

## Методы моделирования условий аэродинамического нагрева элементов конструкций многоразовых космических аппаратов

Л. В. Кравчук<sup>а</sup>, К. П. Буйских<sup>а</sup>, И. А. Гусарова<sup>б</sup>, А. М. Потапов<sup>б</sup>,  
Н. Н. Феофентов<sup>а</sup>

<sup>а</sup> Институт проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина

<sup>б</sup> ГП “Конструкторское бюро “Южное” им. М. К. Янгеля”, Днепр, Украина

*Рассматривается проблема создания и эксплуатации изделий ракетно-космической техники многоразового использования в части обеспечения целостности элементов конструкций и безопасного возвращения на Землю в условиях аэродинамического нагрева. При этом выделяются два направления, отличающиеся спецификой подходов при конструировании элементов многоразовых космических систем. Первое направление связано с обеспечением надежного функционирования наиболее теплонапряженных элементов многоразового планера, которыми являются конструкции с большими углами атаки, такие как носок и передняя кромка фюзеляжа, носок крыла, рули высоты и кромки воздухозаборника. Основной задачей второго направления является обеспечение допустимого уровня температур силовой оболочки космического аппарата на всех участках траектории полета, особенно при возвращении в атмосфере Земли. Одна из ключевых задач при создании многоразовых космических систем состоит в разработке надежной теплозащиты, имеющей приемлемые габаритно-массовые параметры и стоимость. Успешное решение этих задач во многом определяется оптимальным выбором материалов соответствующих классов – специальных жаропрочных сплавов, конструкционной керамики, тугоплавких металлических и полимерных композиционных материалов. Для современных многоразовых космических систем перспективным по многим показателям является использование конструкционных металлических материалов. Предложены методики стендовых исследований. В качестве базового оборудования использован испытательный комплекс газодинамических стендов, принципиальные особенности конструкции которого и методические решения обеспечивают полный цикл стендовых испытаний для решения задач по обоим направлениям. Методологической основой стендовых исследований является комплекс специализированных методик моделирования термонапряженного состояния материала и интенсивностей внешнего воздействия среды, которые при их реализации обеспечивают эквивалентность процессов повреждения материала и предельное состояние исследуемого конструкционного элемента в модельных и натуральных условиях. Фундаментальной базой этих подходов являются классические теории подобия и размерностей, основные положения которых трансформированы и адаптированы применительно к задачам исследования прочности материалов и повреждаемости элементов конструкций при термоциклическом нагружении в коррозионно-активных средах. Разработанные методики и экспериментальные средства позволяют моделировать процессы аэродинамического нагрева элементов конструкций аэрокосмических аппаратов многоразового использования. Показано, что реализованные методы обеспечивают возможность оценки функциональных характеристик, получение комплекса свойств и отработки технологии формирования элементов конструкций аэрокосмических летательных аппаратов, работающих в условиях аэродинамического нагрева до экстремально высоких температур.*

**Ключевые слова:** методы моделирования, аэродинамический нагрев, многоразовые космические системы, термонапряженное состояние.

**Введение.** Эффективность работ, связанных с созданием ракетно-космической техники, многоразовых космических аппаратов и транспортно-космических систем (ТКС), определялась и определяется на данном этапе уровнем исследовательских работ и, прежде всего, наличием научной базы, обеспечивающей практические возможности моделировать или воспроизводить при наземных испытаниях штатные

тепловые процессы с экстремальными термодинамическими параметрами, гарантируя высокую надежность информации о работоспособности конструкции в сложных условиях термомеханического нагружения.

Специфика применяемых материалов, технологий их получения и последующего изготовления элементов конструкций из них, а также особенности условий эксплуатации определили необходимость разработки неординарных подходов к решению ряда вопросов. Первоочередные – это оценка физико-механических характеристик материалов, получение данных о соответствии этих характеристик реализованным в изделии с учетом технологии изготовления, информация о механизмах повреждения при комплексном воздействии нагрузок, температур, коррозионно-эрозионного влияния среды.

Важной проблемой при создании и эксплуатации изделий ракетно-космической техники, которые предназначены для многоразового использования, является обеспечение их целостности и безопасного возвращения на Землю. Как и для других типов спускаемых космических объектов, принципиальным остается решение задач, связанных с аэродинамическим нагревом отдельных элементов конструкций и аэрокосмических аппаратов в целом. При этом выделяются два направления, отличающихся спецификой подходов при конструировании элементов многоразовых космических систем (МКС).

В рамках первого направления решаются задачи обеспечения надежного функционирования активных и пассивных внешних систем управления полетом, прежде всего, наиболее теплонпряженных элементов возвращаемого планера, каковыми являются конструкции с большими углами атаки, такие как носок и передняя кромка фюзеляжа, носок крыла, рули высоты и кромки воздухозаборника [1]. При значительных термосиловых нагрузках, определяемых скоростями движения аппарата в атмосфере, температура их поверхности может достигать 1100...1200°C.

