

**Построение системы теплозащиты из углеродных композиционных материалов с покрытиями для теплонапряженных конструкций двигателей летательных аппаратов**

**Сорокин В.А.\*, Копылов А.В.\*\*, Тихомиров М.А., Стирин Е.А.,  
Логинов А.Н., Федоров Д. Ю., Валуй П.В.**

*Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени Ивана Ивановича Картукова, МКБ «Искра», Ленинградский проспект, 35, г. Москва, 125284, Россия*

*\*e-mail: [oir@iskramkb.ru](mailto:oir@iskramkb.ru)*

*\*\*e-mail: [alexcopylov@mail.ru](mailto:alexcopylov@mail.ru)*

**Аннотация**

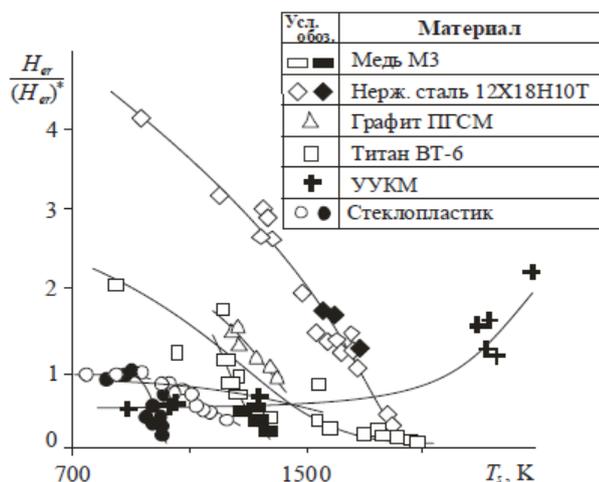
Построение системы теплозащиты теплонапряженных конструкций двигателей ЛА из углеродных КМ в зависимости от уровня температуры огневой стенки, химического состава продуктов сгорания топлива, давления и т.д. На основе анализа повреждений, возникающих от теплоэрозионного, теплохимического и термоокислительного воздействия потока продуктов сгорания топлива, теплонапряженных конструкций ракетных и авиационных двигателей из углеродных композиционных материалов предложены способы их теплозащиты.

**Ключевые слова:** ракетный прямоточный двигатель твердого топлива, теплонапряженные конструкции, углерод-углеродные и углерод-керамические композиционные материалы, теплозащитные покрытия, теплоэрозионная и окислительная стойкость

Высокотемпературные углеродные композиционные материалы (КМ) такие, как углерод-углеродные КМ (УУКМ) и углерод-керамические КМ (УККМ), обладающие рядом преимуществ перед металлами (титан, сталь, медь) по удельным прочности, жесткости, максимальной температуре эксплуатации, теплоэрозионной стойкости и т.д., широко применяются в теплонапряженных конструкциях двигателей летательных аппаратов (ЛА), особенно в условиях вакуума, инертной среды, минимизированного воздействия продуктов сгорания топлива, так как УУКМ, УККМ при данных условиях способны при увеличении температуры повышать: эффективную энтальпию эрозионного разрушения  $H_{er}$ , кДж/кг (рис. 1), механическую прочность (табл. 1).

Например, при воздействии низкоагрессивных компонентов продуктов сгорания топлива в двигателях ЛА таких, как в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), УУКМ при повышении среднеинтегральных температур поверхностного слоя  $T_s > 1800\text{K}$  способны в отличие от металлов увеличивать эффективную энтальпию эрозионного разрушения -  $H_{er}$ , кДж/кг, характеризующая рост или снижение теплоэрозионной стойкости конструкционных материалов, представляющую собой энергию частиц продуктов сгорания топлива, необходимую для разрушения единицы массы материала. Т.е. в отличие от традиционных материалов (полимерные КМ, металлы) для УУКМ зависимость эффективной энтальпии эрозионного разрушения слабо меняется в значительном температурном диапазоне (от комнатных температур до 1800–1900 К), а затем увеличивается в

несколько раз (рис.1) [1]. Данное явление подобно увеличению механической прочности УУКМ, УККМ при повышении температур в условиях вакуума или инертной среды [1] (см. табл.1), где для УККМ процентное содержание карбидокремниевой матрицы SiC ~ 37%.



