

МЕТАЛЛОВЕДЕНИЕ И ТЕРМИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ

УДК 669

DOI:10.34759/vst-2020-2-207-213

СТРУКТУРНЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОДУГОВОГО ТЕРМОБАРЬЕРНОГО ПОКРЫТИЯ НА ЛОПАТКАХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПОСЛЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Головач А.М.* , Дмитриева М.О.** , Бондарева О.С.***

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

(Самарский университет),

ул. Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

** e-mail: machete.ru2016@gmail.com*

*** e-mail: mdmitrlewa@yandex.ru*

**** e-mail: osbond@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 16.12.2019

В условиях высокотемпературной эксплуатации к компонентам газотурбинных двигателей предъявляются особые требования, поэтому с целью защиты элементов газовой турбины были разработаны теплозащитные покрытия (ТЗП), представляющие собой систему из двух или более слоев, нанесенных специальным способом на подложку. В данной работе для исследования были выбраны покрытия, полученные методом электродугового физического пароосаждения (ЭДП). Для системы ТЗП использовались три типа сплавов: СДП-4, представляющий собой покрытие типа NiCoCrAlY; ВСДП-16 — диффузионное покрытие типа AlNiY и, наконец, керамический слой из оксида циркония, стабилизированного оксидом иттрия ($ZrO_2 + 8\% Y_2O_3$). Химический состав теплозащитного покрытия определялся с помощью рентгеноспектрального микроанализатора системы Inca Energy OXFORD instruments. Определено, что после длительной эксплуатации связующий слой покрытия, образованный сплавами СДП-4 и ВСДП-16, имеет две четко определенные зоны: β -NiAl-фазу и зону интердиффузии, в то время как NiCrCoAlY не проявляет разделения фаз, и структура покрытия представляет собой смесь β -NiAl- и γ -фазы. Установлено, что происходит диффузия кислорода снаружи керамического верхнего слоя до его границы с жаропрочным подслоем, что способствует образованию термически выращенного оксида — α -Al₂O₃. Замечено, что сплав ВСДП-16, осаждаемый на слой СДП-4, увеличивает количество алюминия в связующем покрытии, компенсируя его расход на образование α -Al₂O₃ из β -NiAl-фазы.

Ключевые слова: керамическое покрытие, жаропрочный подслой, термически выращенный оксид.

Введение

Газотурбинный двигатель — неотъемлемая часть летательного аппарата, которая обеспечивает подъемную силу. Для того чтобы летательный аппарат был более динамичен и стабилен, требуется большое отношение тяги к весу. Не прекращается разработка новых конструкций камер сгорания двигателей и систем их охлаждения [1]. Создаются и изучаются новые жаропрочные сплавы [2]. Ведется поиск новых методов повышения эффективности газотурбинных установок [3]. С этой целью разработаны теплозащитные покрытия (ТЗП), с помощью которых возможно увеличить температуру газов на входе в турбину и упростить системы охлаждения, что благоприятно сказывается на удельной тяге газотурбинного двигателя. Таким образом достигается более высокая эффективность двигателя, снижение выбросов и повышение производительности [4—6].

В настоящее время теплозащитные покрытия обычно представляют собой двухслойные системы, состоящие из верхнего керамического слоя и металлического связующего слоя, наносимого на подложку из суперсплава [7—9]. Основной принцип работы ТЗП заключается в уменьшении теплопередачи от керамического слоя, состоящего из стабилизированного иттрием оксида циркония, на металлическую подложку [10—12].

Существует множество методов осаждения термобарьерных покрытий, такие как газотермическое воздушно-плазменное напыление (ГПН), лазерное химическое напыление, электродуговое физическое пароосаждение (ЭДП) и др. [13—15]. Наиболее популярным методом является электродуговое физическое пароосаждение, так как покрытия, полученные данным методом, имеют

лучшую шероховатость, что благоприятно воздействует на аэродинамические свойства газотурбинных лопаток. Данному методу посвящено множество работ [16—18].