Основной задачей второго направления является поддержание допустимого уровня температур силовой оболочки космического аппарата на всех участках траектории полета, особенно при возвращении в атмосфере Земли. Для многоразовых космических аппаратов неприемлема концепция абляционной теплозащиты, обеспечивающей эффективную теплозащиту однократно спасаемых частей космических аппаратов (КА). Поэтому одна из задач при создании МКС состоит в разработке надежной многоразовой теплозащиты с приемлемыми габаритно-массовыми параметрами и стоимостью.

Успешное решение каждой из указанных задач во многом определяется оптимальным выбором материалов соответствующих классов – специальных жаропрочных сплавов, конструкционной керамики, тугоплавких металлических и полимерных композиционных материалов. С учетом особенностей современных конструкций МКС перспективным по многим показателям в диапазоне температур до 1200°C является использование конструкционных металлических материалов [2].

Новизна и неординарность проблемы обусловили постановку комплексных исследований механизмов и кинетики разрушения разрабатываемых материалов, а также влияния технологических и конструктивных факторов на несущую способность изделий в условиях, максимально приближенных к натурным.

В Украине (ГП “Конструкторское бюро “Южное”) проводятся работы по созданию современных МКС, включая конструирование жаростойких силовых элементов и тепловой защиты с рабочими температурами 1100...1200°C. Разработаны кромки воздухозаборников и съемная многослойная теплозащитная конструкция (ТЗК) с наружной металлической трехслойной панелью, состоящая из отдельных плиток с оригинальным индивидуальным креплением к силовой конструкции КА [2].

Применительно к широкому спектру указанных задач в Институте проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины разработаны оригинальные и во

многих случаях уникальные методики и соответствующая экспериментальная база, обеспечивающие проведение исследований и корректный учет факторов, максимально проявляющихся в области экстремальных температур как комплексно, так и индивидуально [3, 4].

Цель данного исследования – разработка основных методологических подходов к решению задач по двум указанным выше направлениям, предусматривающим выбор материалов и оценку работоспособности элементов конструкций по результатам испытаний на газодинамических стендах по режимам, моделирующим реальные спектры силовых и термических воздействий. Реализованные разработки рассматриваются на примере методик проведения стендовых испытаний для решения комплекса задач, связанных с оценкой по различным критериям работоспособности кромок воздухозаборника прямоточного воздушно-реактивного двигателя планера МКС и многослойной ТЗК с наружной металлической трехслойной панелью.

**Методика и обсуждение результатов исследований.** В качестве базового оборудования использован испытательный комплекс газодинамических стендов [3], принципиальные особенности конструкции которого и методические решения обеспечивают полный цикл стендовых испытаний для решения задач по обоим направлениям. Различные модификации стендов и вспомогательных систем позволяют моделировать температурные условия работы элементов конструкций в химически активном высокоскоростном газовом потоке при температурах 20...1700°C, кратковременное и длительное статическое и динамическое механическое нагружение с использованием образцов, моделей и натуральных изделий.

Методологической основой стендовых исследований является комплекс специализированных методик моделирования термонапряженных состояний материала и интенсивности внешнего воздействия среды, которые при их реализации обеспечивают эквивалентность процессов повреждения материала и предельное состояние исследуемого конструкционного элемента в модельных и натуральных условиях [3].

Фундаментальной базой этих методологических подходов являются классические теории подобия и размерностей, основные положения которых трансформированы и адаптированы применительно к задачам исследования прочности материалов и повреждаемости элементов конструкций при термоциклическом нагружении в коррозионно-активных средах [3, 5]. Применительно к отработке методик данного исследования учтены основные факторы, определяющие процессы повреждения конструкций рассматриваемого типа.

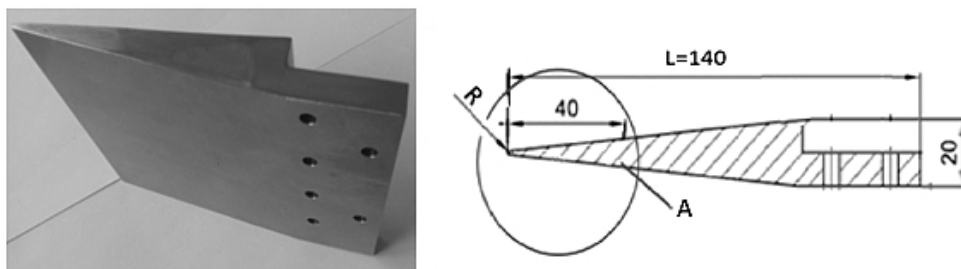


Рис. 1. Модель кромки воздухозаборника.

