

Д. т. н. С. А. Колесников (✉), Л. В. Ким, В. Р. Дудин

АО «НИИГрафит», Москва, Россия

УДК 666.762.81:620.22-419.8]:621.3.035.2

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.

Сообщение 2. Численное моделирование работоспособности огнеупорной детали из углеродного композиционного материала*

Исследованы прогрев углеродной детали и теплофизические свойства углеродного материала в интервале от 300 до 2500 К. Выявлен дискретно-гетерогенный механизм прогрева поверхности многомерно-армированного углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) при высокоскоростном нагреве детали. С учетом испытаний углеродных материалов в интервале от 300 до 3000 К проведен численный анализ напряженного состояния детали, которое рассмотрено как следствие стеснения деформации разогретых частей детали относительно холодными фрагментами. Найдены уровни коэффициента безопасности в различных частях детали. Показано, что дополнительное повышение термopрочности как одной из составляющих характеристик комплексного понятия огнеупорности детали из УУКМ связано с высокой теплопроводностью 1D-армированных стержней структуры.

Ключевые слова: углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ), конструкционный графит, дискретно-гетерогенный механизм теплопроводности, поверхность армированной детали, радиоизотопный генератор, теплозащитный корпус радиационного источника тепла (ТЗК РИТ).

ВВЕДЕНИЕ

Углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) находят практическое применение в основном для изготовления огнеупорных конструкций. Первыми этапами проектирования изделий в таком случае являются анализ и исследование теплофизических характеристик материала, а также оценка его теплового состояния. УУКМ содержат углеродные компоненты, различающиеся надмолекулярной структурой и схемой армирования. Исследованию теплофизических характеристик УУКМ посвящен ряд фундаментальных работ [1, 2].

В публикации [1] представлены результаты исследований теплопроводности и температуропроводности в интервале от 250 до 2000 К группы композиционных материалов двумерной схемы армирования на основе углеродных волокон из полиакрилонитрила или вискозы с раз-

личными углеродными матрицами. Показано, что, хотя теплопроводность композитов в широком интервале температур может изменяться весьма незначительно, их температуропроводность снижается в несколько раз. В публикации [2] приведены результаты исследования теплофизических характеристик ряда углеродных волокон на основе синтетических прекурсоров. Установлено, что теплопроводность волокон из полиакрилонитрила в противоположность конструкционному графиту повышается с ростом температуры до 2000 К. Выявленная особенность углеродных материалов значительно влияет на темп прогрева деталей в высокотемпературной среде. Так, в более высокотемпературной области температуропроводность уменьшается в несколько раз и скорость развития температурного фронта затормаживается.

Структурный характер формирования неравновесного во времени температурного поля рабочих поверхностей углерод-углеродных деталей, как показано в статье [3], приводит к разной скорости окисления их поверхности при кратковременной эксплуатации (~8 с) и более продолжительной (от 60 до 120 с) при одинаковой температуре среды. Авторами [3] установлен эффект влияния теплопроводности фрагментов рабочих поверхностей на скорость их деградации.

* Сообщение 1 статьи опубликовано в журнале «Новые огнеупоры» № 7 за 2019 г.



С. А. Колесников
E-mail: Skolesnikov02@mail.ru

По результатам микроструктурного анализа окисления и абляции поверхности УУКМ установлено, что к существенным факторам, влияющим на долговечность огнеупорной поверхности, относится схема армирования материала, которая формирует теплофизические свойства рабочей поверхности и определяет скорость разрушения детали в целом [4].

Авторы статьи [5] теплопроводность углеродного композита увязывают в единую модель с учетом свойств углеродного волокна, углеродной матрицы, пористости и теплофизических свойств интерфейсного слоя и газовой среды. Разработанная модель дает возможность оценить изменение теплофизических свойств УУКМ в вакууме или воздушной среде. В отечественной практике исследовали связь структуры армирующего каркаса со стойкостью УУКМ в скоростных высокотемпературных потоках. Разработан [6] армирующий каркас УУКМ, который выполнен в виде пространственной структуры с гексагональной трансверсально-изотропной укладкой армирующих элементов. Такая схема армирования получила обозначение 4D-L. В данном случае термин «изотропная» характеризует только осесимметричность структуры каркаса, в которой стержни каждого из трех трансверсальных направлений расположены под одинаковым углом друг к другу ($\alpha = 120^\circ$). Особое внимание уделено исследованию влияния неоднородностей композиционных теплозащитных материалов на теплообмен и изменение формы поверхности при уносе. Установлено распределение давления по выпуклым притуплениям, в том числе по сфере, в высокоскоростных потоках.

В результате исследований [7] совокупности основных характеристик материала: скорости деградации, термопрочности, шероховатости рабочей поверхности было принято решение о пределе работоспособности материалов. Общий вид готового изделия представлен в публикации [8]. Внешняя поверхность изделия на основе каркаса [6] имеет выходы стержней Z-схемы армирования навстречу потоку. Трансверсально-изотропно расположенные стержни формируют характерную муаровую поверхность с выходом на рабочую поверхность по касательной к окружности. Для материалов объемной структуры армирования в настоящее время, как правило, исследуют интегральные физико-механические и теплофизические свойства, хотя и приводятся свойства исходной матрицы и углеродного волокна [9].

В статьях [10, 11] предложена структурная модель формирования теплопроводности УУКМ с учетом свойств углеродных веществ армирующего наполнителя, углеродной матрицы и схемы армирования. В результате на основе расчетной модели показано, что в УУКМ, армированных высокомодульными углеродными волокнами, обладающих высокой теплопроводностью, тем-

пература рабочей поверхности огнеупорной конструкции в скоростном набегающем потоке может быть неоднородной. Величина неоднородности и время ее существования определяются температуропроводностью фрагментов структурной ячейки и длительностью экспозиции. Неоднородность температурного поля по поверхности может приводить к развитию характерной микрогеометрии поверхности и влиянию на механизм взаимодействия рабочей поверхности детали с газовой средой.