**Рис. 1.** Зависимость эффективной энтальпии  $H_{ер}$  эрозионного разрушения от среднеинтегральных температур  $T_s$  поверхностного слоя различных конструкционных материалов

**Таблица 1**

Значения прочности при изгибе исходных образцов из УУКМ и после термоциклирования, МПа

Номера образцов	Значения прочности при изгибе	Значения прочности при изгибе образцов из УУКМ, прошедших десятикратное эксплуатационное термоциклирование
Образец №1	117	144

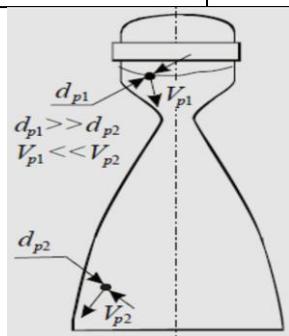
Образец №2	103	128
Образец №3	111	118
Образец №4	108	124
Среднее	110	128

В металлах же (титан, сталь, медь), для которых глубина кратера намного меньше глубины прогрева, в испытаниях с изменением концентрации частиц в потоке продуктов сгорания топлива реализуется очень узкий диапазон среднеинтегральных температур поверхностного слоя, где, например для титана, при достижении  $T_s \sim 1800\text{K}$  происходит полный унос (разрушение) материала.

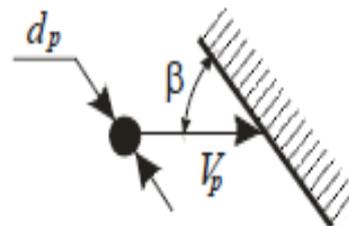
Также в ракетных двигателях (РД) необходимо учитывать значения параметров теплоэрозионного воздействия частиц в потоке продуктов сгорания топлива (табл. 2, рис.2 а,б, рис.3) [1]:

- скорость частиц  $V_p$ , размер ударяющих частиц  $d_p$  (диаметр), при увеличении которых частицы проникают на большую глубину внутрь материала, что приводит к увеличению глубины кратера и времени нагрева поверхностного слоя и теплоэрозионный механизм разрушения перейдет в чисто эрозионный;
- угол соударения частиц  $\varphi$ ;
- концентрация частиц в потоке, которая является определяющим параметром процесса, отвечающим за переход между механизмами разрушения и др.

Тип	Устройства, системы, их элементы	Параметры теплоэрозионного воздействия					
		$V_p$ , м/с	$d_p$ , мкм	Физичес- кое состояни е частиц	$\varphi$ , гра д	Концен -трация	$T$ , К
5	Стенки каналов МГД - генераторов, сопел ракетных двигателей на металлизирован- ных топливах	До 100 0	40÷5 0	Жидкие	До 45	До 40	3500÷400 0
	До 200 0 250 0	4÷10	Жидкие	До 10	До 40	1000÷180 0	

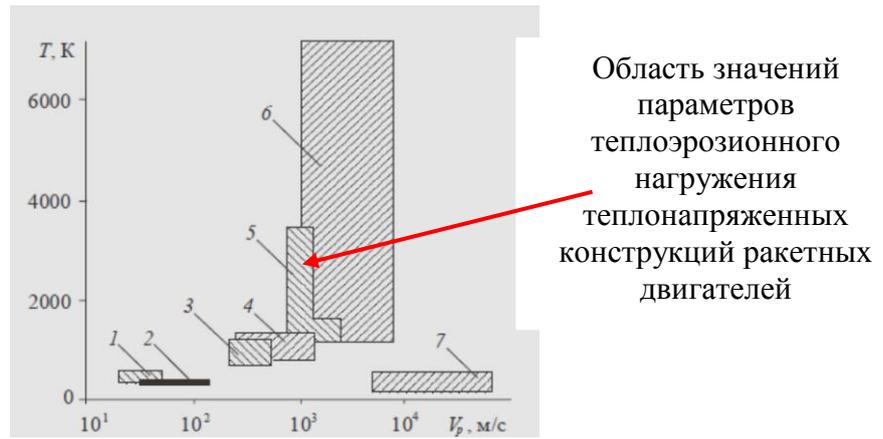


а)



б)