Принципиальным в методике исследования моделей кромок воздухозаборников является моделирование факторов, обеспечивающих эквивалентность (рис. 1):

абсолютных значений температур материала, которые определяют реальные значения его физико-механических характеристик, скорость протекания химических реакций, диффузионных процессов, локальных фазовых и структурных переходов;

нестационарных процессов изменения температуры во времени, которые описывают специфику воздействия термической нагрузки на элемент сложной геометрической формы, его термонапряженное состояние и кинетику этого состояния в термическом цикле, а также локальность протекающих процессов деформирования и повреждения;

термодинамических и кинетических характеристик газового потока, которые отвечают за ухудшение механических свойств материала поверхности, изменение его химического состава, интенсивность процессов абляции.

Кромки воздухозаборника имеют форму клиновидной призмы (рис. 1). Это позволяет для решения данной задачи достаточно эффективно использовать подходы, описанные в разработанных в Институте проблем прочности имени Г. С. Писаренко НАН Украины нормативных документах [6]. Корректность результатов, получаемых при стендовых испытаниях по этим стандартам, обеспечивается обоснованным выбором геометрии (форма, размеры) модели и режима изменения параметров газового потока. В предложенных методиках указаны принципы выбора геометрических размеров модели. При заданных условиях внешнего воздействия режим теплового нагружения (температура, скорость нагрева и градиент температуры на кромке образца) регулируется выбором угла раствора  $\varphi$  и радиуса закругления кромки образца  $R$ . Уровень термических напряжений при прочих равных условиях определяется размером хорды образца  $L$ .

Экспериментальное исследование моделей кромок воздухозаборника в высокотемпературном газовом потоке проводилось на одной из установок газодинамического стенда с использованием изготовленных специально для этого приспособлений (рис. 2). Методически программа испытаний назначается по результатам расчетно-экспериментального моделирования на стенде натуральных тепловых потоков [3]. Практическая реализация этого условия сводится к экспериментальному определению закона изменения температуры газового потока, который обеспечивает идентичность кинетики температурного состояния кромок моделей во времени на стенде и в заданных программах (рис. 3), оцениваемых по данным полетных условий расчетным путем.

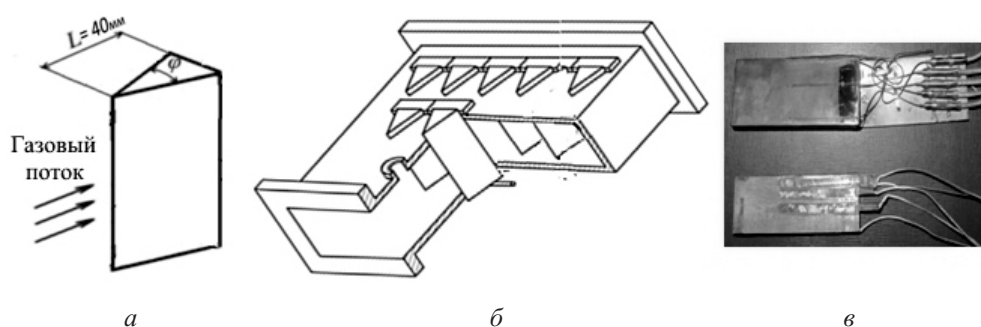


Рис. 2. Объекты испытаний на стенде: *а* – модель кромки; *б* – испытательная камера газодинамического стенда; *в* – образцы-свидетели.

При выборе геометрии модели для стендовых испытаний в соответствии с разработанными ранее методиками для данной задачи целесообразно сохранение идентичными формы и размеров ( $R$  и  $\varphi$ ) прикромочной зоны (на рис. 1 поз. *А*). Процедура рационального выбора размера  $L$ , определяющего несущую способность конструкции по прочностным критериям, предусматривает ряд расчетных оценок [6] с учетом реальных физических и механических свойств исследуемых материалов и параметров газового потока.

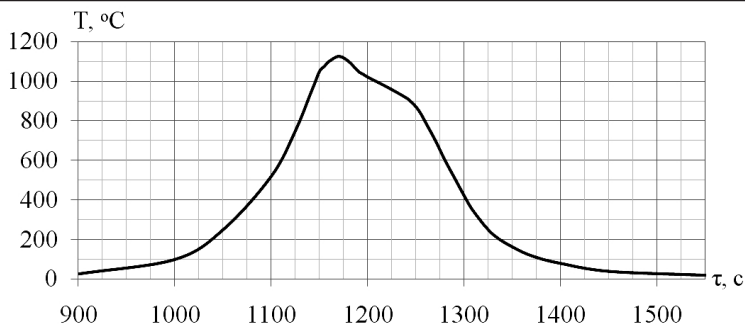


Рис. 3. Режим теплового нагружения моделей кромок.