Пример применения огнеупорных УУКМ в современной отечественной и зарубежной технике — конструкция теплозащитного корпуса генератора тепловой энергии от воздействия внешних тепловых потоков и термомеханических воздействий. Требования к радиационному источнику тепла (РИТ) и радиоизотопному термоэлектрическому генератору (РИТЭГ) космического назначения изложены в Резолюции 47/68 Генеральной Ассамблеи ООН «Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве» [12] и в ГОСТ 18696–90 «Генераторы радионуклидные термоэлектрические», тип Т, группа 6». В ранних вариантах конструкций РИТ корпус аппарата «Луноход» в отечественных программах изготавливали из высокоплотного конструкционного графита. Заготовки из этого графита имели следующие характеристики: кажущаяся плотность 1860–1960 кг/м³, предел прочности при растяжении 14,7 МПа, при сжатии 67 МПа, модуль упругости 8,8 ГПа, теплопроводность 130 Вт/(м·К) при 20 °С, ТКЛР $6,6 \cdot 10^{-6}$ 1/К, удельное электросопротивление 5–8 мкОм·м, степень черноты при 2300 °С 0,85. Однако известно, что графит изготавливают на основе порошкообразных наполнителей и они не могут иметь высокую стойкость к термическому удару. Для устранения этого недостатка конструкцию теплозащитного корпуса (ТЗК) выполняли с глубоким оребрением относительно толстого корпуса.

При внедрении в практику конструирования УУКМ в американских программах Apollo появились относительно тонкостенные корпуса РИТ из новых УУКМ. Масса и габаритные размеры конструкции резко уменьшились. В составе китайского лунохода Yutu в 2013 г. и на его посадочном модуле использованы РИТ и РИТЭГ, в составе которых применены углеродные блоки, разработанные и изготовленные в АО «НИИГрафит» из УУКМ КМ-ВМ-4D и КМ-ВМ-2D [13].

В РФ развиваемые конструкции РИТЭГ для аппаратов «Марс-96» и «Экзомарс-98» состоят из ряда основных узлов, обеспечивающих его функционирование длительное время независимо от внешних условий: радионуклидного теплового блока (ТБ), термоэлектрического преобразователя (ТП), теплоизоляции, узлов крепления ТБ и ТП в корпусе РИТЭГ [14]. Радиоизотопные

генераторы имеют систему защитной оболочки, спроектированной и сконструированной таким образом, чтобы выдерживать тепловые и аэродинамические нагрузки во время возвращения в верхние слои атмосферы в предвидимых орбитальных условиях, в том числе при входе с высокоэллиптических или гиперболических орбит, если это имеет место. Аэродинамическое торможение корпуса спускающегося объекта приводит к образованию на его пути слоя заторможенного воздуха с повышенным давлением (давление торможения P_T) [15]. Заторможенный поток воздуха за скачком уплотнения разогревается до температуры торможения T_T (для аппарата типа «Марс-96» до 2600 К) и является источником конвективного нагрева наветренной поверхности корпуса РИТЭГ до температуры T_W (для аппарата типа «Марс-96» до 2000 К). Средняя температура РИТЭГ определяется температурой тепловыделения при радиоактивном распаде плутония ($T_{cp} \sim 750$ К). Время наиболее интенсивных термических воздействий в рабочем режиме 10–15 с. Схема теплового блока изделия «Ангел» [16], примененного в составе аппарата «Марс-96», показана на рис. 1.

Высокотемпературный этап эксплуатации ТЗК РИТ начинается внезапным скоростным (1–15 с) по сравнению со скоростью последующего прогрева изделия (200–1500 с) подъемом температуры внешней среды. В результате неравномерного прогрева в объеме конструкции развивается поле термических напряжений. Напряженно-деформированное состояние свободных (незашемленных) деталей при действии тепловых нагрузок определяется главным образом перепадом температур по стенке, а степень

работоспособности — критериями термостойкости. Как показывает практика, в малогабаритных устройствах (общая высота до 0,05 м) зона интенсивных тепловых потоков ограничивается протяженностью до 0,03 м по поверхности детали, и наблюдается градиент с двукратным снижением температуры на длине до 0,04 м [17].

Цели настоящей работы — исследование теплофизических и физико-механических свойств УУКМ комплектации корпуса ТЗК РИТ; численное моделирование теплового поля в объеме огнеупорной детали из УУКМ на основе решения нестационарной задачи теплопроводности; расчетная оценка уровня механических напряжений в объеме детали в потоке на примерах конструкционного графита и УУКМ с оценкой запаса их работоспособности.

МЕТОДИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

Экспериментальной базой настоящего исследования служила совокупность армированных УУКМ [18]. Общий вид заготовок и корпусов РИТ из углеродных материалов показан на рис. 2. Основными фрагментами технологии изготовления высокоплотных УУКМ являются до пяти последовательных процессов изостатической карбонизации, получившей в зарубежной литературе обозначение «high pressure — high temperature» [19]. Методика определения плотности, удельной теплоемкости, температуропроводности, а также теплопроводности графитов и УУКМ в интервале 1200–3000 К описана в статье [11]. Температуру углеродных поверхностей определяли с помощью бесконтактных пирометров оптического (800–3000 °С) типа «Про-

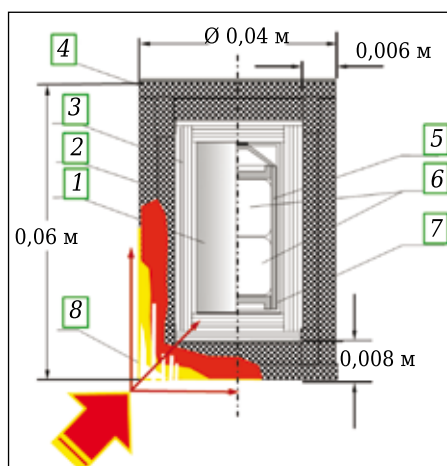


Рис. 1. Схема конструкции корпуса РИТ изделия «Ангел»: 1 — металлический корпус; 2 — углерод-углеродный корпус; 3 — углеродная теплозащита; 4 — углерод-углеродная композитная крышка; 5 — конструкция металлического корпуса; 6 — таблетки радиоизотопного материала; 7 — графитовый корпус; 8 — схема этапа прогрева



Рис. 2. Корпуса РИТ из УУКМ; длина линейки 250 мм

минь» с погрешностью до 3 % и инфракрасного (700–2200 °С) типа С-500.7 с погрешностью 1,0 %.