**Рис. 2.** Типичный случай применения гетерогенных потоков в соплах ЖРД на металлизированных топливах

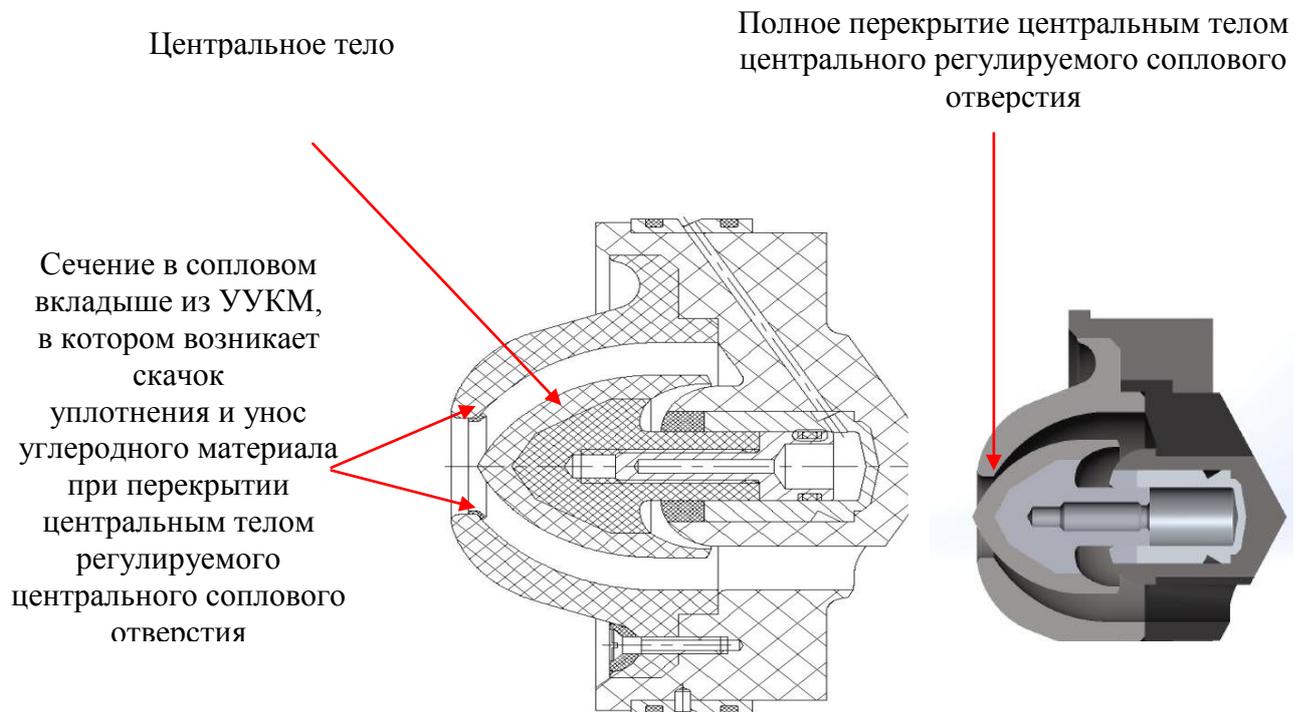


**Рис .3.** Параметры теплового и эрозионного нагружения от гетерогенных потоков для транспортного и энергетического машиностроения, где РД на металлизированных топливах соответствуют типу 5.

Однако теплоэрозионные и теплохимические процессы, в частности термоокислительные воздействия, происходящие на поверхности деталей двигателей ЛА из УУКМ и УККМ, эксплуатирующихся в сложных условиях обтекания химическим, высокотемпературным и высокоскоростным потоком продуктов сгорания топлива, в частности газогенераторного топлива в ракетном прямоточном двигателе твердого топлива (РПДТ), имеющего сложный химический состав, обуславливают разработку рекомендаций по построению системы теплозащиты углеродных КМ.

Например, испытания по определению работоспособности элементов конструкций регулятора расхода продуктов газогенерации из УУКМ для РПДТ (рис. 4) [2] показали, что углеродный КМ без дополнительной теплозащиты в условиях высокоскоростного (сверхзвукового  $M > 1$ ) и высокотемпературного ( $> 1000^\circ\text{C}$ ) потока продуктов сгорания газогенераторного топлива при неравновесном составе

продуктов в местах скачков уплотнения подвержен теплехимической и тепловой эрозии и дальнейшему разрушению конструкции (рис.5).



**Рис. 4.а)** Схема двухкаскадного регулятора расхода продуктов газогенерации в РПДТ; б) Моделирование процесса полного перекрытия центральным телом центрального регулируемого соплового отверстия регулятора расхода

Теплоэрозионный унос углеродного материала с внутренней поверхности соплового вкладыша (передней диафрагмы) из УУКМ в месте скачка