Покрытия, полученные методом ЭДП, имеют столбчатую кристаллическую микроструктуру, что дает им более долгий срок службы, в отличие, например, от покрытий, имеющих слоистую микроструктуру, полученных методом ГПН [19—21]. Таким образом, методы ЭДП при производстве термобарьерных покрытий получают все большее распространение [22—24].

Целью настоящей работы являлось исследование микроструктуры и некоторых свойств покрытий, полученных методом ЭДП, в исходном состоянии и после длительной эксплуатации.

Методика проведения исследований

Для исследования были выбраны новые лопатки с покрытием, полученным методом ЭДП на установке MAP-1, созданной во Всероссийском институте авиационных материалов, а также лопатки после длительной эксплуатации (около 8000 часов) в турбине двигателя. Для системы ТЗП использовались три типа сплавов: СДП-4, представляющее собой покрытие из Ni-сплава типа NiCoCrAlY; ВСДП-16, диффузионное покрытие из Al-сплава типа AlNiY и, наконец, керамический слой из оксида циркония, стабилизированный оксидом иттрия ($ZrO_2 + 8\% Y_2O_3$).

Химический состав ТЗП определялся с помощью рентгеноспектрального микроанализатора системы Inca Energy OXFORD instruments, который показан на рис. 1. Элементный анализ покрытий позволяет исследовать наличие, содержание и распределение элементов [25].

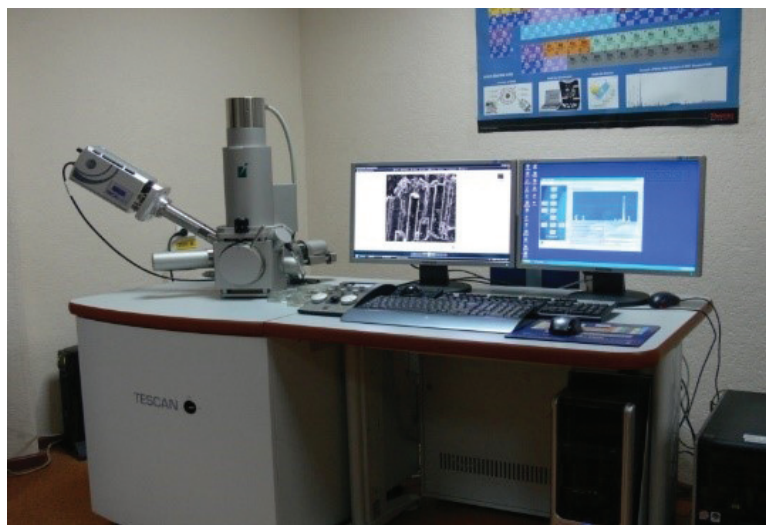


Рис. 1. Электронный микроскоп Tescan Vega SB с рентгеноспектральным микроанализатором INCA Energy

Основные результаты и их обсуждение

После нанесения на поверхность образца из ЖС6Ф покрытия СДП-4 было замечено, что микроструктура покрытия аналогична микроструктуре поверхности подложки. В некоторых областях наблюдаются поры и полости на границе между этим слоем и поверхностью подложки (рис. 2).

После осаждения следующего слоя покрытия ВСДП-16 на образец, уже покрытый СДП-4, наблюдается диффузия через слой СДП-4. Образуется слой δ - Ni_2Al_3 между температурами от 700 до 950 °С, который затем во время эксплуатации при 1000 °С изменяется на β -NiAl-фазу. Этот диффузионный процесс создает зону интердиффузии и верхний слой β -NiAl (рис. 3).

После нанесения этих слоев добавляют последний слой – керамическое покрытие $\text{ZrO}_2 + 8\% \text{Y}_2\text{O}_3$.