Исследование физико-механических характеристик прочности при сжатии, изгибе и растяжении

При проведении испытаний на стандартных образцах (образцах, входящих в технические условия на данный материал) были использованы методики механических и теплофизических испытаний, разработанные в АО «НИИГрафит» и входящие в состав технических условий:

МИ 00200851-142–2007 «Методика определения предела прочности углеродных материалов при растяжении при температуре от 291 К до 303 К»;

МИ 00200851-143–2007 «Методика определения предела прочности углеродных материалов при сжатии при температуре от 291 К до 303 К»;

МИ 00200851-188–2007 «Методика определения предела прочности углеродных материалов при изгибе при температуре от 291 К до 303 К»;

МИ 00200851-130–2007 «Методика определения упругих и деформационных свойств углеродных материалов при растяжении и сжатии при (293–303) К»;

МИ 4807-34–87 «Методика определения среднего температурного коэффициента линейного расширения углеродных конструкционных материалов от 20 до 1000 °С»;

МИ 00200851-163–2007 «Методика определения температурного коэффициента линейного расширения твердых материалов в интервале температур от 10 до 3000 °С».

Определение модуля упругости динамическим методом

Сущность метода заключается в определении собственной резонансной частоты продольных колебаний образца, установленного между двумя пьезоэлектрическими преобразователями на расстоянии l друг от друга.

Набор основного оборудования измерительного устройства включает электронный частотомер, обеспечивающий измерение частоты f в диапазоне от 1 до 100 кГц с погрешностью не более 0,003 % (ГОСТ 22385); генератор синусоидальных сигналов, низкочастотный любого типа, с диапазоном частот от 1 до 100 кГц и величиной нелинейных искажений более 0,7 % (ГОСТ 23767); микроамперметр любого типа с пределом измерений до 300 мкА не ниже 1-го класса (ГОСТ 8711). После определения f , зная l , величину динамического модуля упругости E , ГПа, и скорость звука C , м/с ($C = fl$), рассчитывали из выражения

$$E = 4 \cdot 10^{-6} f^2 l^2 \gamma, \quad (1)$$

где f — частота собственных продольных колебаний образца, Гц (1 Гц = 1/с); l — длина образца, м; γ — плотность образца, г/см³.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Процесс нагрева детали из УУКМ оценивали по результатам кино съемки внешней поверхности детали при ее обдуве в пламени кислородно-водородной горелки. Как известно, температура горения такой смеси при стехиометрическом соотношении компонентов составляет около 3073 К. По данным [20], температура торможения рабочего тела в потоке кислородно-водородной смеси составляет 2500–3000 К.

На рис. 3 показано изменение внешнего вида боковой поверхности углерод-углеродной детали в процессе ее нагрева набегающим скоростным потоком. Структура поверхности боковой стенки детали показана на рис. 3, 1. Фрагменты части жгутов армирования имеют выход на внешнюю поверхность, а затем «погружаются» в объем материала. На рис. 3, 2 (~ 1 с от момента зажигания горелки) видно, что при контакте потока с поверхностью на лобовой стенке яркие пятна нагретых фрагментов материала чередуются между собой с «наследственностью» структуры армирования. На рис. 3, 3 (~ 3 с от момента зажигания горелки) видно установившееся состояние обдува поверхности. Различия температуры по поверхности детали незначительны. На боковой поверхности углеродной детали выделяются проблески от накалившихся стержней армирования, располагающихся по направлению потока (см. также рис. 1). Толщина стержней армирования композита около 0,0012 м. Из рис. 3, 4 (~ 5 с) видно, что стержни трансверсального направления армирования вкладывают тепловой поток в объем детали от боковых поверхностей раньше, чем основной фронт прогрева до желтого и белого свечения достигнет этих зон детали.

Для анализа термонапряженного состояния рассмотрено состояние корпуса, показанное на рис. 3, 5 (~ 15 с). Как видно, на этом этапе на внешней поверхности частично срезанные после механической обработки стержни армирования выступают как вдоль детали, так и по ее окружности. Лобовая поверхность, противостоящая потоку продуктов сгорания в горелке, раскалена в наибольшей степени (~ 2000 К). Стержни, выступающие на поверхности, раскалены, очевидно, примерно до 1000–1300 К на фоне объема материала между стержнями, нагретого до температуры цветов побежалости. На рис. 3, 6 показана зона горячего узла примерно до 1 с от выключения. В отсутствие внешнего потока структура композита в состоянии прогрева становится наглядной. Сохраняется градиент температуры по длине детали от лобовой поверхности. Стержни

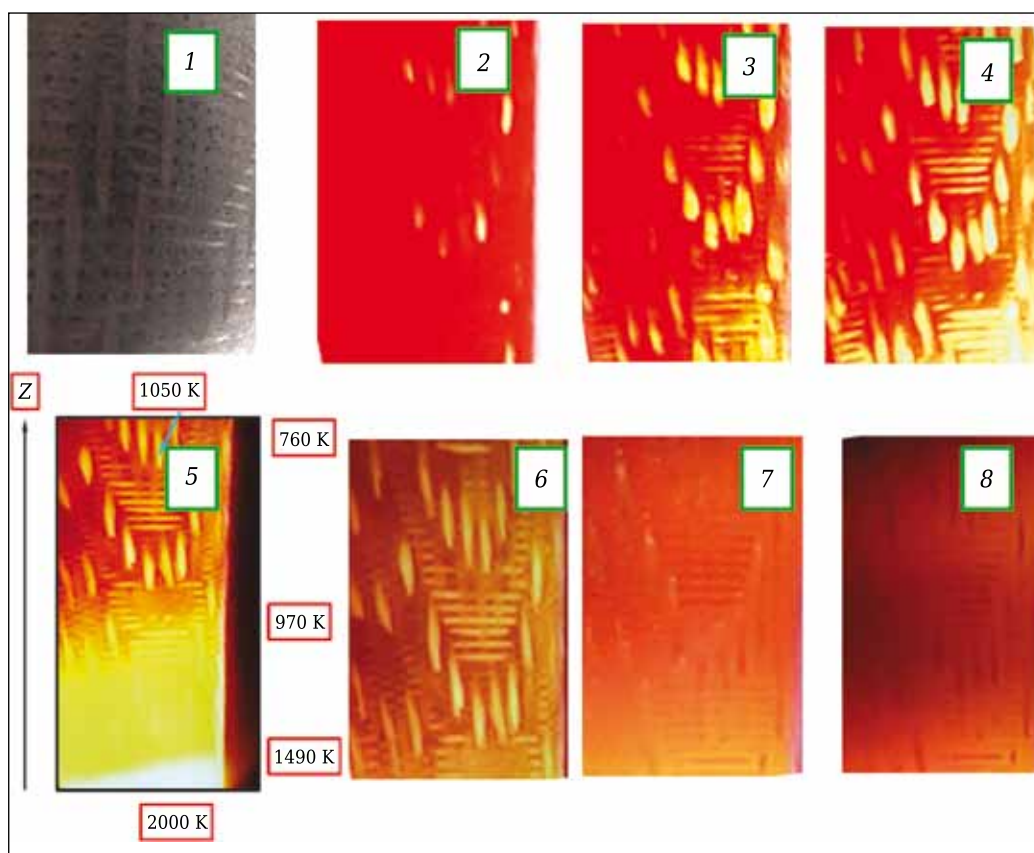


Рис. 3. Вид поверхности изделия ТБ Ангел аппарата Марс-96: 1 — исходное состояние; 2–4 — состояние на 1-й, 3-й и 5-й секундах нагрева; 5 — на 15-й секунде нагрева; 6–8 — на 1-й, 5-й и 10-й секундах охлаждения