Сопловое (центральное) отверстие

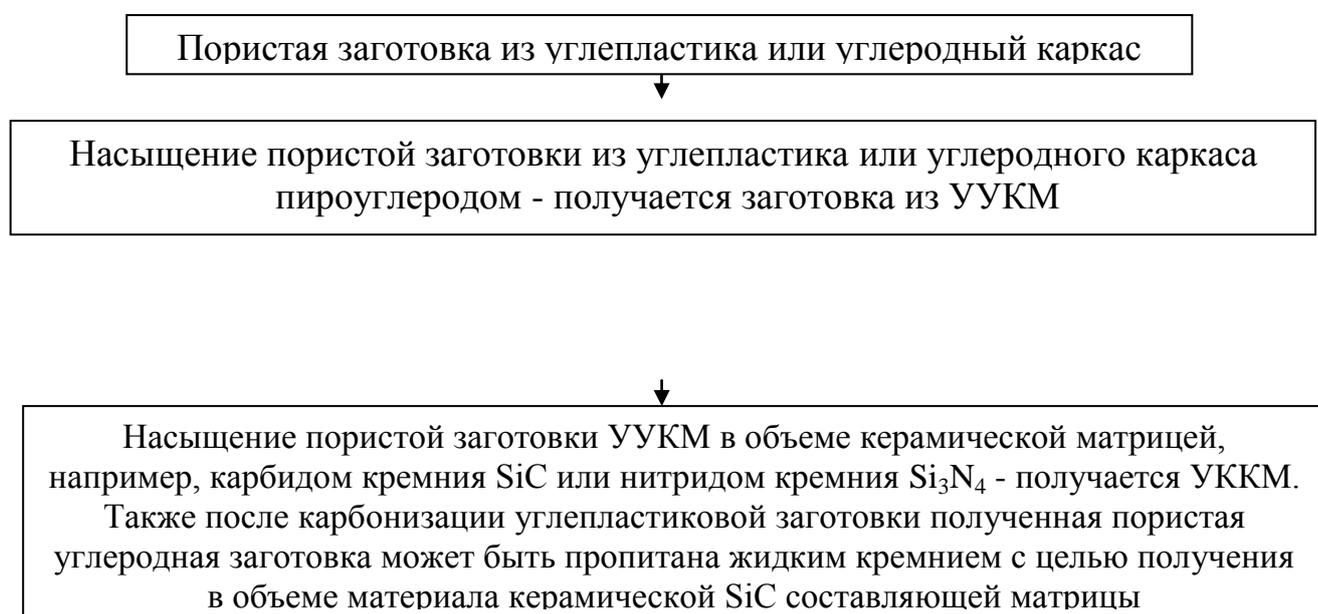


**Рис. 5.** Фото внутренней поверхности двухкаскадного регулятора расхода маршевого топлива из УУКМ для РПДТ при исследовании теплоэрозионного (абляционного) уноса углеродного материала

Также, по результатам порометрических исследований исходного УУКМ выяснено, что он имеет значительную открытую пористость  $38\div 40\%$  и в нем имеются преимущественно поры радиусом от  $0,1\div 10$  мкм, также велика доля пор радиусом от 10 до 100 мкм [3]. Из-за открытой пористости исходный УУКМ в окислительной среде подвержен термоокислительной деструкции и его температурный предел эксплуатации в кислородсодержащих средах составляет  $400\div 600^\circ\text{C}$  [4], выше которого происходит существенное снижение прочности детали из УУКМ и ее разрушение. Поэтому высокие требования по термоокислительной стойкости предъявляются к деталям камеры сгорания РПДТ из УУКМ, где высокий уровень окислительной среды из-за воздуха, поступающего из воздухозаборного устройства РПДТ.

Вследствие недостаточной стойкости УУКМ в окислительных средах и эрозионных высокотемпературных потоках более перспективными материалами для

ответственных теплонагруженных деталей РПДТ для ракет «воздух-воздух» и «воздух-поверхность» или для гиперзвуковых летательных аппаратов являются УККМ типа C/SiC или C/Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, создаваемые на базе пористой заготовки из УУКМ (рис.6) путем ее объемного насыщения керамической матрицей («белая фаза»), где C-углеродный наполнитель (волокно), а SiC или Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>- керамические матрицы, что является одним из способов защиты углеродных наполнителей.



**Рис. 6.** Краткая схема процесса изготовления детали из УУКМ и УККМ

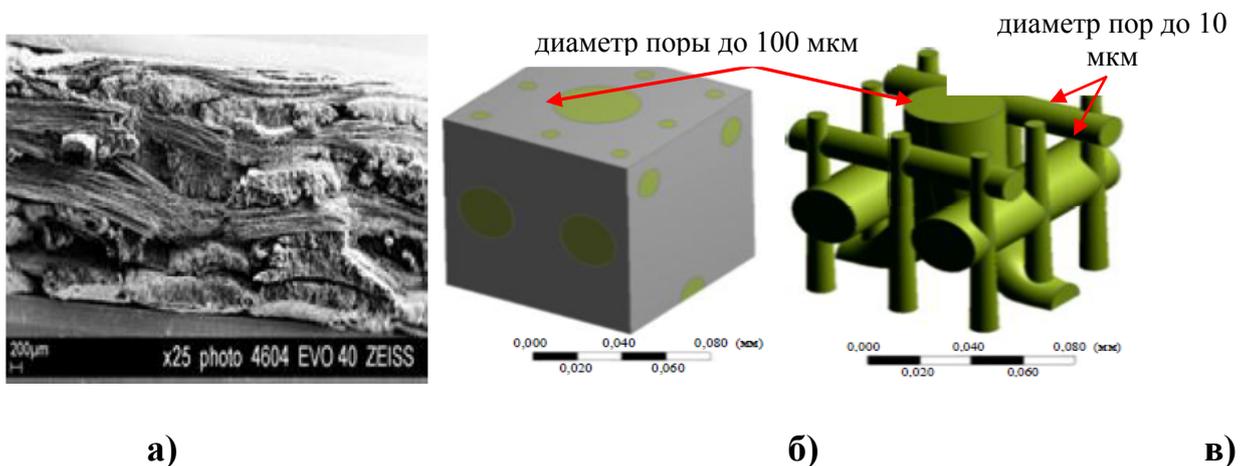
Пример процесса объемного насыщения пористой заготовки из УУКМ карбидом кремния SiC, применяемого в качестве матрицы, показан на рис.7. На

