

## ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ КЕРАМИЧЕСКИЕ ПОКРЫТИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

д.т.н., проф. И.М. Приходько, д.т.н., проф. В.Е. Веды,  
А.Л. Винник, В.А. Дуреев

*На основании анализа теплофизических характеристик керамических теплозащитных покрытий показано, что использование этих покрытий для защиты стенок камер сгорания ракетных двигателей твердого топлива с умеренными температурами горения твердого топлива приводит к существенному снижению массы конструкции.*

Развитие современной техники, особенно энергетики, металлургии и ракетостроения привело к широкому применению теплозащитных покрытий (ТЗП).

В последние годы все более широкое применение находят керамические ТЗП, используемые для защиты конструкций, работающих при высоких температурах [1].

Основными достоинствами керамических ТЗП являются стойкость по отношению к воздействию практически всех агрессивных сред, высокая прочность, износостойкость, твердость, низкая плотность и стабильность механических свойств в широком диапазоне температур [2].

Условно керамические ТЗП можно разделить на бескислородные и кислородсодержащие.

Основным недостатком бескислородных керамических теплозащитных покрытий являются низкие величины линейного коэффициента термического расширения (ЛКТР) ( $5 \cdot 10^{-6}$  -  $7 \cdot 10^{-6}$  1/К) в сравнении с ЛКТР конструкционных металлических материалов ( $\approx 12 \cdot 10^{-6}$  1/К) [2].

Преимуществами кислородсодержащих керамических ТЗП являются низкая теплопроводность, хорошая адгезия к конструкционным металлическим материалам и практически равные с данными материалами величины ЛКТР.

В настоящее время разработаны различные технологические методы, позволяющие придавать кислородсодержащим керамическим теплозащитным покрытиям заданные свойства, которые дают возможность варьировать их эрозионно - стойкие [3] и теплозащитные свойства [4, 5, 6].

В работе [4] приводятся зависимости коэффициента теплопроводности от температуры для алюмофосфатных композиций на основе ко-

рунда и кварца, взятых в соотношении 7:3 с волокнами  $Al_2O_3$ , составляющими 5, 15, 25 и 35%. При этом величина коэффициента теплопроводности наименьшая при содержании волокна  $Al_2O_3$  равном 35 % и изменяется практически линейно от 7,5 Вт/м·К при 473 К до 0,03 Вт/м·К при 973 К и выше.

В работе [5] приведены результаты двух экспериментов. В первом проводились термоциклические испытания (100 теплосмен) безобжигового керамического ТЗП толщиной в  $2 \cdot 10^{-3}$  м, содержащего бикомпонентные армирующие нитевидные кристаллы оксидов и создавшего максимальный перепад температур по сечению покрытия в 558 К за 30 секунд работы в скоростном (325 м/с) газовом потоке с температурой  $T=1073$  К.

Во втором испытывалось такое же керамическое ТЗП толщиной  $2 \cdot 10^{-3}$  м, которое в стационарных условиях газового потока с температурой  $T=1073$  К и скоростью 34-40 м/с создало термическое сопротивление, вызвавшее градиент температур более чем в 773 К. Визуальный осмотр поверхности канала, после завершения 100 часов испытаний, трещин, дефектов и следов эрозионного уноса массы покрытия не выявил.

В настоящее время допустимые рабочие температуры корпуса ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) составляют 615-725 К [7]. При достижении такой температуры кислородсодержащим керамическим ТЗП величина его коэффициента теплопроводности становится настолько мала, что покрытие практически не пропускает тепловой поток к несущей металлической стенке корпуса РДТТ. При этом толщина ТЗП из кислородсодержащей керамики, обеспечивающая допустимые рабочие температуры камеры сгорания РДТТ, может быть значительно меньше в сравнении с другими видами ТЗП.

В работе [8] приведена аналитическая зависимость для определения потребной толщины ( $\delta_n$ ) ТЗП при известном времени ( $\tau_3$ ) работы РДТТ и допустимой температуре ( $T_d$ ) несущей металлической стенки:

$$\delta_n = - \frac{\lambda_n \tau_3}{c_m \rho_m \delta_m \ln \left( \frac{T_r - T_d}{T_r - T_n} \right)} - \frac{\lambda_n}{\alpha}, \quad (1)$$

где  $\lambda_n$  - коэффициент теплопроводности ТЗП;

$\alpha$  - коэффициент теплоотдачи, равный сумме коэффициентов конвективной и лучистой теплоотдачи;

$c_m$  - удельная теплоемкость материала несущей металлической стенки;

$\rho_m$  - плотность материала несущей металлической стенки;

$\delta_m$  - толщина несущей металлической стенки;

$T_r$  - температура газового потока;

$T_n$  - начальная температура ТЗП.

Анализ формулы (1) показывает, что при одинаковом времени работы РДТТ и толщине несущей металлической стенки наименьшее значение толщины ТЗП получается тогда, когда величина коэффициента теплопроводности ТЗП минимальная.