армирования продолжают выполнять функции передачи и перераспределения тепла по поверхности и объему детали. Стержневая система композита имеет температуру желтого свечения не ниже 1200 К. На рис. 3, 7 и 8 свечение от внешней поверхности демонстрирует охлаждение за счет излучения. Тыльные участки углеродной детали охлаждены до красного цвета ее поверхности, что может указывать на уровень температуры в них ниже 700 К; заметно относительно ускоренное охлаждение потемневших продольных стержней армирования. На этапе нагрева эти стержни первыми приобретали относительно повышенную температуру по сравнению с окружающим веществом углеродной детали, а на этапе охлаждения первыми остывают.

Экспериментальное определение тепловых характеристик материалов и расчет теплопроводности для анализа прогрева стенки деталей

Результаты определения зависимости теплопроводности ряда углеродных материалов от температуры испытания показаны на рис. 4. В данном случае теплопроводность испытываемых материалов получена, как указано выше, из экспериментальных значений теплопроводности (λ , Вт/(м·К)) и плотности (γ , кг/м³).

Величину удельной теплоемкости (C_p , Дж/(кг·К)) принимали одинаковой для всех видов углеродных материалов из табличных данных [21]. В предыдущей работе [11] было показано хорошее соответствие справочных и экспериментальных данных по теплоемкости УУКМ и конструкци-

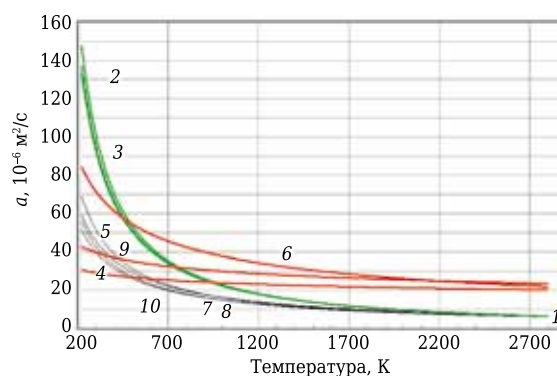


Рис. 4. Зависимость теплопроводности углеродных материалов: 1–3 — отдельные совокупности испытаний конструкционного высокоплотного графита; 4, 5 — углеродное высокомодульное волокно из полиакрилонитрила с температурой обработки соответственно 1600 и 2200 °С; 6 — стержень армирования УУКМ с матрицей из каменноугольного пека; 7, 8 — трехмерно-армированный УУКМ (измерения в разных направлениях армирования); 9, 10 — четырехмерно-армированный УУКМ по осям армирования Z и X, Y, R соответственно

онного графита. На рис. 4 показаны данные по температуропроводности углеродных волокон из полиакрилонитрила [2], а также стержня армирования [11]. Углеродные волокна из полиакрилонитрила отличаются высокой текстурованностью по его оси, и это обеспечивает им высокую теплопроводность в этом направлении. В то же время эти волокна относятся к «неграфитированным» углеродным веществам, и поэтому их теплопроводность с ростом температуры только повышается [2, 21]. Для углеродных материалов характерно резкое снижение температуропроводности, начиная с 500–700 К. Для исследуемых материалов по данным, показанным на рис. 4, получены аппроксимационные зависимости, которые могут быть использованы в теплотехнических расчетах ($a, 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$):

$$a_{\text{PANEX,2200}} = 154,2T^{-0,238}, R^2 = 0,857;$$

$$a_{Z,3D} = 6488T^{-0,88}, R^2 = 0,93;$$

$$a_{X,Y,3D} = 12703T^{-0,966}, R^2 = 0,954;$$

$$a_{Z,4D} = 6200T^{-0,862}, R^2 = 0,991;$$

$$a_{B-1} = 77700T^{-1,181}, R^2 = 0,961;$$

$$a_{B-1} = 86171T^{-1,1195}, R^2 = 0,971;$$

$$a_{B-1} = 88534T^{-1,194}, R^2 = 0,977.$$

Для конструкционного графита В-1 приведены три известные совокупности зависимостей. Из анализа зависимостей температуропроводности от температуры (см. рис. 4) можно видеть, что прогрев детали во времени для конструкционного графита и УУКМ может иметь ряд особенностей:

- в области относительно низких температур уровни температуропроводности графита существенно выше, чем у УУКМ той же плотности;

- уровни температуропроводности конструкционного графита и УУКМ, полученных из каменноугольного пека, в области высоких температур существенно снижаются и становятся практически одинаковыми;

- уровни температуропроводности высокомолекулярных углеродных волокон и одномерно-армированных стержней из них в области высоких температур также снижаются, но сохраняют почти 2–3-кратное превышение теплопроводности графита и среднее значение теплопроводности УУКМ.

Основными факторами, определяющими ход кривых (см. рис. 4), являются существенное снижение теплопроводности углеродных материалов на основе графитирующихся компонентов с ростом температуры, а также общая для всех углеродных материалов зависимость повышения удельной теплоемкости от температуры.

Численный анализ прогрева поверхности УУКМ проводили на модели нестационарного процесса с граничными условиями 1-го рода при «внезапном» внешнем нагреве. Темпера-

тура горячей поверхности во встречном потоке рабочего газа кислородно-водородной горелки составляла большую и постоянную долю от приведенной выше температуры торможения. «Внезапность» повышения температуры подтверждалась при условии, когда потенциал

$$A = \frac{Z}{2\sqrt{a\tau}} > 0,6, \quad (2)$$

где Z — размер детали по высоте (см. рис. 3), м; a — температуропроводность, $\text{м}^2/\text{с}$; τ — время нагрева, с.

