному газовому потоці з використанням підходів, що забезпечують подобу зовнішнього впливу на конструкційний елемент і еквівалентність процесів пошкодження матеріалу в модельних і натурних умовах. Моделювання еквівалентних станів матеріалу екстремально термонавантажених зон макетів реалізовано у вигляді спеціалізованих методик з використанням можливостей комплексу газодинамічних стендів для дослідження працездатності матеріалів і елементів конструкцій у високотемпературних газових потоках змінних термодинамічних параметрів.*

*Фундаментальною базою цих підходів є класичні теорії подібності та розмірностей, основні положення яких трансформовані та адаптовані стосовно завдань дослідження термоциклічної міцності матеріалів і пошкоджуваності елементів конструкцій при навантаженні у високошвидкісних високотемпературних газових потоках.*

*Розроблені методики та експериментальні засоби дозволили провести цикл досліджень функціональних характеристик, отримати комплекс властивостей трьох видів матеріалів при екстремально високих температурах, що відповідають експлуатаційним. Показано, що реалізовані методи забезпечують отримання необхідної інформації для відпрацювання технології створення елементів конструкцій, що працюють в умовах аеродинамічного нагріву.*

*Результати стендових випробувань макетів представлені у зв'язку з інформацією, отриманою в процесі чисельного аналізу реалізованих умов термічного навантаження на газодинамічному стенді і розрахунків теплового і напруженого стану кромок макетів з різних матеріалів. За даними експериментального і аналітичного узагальнення граничних умов теплообміну в стендових умовах проведено чисельне моделювання залежності ТНДС макетів від геометричних параметрів і фізичних властивостей досліджених матеріалів. Показано, що такі порівняльні випробування необхідно проводити на моделях однакової форми і одних геометричних розмірів, так як їх відміна істотно впливає на напружений стан конструкційних елементів.*

**Ключові слова:** Кромки повітрязабірників ППРД, стендові випробування на міцність, тепловий і напружено-деформований стан.

**K.P. Buisikh, L.V. Kravchuk, N.N. Feofentov. Strength bench testing of models and structural elements of rocket and space equipment**

*The paper considers the methodological support and evaluation of operation reliability of rocket and space equipment using the inlet lips of ramjet engine (RJE) as an example. The successful solution to these issues is largely defined by the optimal selection of materials - special high-temperature alloys and structural ceramics.*

*The methods for modeling the loading conditions of the inlet lips in a high-temperature gas flow are developed from the approaches that ensure the similarity of the external effect on the structural element and equivalency of damage to the material under the model and full-scale conditions. The process of modeling of equivalent states of the material of extreme thermally-loaded zones (models) is realized in the form of specialized procedures on a gas-dynamic test bench to investigate the performance of materials and structural elements in high-temperature gas flows with variable thermo-dynamic parameters.*

*The approaches are based on the classical theories of similarity and different dimensions, which were changed and adapted to investigate the thermal cyclic strength of materials and damageability of structural elements under loading in high-speed high-temperature gas flows.*

*The developed procedures and experimental facilities allowed one to carry out a set of investigations on the functional characteristics, as well as obtain the system of properties for three materials at extremely high temperatures. It is demonstrated that the realized methods provide the required information for the development of structural elements operating under conditions of aerodynamic heating.*



*The results of bench tests are presented in compliance with the data obtained in the numerical analysis of the implemented conditions of thermal loading on a gas-dynamic test bench, as well as the calculations of thermal and stress states of the inlet lips made of various materials. Based on the data of experimental and analytical generalization of the boundary heat-exchange conditions, the numerical modeling of the dependence of TSSS of the models on the geometric parameters and physical properties of the material is performed under test bench conditions. It is implied that such comparative tests should be performed using the models of similar shape and the same geometric dimensions since their difference affects the stress state of structural elements significantly.*

**Keywords:** inlet lips of ramjet engine (RJE), strength bench tests, thermal and stress-strain state.

## References

1. Gusarova I. A. Vybór materialov naruzhnykh konstrukcii mnogorazovoj transportno-kosmicheskoj sistemy [Selection of materials for external structures of the reusable space transportation system]. *Tehnologičeskie sistemy Publ.*, 2017, no. 1, pp. 63-89.
2. Solntsev V., Frolov G., Kravchuk L., Nazarenko V., Bilan I., Petrash K., Husarova I. Development of rolling modes for samples made from nichrome powder alloy and their testing at operating temperatures. *Machines. Technologies. Materials international scientific journal*, 2017, no. 5, pp. 254-258.
3. Paul A., Jayaseelan D. D., Venugopal S. UHTC composites for hypersonic applications. *American Ceramic Society Bulletin*, 2012, vol. 91, no. 1, pp. 22-30.
4. Grigor'ev O.N., Frolov G.A., Evdokimenko Ju.N., Kisel' V. M., Panasjuk A. D., Melah L. M., Kotenko V. A., Koroteev A. V. Ul'travysokotemperaturnaja keramika dlja avia-kosmicheskoj tehniki [Ultra-high-temperature ceramics for aerospace engineering]. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ.*, 2012, no. 8, pp. 119-128.
5. Grigoriev O.N., Galanov B.A., Kotenko V.A. Mechanical properties of ZrB<sub>2</sub>-SiC(ZrSi<sub>2</sub>) ceramics. *J. Europ.Ceram. Soc.*, 2010, vol. 30, pp. 2173-2181.
6. Bogomol Yu.I., Loboda P.I., Goloven'ko Ya.B. Struktura ta vlasty'vosti kvazipotrijny'x spryamovano armovany'x kompozy'tiv sy'stemy' B<sub>4</sub>C – TiB<sub>2</sub> – SiC [Structure and properties of quasi-triple directional

reinforced composites of the B<sub>4</sub>C – TiB<sub>2</sub> – SiC system]. *Metaloznavstvo ta obrobka metaliv Publ.*, 2015, no. 2, pp. 37-42.

7. DSTU 2367-94. Metaly', splavy', pokry'ttya zharostijki. Metod vy'probuvan' na vy'sokotemperaturnu koroziju ta termovtomu v potoci produktiv gorinnya paly'va [State Standard of Ukraine 2367-94. Metals, alloys, heat-resistant coatings. Method of testing on high temperature corrosion and thermal fatigue in the stream of combustion products]. Kyiv, Derzhstandart Publ., 1994. 9 p.

8. Programne zabezpechennya "Try'vy'mirne skinchennoelementne modelyuvannya teplovogo i termonapruženogo stanu elementiv mashy'nobudivny'h konstrukcij (SPACE)". Sy'stema sertyfikaciyi UkrSEPRO [Software «Three-dimensional finite-element modeling of thermal and thermal stress state of elements of machine-building structures (SPACE)». The state certification system of Ukraine]. Certificate of conformity no. UA1.017.0084261-02, 2002.

9. Tret'jachenko G.N., Kravchuk L.V., Kuriat R.I. Termicheskaja ustalost' materialov v uslovijah neodnorodnogo termonapruženogo sostojanija [Thermal fatigue of materials under conditions of an inhomogeneous thermal stress state]. Kyiv, Naukova dumka Publ., 1985. 278 p.

10. Kravchuk L.V., Kuriat R.I., Bujskih K.P. Issledovanie mehanizmov termoustalostnogo povrezhdenija materialov s pokryt'ijami detalej GTD [Investigation of the mechanisms of thermal fatigue damage of materials with coatings of gas turbine engine parts]. *Vestnik dvigatelestroenija Publ.*, 2009, no. 1, pp. 45-49.