Воспользовавшись формулой (1), найдем величину отношения толщин ( $\delta_n$ ) ТЗП из каучука с асбестовым наполнителем ( $\lambda_n = 0,232$  Вт/м К), которое применяется для защиты стенок камеры сгорания твердотопливного ускорителя ракеты-носителя «Ариан-3» [9] и толщины ( $\delta_k$ ) теплозащитного покрытия из безобжигового кислородсодержащего керамического материала ( $\lambda_k = 0,05$  Вт/м К) при равных значениях  $\alpha$ ,  $\rho_m$ ,  $\tau_z$ ,  $\delta_m$ ,  $T_r$ ,  $T_d$ ,  $T_n$ :

$$\frac{\delta_n}{\delta_k} = \frac{\lambda_n}{\lambda_k} = \frac{0,232}{0,05} = 4,64.$$

Данный пример показывает, что при одних и тех же условиях толщина безобжигового кислородсодержащего керамического теплозащитного покрытия будет в 4,64 раза меньше толщины ТЗП, применяемого на ускорителе.

При практически одинаковой плотности ( $\rho = 1200$  кг/м<sup>3</sup>) вышеуказанных ТЗП, масса одного квадратного метра ТЗП из безобжиговой кислородсодержащей керамики в 4,64 раза меньше массы ТЗП из каучука с асбестовым наполнителем.

Следует также отметить, что запасы исходного сырья для производства керамических ТЗП неограничены, а стоимость их в условиях серийного производства невелика. Кроме этого применение керамических теплозащитных покрытий позволит снизить токсичность продуктов сгорания твердого топлива [2].

Таким образом, применение кислородсодержащих керамических теплозащитных покрытий для тепловой защиты стенок камер сгорания ракетных двигателей твердого топлива с длительным временем работы и умеренной (до 2000 К) температурой горения твердого топлива позволит не только снизить массу и стоимость производства конструкции РДТТ, но и улучшить экологические показатели.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Журавлев Г.И. Химия и технология термостойких неорганических покрытий. – Л.: Химия, 1975. – 200 с.

2. Санин Ф.П., Кучма Л.Д., Джур Е.А., Санин А.Ф. Твердотопливные ракетные двигатели. *Материалы и технологии*. – Днепропетровск: ДГУ, 1999. – 320 с.
3. Ведь В.Е., Бут Е.Н. Оптимальный выбор высокотемпературных компаундов – покрытий элементов ГТД // *Методы и средства машинной диагностики газотурбинных двигателей и их элементов: Тез. докл. Всесоюзной научн. конф.* – Харьков. – 1977. – С. 301 - 303.
4. Мацевитый Б.М., Ведь В.Е., Иванов В.А., Лушпенко С.Ф. Разработка безобжиговых теплоизолирующих материалов для высокотемпературных покрытий металлов // *Доповіди Національної академії наук України*. – К.: Президія НАНУ. – 1998. – № 10. – С. 112 - 117.
5. Ведь В.Е. Оценка эффективности тепловой изоляции головок цилиндров двигателей внутреннего сгорания // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Харків: ХДПУ. – 1999. – № 2. – С. 81 - 85.
6. Ведь В.Е., Завгородний Ю.Н. Расчет температурных коэффициентов линейного расширения оксидных компонентов, применяемых в двигателестроении // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: ХАИ. – 1999. – Вып. 9. – С. 404 - 407.
7. Ерохин Б.Т. Теория внутрикамерных процессов и проектирование РДТТ. – М.: *Машиностроение*, 1990. – 560 с.
8. Приходько И.М., Винник А.Л., Дуреев В.А. Задача о минимуме веса теплозащитной стенки камеры сгорания ракетного двигателя твердого топлива // *Системи обробки інформації*. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, 2001. – Вып. 4(14). – С. 170 - 175.
9. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе. Пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 294 с.

Поступила 14.02.2002

**ПРИХОДЬКО Иван Михайлович**, докт. техн. наук, профессор, профессор кафедры Харьковского военного университета. Область научных интересов – тепло-массообмен в ракетной и космической технике.

**ВЕДЬ Валерий Евгеньевич**, докт. техн. наук, профессор, профессор кафедры общей химической технологии, процессов и аппаратов Национального технического университета «ХПИ». Область научных интересов – технология высокотемпературных керамических материалов и покрытий.

**ВИННИК Алексей Леонидович**, адъюнкт очной адъюнктуры при Харьковском военном университете. В 1988 году окончил Ростовское высшее командно-инженерное училище ракетных войск. Область научных интересов – тепловая защита конструкций.

**ДУРЕЕВ Вячеслав Александрович**, адъюнкт очной адъюнктуры при Харьковском военном университете. В 1997 году окончил Харьковский военный университет. Область научных интересов – тепловая защита конструкций.

---