

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КЕРАМИЧЕСКИХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

А.Л. Винник

(представил д.т.н., проф. В.Е. Веды)

*В статье кратко охарактеризованы вспомогательные ракетные двигатели твердого топлива, отмечены основные недостатки применяемых в них разрушающихся теплозащитных покрытий и приведены данные экспериментальных исследований безобжиговых керамических теплозащитных покрытий. Показано, что применение безобжиговых керамических теплозащитных покрытий вместо разрушающихся может привести к существенному снижению массы конструкций двигателей.*

Вспомогательные ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) нашли широкое применение в ракетно-космической технике. Некоторые из них, например двигатели систем разведения, орбитального перехода, газогенераторы твердого топлива (ТТ), которые близки по принципам действия и характеру рабочих процессов к РДТТ [1], и другие обладают определёнными особенностями: низкими температурами горения применяемых в них ТТ (до 2300 К) [2] и достаточно продолжительным временем работы.

Особенно широки и разнообразны области применения газогенераторов ТТ в качестве:

- источников пневмопитания сервоприводов систем управления ракет;
- гидроаккумуляторов и турбонасосных агрегатов гидроприводов;
- источников питания газотурбогенераторов систем электропитания ракет [1] и др.

В большинстве конструкций вспомогательных РДТТ для внутренней тепловой защиты используются разрушающиеся (уносимые) теплозащитные покрытия (ТЗП) плотностью 1000 – 1300 кг/м<sup>3</sup> [3]. Такая плотность сказывается на увеличении массы конструкций РДТТ. При этом допустимая температура их металлических корпусов не должна превышать 615 – 725 К [4].

Особые требования предъявляются к чистоте вырабатываемого ими в процессе работы газа, в котором должно быть обеспечено минимальное содержание твердых частиц, отсутствие жидкой фазы, а также агрессив-

ных по отношению к конструкционным материалам соединений [1], что достаточно проблематично для РДТТ, имеющих разрушающиеся ТЗП.

Следовательно, возникает необходимость замены разрушающихся ТЗП на пассивные ТЗП, сочетающие высокую температуру плавления и низкие коэффициент теплопроводности и плотность. Такими свойствами обладают безобжиговые керамические ТЗП [5].

С целью проверки возможности использования безобжиговых керамических ТЗП для внутренней тепловой защиты вспомогательных РДТТ, автором (при содействии специалистов кафедры общей химической технологии, процессов и аппаратов Национального технического университета “ХПИ” и кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”) были проведены эксперименты по продувке высокотемпературным высокоскоростным газовым потоком внутренних поверхностей испытуемых образцов, которые защищались безобжиговыми керамическими ТЗП с различными свойствами. Эксперименты проводились на стенде для испытания преобразователей температуры и напряжений “ХАИ” (рис. 1).

В экспериментах температура газового потока определялась посредством термопары типа ТПП ( $\varnothing 8 \cdot 10^{-4}$  м), показания которой выводились на комбинированный цифровой прибор Щ300, и соответствовали 1883 - 1915 К [6].

Скорость газового потока фиксировалась указателем приборной скорости УС-1600 [7]. Максимальное значение скорости газового потока в процессе экспериментов достигало 125 м/с.

Каждый образец, испытанный на стенде (рис. 2), представлял собой цилиндр длиной 0,15 м, изготовленный из стали марки Ст1пс, наружным диаметром  $76 \cdot 10^{-3}$  м и толщиной  $3,8 \cdot 10^{-3}$  м.

Внутренняя поверхность цилиндра защищалась двухслойным безобжиговым керамическим ТЗП. Слой ТЗП, обращённый к потоку газа, был выполнен из эрозионно-стойкой керамики. Последующий слой ТЗП был сформирован на основе поризированной керамики.

Первоначально были испытаны безобжиговые керамические ТЗП



Рис. 1. Общий вид испытательного стенда



Рис. 2. Испытуемый образец на стенде перед испытанием

толщиной  $5 \cdot 10^{-3}$  м (толщина эрозионностойкого слоя –  $5 \cdot 10^{-4}$  м, толщина слоя пористостью 15-20 % –  $4,5 \cdot 10^{-3}$  м). На испытуемых образцах были закреплены по три термопары типа ТХА Ø  $2 \cdot 10^{-4}$  м: № 1 – на границе ТЗП и металла; № 2 – на глубине 1/2 толщины металла; № 3 – на внешней поверхности металла. Термопары были размещены в сечении, перпендикулярном газовому потоку в зоне его максимальной температуры. Зона максимальной температуры была экспериментально определена как сечение, находящееся на расстоянии 1/3 длины образцов от их выходного отверстия.

Исходя из условий работы РДТТ, воздействие газового потока на исследуемое покрытие осуществлялось в течении 180 секунд. Замеры температуры в местах крепления термопар проводились через каждые 30 секунд. Результаты термометрирования сведены в табл. 1.