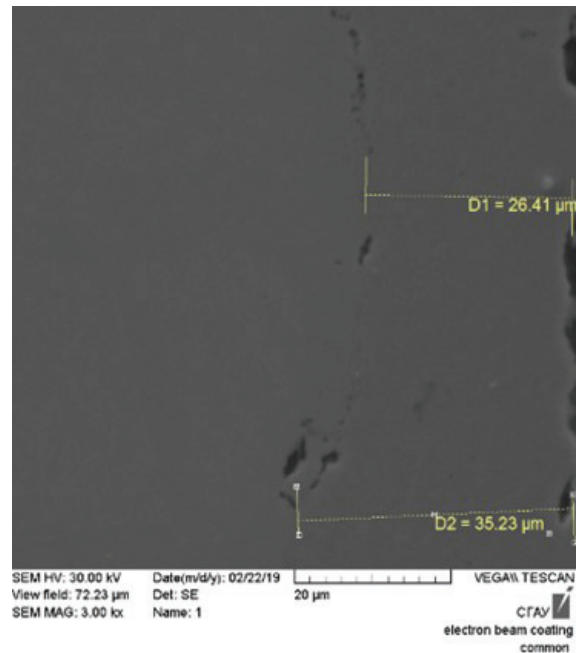


Рис. 2. Характеристики покрытия СДП-4, нанесенного на подложку ЖС6Ф

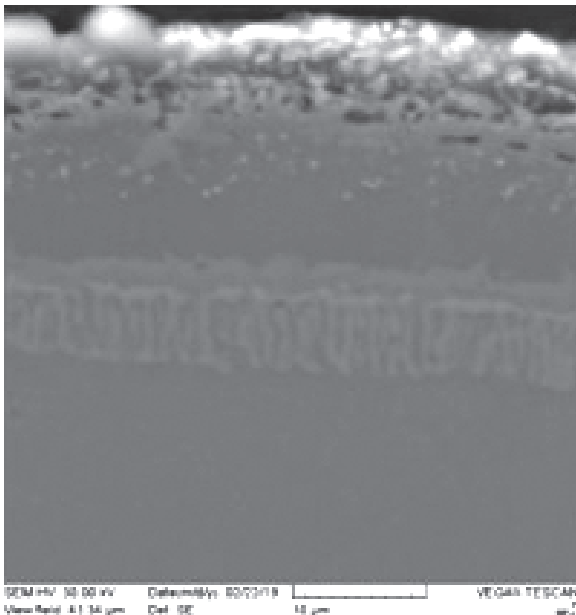


Рис. 3. Покрытие СДП-4 и ВСДП-16 после диффузии алюминия

Анализ структуры нанесенного керамического покрытия показал, что оно имеет форму столбчатых зерен, перпендикулярных подложке, на которую оно нанесено. Ширина этих зерен изменяется от 2,31 мкм до 2,94 мкм (рис. 4).

Были проведены исследования изменения структуры покрытия после эксплуатации. Слой керамического покрытия показал структурное сопротивление, обусловленное неизменностью его столбчатой зернистой структуры после длительной эксплуатации. В то же время покрытие проницаемо, через межплоскостные области столб-

- β -NiAl

- зоны интердиффузии

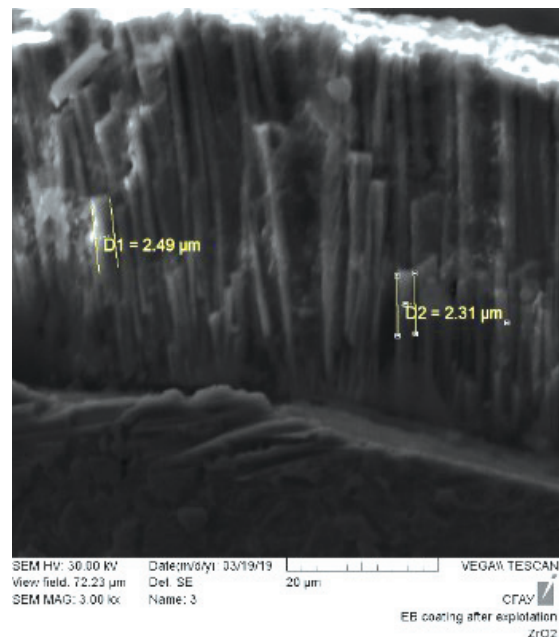


Рис. 4. Структура керамического верхнего слоя $\text{ZrO}_2 + 8\% \text{Y}_2\text{O}_3$, полученного методом ЭДП

чатых зерен кислород диффундирует из внешней зоны покрытия к границе с подслоем и реагирует с β -NiAl-фазой, образуя термически выращенный оксид (ТВО) α -Al₂O₃.