В рассматриваемом случае (см. рис. 1) $X_{\text{макс}} \sim 0,06 \text{ м}$; $a_T = 8 \cdot 10^{-6} - 10 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$ (см. [11]) и $\tau = 15 \text{ с}$ (см. рис. 3). В итоге $A \gg 0,6$.

Температура всего изделия РИТ, снаряженного тепловыделяющими радионуклидными веществами, находится на уровне 750 К и определяется температурой разогрева таблеток за счет их радиоактивного распада. Температуру холодной поверхности корпуса следует считать такой же. Возможность применения в данном случае модели нестационарного процесса с граничными условиями 1-го рода следует также из практического сохранения за расчетное время (15–30 с) исходного уровня температуры относительно «холодной» стенки (см. рис. 3). В таком случае принимаем следующее известное общее выражение кинетики прогрева:

$$\xi_1 = \frac{t_w - t_{x,\tau}}{t_w - t_0} = \text{erf} \left(\frac{Z}{2\sqrt{a\tau}} \right), \quad (3)$$

где $t_w, t_{x,\tau}, t_0$ — температура соответственно на поверхности, на глубине x в момент времени τ и в глубине детали, К; Z — расстояние по глубине детали от внешней поверхности, м.

Фронт температурного поля в тонких слоях горячей поверхности УУКМ, как показано в статье [11], может быть неоднородным для стержня армирования и окружающего его углеродного вещества. Из рис. 4 следует, что тепловой поток в объеме стержней армирования по их длине в глубину материала может быть большим, но при этом температурный градиент окажется меньшим.

Часть расчетных зависимостей на этапе 8 (см. рис. 3) изменения температуры по глубине детали показана на рис. 5. Как видно, по длине детали могут возникать температурные перепады до 600–800 град. В результате развития температурных градиентов в объеме детали развиваются внутренние термические напряжения. Причем напряженное состояние детали в форме кромки зависит от длины от горячего носка кромки образца. Повышение термических напряжений на передней кромке можно наблюдать за счет большего стеснения теплового расширения кромки массивной (менее нагретой при стационарном нагреве) частью образца [22].

Аналогичные расчетные зависимости изменения кинетики прогрева получили для этапов

прогрева к 1-й, 3-й, 5-й, 10-й, 15-й и 30-й секундам нестационарного нагрева. Для всех случаев температура на холодной стороне детали не превышала исходный уровень (~750 К). Исходные положения при численном анализе термонапряженного состояния детали:

– корпус РИТ рассматриваем как тонкостенную цилиндрическую оболочку диаметром d . При внезапном местном нагреве местное термическое расширение согласно [23] приводит к формированию изгибающего момента M цилиндрической оболочки:

$$M = \frac{a_{T_i} \Delta T_i E_{-b,T_i}}{2(1-\nu)} \cdot \frac{\delta^6}{6}, \quad (4)$$

где a_{T_i} — коэффициент термического линейного расширения, K^{-1} ; ΔT_i — температурный градиент, K ; E_{-b,T_i} — модуль упругости, MPa ; ν — коэффициент Пуассона; δ — толщина оболочки;

– величина прогиба u стенки цилиндра от изгибающего момента M согласно [23] очень быстро убывает с увеличением расстояния Z от расчетного сечения:

$$u = \frac{M \cdot \exp(-\beta Z)}{2\beta^2 D} f(\beta Z),$$

$$\text{где } \beta = \sqrt{\frac{3(1-\nu^2)}{d^2 \delta^2}}, \quad D = \frac{E \delta^2}{12(1-\nu^2)};$$

– на геометрии концентрических сечений детали строим сетку расчетных интервалов по длине образующей детали ($0-Z$);

– из общей разности температуры по длине (радиусу) для каждого участка находим среднюю разность температур (ΔT);

– термические напряжения возникают между участками с разной температурой;

– преобладающее напряжение в каждом рассмотренном участке детали согласно [23] может быть найдено из частного выражения

$$\sigma_{b,i} = \frac{a_{T_i} \Delta T_i E_{-b,T_i}}{2(1-\nu)} \left(\frac{\sqrt{1-\nu^2}}{\sqrt{3}} - \nu + 1 \right), \quad (5)$$

где выбор знака \pm определяется областью растяжения (b) – сжатия ($-b$) и при этом модули упругости и коэффициенты Пуассона выбраны для соответствующего напряженного состояния и местной температуры;

– для численного расчета термической деформации ($\epsilon = \alpha \Delta T$) по зависимости ТКЛР (α , K^{-1}) от температуры T для конструкционного графита использовали данные [21]: $a_{\text{констр. графит}} = 10^{-3} T + 3,85$ при $R^2 = 0,98$. Для УУКМ нами получены экспериментальные данные по зависимости среднего ТКЛР от температуры испытания: $a_{\text{УУКМ по осям X,Y,R}} = 10^{-3} T - 0,1$ при $R^2 = 0,98$. В отличие от конструкционного графита абсолютная величина ТКЛР УУКМ в 3–4 раза меньше, а в области температуры до 1000 К имеет отрицательные значения;

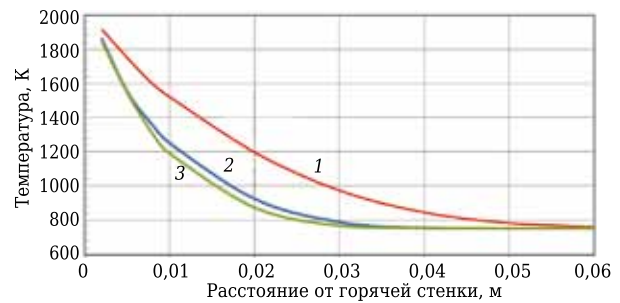


Рис. 5. Расчетное изменение температуры по толщине стенки: 1 — вдоль одномерно-армированного стержня; 2 — для конструкционного графита; 3 — по усредненным теплофизическим параметрам для УУКМ

– величины модуля упругости плотного графита в интервале от 300 до 2800 К приведены в публикации [21] и составляют от 9 до 12 ГПа. Аппроксимационные выражения для них по результатам эксперимента могут быть приняты в виде нелинейных выражений:

$$E_{b,\text{графит}} = -1E-09T^4 + 6E-06T^3 - 0,0071T^2 + 5,0759T + 3129,7 \text{ при } R^2 = 0,85,$$

$$E_{-b,\text{графит}} = -9E-07T^3 + 0,0031T^2 - 0,5077T + 3311,1 \text{ при } R^2 = 0,98;$$

– для УУКМ интервал численных величин модуля упругости при комнатной температуре составляет от 29 до 67 ГПа. В рабочем интервале от 300 до 2800 К для композитов объемно-армированной структуры по результатам экспериментальных определений (см. также данные [24]) можно использовать аппроксимационные выражения как справочные:

$$E_{b,\text{УУКМ}} = -1E-08x^3 + 5E-05x^2 - 0,041x + 56,133 \text{ при } R^2 = 0,96,$$

$$E_{-b,\text{УУКМ}} = -5E-15x^5 + 5E-11x^4 - 2E-07x^3 + 0,0002x^2 - 0,1351x + 54,194 \text{ при } R^2 = 0,94.$$

В расчете принят коэффициент Пуассона для графита около 0,27, для УУКМ в плоскости X, Y, R около 0,12. Изменение коэффициентов Пуассона с ростом температуры несущественно, поскольку модули упругости углеродных материалов с ростом температуры изменяются эквидистантно.