Таблица 1

Температуры в местах крепления термопар  
в зависимости от времени воздействия газового потока

Время, с	Образец № 1			Образец № 2		
	ТХА № 1	ТХА № 2	ТХА № 3	ТХА № 1	ТХА № 2	ТХА № 3
	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К
0	283	283	283	283	283	283
30	559	485	460	530	493	485
60	673	623	599	655	612	605
90	752	726	714	734	717	708
120	820	804	792	804	793	783
150	898	881	841	881	867	861
180	914	902	883	905	893	886

Визуальный осмотр образцов, проведённый после окончания экспериментов, показал отсутствие видимых повреждений ТЗП, что свидетельствует об их достаточной стойкости к воздействию газового потока. Однако температура на границе ТЗП и металла после 90 секунд работы оказалась выше допустимой температуры металлических корпусов РДТТ. Это определило необходимость корректировки параметров ТЗП, выразившуюся в значительном увеличении его пористости и некотором увеличении толщины.

Поэтому в последующем были испытаны безобжиговые керамические ТЗП с пористостью теплоизоляционного слоя 40 и 60 %. Причем, на один образец ТЗП наносилось путём намазки и при его подсыхании срезалось до необходимой толщины специальной оправкой. На другой образец ТЗП наносилось путем заливки подготовленной смеси в полость между металлическим корпусом и специальной оправкой.

Испытуемые образцы имели толщину ТЗП  $6,2 \cdot 10^{-3}$  м (эрозионностойкий слой –  $1 \cdot 10^{-3}$  м, поризированный слой –  $5,2 \cdot 10^{-3}$  м). Они отличались от уже испытанных размещением аналогичных термопар в том же

сечении: № 1 и № 2 – на границе ТЗП и металла (для более точного определения значения температуры в этом месте); № 3 – на внешней поверхности металла. В данных экспериментах воздействие газового потока осуществлялось до достижения допустимой температуры 725 К на границе ТЗП и металла. Фиксация температур в местах крепления термомпар проводилась посекундно. Результаты термометрирования сведены в табл. 2.

Таблица 2

Температуры в местах крепления термомпар  
в зависимости от времени воздействия газового потока

Время, с	Образец № 3 (пористость 40 %)				Образец № 4 (пористость 60 %)			
	ТХА № 1	ТХА № 2	Среднее показание ТХА № 1 и ТХА № 2	ТХА № 3	ТХА № 1	ТХА № 2	Среднее показание ТХА № 1 и ТХА № 2	ТХА № 3
	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К	Т, К
0	298	298	298	298	298	298	298	298
30	372	374	373	366	365	366	365,5	346,5
60	471	478	474,5	458	460	461	460,5	435
90	577	587	582	572	555	556	555,5	524,5
120	666	680	673	669	630	631	630,5	603
145	718	732	725	723	666	670	668	654
150	-	-	-	-	672	675	673,5	664
180	-	-	-	-	698	705	701,5	693,5
208	-	-	-	-	723	726	724,5	721

Как следует из табл. 2 температура в 725 К на границе ТЗП и металлической стенки была достигнута через 145 и 208 секунд воздействия газового потока на испытуемые образцы. При этом визуальный осмотр поверхностей ТЗП не выявил нарушений целостности покрытий от воздействия высокотемпературного газового потока.

Данные вышеописанных экспериментов послужили основой для проведения расчётов с целью сравнения удельных (приведенных к 1 м<sup>2</sup>) масс двух ТЗП: разрушающегося и безобжигового керамического. Для определения удельной массы разрушающегося ТЗП – фенольного нейлона, необходимо рассчитать его толщину, которая обеспечивает температуру металлической стенки не выше 725 К. Вычисления проводили по исходным данным, соответствующим теплофизическим характеристикам ТЗП и условиям проведения первых двух экспериментов:

коэффициент температуропроводности ТЗП –  $\alpha = 0,143 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$ ;

температура абляции (разрушения) ТЗП –  $T_{аб} = 1030 \text{ К}$ ;

удельная теплоемкость ТЗП –  $c_{аб} = 1850 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$ ;

теплота абляции ТЗП –  $Q_{аб} = 1,4 \cdot 10^6$  Дж/кг [3];  
 плотность ТЗП –  $\rho_{фн} = 1200$  кг/м<sup>3</sup>;  
 коэффициент для параметра вдува –  $A = 0,66$ ;  
 коэффициент для параметра вдува –  $m = 0,41$  [8];  
 температура газового потока –  $T_r = 1883$  К;  
 допустимая температура металлической стенки –  $T_d = 725$  К;  
 начальная температура ТЗП –  $T_n = 293$  К;  
 внутренний диаметр образца –  $d = 5,84 \cdot 10^{-2}$  м;  
 скорость газового потока –  $w = 125$  м/с;  
 коэффициент теплопроводности газового потока –  $\lambda_r = 0,162$  Вт/м·К;  
 коэф-т динамической вязкости газового потока –  $\mu_r = 6,74 \cdot 10^{-5}$  Н·с/м<sup>2</sup>;  
 плотность газового потока –  $\rho_r = 0,496$  кг/м<sup>3</sup>;  
 удельная теплоёмкость газового потока –  $c_p = 1510$  Дж/кг·К [9].  
 Согласно [8], коэффициент конвективной теплоотдачи рассчитывается по следующему выражению:

$$\alpha_k = 0,023 \frac{\lambda_r}{d} \left( \frac{w d \rho_r}{\mu_r} \right)^{0,8} \left( \frac{\mu_r c_p}{\lambda_r} \right)^{0,4} = 322,3 \text{ (Вт/м}^2 \cdot \text{К)} .$$

Коэффициент лучистой теплоотдачи  $\alpha_l$ , как и в работе [8], был принят равным  $580$  Вт/м<sup>2</sup>·К.

