

УДК 621.438-226.739.6

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-41-49

Экспериментальные исследования влияния характеристик металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия лопаток турбины газотурбинного двигателя

Е.В. Самойленко¹, В.Г. Угренинов¹, В.В. Шестаков²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

²«Лыткаринский машиностроительный завод» филиал ПАО «ОДК-УМПО»,
г. Лыткарино, Россия

Аннотация: Долговечность рабочих лопаток турбины ГТД с теплозащитными покрытиями (ТЗП) зависит от многих факторов, в том числе от состава, структуры и свойств металлического подслоя (МП). Положительный эффект применения ТЗП общеизвестен: увеличение ресурса защищаемой детали или повышение температуры рабочего газа перед турбиной двигателя. Вместе с тем очевиден и тот факт, что разработка и внедрение новых ТЗП, которые используют более эффективные МП, является актуальной задачей. На эффективность и долговечность ТЗП существенное влияние оказывают следующие характеристики металлического подслоя: материал, его толщина и микроструктура, метод нанесения. С целью выбора рационального металлического подслоя ТЗП и оценки его работоспособности на лопатках турбины при высоких температурах в работе выполнен сравнительный анализ изотермической жаростойкости ТЗП с различными вариантами металлических подслоев и при различных эксплуатационных температурах. В качестве критерия изотермической жаростойкости принято время τ_p , до которого суммарная площадь сколов керамического слоя на входной кромке и корыте не превышает 30 %. Испытания технологических лопаток ГТД, изготовленных из сплава ЖС32ВИ, с нанесенными на них по серийной технологии ТЗП с различными металлическими подслоями были проведены при температурах 1100 и 1170 °С. База испытаний на изотермическую жаростойкость составляла не менее 500 часов. Испытаниям подвергали по четыре технологические лопатки с каждым из исследуемых вариантов покрытий. Анализ полученных результатов испытаний продемонстрировал, что более высокие показатели долговечности имеют ТЗП с подслоем NiCrTaY и АЖ-8 + CrAl. Данный эффект обусловлен наличием в МП тугоплавких элементов (тантал и иттрий), которые создают диффузионный барьер и замедляют рост образующейся на металлическом слое оксидной пленки Al_2O_3 . В процессе экспериментальных исследований установлено, что состав металлического подслоя в конструкции ТЗП существенно влияет на его долговечность. Так, абсолютные значения τ_p могут отличаться в несколько раз. С увеличением температуры изотермических испытаний наблюдается значительное (в 2–3 раза) уменьшение долговечности покрытия. Поэтому правильный выбор состава МП позволяет снизить уровень напряженно-деформированного состояния на границе слоев, увеличить прочность сцепления, и тем самым увеличить долговечность ТЗП.

Ключевые слова: долговечность, теплозащитное покрытие, металлический подслей, керамический слой, изотермическая жаростойкость.

Для цитирования: Самойленко Е.В., Угренинов В.Г., Шестаков В.В. Экспериментальные исследования влияния характеристик металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия лопаток турбины газотурбинного двигателя // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 41–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-41-49

Experimental studies of the influence of the characteristics of the metal bond coat on the durability of the heat-protective coating of the turbine blades of a gas turbine engine

E.V. Samoilenko¹, V.G. Ugreninov¹, V.V. Shestakov²

¹The Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

²Lytkarinsky Machine-Building Plant a branch of PJSC "UEC-UMPO", Lytkarino, Russia

Abstract: The service life of gas turbine engine (GTE) turbine blades with thermal barrier coatings (TBC) depends on many factors, including the composition, structure and properties of the metal bond coating (MB). The positive effect of using TBC is

well known: an increase in the service life of the protected part or an increase in the working gas temperature in front of the engine turbine. At the same time, it is also obvious that the development and implementation of new TBCs that use more efficient TBCs is an urgent task. The efficiency and service life of TBCs are significantly affected by the following characteristics of the metal bond coat: material, its thickness and microstructure, and application method. In order to select a rational metal bond coat of the TBC and to assess its performance on turbine blades at high temperatures, a comparative analysis of the isothermal heat resistance of TBCs with different versions of metal bond coats and at different operating temperatures was performed. The time τ_p , up to which the total area of ceramic layer chips on the leading edge and trough does not exceed 30%, was adopted as the isothermal heat resistance criterion. Tests of GTE process blades made of ZhS32VI alloy with TBCs with various metal bond coats applied to them using serial technology were carried out at temperatures of 1100 °C and 1170 °C. The isothermal heat resistance test base was at least 500 hours. Four process blades with each of the studied coating options were tested. Analysis of the obtained test results showed that TBCs with a NiCrTaY and AZh-8+CrAl sublayer have higher durability indicators. This effect is due to the presence of refractory elements (tantalum and yttrium) in the MB, which create a diffusion barrier and slow down the growth of the Al_2O_3 oxide film formed on the metal layer. During the experimental studies it was established that the composition of the metal bond coat in the TBC design significantly affects its durability. Thus, the absolute values of τ_p can differ several times. With an increase in the temperature of isothermal tests, a significant (2–3 times) decrease in the durability of the coating is observed. Therefore, the correct choice of the MB composition allows you to reduce the level of stress-strain state at the boundary of the layers, increase the adhesion strength, and thereby increase the durability of the TBC.