Образование этого оксида приводит к значительным потерям алюминия, так как он постепенно превращается в α -Al₂O₃. Формирование β -NiAl-зоны и зоны интердиффузии приводит к появлению небольших пористостей и полостей из-за процесса диффузии алюминия. Образуется вторичная реакционная зона (ВРЗ) (рис. 5). Заметно, что на некоторых участках образца появились характерные иглы топологически плотно упакованных (ТПУ) фаз, в то время как на других участках они не видны.

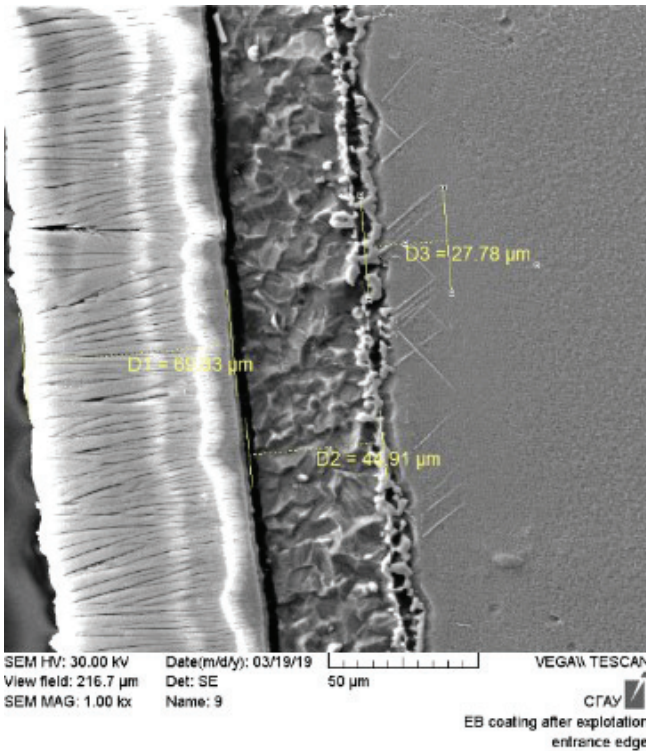


Рис. 5. Вторичная реакционная зона со структурами ТПУ после эксплуатации

Этот эффект также подтверждается рентгено-спектральным микроанализом в трех конкретных точках (подложка, ТПУ и карбиды в зоне интердиффузии). Элементный микроанализ показал диффузию таких элементов, как хром и углерод, в то время как концентрация остальных элементов существенно не изменилась, в структурах ТПУ-фаз увеличилась концентрация таких элементов, как вольфрам и кобальт (рис. 6, таблица).

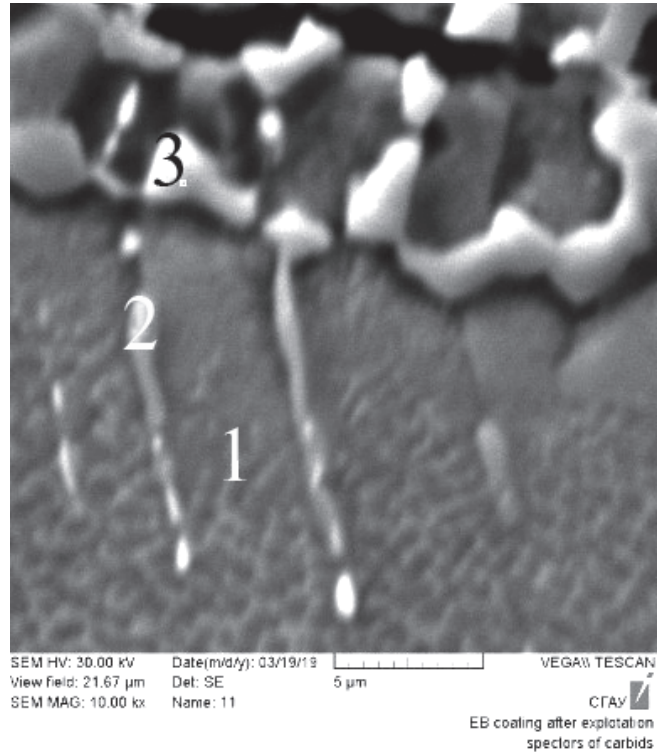


Рис. 6. Точки спектрального анализа ТЗП: 1 — основа; 2 — ТПУ-фаза; 3 — зона интердиффузии