основе микроструктурных исследований шлифов поперечного сечения образцов материала УУКМ и конечного УККМ выполняется построение представительного микрообъема исходной пористой заготовки из УУКМ для последующего математического моделирования процесса газофазного осаждения- объемного насыщения, например, карбидокремниевой матрицей (рис.8 а-в) [3]. Геометрическая модель порового пространства разбивалась на гексагональные и призматические конечные элементы, чтобы получить сетку с приемлемой степенью дискретизации, где в итоге получилось общее число элементов - 743804 и узлов - 1196968 [3].

Объемное насыщение УУКМ карбидом кремния SiC («белая фаза»), локализованного в межжгутовом и межслоевых пространствах из углерода и проникновение карбида кремния непосредственно в углеродные жгуты



**Рис. 7** Фото микроструктуры УККМ, где показан процесс насыщения в объеме пористой заготовки УУКМ матрицей из карбида кремния SiC (белая фаза)



**Рис. 8.** Геометрическая модель представительного объема, представляющий собой поровое пространство, УУКМ с плотностью 1,2 г/см<sup>3</sup>:

а) Фото внутренней микроструктуры тканного УУКМ (сканирующий электронный микроскоп EVO-40 XVP); б) моделирование микрообъема материала УУКМ; в) микрообъем порового пространства - моделирование пор и их каналов

Основные преимущества УККМ перед УУКМ:

- высокие теплоэрозионная (абляционная) и термоокислительная стойкость при температуре до 1650°C, за счет того что керамическая матрица, вводимая в объем УУКМ - на глубину УУКМ в межволоконное и межжгутовое углеродное пространство, «обвалакивает» углеродные волокна, что делает УККМ газонепроницаемыми и является барьером при воздействии эрозии и окисления;
- высокие прочностные и жесткостные характеристики;
- низкий коэффициент линейного термического расширения.

Недостатки УККМ перед УУКМ:

- сложные физико-химические процессы, что требует совершенствования математического и численного моделирования данных процессов;
- более дорогостоящий процесс изготовления, большее количество технологических операций по сравнению с УУКМ;

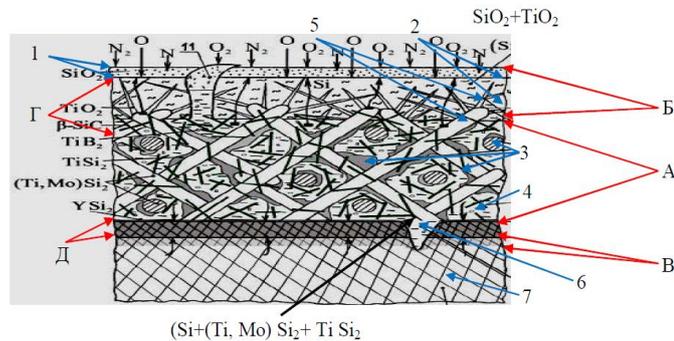
- УККМ могут ограниченное время эксплуатироваться в окислительных средах при температурах до 1650°C [4];
- появление газопроницаемости в керамической матрице, например в SiC, из-за наличия в ней пор и микротрещин, возникающих из-за различия коэффициентов термического расширения углеродных волокон и керамической матрицы [4].

Проблемы повышения:

- теплоэрозионной и термоокислительной стойкости деталей ракетных и авиационных двигателей из УУКМ;
- окислительной стойкости деталей РПДТ из УККМ из-за возникающей газопроницаемости в керамической матрице УККМ, термоокислительной стойкости УККМ при температуре выше 1650°C

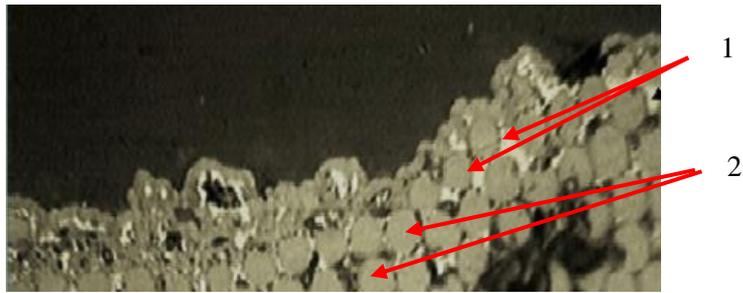
могут быть решены путем нанесения на их внутреннюю поверхность барьерных керамических, керамоподобных высокотемпературных однослойных или многослойных термо- и химически стойких газонепроницаемых (газоплотных) теплозащитных покрытий (ТЗП), используемых в качестве облицовочных слоев толщиной 100÷150 мкм, например SiC, Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, B<sub>4</sub>C и др., в которые добавляются тугоплавкие металлы Ta, Nb, W, Mo, Hf, Zr и др. и их соединения в качестве диффузионных барьеров и слоев, позволяющие модифицировать свойства ТЗП (рис.9) [5], что также может являться одним из основных способов защиты теплонапряженных конструкций из углеродных КМ. Например, на предприятии

ОАО «ЦНИИСМ» керамическое ТЗП SiC наносят на деталь из УУКМ после полного завершения процесса насыщения пористой углеродной заготовки пироуглеродом.



