

## МОДИФИЦИРОВАНИЕ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ $ZrO_2$ МЕТОДОМ НАМАЗКИ

Закиров И.Ф.<sup>1</sup>, Банных С.А.<sup>1</sup>, Шак А.В.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>) Уральский федеральный университет имени первого Президента России  
Б.Н. Ельцина, г. Екатеринбург, Россия  
E-mail: zif-89@mail.ru

## MODIFICATION OF THE HEAT-SHIELDING COATINGS BASED ON $ZrO_2$ BY THE SPREADING METHOD

Zakirov I.F.<sup>1</sup>, Bannykh S.A.<sup>1</sup>, Shak A.V.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>) Ural Federal University, Yekaterinburg, Russia

A method has been developed for applying a heat-shielding coating based on zirconium dioxide reinforced with ceramic fiber by manually spreading an aqueous slip followed by drying and calcining at 1200°C in an inert atmosphere.

Развитие авиационной промышленности и двигателестроения в настоящее время направлено на увеличение КПД двигателя, снижению его весовой характеристики и уменьшению выброса вредных веществ в атмосферу. Эти характеристики достигаются путем создания еще более мощного высокотемпературного потока газа на входе в турбину. Однако, даже лучшие жаропрочные сплавы на никелевой основе, которые способны работать в течение долгого времени в условиях статических и динамических нагрузок, начинают разрушаться при температурах свыше 1100°C. Без тепловой защиты высокая температура может пагубно повлиять на детали и металлические узлы двигателя, в том числе и на лопатки газотурбинных двигателей (ГТД) авиационного назначения.

Теплозащитных покрытий (ТЗП) существует большое количество, чаще всего промышленные предприятия используют керамические покрытия на основе  $ZrO_2$ . Такая керамика обладает стойкостью при работах в окислительных средах и высоких температурах. Она имеет достаточно высокий коэффициент термического расширения, высокую прочность, стойкость против коррозии и эрозии, отличную изоляционную способность, а так же низкую теплопроводность. Коэффициент теплопроводности ее примерно в 10 раз меньше, чем у основного материала жаростойкого типа [1].

Одним из основных методов нанесения ТЗП является газоплазменное напыление. Недостатком такой теплозащиты является достаточно высокая пористость и шероховатость, что приводит к повышенной газопроницаемости и окислению подложки, значительно снижает срок службы покрытия и детали. Таким образом, возникает необходимость в дополнительной модификации керамического слоя ТЗП различными методами [2].

Для решения данной проблемы нами разработан композиционный состав шликера на основе  $ZrO_2-7\%Y_2O_3$ , армированного керамическим волокном. После ручной намазки водного шликера требуется сушка на воздухе и затем прокаливание покрытия при температуре до  $1200^\circ C$  в течение 2 часов. Для предотвращения окисления материала лопатки прокаливание проводится в инертной атмосфере.

Исследования по отработке вариантов модификации ТЗП производились на образцах из сплава ХН60ВТ размером  $75 \times 25 \times 1,5$  мм. Установлено, что шероховатость поверхности начального керамического покрытия, нанесенного газоплазменным напылением, составляет от Ra 6 до Ra 9 в зависимости от условий напыления криволинейных поверхностей. Шероховатость керамического слоя после модифицирования путем намазки снижается до  $\sim Ra 4,5$ . Есть возможность, как залечивания трещин, так и нанесение сплошного толстого слоя толщиной 50-80 мкм.

Проведенные испытания в условиях термоциклирования: нагрев  $20 \rightarrow 1000^\circ C \rightarrow$  выдержка 10 минут  $\rightarrow$  охлаждение в воде показали, что после 25 циклов снижения шероховатости не происходит. Видимых дефектов не наблюдается. Микроструктура покрытия после 25 термоциклов представлена на рисунке.

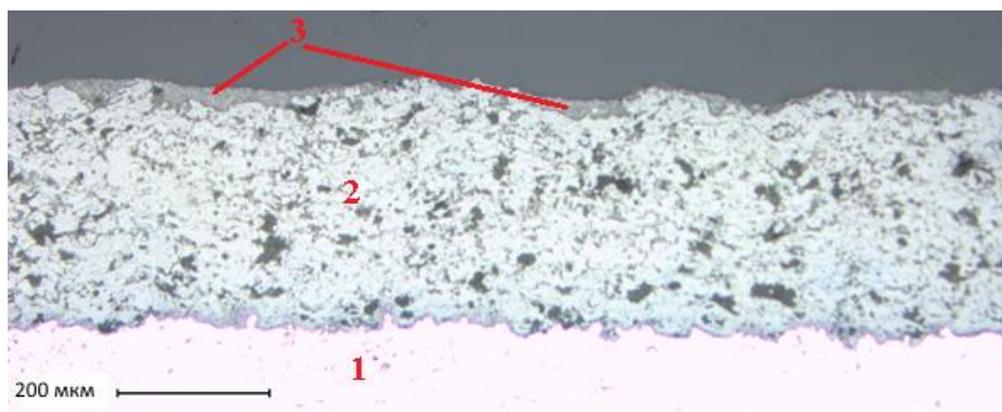


Рис. 1. Микроструктура модифицированного теплозащитного покрытия на основе  $ZrO_2$  после 25 термоциклов: 1- подслоя, 2 - теплозащитный слой, 3 - слой намазки.

1. Н.И.Старцев, С.В.Фалалеев, Конструкция узлов авиационных двигателей: турбина и камера сгорания: электронный курс лекций, Государственный аэрокосмический университет (2007)
2. Н.Т Тиханов, Н.Ф Мусаткин, В.Н Матвеев, Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей, Государственный аэрокосмический университет, (2001)