В настоящем оценочном расчете опущен учет релаксации действующих напряжений, который имеет место в углеродных материалах при температурах выше 2200 К. Как известно [25], футеровка металлургического агрегата под действием термоударов за счет снижения возникающих напряжений из-за их релаксации оказывается более термостойкой, чем можно ожидать из оценочных расчетов. Как найдено ранее [26], за рассматриваемое время нагрева 10–15 с напряжение в углеродном волокне примерно при 2000 К (которое составляет силовую основу УУКМ от исходного уровня напряжения, составляющего от 80 до 90 % от временного предела прочности)

в результате релаксации составляет 0,7–0,8 доли исходного уровня напряжения.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Примеры расчетных результатов изменения термических напряжений от температуры и по длине расстояния от горячего днища для конструкционного высокоплотного графита на основе прокаленного кокса и типового четырехмерно-армированного УУКМ показаны на рис. 6. В передней к встречному потоку части детали и по внешней поверхности развиваются напряжения термической природы. При «внезапном» нагреве термические напряжения к краевой области оболочки корпуса детали максимальны. По мере прогрева по образующей Z термический градиент в этой области и напряженное состояние снижаются, но протяженность зоны развития напряжений возрастает.

Как видно из рис. 3, в нагреве поверхности детали участвуют дискретные проводники тепла — стержни армирования. Относительно перегретые стержни, выходящие на поверхность, пе-

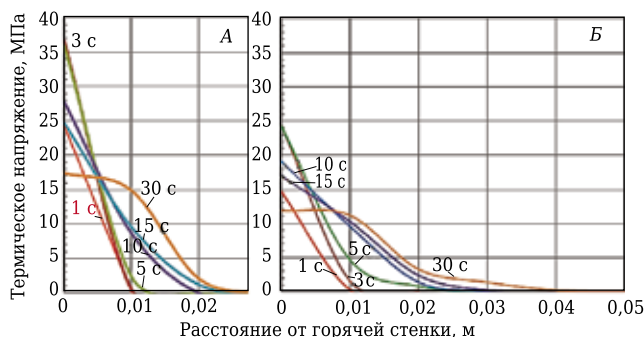


Рис. 6. Кинетика изменения численных результатов распределения внутренних напряжений в корпусе РИТ из УУКМ: область А — результаты для расчетного случая со средними для композита тепловыми параметрами; область Б — результаты для случая учета дополнительного прогрева боковых поверхностей детали стержнями армирования; 1 с, 3 с, 5 с, 10 с, 15 с и 30 с — время эксплуатации от «внезапного» нагрева

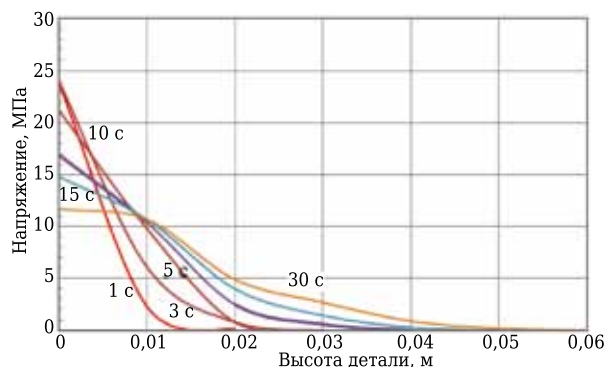


Рис. 7. Результаты численного анализа уровня напряжений термической природы для корпуса РИТ из конструкционного графита

редают дополнительную тепловую энергию по объему материала в целом. Физические свойства одномерно-армированных стержней УУКМ (например, их модуль упругости около 120 ГПа [10, 11]) определяют модуль упругости материала в целом по правилу смеси и его термонапряженное состояние в соответствии с выражением (5). На основе физической картины прогрева композитной стенки (см. рис. 3), считая, что именно высокомодульные углеродные стержни определяют напряженное состояние, следует провести расчет прогрева стенки при условии величины t_0 в выражении (3), равной не температуре радиоизотопной ячейки (~ 750 К), а температуре светящихся стержней (~ 1050 К, см. рис. 3). В результате температурные градиенты в высокомодульной структуре композита снижаются. Расчетный уровень напряжений термической природы также снижается, как показано на рис. 6, область Б. Расчетное снижение уровней внутренних напряжений наиболее велико для начального этапа нагрева. По аналогичной модели проведен численный анализ уровня конструкционных напряжений термической природы для корпуса РИТ из конструкционного графита. Результаты показаны на рис. 7. Как видно, уровень термических напряжений существенно не отличается от данных, полученных для композитных деталей. Это является следствием весьма низкого уровня модуля упругости конструкционного графита по сравнению с модулем упругости высокомодульного УУКМ. Однако высокий модуль упругости углеродных волокон, как правило, сопровождается также резким возрастанием их механической прочности.