Элементный состав в каждой точке рис. 6

Точка	Массовая доля элементов (%)							Общая
	C	Al	Ti	Cr	Co	Ni	W	
1	8,77	5,31	1,52	7,06	10,51	56,7	10,14	100
2	14,63	3,4	1,11	25,39	5,22	39,24	11,01	100
3	20,1	4,16	0,29	26,84	4,96	37,22	6,44	100

Выводы

Таким образом, связующий слой покрытия, образованный сплавами СДП-4 и ВСДП-16, имеет две четко определенные зоны: β -NiAl-фазу и зону интердиффузии, благодаря механизму диффузии алюминия после осаждения ВСДП-16 на СДП-4. В то время как NiCrCoAlY не проявляет разделения фаз и структура покрытия представляет собой смесь β -NiAl- и γ -фазы. В процессе эксплуатации происходит диффузия кислорода снаружи керамического верхнего слоя до его границы с жаропрочным подслоем. При контакте кислорода с алюминием в β -NiAl-фазе образуется α -Al₂O₃, или так называемый термически выращенный оксид (ТВО). Сплав ВСДП-16, осажда-

емый на слой СДП-4, увеличивает количество алюминия в связующем покрытии, компенсируя его расход на образование α - Al_2O_3 из β -NiAl-фазы.