С целью отработки режима теплового нагружения моделей кромок воздухозаборника, а также определения граничных условий первого рода, необходимых для расчета термонапряженного состояния моделей, проводилось термометрирование клиновидных образцов. Для термометрирования были изготовлены армированные термопарами образцы-свидетели (рис. 2,б) из сплава, близкого по химическому составу и теплофизическим характеристикам к материалу, из которого предполагалось изготовление кромок воздухозаборников. Количество термопар выбиралось таким образом, чтобы получить достаточно полную информацию о температуре поверхности, существенно не исказив при этом температурные поля за счет утонения тела образца при фрезеровке пазов и не изменив аэродинамические характеристики профиля. Термопары размещались с учетом неоднородности распределения температуры по боковой грани образца. В области максимальных градиентов температур шаг установки термопар был минимальным с учетом возможностей принятой технологии.

В результате таких экспериментов решалась задача получения исходных данных для управления параметрами газодинамического стенда, обеспечивающими реализацию режима изменения температуры газового потока и соответственно теплового состояния кромки (рис. 3). Получаемая информация о кинетике теплового состояния образца-свидетеля в цикле при испытаниях по выбранному режиму теплового нагружения является исходной для обоснования и оптимального выбора размера хорды  $L$  образца в зависимости от цели стендовых испытаний, что имеет определенные особенности, например, при решении материаловедческих задач по выбору материала и оценке несущей способности конструкции из конкретного материала. Эта информация является базовой также для проведения количественного анализа результатов стендовых испытаний в целом. Значение таких процедур иллюстрируют результаты, полученные при проведении цикла стендовых испытаний образцов-моделей кромок воздухозаборника по рассмотренному на рис. 3 режиму.

Задача по определению термонапряженно-деформированного состояния (ТНДС) исследуемых образцов решалась в пространственной постановке с помощью пакета прикладных программ SPACE [7]. С учетом пространственной и временной неоднородности тепловых процессов тепловое состояние материала клиновидного образца определялось при решении нелинейной пространственной задачи нестационарной теплопроводности при смешанных граничных условиях теплообмена. Необходимость расчета моделей из разных материалов и различного типоразмера, определение влияния покрытий, деградации материала, в том числе абляции, и его повреждаемости на ТНДС по результатам испытаний образцов одного типоразмера (образца-свидетеля) обуславливает целесообразность применения в расчетах задач нестационарной теплопроводности граничных условий третьего рода. Последние определялись по результатам решения прямой и обратной задач теплопроводности с помощью методов численного моделирования [3]. При решении обратной задачи исход-

ными являются граничные условия первого рода, определяемые в результате термометрирования. Для определения граничных условий третьего рода путем решения газодинамической (прямой) задачи в эксперименте фиксируется информация об изменении во времени температуры газового потока и давления на входе в испытательную камеру конкретной геометрии, от которых зависят теплофизические свойства газа и его газодинамические характеристики [8].

Соответствие между полученными результатами проверяется путем сравнения расчетного распределения температуры по поверхности образца с данными эксперимента (термометрирования). На рис. 4 приведены результаты термометрирования образца-свидетеля, на рис. 5 – расчетное распределение локальных коэффициентов теплообмена. Зависимость максимальных напряжений от длины хорды для различных моментов времени в цикле показана на рис. 6.

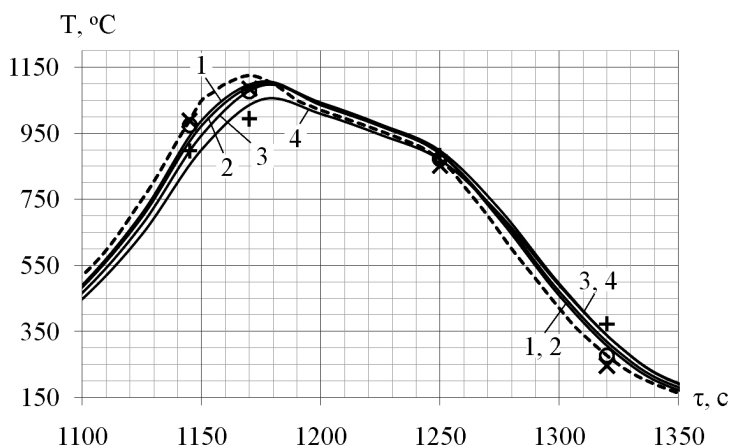


Рис. 4. Сравнение расчетных значений температуры (1 – на кромке; 2, 3, 4 – соответственно на расстоянии 3, 10 и 20 мм от кромки) с экспериментальными (× – на кромке, ○, + – на расстоянии 3 и 20 мм от кромки) для отдельных точек во времени. (Штриховая линия – температура потока.)