Как следует из табл. 1, допустимая температура металлической стенки (725 К) была достигнута при условиях проведения эксперимента через  $t = 90$  секунд воздействия газового потока. Это значение времени используем для дальнейших расчётов.

Вычисленная по формуле [8] скорость уноса фенольного нейлона равна

$$u_{аб} = \frac{\alpha_k}{c_p \rho_n} \left[ A \frac{c_p (T_r - T_{аб})}{c_{аб} \left( T_{аб} - T_n + \frac{Q_{аб}}{c_{аб}} \right) \cdot \left( 1 - \frac{\alpha_l}{\alpha_l + \alpha_k} \right)} \right]^{\frac{1}{1+m}} = 1,6 \cdot 10^{-4} \text{ (м/с)} .$$

При этом толщина уносимого слоя такого ТЗП должна соответствовать

$$\delta_{аб} = u_{аб} \cdot t = 14,4 \cdot 10^{-3} \text{ (м)} ,$$

а толщина остаточного слоя ТЗП

$$\delta_{ост} = \frac{a}{u_{аб}} \ln \frac{T_{аб} - T_n}{T_d - T_n} = 4,8 \cdot 10^{-4} \text{ (м)} .$$

Тогда общая толщина уносимого ТЗП равна

$$\delta_{фн} = \delta_{аб} + \delta_{ост} = 14,88 \cdot 10^{-3} \text{ (м)} .$$

Масса одного квадратного метра ТЗП из фенольного нейлона равна

$$M_{\text{фн}} = \delta_{\text{фн}} \cdot \rho_{\text{фн}} = 17,85 \text{ (кг)} .$$

Масса одного квадратного метра ТЗП из безобжиговой керамики при условиях проведения эксперимента равна

$$M_{\text{к}} = \delta_{\text{эк}} \cdot \rho_{\text{эк}} + \delta_{\text{пк}} \cdot \rho_{\text{пк}} = 5 \cdot 10^{-4} \cdot 2600 + 4,5 \cdot 10^{-3} \cdot 1415 = 7,67 \text{ (кг)} ,$$

где  $\delta_{\text{эк}}$  и  $\delta_{\text{пк}}$  – толщины эрозионностойкого и поризированного слоев, а  $\rho_{\text{эк}}$  и  $\rho_{\text{пк}}$  – плотности эрозионностойкого и поризированного слоев.

Таким образом, возможное снижение массы при использовании безобжигового керамического ТЗП, даже с пористостью 15 – 20 %, в сравнении с ТЗП из фенольного нейлона для одного квадратного метра ТЗП может составить

$$\Delta M = M_{\text{фн}} - M_{\text{к}} = 10,18 \text{ (кг)} .$$

Анализ результатов проведённых экспериментов и расчётов показывает, что применение безобжиговых керамических ТЗП с пористостью до 60 % позволит достичь более значительного снижения массы конструкции. При этом время достижения допустимой температуры металлической стенки должно существенно возрасти (табл. 2).

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Абугов Д.И., Бобылев В.М. *Теория и расчёт ракетных двигателей твердого топлива*. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. *Теория ракетных двигателей*. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
3. Дюнзе М.Ф., Жимолохин В.Г. *Ракетные двигатели твердого топлива для космических систем*. – М.: Машиностроение, 1982. – 160 с.
4. Ерохин Б.Т. *Теория внутрикамерных процессов и проектирование РДТТ*. – М.: Машиностроение, 1991. – 560 с.
5. Свирский Л.Д., Соболев Н.П., Кнабе Э.Я., Казакевич В.М. *Безобжиговые теплозащитные покрытия повышенной прочности // Защитные высокотемпературные покрытия*. – Л.: Наука. – 1972. – С. 287 - 290.
6. ГОСТ 3044-70 Государственный Комитет СССР по стандартам «Преобразователи термоэлектрические. Номинальные статические характеристики преобразования». – М.: Изд-во стандартов, 1983. – 58 с.
7. Демушкин С.К., Кленов В.И., Славук Ю.И., Соболев Б.Н., Соколов В.В. *Системы электронной автоматики, приборное и высотное оборудование летательных аппаратов*. – М.: Воениздат, 1978. – 312 с.
8. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. *Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе*. – М.: Машиностроение, 1968. – 536 с.
9. Варгафтик Н.Б. *Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей*. – М.: Наука, 1972. – 720 с.

Поступила 25.07.2002

**ВИННИК Алексей Леонидович**, адъюнкт очной адъюнктуры при Харьковском во-

*енном университете. В 1988 году окончил Ростовское высшее военно-командно-инженерное училище ракетных войск. Область научных интересов – тепловая защита конструкций.*