Библиографический список

1. *Бакланов А.В.* Экспериментальное исследование температурного состояния стенок жаровой трубы многофорсуночной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 116-125.
2. *Хрящев И.И., Данилов Д.В., Логунов А.В.* Разработка экономнолегированного никелевого жаропрочного сплава для рабочих лопаток газовых турбин // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 205-218.
3. *Ткаченко А.Ю., Филинов Е.П.* Повышение эффективности газотурбинной установки для нового поколения газотурбовоза // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 143-151.
4. *Padture N.P., Gell M., Jordan E.H.* Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications // Science. 2002. Vol. 296. No. 5566, pp. 280-284. DOI: 10.1126/science.1068609
5. *Грешта В.Л.* Применение керамических покрытий для защиты деталей ГТД, работающих в условиях экстремально высоких температур // Вестник двигателестроения. 2015. №1. С. 168-171.
6. *Bose S., Demasi J.* Thermal barrier coating experience in gas turbine engines // Journal of Thermal Spray Technology. 1997. Vol. 6. No. 1, pp. 99-104.
7. *Vassen R., Traeger F., Stöver D.* New thermal barrier coatings based on pyrochlore/YSZ double layer systems // International Journal of Applied Ceramic Technology. 2004. Vol. 1. No. 4, pp. 351-356. DOI: 10.1111/j.1744-7402.2004.tb00186.x
8. *Будиновский С.А., Смирнов А.А., Мамвеев П.В., Чубаров Д.А.* Разработка теплозащитных покрытий для рабочих и сопловых лопаток турбины из жаропрочных и интерметаллидных сплавов // Труды ВИАМ. 2015. №4. С. 33-40.
9. *Pomeroy M.J.* Coatings for gas turbine materials and long term stability issues // Materials and Design. 2005. Vol. 26. No. 3, pp. 223-231. DOI: 10.1016/j.matdes.2004.02.005
10. *Karaoglanli A.C, Altuncu E., Ozdemir I., Turk A., Ustel F.* Structure and durability evaluation of YSZ + Al_2O_3 composite TBCs with APS and HVOF bond coats under thermal cycling conditions // Surface and Coatings Technology. 2011. Vol. 205. No. 2, pp. 369-373. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2011.04.081
11. *Pujol G., Ansart F., Bonino J.P., Malié A., Hamadi S.* Step-by-step investigation of degradation mechanisms induced by CMAS attack on YSZ materials for TBC applications // Surface and Coatings Technology. 2013. Vol. 237, pp. 71-78. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2013.08.055
12. *Han M., Zhou G., Huang J., Chen S.* Optimization selection of the thermal conductivity of the top ceramic layer in the double-ceramic-layer thermal barrier coatings based on the finite element analysis of thermal insulation // Surface and Coatings Technology. 2014. Vol. 240, pp. 320-326. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2013.12.047
13. *Bahadori E., Javadpour S., Shariat M.H., Mahzoon F.* Preparation and properties of ceramic Al_2O_3 coating as TBCs on MCrAlY layer applied on Inconel alloy by cathodic plasma electrolytic deposition // Surface and Coatings Technology. 2013. Vol. 228. No. 1, pp. 611-614. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2011.10.060
14. *Saremi M., Afrasiabi A., Kobayashi A.* Bond coat oxidation and hot corrosion behavior of plasma sprayed YSZ coating on Ni superalloy // Transactions of JWRI. 2007. Vol. 36. No. 1, pp. 41-45.
15. *Strangman T., Raybould D., Jameel A., Baker W.* Damage mechanisms, life prediction, and development of EB-PVD thermal barrier coatings for turbine airfoils // Surface and Coatings Technology. 2007. Vol. 202. No. 4-7, pp. 658-664. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2007.06.067
16. *Иванов А., Смирнов Б.* Электронно-лучевое напыление: технология и оборудование // Промышленные технологии. 2012. Т. 36. №6. С. 28-34.
17. *Peng H., Wang L., Guo L., Miao W., Guo H., Gong S.* Degradation of EB-PVD thermal barrier coatings caused by CMAS deposits // Progress in Natural Science: Materials International. 2012. Vol. 22. No. 5, pp. 461-467. DOI: 10.1016/j.pnsc.2012.06.007
18. *Rätzer-Scheibe H.-J., Schulz U.* The effects of heat treatment and gas atmosphere on the thermal conductivity of APS and EB-PVD PYSZ thermal barrier coatings // Surface and Coatings Technology. 2007. Vol. 201. No. 18, pp. 7880-7888. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2007.03.028
19. *Stöver D., Pracht G., Lehmann H., Dietrich M., Döring J.-E., Vaßen R.* New material concepts for the next generation of plasma-sprayed thermal barrier coatings // Journal of Thermal Spray Technology. 2004. Vol. 13. No. 1, pp. 76-83. DOI: 10.1007/s11666-004-0052-4
20. *Каблов Е.Н., Мубояджян С.А., Будиновский С.А., Луценко А.Н.* Ионно-плазменные защитные покрытия для лопаток газотурбинных двигателей // Металлы. 2007. №5. С. 23-34.
21. *Chen W.R., Wu X., Marple B.R., Lima R.S., Patnaik P.C.* Pre-oxidation and TGO growth behaviour of an air-plasma-sprayed thermal barrier coating // Surface and Coatings Technology. 2008. Vol. 202. No. 16, pp. 3787-3796. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2008.01.021
22. *Saruhan B., Francois P., Kritscher K., Schulz U.* EB-PVD processing of pyrochlore-structured $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ -based TBCs // Surface and Coatings Technology. 2004. Vol. 182. No. 2-3, pp. 175-183. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2003.08.068

23. Ma W., Gong S., Xu H., Cao X. The thermal cycling behavior of lanthanum-cerium oxide thermal barrier coating prepared by EB-PVD // *Surface and Coatings Technology*. 2006. Vol. 200. No. 16-17, pp. 5113-5118. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2005.05.033
24. Nicholls J.R., Lawson K.J., Johnstone A., Rickerby D.S. Methods to reduce the thermal conductivity of EB-PVD TBCs // *Surface and Coatings Technology*. 2002. Vol. 151-152, pp. 383-391. DOI: 10.1016/S0257-8972(01)01651-6
25. Петрова Л.Г., Александров В.А., Барабанов С.И. Современные методы исследования структуры и свойств диффузионных слоев после химико-термической обработки // *Вестник Харьковского национального автомобильно-дорожного университета*. 2011. № 54. С. 60-72.