Численные величины запаса работоспособности в зависимости от термических напряжений. Запасы работоспособности по данным рис. 7 и 8 рассчитывали из выражения

$$n = \frac{[\sigma_{T1-b}]_{\text{действующее}}}{\sigma_{\text{растяжение}}}. \tag{6}$$

Величины предела прочности при растяжении для конструкционного графита и УУКМ приняты из данных [21, 24]. В области от 300 до 2000 К для УУКМ можно использовать аппроксимационные выражения:

$$\sigma_{\text{растяжение по } Z} = 0,079x + 120,3 \text{ при } R^2 = 0,99,$$

$$\sigma_{\text{растяжение по } X,Y,R} = 0,0458x + 123,66 \text{ при } R^2 = 0,99.$$

Аналогично для графита: $\sigma_{\text{растяжение}} = 12,4 \cdot \exp(0,017003T)$ при $R^2 = 0,99$. В более широком интервале от 300 до 3000 К, когда прочностные свойства углеродных материалов ухудшаются начиная от температур примерно 2500 К, достоверными аппроксимационными величинами для УУКМ являются нелинейные выражения:

$$\sigma_{\text{растяжение по } Z} = -2E-11x^4 + 1E-07x^3 - 0,0002x^2 + 0,2321x + 87,14 \text{ при } R^2 = 0,9313,$$

$\sigma_{\text{растяжение по X,Y,R}} = 2E-11x^4 - 1E-07x^3 + 0,0003x^2 - 0,1449x + 161,21$ при $R^2 = 0,9958$,

$\sigma_{\text{растяжение графита}} = -3E-12x^4 + 2E-08x^3 - 4E-05x^2 + 0,0324x + 6,4948$ при $R^2 = 0,9752$.

Из рис. 6, область А, можно получить коэффициенты запаса работоспособности n для УУКМ, которые во всех случаях значительно больше единицы, а именно для времени нагрева 1–3 с ($n \sim 5,5$) и 10 с ($n \sim 8,3$). Увеличение численного значения коэффициента работоспособности связано с возрастанием по мере повышения температуры в большей степени прочности, чем механического напряжения. При учете схемы прогрева в области Б коэффициенты работоспособности возрастают при времени нагрева от 1–3 с ($n \sim 7,7$) до 10 с ($n \sim 10,7$). Основными физическими причинами высокой ожидаемой термической прочности УУКМ служат относительно низкий уровень ТКЛР и высокий уровень прочности несмотря на повышенный модуль упругости.

Хрупкие по природе конструкционные графиты имеют в несколько раз меньшее сопротивление растяжению по сравнению с пределом прочности при сжатии. При относительно высоком ТКЛР и относительно низком модуле упругости коэффициент запаса прочности в области растягивающих напряжений недостаточен для сохранения целостности детали. Численные величины коэффициентов работоспособности корпуса РИТ из графита получены для времени нагрева от 1–3 с ($n \sim 0,83$) и до 10 с ($n \sim 1,24$). Коэффициенты запаса работоспособности недостаточны, чтобы можно было утверждать о надежной работоспособности корпуса РИТ при термическом ударе.

Как видно из физической картины дискретно-гетерогенного прогрева корпуса из

УУКМ (см. рис. 3) и численных результатов оценки запасов его работоспособности применение в составе композиции углеродных волокон с более высокой теплопроводностью повышает надежность огнеупорной конструкции. В результате, как показано в статье [11], открываются возможности управления скоростью деградации прочности рабочей поверхности как от термодиффузионного взаимодействия с рабочей средой, так и от термомеханического разрушения, что следует из настоящего исследования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Экспериментально показан дискретно-гетерогенный механизм прогрева поверхности многомерно-армированного УУКМ при высокоскоростном нагреве детали.

2. Численное моделирование режимов эксплуатации огнеупорной детали показало, что при скоростном нагреве корпусные детали из конструкционного графита неработоспособны из-за недостаточной прочности при растяжении.

3. Численное моделирование режимов эксплуатации огнеупорной детали из УУКМ показало, что при ее скоростном нагреве коэффициенты запаса прочности гарантируют надежную работоспособность при термическом ударе.

4. Дискретно-гетерогенный механизм прогрева рабочей поверхности может быть дополнительным существенным фактором повышения огнеупорности углеродной композитной детали.

5. Предложен ряд зависимостей по результатам экспериментального исследования тепловых и механических характеристик конструкционного графита и образцов УУКМ, которые могут использоваться при оценке работоспособности огнеупорных изделий из углеродных материалов.

Библиографический список

1. **Ohlhorst, Craig W.** Thermal conductivity database of various structural carbon-carbon composite materials / *Craig W. Ohlhorst, Wallace L. Vauhn, Philip O. Ransone, Hwa-Tsu Tsou.* — Langley Research Center. Hampton, Virginia, 1997. — 96 p. <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.82.682&rep=rep1&type=pdf>.
2. **Pradere, Ch.** Thermal and thermomechanical characterization of carbon and ceramic fibers at very high temperature / *Ch. Pradere.* — Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers Centre de Bordeaux, 2004. — 296 p. <https://pastel.archives-ouvertes.fr/file/index/docid/500111/filename/ThesePradere.pdf>.
3. **Li, Wei-Jie.** Thermochemical ablation of carbon/carbon composites with non-linear thermal conductivity / *Wei-Jie Li, Hai-Ming Huang, Yu-Meng Hu* // *Thermal Science.* — 2014. — Vol. 18, № 5. — P. 1625–1629. <http://www.doiserbia.nb.rs/img/doi/0354-9836/2014/0354-98361405625L.pdf>.
4. **Lachaud, J.** 3D modeling of thermochemical ablation in carbon-based materials: effect of anisotropy on surface roughness onest / *J. Lachaud, Y. Aspa, G. L. Vignoles, J.-M. Goyheneche.* <http://jeanlachaud.com/research/lachaud-ISMSE2006.pdf>.
5. **Grujicic, M.** Computational analysis of the thermal conductivity of the carbon-carbon composite materials / *M. Grujicic, C. L. Zhao, E. C. Dusel* [et al.] // *J. Mater. Sci.* — 2006. — Vol. 41, № 24. — P. 8244–8256. <https://link.springer.com/article/10.1007/s10853-006-1003-x>.
6. **Пат. 2498962 Российская Федерация.** Армирующий каркас углерод-углеродного композиционного материала / Кречка Г. А., Савельев В. Н., Клейменов В. Д. — № 2011127880/02 ; заявл. 06.07.11 ; опубл. 20.11.13, Бюл. № 32. <http://www.findpatent.ru/patent/249/2498962.html>.
7. **Дементьев, О. Н.** Оценка влияния механически уносимых частиц тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов на устойчивость течения в пограничном слое и теплообмен / *О. Н. Дементьев, Г. Ф. Костин, Н. Н. Тихонов, Б. М. Тюлькин* // *Вестник Челябинского государственного университета.* — 2012. — № 14 (268). Физика. Вып. 13. — С. 9–13. <https://cyberleninka.ru/article/n/otsenka-vliyaniya-mehaniчески-unosimyh-chastits-teplovoy-zaschity-giperzvukovyh-letatelnyh-apparatov-na-ustoychivost-techeniya-v>.