**Рис. 9.** Схематичное изображение механизма защиты от тепловой эрозии и термоокислительной деструкции детали из КМ на основе углерода керамоподобным многокомпонентным тонкослойным теплозащитным покрытием толщиной ~100÷150 мкм с легирующими тугоплавкими металлическими добавками, где А - основная зона; Б - оксидная зона; В - легированная зона защищаемого материала; Г - антиэрозионная зона; Д - барьерно - компенсационная зона; 1,2 - функциональные слои (1- некаталитический слой, 2 - слой, обеспечивающий излучательные свойства); 3, 5 - структурные составляющие основной зоны, образующие каркас; 4 - квазижидкая эвтектика; 6,7 - самозалечивающиеся случайные дефекты в поверхностном слое и в защищаемом углеродсодержащем КМ, соответственно.

Процесс нанесения ТЗП на поверхность камеры сгорания АД ПС-90А из УУКМ, в данном случае частично введенного в объем УУКМ, показан на рисунке 10 [6].



**Рис. 10.** Микрофотография (1000 кратное увеличение) поперечного сечения структуры стенки корпуса камеры сгорания из УУКМ с защитным покрытием SiC для авиационного двигателя ПС-90А, где:

1 - антиокислительное защитное покрытие из карбида кремния SiC (микровключения фазы светло-серого цвета), частично введенное в объем УУКМ термохимическим силицированием (разработчик технологии и серийный изготовитель узлов УНИИКМ) (г. Пермь), 2- армирующие высокотемпературные углеродные волокна (пироуглерод)

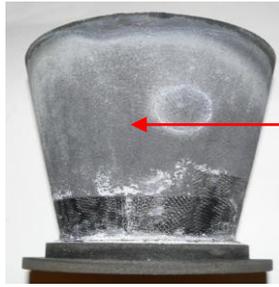
Эффект повышения теплоэрозионной стойкости теплонапряженных конструкций из углеродных КМ за счет ТЗП может состоять в том, что вводимые керамические составляющие, добавки в частности SiC, наносимые в виде покрытия или покрытий (в т.ч. многослойных многофункциональных на основе тугоплавких газоплотных соединений с вольфрамом, цирконием, гафнием и т.д.) или матрицы с помощью объемного насыщения, создают барьер на поверхности КМ, который защищает углеродные наполнители от взаимодействия с высокотемпературным окислительным, химическим или частично окислительным потоком, может привести к изменению механизма разрушения углеродного КМ. Барьерный эффект может достигаться с помощью веществ, образующихся от взаимодействия

керамического покрытия SiC для деталей РПДТ из УУКМ, УККМ или керамической матрицы SiC для деталей из УККМ с химически активными компонентами потока продуктов сгорания топлива, как для маршевой, так и для стартовой ступени РПДТ, где наибольшая зона окисления. Кремний практически со всеми компонентами продуктов сгорания любого топлива образует химические соединения, приводящие к образованию барьерных защитных пленок на подложке.

В зависимости от уровня температуры огневой стенки и давления продуктов сгорания топлива в полости детали (оболочки) ракетных двигателей из:

- УУКМ с ТЗП SiC (рис. 11а);
- УККМ типа C/SiC без ТЗП с объемным насыщением карбидокремниевой матрицей SiC, где C - углеродные волокна / SiC - карбидокремниевая матрица или УККМ C-C/(Si-C-N) (рис. 11б) [7] с объемным насыщением карбиднитрид кремниевой матрицей Si-C-N;
- УККМ типа C/SiC с объемным насыщением SiC плюс поверхностное ТЗП SiC в качестве наружного барьерного слоя на поверхность детали из УККМ

реализуются различные механизмы разрушения УУКМ с покрытием SiC и УККМ, так называемые «пассивный» и «активный» режимы, наиболее освоенных в настоящее время материаловедческими предприятиями отрасли для изготовления теплонапряженных конструкций ракетно-космической техники из УУКМ, УККМ.