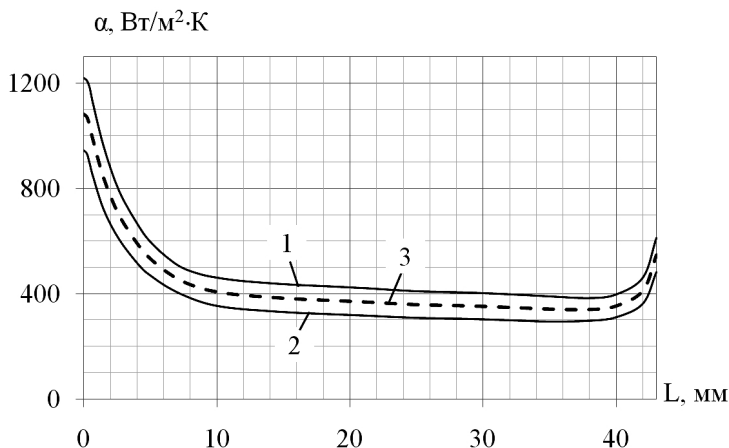


Рис. 5. Характер распределения коэффициентов теплообмена по хорде клина в результате решения прямой (1), обратной (2) задач теплообмена. (3 – усредненное значение.)

Сопоставление результатов определения граничных условий по первому и второму способу с экспериментальными данными свидетельствует о справедливости выбранной модели расчета и их достоверности. Анализ результатов расчета ТНДС

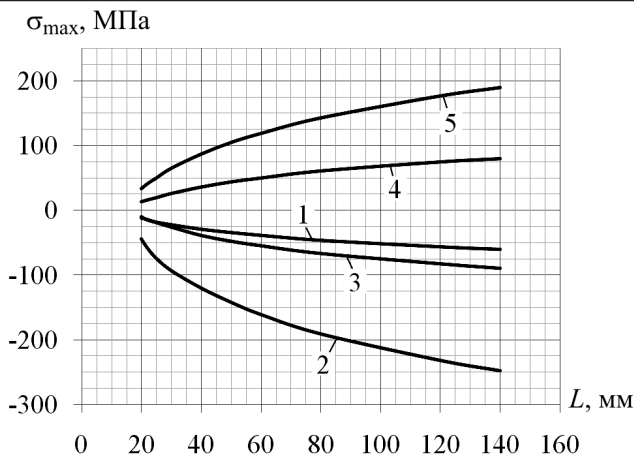


Рис. 6. Зависимость максимальных напряжений на кромке от длины хорды для отдельных точек во времени: 1 –  $\tau = 1050$  с; 2 –  $\tau = 1145$  с; 3 –  $\tau = 1170$  с; 4 –  $\tau = 1250$  с; 5 –  $\tau = 1320$  с.

указывает на ряд методических особенностей решения материаловедческих задач. В частности, при выборе материалов по критериям их работоспособности размер хорды образца может быть ограничен величиной порядка 40...50 мм. Для решения прочностных задач выбор размеров моделей (образцов) необходимо проводить согласно стандарту [6].

Представленные выше методические решения реализованы при проведении серии испытаний, результаты которых частично рассмотрены в [1].

Разработанные методики обладают определенными специфическими особенностями, что обусловлено исследованием работоспособности современной тепловой защиты МКС в условиях экстремальных температурных и силовых нагрузок. Основополагающие методологические подходы и экспериментальная стендовая база для решения этого класса задач создавались и модернизировались в соответствии с требованиями конкретного этапа развития ракетной и космических отраслей. Основные результаты таких разработок получены в рамках двух основных направлений. Первое направление исследований включало решение задачи создания тепловой защиты одноразовых спускаемых космических аппаратов, для режима эксплуатации которых характерны критически высокие уровни тепловых нагрузок и использование деструктурирующихся аблирующих композитов (жертвенные теплозащитные покрытия (ТЗП)). Второе направление – отработка ТЗП для аппаратов многоразового использования типа “Буран” с внешним слоем панельного типа из углерод-углеродных композиционных материалов [4].

Наибольшее внимание уделялось вопросам отработки технологии получения композиционных материалов и создания оптимальных конструкций тепловой защиты космических аппаратов с учетом их конструктивных особенностей. Решался круг задач, включающих выбор оптимальных классов и сочетание материалов и методов конструирования теплозащитных пакетов, отработку размеров ТЗК для различных по теплонагруженности элементов поверхностей космических аппаратов, выбор оптимальных способов крепления блоков теплозащитных материалов между собой и всей конструкции на поверхности аппарата, в том числе защита люков, иллюминаторов и т.д. Созданная специализированная методическая и экспериментальная база обеспечила проведение комплексных исследований поведения теплозащитных материалов и конструкций практически по всем параметрам, определяющим их функциональную специфику, максимальный учет действия эксплуатационных нагрузок – тепловых и механических. Условия стендовых испытаний моделировали по интенсивности, про-

должительности и периодичности теплового воздействия реальных траекторий движения КА в плотных слоях атмосферы. Методически программа испытаний назначается по результатам расчетно-экспериментального моделирования на стенде натуральных тепловых потоков. Для различных задач такие программы строятся на основе данных тарировочных испытаний с использованием специальных метрологических (калориметрических) моделей, в процессе которых устанавливаются зависимость параметров потока от расхода основных компонентов и распределение их по объему газового потока с последующей реализацией элементами системы управления стендом [3].