STRUCTURAL DEGRADATION OF ELECTRIC ARC THERMAL-BARRIER COATING ON GAS TURBINE ENGINE BLADES AFTER OPERATION

Golovach A.M. *, Dmitrieva M.O. **, Bondareva O.S. ***

Samara National Research University named after academician S.P. Korolev (Samara University),

34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

* e-mail: machete.ru2016@gmail.com

** e-mail: mdmitrlewa@yandex.ru

*** e-mail: osbond@yandex.ru

Abstract

Thermal protective coatings are the type of coatings employed to insulate components operating at elevated temperatures. Application area of such coatings is the gas turbine engine blades, combustion chamber, nozzle guide apparatus and pipelines. Thermal protective coatings allow increase gas turbines temperature, enhancing thereby the turbine efficiency.

In conditions of high-temperature operation, special requirements are imposed on components of gas turbine engines. In this regard, thermal barrier coatings (TBC) were developed to protect the gas turbine elements, representing a system of the two or more layers applied on a substrate in a special way.

Coatings, obtained by the electric arc technique of physical vapor deposition (EAPVD), were selected for studying in this work. Three types of alloys were employed for the TBS system, such as SDP-4, representing a coating of NiCoCrAlY alloy; VSDP-16, a diffusion coating of a AlNiY type; and, finally ceramic layer from Zirconium oxide, stabilized by the Yttrium oxide ($ZrO_2 + 8\% Y_2O_3$). Chemical composition of the thermal protective coating was determined by the X-ray micro-analyzer of the Inca Energy OXFORD instruments system. It was determined that after long-term operation the coating layer formed by the SDP-4 and VSDP-16 alloys had two clearly defined zones, such as β -NiAl phase and an inter-diffusion zone, while the NiCoCrAlY alloy did not exhibit phase separation, and the coating

structure represents the β -NiAl and γ -phase mixture. It was established that oxygen diffusion occurs outside ceramic upper layer to its boundary with the heat-proof underlayer, which contributes to thermally grown oxide α -Al₂O₃ forming. It was noticed that the VSDP-16 alloy deposited on the SDP-4 layer increases the amount of aluminum in the binder coating layer, compensating its consumption for α -Al₂O₃ forming from the β -NiAl phase.

Keywords: ceramic coating, heat proof underlayer, thermally grown oxide.

References

1. Baklanov A.V. Experimental study of the flame tube temperature state of a gas turbine engine multi-nozzle combustion chamber. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 116-125.
2. Khryashchev I.I., Danilov D.V., Logunov A.V. Developing a sparingly doped high-temperature nickel alloy for gas turbine blades. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 205-218.
3. Tkachenko A.Yu., Filinov E.P. Gas turbine unit efficiency upgrading for gas-turbine locomotive of a new generation. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 143-151.
4. Padture N.P., Gell M., Jordan E.H. Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications, *Science*, 2002, vol. 296, no. 5566, pp. 280-284.
5. Greshtha V.L. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2015, no.1, pp. 168-171.