Пленка-слой  $\text{SiO}_2$ , образованная от взаимодействия ТЗП  $\text{SiC}$  с кислородсодержащей средой, на поверхности соплового насадка и предохраняет УУКМ от термоокислительной деструкции

а)



Срез модельной втулки (критика), диаметр критики  $d=40\text{мм}$

б)

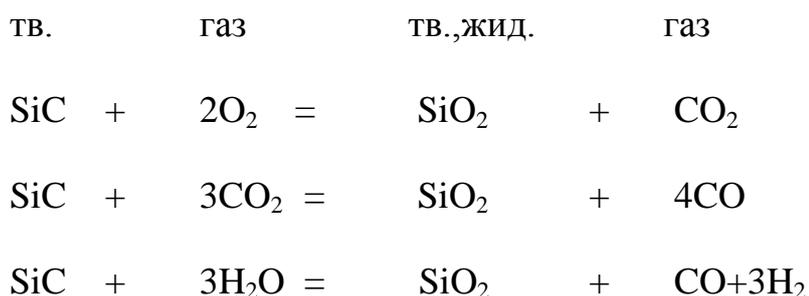
**Рис. 11.** Испытания образцов из УУКМ с ТЗП и УККМ:

а) Поверхность насадка радиационного охлаждения в ЖРД; б) Поверхность модельной втулки (камеры сгорания) жидкостного ракетного двигателя малой тяги из УККМ типа  $\text{C-C}/(\text{Si-C-N})$  после трех циклов испытаний после модельных стендовых испытаний на окислительную стойкость в гиперзвуковом окислительном потоке на плазмотроне

Например, взаимодействие покрытия  $\text{SiC}$  для УУКМ - насадок радиационного охлаждения в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) (см. рис. 11а) или керамической карбидокремниевой матрицы модельной втулки (модели камеры сгорания ЖРД малой тяги) из  $\text{C}/\text{SiC}$  (см. рис. 11б) с содержащимися в потоке рабочего тела - потоке продуктов сгорания жидкого топлива (топливные пары) активных окисляющих компонентов -  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  (пары воды),  $\text{O}_2$ ,  $\text{O}$  приводит к образованию на внутренней криволинейной поверхности образца в зоне входа в

область критического сечения пленки  $\text{SiO}_2$ , что является диффузионным барьером для активных компонентов на пути к углеродной составляющей КМ. При этом на огневой стенке образца камеры сгорания ЖРД в зоне его наибольшего нагрева (область критического сечения и прилегающий к ней участок сужения проточной части) появляется налет серого цвета, но повреждения полностью отсутствуют.

То есть, анализ процесса взаимодействия показывает, что карбид кремния  $\text{SiC}$ , содержащийся в УУКМ в качестве покрытия, а в УККМ в качестве матрицы, будет взаимодействовать с этими активными компонентами с образованием на поверхности пленки из  $\text{SiO}_2$ . Поэтому наиболее термодинамически вероятными являются реакции:



Как только образуется пленка  $\text{SiO}_2$ , она становится диффузионным барьером для окисляющих компонент газового потока и оттока продуктов реакций. Процесс окисления замедляется. Образовавшийся слой двуокиси кремния при нагревании плавится и испаряется. Толщина пленки расплава определяется не только скоростью ее образования в результате процесса окисления, но и течением вдоль поверхности материала из-за сноса потоком продуктов сгорания и испарением. При наличии в поверхностных слоях материала частиц углерода пленка  $\text{SiO}_2$  также будет содержать углерод, который может взаимодействовать с  $\text{SiO}_2$  по реакции:

$C+SiO_2=CO+SiO$ , что приведет к уменьшению толщины пленки. Кроме того, наличие примесей влияет на вязкость пленки  $SiO_2$ .

Результаты огневых испытаний втулки (укороченная модель камеры ЖРДМТ) из УККМ (C/SiC) на теплоэрозионную стойкость (плазмотрон), где ткановыкладочный армирующий каркас из углеродной ткани пропитан жидким кремнием с целью получения в объеме материала керамической (SiC) составляющей матрицы, при средней толщине стенки в цилиндрической части  $\sim 3,75$  мм, в критическом сечении  $\sim 5,6$  мм, приведены в табл. 3. Суммарная потеря массы образцом за проведенный цикл испытаний составила  $\sim 2,2$  г ( $\sim 1,6\%$  от начальной массы 138 г), что подтверждает высокую теплоэрозионную стойкость теплозащиты C/SiC.