В настоящее время для проектируемых и частично функционирующих МКС наиболее перспективными и надежными считаются плиточные теплозащитные конструкции, совмещающие теплозащиту корпуса корабля и несущую функцию. Определенные технологии изготовления наружных панелей из жаропрочных и жаростойких сплавов и монтаж способны обеспечить их надежность при многократном использовании (до 100 полетов) с возвращением в атмосфере Земли. Удовлетворительными характеристиками при температурах до 1000...1100°C обладают сплавы на основе нихрома с дисперсной оксидной упрочняющей фазой, получаемые по порошковой технологии, в частности сплав украинской разработки ЮИПМ-1200 [2]. Для оценки применимости материалов, обработки конструкторских и технологических решений при создании панельных ТЗП такого класса были модифицированы использованные ранее [2] или разработаны оригинальные методики моделирования условий нагружения ТЗП, а также модернизированы отдельные системы газодинамического стенда, принципиальные особенности которых рассматриваются ниже.

Изучаются методические вопросы, которые возникают при оценке работоспособности конструкции исследуемого типа (рис. 7). Методики и их реализация при стендовых испытаниях должны обеспечить получение достаточной информации для оценки работоспособности конструкции по следующим критериям:

качество материала и технологий создания конструкции в заданных условиях одно- и многократного (циклического) температурного воздействия;

работоспособность конструкции в условиях стесненного теплового деформирования, обусловленного технологией установки пакета ТЗП на МКС;

функциональное соответствие конструкции пакета и его элементов требованиям по теплозащитным характеристикам.

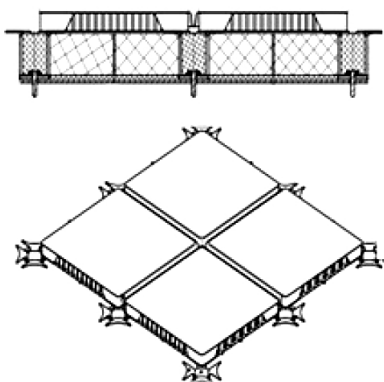


Рис. 7. Конструкция ТЗП с металлическим сотовым поверхностным слоем.

В качестве критериев сравнительной термостойкости и работоспособности теплозащитных конструкций принимались скорость прогрева в процессе их теплового



нагружения, кинетика и характер повреждения, состояние наружного и нижеследующих слоев после испытания.

Для всех случаев режим теплового нагружения, как и в предыдущих задачах, представляется программой изменения температуры поверхности покрытия, которая идентична натурным и стендовым условиям, а ход ее выполнения контролируется контактными термодатчиками и пирометром инфракрасного излучения. Получаемая от них информация используется в качестве управляющих сигналов для отработки программы теплового нагружения. Пример такой программы показан на рис. 8.

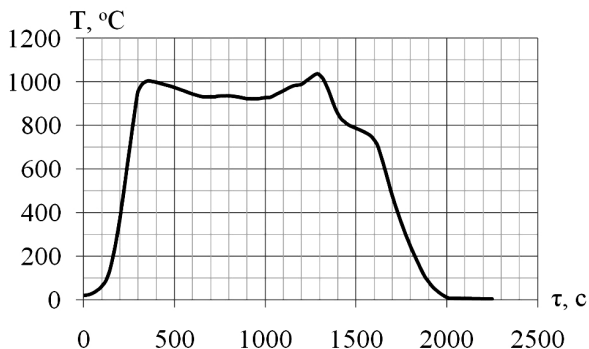


Рис. 8. Режим теплового нагружения теплозащитной металлической трехслойной конструкции.

При стендовых испытаниях высокотемпературные режимы реализуются по способам фиксации объекта в испытательной камере в зоне газового потока, что, как правило, осуществляется с помощью дистанционно управляемых манипуляторов [3]. Конструкции рассматриваемого панельного типа (рис. 7) могут исследоваться по схеме, показанной на рис. 9. В этом варианте испытываемая панель является фрагментом специально спроектированной испытательной камеры, смена которой позволяет проводить испытания при различных углах атаки струи.

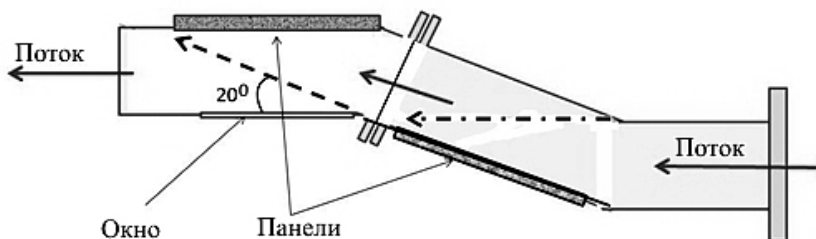


Рис. 9. Схема расположения панелей в испытательных камерах.