6. Bose S., Demasi J. Thermal barrier coating experience in gas turbine engines, *Journal of Thermal Spray Technology*, 1997, vol. 6, no. 1, pp. 99-104.
7. Vassen R., Traeger F., Stöver D. New thermal barrier coatings based on pyrochlore/YSZ double layer systems, *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2004, vol. 1, no. 4, pp. 351-356.
8. Budinovskii S.A., Smirnov A.A., Matveev P.V., Chubarov D.A. *Trudy VIAM*, 2015, no. 4, pp. 33-40.
9. Pomeroy M.J. Coatings for gas turbine materials and long term stability issues, *Materials and Design*, 2005, vol. 26, no. 3, pp. 223-231.
10. Karaoglanli A.C., Altuncu E., Ozdemir I., Turk A., Ustel F. Structure and durability evaluation of YSZ + Al₂O₃ composite TBCs with APS and HVOF bond coats under thermal cycling conditions, *Surface and Coatings Technology*, 2011, vol. 205, no. 2, pp. 369-373.
11. Pujol G., Ansart F., Bonino JP., Malié A., Hamadi S. Step-by-step investigation of degradation mechanisms induced by CMAS attack on YSZ materials for TBC applications, *Surface and Coatings Technology*, 2013, vol. 237, pp. 71-78.
12. Han M., Zhou G., Huang J., Chen S. Optimization selection of the thermal conductivity of the top ceramic layer in the double-ceramic-layer thermal barrier coatings based on the finite element analysis of thermal insulation, *Surface and Coatings Technology*, 2014, vol. 240, pp. 320-326.
13. Bahadori E., Javadpour S., Shariat M.H., Mahzoon F. Preparation and properties of ceramic Al₂O₃ coating as TBCs on MCrAlY layer applied on Inconel alloy by cathodic plasma electrolytic deposition, *Surface and Coatings Technology*, 2013, vol. 228, no. 1, pp. 611-614.
14. Saremi M., Afrasiabi A., Kobayashi A. Bond coat oxidation and hot corrosion behavior of plasma sprayed YSZ coating on Ni superalloy, *Transactions of JWRI*, 2007, vol. 36, no. 1, pp. 41-45.
15. Strangman T., Raybould D., Jameel A., Baker W. Damage mechanisms, life prediction, and development of EB-PVD thermal barrier coatings for turbine airfoils, *Surface and Coatings Technology*, 2007, vol. 202, no. 4-7, pp. 658-664.
16. Ivanov A., Smirnov B. *Promyshlennye tehnologii*, 2012, no. 6, pp. 28-34.
17. Peng H., Wang L., Guo L. Degradation of EB-PVD thermal barrier coatings caused by CMAS deposits, *Progress in Natural Science*, 2012, vol. 22, no. 5, pp. 461-467.
18. Rätzer-Scheibe H.-J., Schulz U. The effects of heat treatment and gas atmosphere on the thermal conductivity of APS and EB-PVD PYSZ thermal barrier coatings, *Surface and Coatings Technology*, 2007, vol. 201, no. 18, pp. 7880-7888.
19. Stöver D., Pracht G., Lehmann H., Dietrich M., Döring J.-E., Vaßen R. New material concepts for the next generation of plasma-sprayed thermal barrier coatings, *Journal of Thermal Spray Technology*, 2004, vol. 13, no. 1, pp. 76-83.
20. Kablov E.N., Muboyadzhyan S.A., Budinovskii S.A., Lutsenko A.N. *Metally*, 2007, no. 5, pp. 23-34.
21. Chen W.R., Wu X., Marple B.R., Lima R.S., Patnaik P.C. Pre-oxidation and TGO growth behaviour of an air-plasma-sprayed thermal barrier coating, *Surface and Coatings Technology*, 2008, vol. 202, no. 16, pp. 3787-3796.
22. Saruhan B., Francois P., Kritscher K., Schulz U. EB-PVD processing of pyrochlore-structured La₂Zr₂O₇-based TBCs, *Surface and Coatings Technology*, 2004, vol. 182, no. 2-3, pp. 175-183.
23. Ma W., Gong S., Xu H., Cao X. The thermal cycling behavior of lanthanum-cerium oxide thermal barrier coating prepared by EB-PVD, *Surface and Coatings Technology*, 2006, vol. 200, no. 16-17, pp. 5113-5118.
24. Nicholls J.R., Lawson K.J., Johnstone A. Rickerby D.S. *Methods to reduce the thermal conductivity of EB-PVD TBCs*, *Surface and Coatings Technology*, 2002, vol. 151-152, pp. 383-391.
25. Petrova L.G., Aleksandrov V.A., Barabanov S.I. *Vestnik Har'kovskogo nacional'nogo avtomobil'no-dorozhnogo universiteta*, 2011, no. 54, pp. 60-72.