Таблица 3

№ исп.	$G_{в}$ , кг/с	$\Delta P$ , МПа	$G_{\Sigma}$ , кг/с	$T_{0см}$ , К	$\tau_{п}$ , с	$t_{wкр.с.}$ , °C	Примечание
1	0,242	2,58	0,392	$\sim 2420$	29,7	$\sim 1400$	Образец сохранил целостность
2	0,245	2,71	0,397	$\sim 2410$	30,2	-	«
3	0,241	2,58	0,391	$\sim 2420$	30,6	$\sim 1400$	«
4	0,245	2,44	0,392	$\sim 2470$	29,9	$\sim 1450$	«
5	0,244	2,46	0,392	$\sim 2460$	30,5	$\sim 1420$	«
6	0,242	2,46	0,39	$\sim 2440$	30,1	$\sim 1400$	«
7	0,248	2,45	0,396	$\sim 2480$	30,2	-	«

8	0,244	2,46	0,392	~2470	30,3	-	Образец сохранил целостность. Унос массы КМ за 8 циклов нагружения составил ~ 2,2 г.
---	-------	------	-------	-------	------	---	--

, где  $G_v$  – расход воздуха, подаваемого в камеру смешения плазмотрона, МПа;

$\Delta P$  – перепад давлений между баллонами и камерой смешения плазмотрона в системе охлаждения,  $\Delta P = P_b - P_k$ , МПа;  $G_{\Sigma}$  – суммарный расход смеси воздуха и паров воды, кг/с;  $T_{o\text{ см}}$  – температура торможения смеси, К;  $\tau_{и}$  – время огневого испытания, с;  $t_{w\text{кр.с}}$  – температура огневой стенки в области критического сечения образца на установившемся тепловом режиме,  $^{\circ}\text{C}$ .

### Выводы

Построение системы теплозащиты теплонапряженных конструкций двигателей ЛА из углеродных КМ в зависимости от уровня температуры огневой стенки, химического состава продуктов сгорания топлива, давления и т.д. можно выполнить несколькими способами:

1. Путем нанесения на деталь из УУКМ керамического или керамоподобного однослойного или многослойного теплозащитного покрытия, например карбидокремниевого SiC толщиной от 100 мкм и выше, с легированием тугоплавкими металлическими элементами такими, как молибден, тантал и др.
2. Путем использования углерод-керамических КМ без ТЗП, например УККМ с карбидокремниевой матрицей SiC типа C/SiC или матрицей из нитрид кремния

C/Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, получаемых путем объемного насыщения пористой заготовки из УУКМ карбидом кремния SiC или нитридом кремния Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> из газовой фазы. В зависимости от высоких температур, например свыше 1650°C, и процентного содержания кислорода на поверхность деталей из УККМ может наноситься поверхностный слой керамического покрытия, чтобы исключить газопроницаемость керамической матрицы, в которой могут возникать дефекты из-за разности коэффициентов термического расширения на границе раздела с углеродным волокном.

3. Необходимо обобщить и использовать накопленный опыт защиты углеродных КМ с помощью объемного и поверхностного насыщения керамическими композициями таких предприятий, как ОАО «Композит» (г. Королев), ИФХЭ РАН (г. Москва), ОАО «ЦНИИСМ» (г. Хотьково), НИИ Графит (г. Москва), УНИИКМ (г. Пермь).

4. Исходя из условий эксплуатации теплонапряженных конструкций ракетных и авиационных двигателей из углеродных КМ при различных параметрах потока продуктов сгорания твердого топлива (давление, температура, равновесный и неравновесный состав продуктов сгорания твердого топлива) необходимо совместно с материаловедческими организациями разработать подходы к экспериментальному исследованию механизмов разрушения перспективных УУКМ, УККМ и теплозащитных покрытий и температуры рабочей поверхности УУКМ, УККМ и покрытий.

### Библиографический список

1. Михатулин Д.С., Полежаев Ю.В. Соотношение тепловой и эрозионной компонент при теплоэрозионном разрушении материалов в сверхзвуковом гетерогенном потоке // V Минский международный форум по тепло – и массообмену, Минск, 2004. Т. 1. С. 318-319.
2. Стирин Е.А., Логинов А.Н., Тихомиров М.А. Математическое моделирование и расчет характеристик продуктов сгорания газогенератора комбинированного ракетно-прямоточного двигателя // Электронный журнал «Труды МАИ», 2014. выпуск № 74: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49307> (дата публикации 25.04.2014).
3. Михайловский К.В., Тимофеев И.А., Резник С.В. Моделирование процессов химического осаждения и тепломассообмена на макро- и микроуровнях при газофазном методе получения деталей из углерод-керамических композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2011. №1. С. 18-30.
4. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Колесников С.А., Васильев Ю.Н. Неметаллические композиционные материалы в элементах конструкций и производстве авиационных газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ ИМ. Н.Э. Баумана, 2007. - 368 с.
5. Астапов А.Н. Разработка высокотемпературных защитных покрытий на углеродсодержащие композиционные материалы применительно к особотеплонагруженным элементам конструкций авиакосмической и ракетной

техники: Автореферат на соискание ученой степени канд.техн. наук. - М.: МАИ, 2011. - 25 с.

6. Композиционные материалы: Справочник / Под ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского. - М.: Машиностроение, 1990. - 512 с.

7. Тимофеев И.А. Разработка технологических основ формирования окислительностойкой матрицы композиционного материала методом химического осаждения из газовой фазы Si-C-N-H: Автореферат на соискание ученой степени канд. техн. наук. - М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. - 19 с.