Камеры газодинамического стенда для испытания металлической трехслойной конструкции спроектированы по условию “бестеневого” обтекания моделей потоком при минимальном живом сечении на входе. Необходимость решения различных вышеуказанных задач обусловила реализацию двух схем крепления теплозащитного пакета к испытательной камере. Согласно первой схеме предусматривается возможность сравнительно свободного теплового деформирования панели. На рис. 10 показан способ ее крепления. Металлическая панель устанавливается в специально изготовленной рамке с определенными зазорами и прижимается к стенке камеры через теплоизоляционный пакет.

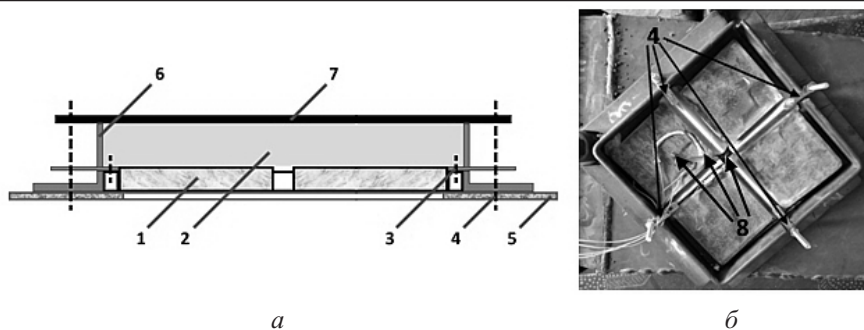


Рис. 10. Схема крепления ТПП в четырех точках (а) и внешний вид ТПП на испытательной камере (б): 1 – ТПП; 2 – теплоизоляция; 3 – крепление ТПП к рамке; 4 – крепление рамки к камере; 5 – стенка камеры; 6 – рамка; 7 – “холодная пластина”; 8 – термопары.

Такой способ крепления ТПП не отражает действительные условия крепления в эксплуатации и, главное, не обеспечивает реальное моделирование условий термического нагружения. Поэтому была разработана вторая система крепления теплозащитного макета на испытательной камере, которая более полно отражала условия крепления в реальных конструкциях.

Особенность крепления на данном этапе состояла в следующем. Теплозащитная панель крепилась в восьми точках с помощью восьми стоек к жесткой пластине, которая моделировала внутреннюю защищаемую (“холодную”) стенку конструкции в реальных условиях (рис. 11). При этом монтажная пластина не имела ни тепловой, ни механической связи со стенками испытательной камеры. Ее температурные деформации определяются темпом прогрева теплоизоляции.

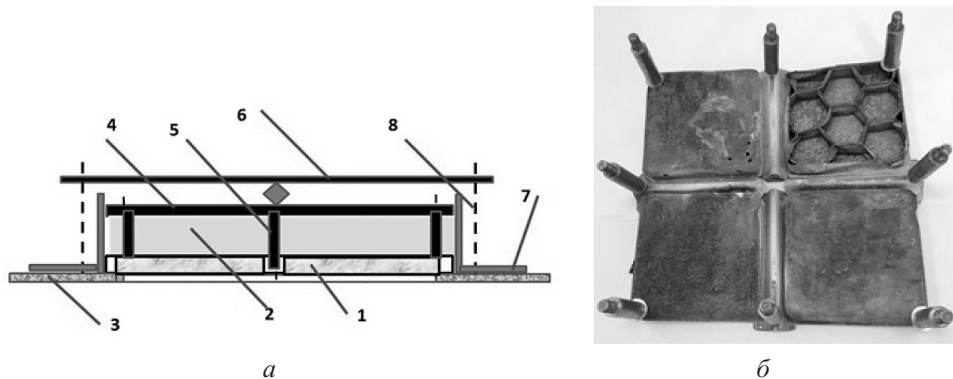


Рис. 11. Схема крепления ТПП в восьми точках (а) и внешний вид ТПП с восемью стойками (б): 1 – теплозащитная панель; 2 – теплоизоляция; 3 – стенка камеры; 4 – жесткая “холодная” пластина; 5 – стойки; 6 – крепление панели к камере; 7 – рамка; 8 – крепежные болты.

Использование при проведении экспериментов современных измерительных и оригинальных информационных систем обеспечивает получение по объему и точности данных, достаточных для расчетных оценок ТНДС и анализа результатов испытаний.

## Выводы

1. Основываясь на базовых положениях классической теории подобия и размерностей, которые трансформированы и адаптированы применительно к задачам исследования прочности материалов и повреждаемости элементов конструкций при термо-

циклическом нагружении в коррозионно-активных средах, представлена методология моделирования условий аэродинамического нагрева элементов конструкций много-разовых космических аппаратов.