8. **Иженбин, И. А.** Томографическая система на базе томографа «Орел» для осуществления томографического сканирования образцов из УУКМ материалов типа 39п7.001 и 4КМС-Л / И. А. Иженбин // Электронный научный архив Томского политехнического университета. — 2016. <http://earchive.tpu.ru/bitstream/11683/28151/1/TPU174557.pdf>.
9. **Shi, Hong-bin.** Effect of graphitization parameters on the residual stress in 4D carbon fiber / carbon composites / Hong-Bin Shi, Min Tang, Bo Gao, Jun-Ming Su // New Carbon Materials. — 2011. — Vol. 26, № 4. — P. 287, 288. DOI: 10.1016/S1872-5805(11)60082-6. <https://www.sciencedirect.com/journal/new-carbon-materials/vol/26/issue/4>.
10. **Kolesnikov, S. A.** Formation of carbon-carbon composite material thermal conductivity standards / S. A. Kolesnikov, M. Yu. Bamborin, V. A. Vorontsov [et al.] // Refract. Ind. Ceram. — 2017. — Vol. 58, № 1. — P. 94–102.
- Колесников, С. А.** Формирование уровня теплопроводности углерод-углеродного композиционного материала / С. А. Колесников, М. Ю. Бамборин, В. А. Воронцов [и др.] // Новые огнеупоры. — 2017. — № 2. — С. 30–38.
11. **Kolesnikov, S. A.** Study of thermophysical property formation of spatially reinforced carbon-carbon composite material / S. A. Kolesnikov, L. V. Kim, V. A. Vorontsov // Refract. Ind. Ceram. — 2017. — Vol. 58, № 4. — P. 439–449.
- Колесников, С. А.** Исследование формирования теплофизических характеристик объемно-армированных углерод-углеродных композиционных материалов / С. А. Колесников, Л. В. Ким, В. А. Воронцов [и др.] // Новые огнеупоры. — 2017. — № 8. — С. 45–56.
12. Организация Объединенных Наций А/АС.105/С.1/L.312. Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве. Приняты резолюцией 47/68 Генеральной Ассамблеи от 14 декабря 1992 г. http://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/outerspace_nucpower.shtml.
13. **Проценко, А. К.** Разработка углерод-углеродных технологий и перспективы их развития. В сб. Научно-исследовательскому институту конструкционных материалов на основе графита — 55 лет / А. К. Проценко, С. А. Колесников. — М. : Научные технологии, 2015. — 246 с. <http://www.niigrafit.ru/nauka-i-obrazovanie/sbornik.pdf>.
14. **Хартов, В. В.** Проектная концепция десантного модуля «Экзомарс-2018», создаваемого НПО им. С. А. Лавочкина / В. В. Хартов, М. Б. Мартынов, А. В. Лукьянчиков, С. Н. Алексашкин // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. — 2014. — № 2 (23). — С. 5–12.
15. **Полежаев, Ю. В.** Тепловая защита / Ю. В. Полежаев, Ф. Б. Юревич ; под ред. А. В. Лыкова. — М. : Энергия, 1976. — 392 с.
16. Тепловой блок изделия РИТ «Ангел». <https://helpiks.org/6-77726.html>.
17. **Upadhyay, R.** Steady-state ablation model coupling with hypersonic flow / R. Upadhyay, P. T. Bauman, R. Stogner [et al.] // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4–7 January 2010, Orlando, Florida. — P. 1–10. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2010-1176>.
18. Многомерно-армированные углерод-углеродные композиционные материалы. <http://niigrafit.ru/produktsiya/kompozity.php>.
19. **Manocha, L. M.** High performance carbon-carbon composites / L. M. Manocha // Sadhana. — 2003. — Vol. 28, Parts 1/2. — P. 349–358. <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.582.8031&rep=rep1&type=pdf>.
20. **Салич, В. Л.** Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов / В. Л. Салич // Вестник УГАТУ. — 2014. — Т. 18, № 4 (65). — С. 20–26. <http://journal.ugatu.ac.ru>.
21. **Соседов, В. П.** Свойства конструкционных материалов на основе графита ; справочник / В. П. Соседов, В. Г. Нагорный, А. С. Котосонов [и др.]. — М. : Металлургия, 1975. — 336 с.
22. **ГОСТ 9.910–88.** Метод испытания на термоустальность в газовых потоках на клиновидных образцах. <http://echemistry.ru/assets/files/literatura/gost/gost-9.910-88-edinaya-sistema-zashhity-ot-korrozii-i-stareniya.-metally-splavy-pokrytiya-zharostojkie.-metod-ispytaniya-na-termoustalost-v-gazovyh-potokah-na-klinovidnyh-obrazcah.pdf>.
23. **Тимошенко, С. П.** Теория упругости ; 2-е изд. / С. П. Тимошенко, Дж. Гудьер ; пер. с англ. под ред. Г. С. Шапиро. — М. : Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. — 560 с.
24. **Карпов, А. П.** Высокотемпературные механические свойства углеродных и композиционных углерод-углеродных материалов / А. П. Карпов, Г. Е. Мостовой // Перспективные материалы. — 2015. — № 3. — С. 13–21.
25. **Аксельрод, Л. М.** Математическое моделирование разрушения футеровок металлургического оборудования под действием термоударов / Л. М. Аксельрод, А. В. Заболотский // Сборник научных идей. Современная наука. — 2010. — № 2 (4). — С. 165–169. <http://modern.science.triacon.org/ru/issues/2010/files/papers/2/165-169.pdf>.
26. **Kolesnikov, S. A.** High-temperature treatment of carbon-carbon composite materials. Communication 2. Thermal stabilization of two-dimensionally reinforced carbon-carbon composite material object geometry / S. A. Kolesnikov, G. E. Mostovoi, S. V. Vasilchenko [et al.] // Refract. Ind. Ceram. — 2012. — Vol. 53, № 3. — P. 185–192.
- Колесников, С. А.** Высокотемпературная обработка углерод-углеродных композиционных материалов. Сообщение 2. Термическая стабилизация геометрии деталей из углерод-углеродных композиционных материалов двумерного армирования / С. А. Колесников, Г. Е. Мостовой, С. В. Васильченко // Новые огнеупоры. — 2012. — № 6. — С. 32–40. ■

Получено 07.11.18

© С. А. Колесников, Л. В. Ким,
В. П. Дудин, 2019 г.