2. Разработан комплекс специализированных методик моделирования термо-напряженного состояния материала и интенсивностей внешнего воздействия среды, которые, являясь методологической основой стендовых испытаний, позволили обеспечить эквивалентность процессов повреждения материала и предельное состояние исследуемого конструкционного элемента в модельных и натуральных условиях.

3. Показано, что разработанные методики и экспериментальные средства обеспечивают возможность оценки функциональных характеристик, получение комплекса свойств и отработки технологии формирования элементов конструкций аэрокосмических летательных аппаратов, работающих в условиях аэродинамического нагрева до экстремально высоких температур.

## **Резюме**

Розглядається проблема створення та експлуатації виробів ракетно-космічної техніки багаторазового використання в аспекті забезпечення цілісності елементів конструкцій і безпечного повернення на Землю в умовах аеродинамічного нагрівання. При цьому виділяються два напрямки, що відрізняються специфікою підходів при конструюванні елементів багаторазових космічних систем. Перший напрямок пов'язаний із забезпеченням надійного функціонування найбільш теплонапружених елементів багаторазового планера, якими є конструкції з великими кутами атаки, такі як носок і передня кромка фюзеляжу, носок крила, рулі висоти і кромки повітрязабірника. Основним завданням другого напрямку є забезпечення допустимого рівня температур силової оболонки космічного апарата на всіх ділянках траєкторії польоту, особливо при поверненні в атмосфері Землі. Одним із ключових завдань при створенні багаторазових космічних систем є розробка надійного теплозахисту, що має прийнятні габаритно-масові параметри і вартість. Успішне вирішення цих завдань багато в чому залежить від оптимального вибору матеріалів відповідних класів – спеціальних жароміцних сплавів, конструкційної кераміки, тугоплавких металевих і полімерних композиційних матеріалів. Для сучасних багаторазових космічних систем перспективним за багатьма показниками є використання конструкційних металевих матеріалів. Запропоновано методики стендових досліджень. За базове обладнання слугував випробувальний комплекс газодинамічних стендів, принципові особливості конструкції якого і методичні рішення забезпечують повний цикл стендових випробувань для розв'язання завдань за обома напрямками. Методологічною основою стендових досліджень є комплекс спеціалізованих методик моделювання термо-напружених станів матеріалу й інтенсивностей зовнішнього впливу середовища, які при їх реалізації забезпечують еквівалентність процесів пошкодження матеріалу і граничний стан досліджуваного конструкційного елемента в модельних і натурних умовах. Фундаментальною базою цих підходів є класичні теорії подібності та розмірностей, основні положення яких трансформовано й адаптовано стосовно завдань дослідження міцності матеріалів і пошкоджуваності елементів конструкцій при термоциклічному навантаженні в корозійно-активних середовищах. Розроблені методики й експериментальні засоби дозволили моделювати процеси аеродинамічного нагрівання елементів конструкцій аерокосмічних апаратів багаторазового використання. Показано, що реалізовані методи забезпечують можливість оцінки функціональних характеристик, отримання комплексу властивостей і відпрацювання технології формування елементів конструкцій аерокосмічних літальних апаратів, що працюють в умовах аеродинамічного нагрівання до екстремально високих температур.

1. Solntsev V., Frolov G., Kravchuk L., et al. Development of rolling modes for samples made from nichrome powder alloy and their testing at operating temperatures. *Machines. Technologies. Materials*. 2017. **11**, No. 5. P. 254–258.
2. Тихий В. Г., Гусєв В. В., Потапов А. М. и др. Плиточные теплозащитные конструкции многоразовых космических аппаратов с различными наружными силовыми элементами. *Автомат. сварка*. 2015. № 3–4. С. 66–71.
3. Прочность материалов и элементов конструкций в экстремальных условиях. В 2 т. Под ред. Г. С. Писаренко. Т. 2. Киев: Наук. думка, 1980. 772 с.
4. Прочность материалов и конструкций. Под. ред. В. Т. Трощенко. Киев: Академ-периодика, 2005. 1088 с.
5. Третьяченко Г. Н. Моделирование при изучении прочности конструкций. Киев: Наук. думка, 1979. 232 с.
6. ДСТУ 2367-94. Метали, сплави, покриття жаростійкі. Метод випробувань на високотемпературну корозію та термовтому в потоці продуктів горіння палива. Чинний від 25.02.1994.
7. Програмне забезпечення “Тривимірне скінченно-елементне моделювання теплового і термонапруженого стану елементів машинобудівних конструкцій (SPACE)”. Система сертифікації УкрСЕПРО. Сертифікат відповідності № UA1.017.0084261-02.-2002.
8. Chaib K., Nehari D., and Sad Chemloul N. CFD simulation of turbulent flow and heat transfer over rough surfaces. *Energy Proced.* 2015. **74**. P. 909–918.

Поступила 23. 06. 2018