Key words: durability, thermal barrier coating, metal bond coat, ceramic layer, isothermal heat resistance.

For citation: Samoilenko, E.V., Ugreninov, V.G., Shestakov, V.V. (2025). Experimental studies of the influence of the characteristics of the metal bond coat on the durability of the heat-protective coating of the turbine blades of a gas turbine engine. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 5, pp. 41–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-41-49

Введение

Долговечность рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя (ГТД) с теплозащитными покрытиями (ТЗП), работающих при высоких температурах, зависит от многих факторов, в том числе от состава, структуры и свойств металлического подслоя (МП). При этом определяющими характеристиками МП являются его состав и метод нанесения [1–6]. Положительный эффект применения ТЗП общеизвестен: увеличение ресурса защищаемой детали или повышение температуры рабочего газа перед турбиной двигателя. Вместе с тем очевиден и тот факт, что разработка и внедрение новых ТЗП, более эффективных МП и совершенствование методов их нанесения являются актуальной задачей. Типовая структура ТЗП приведена на рис. 1.

В общем случае требуемая для длительной эксплуатации температура основного материала лопатки достигается путем совершенствования конструкции самой лопатки, уменьшения интенсивности теплового потока, а также путем выбора состава и толщины ТЗП.

Будем считать, что интенсивность теплового потока и конструкция лопатки заданы, в этом случае повышение эффективности теплозащитного покрытия достигается за счет вы-

бора его рациональной толщины и значения удельной теплопроводности керамического слоя. Важно учитывать, что при длительном циклическом (по температуре и внутренним усилиям) нагружении имеет место деградация ТЗП, которая проявляется в окислительных процессах на границе между керамическим слоем и МП, изменении микроструктуры самого керамического слоя (рекристаллизация, спекание), эффектах горячей коррозии и эрозии керамического слоя. В частности, спекание керамического слоя после циклического температурного воздействия (рис. 2) приводит к появлению дефектов типа пор, трещин, вертикальных каналов столбчатой структуры, что является причиной роста теплопроводности керамического слоя [1, 7–9].

Процесс разрушения ТЗП начинается с момента скалывания части керамического слоя с поверхности охлаждаемой лопатки, после чего прекращается выполнение его основной функции – защиты металла лопатки от воздействия высоких температур. Вместе с тем трещины в керамическом слое ТЗП, образование в нем фрагментов различного размера являются реакцией на внутренние эксплуатационные усилия и деформации поверхности лопаток, что еще не свидетельствует о потере ТЗП своих защитных функций.

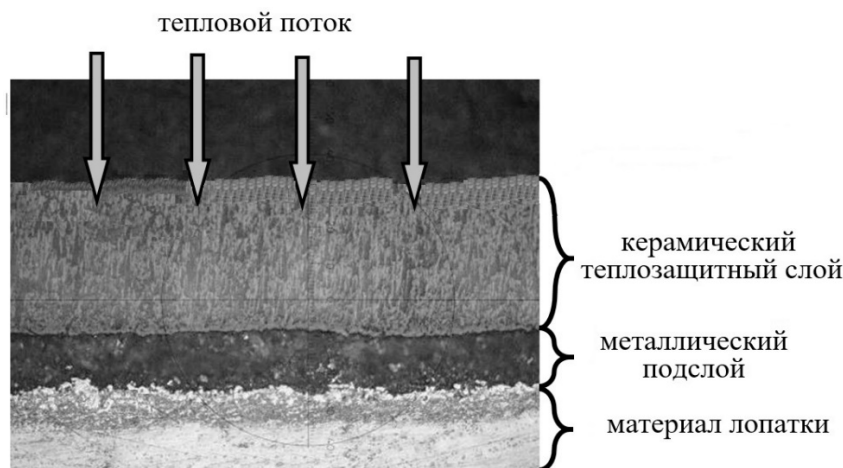


Рис. 1. Типовая структура ТЗП лопатки ГТД
Fig. 1. Typical structure of the TBC of a gas turbine engine blade



Рис. 2. Внешний вид керамического слоя $ZrO_2 + 8\%Y_2O_3$ в месте спекания и при появлении трещин
Fig. 2. Appearance of the ceramic layer $ZrO_2 + 8\%Y_2O_3$ at the sintering site and when cracks appear

Известно [10–14], что одним из чувствительных мест ТЗП, непосредственно влияющих на его долговечность, является граница между керамическим слоем и жаростойким подслоем. В процессе эксплуатации лопаток с ТЗП кислород через керамический слой проникает к МП, что приводит к его окислению и увеличению слоя оксида алюминия Al_2O_3 (рис. 3).

Известны два основных пути доставки кислорода к границе: газовый перенос через открытую пористость керамического слоя и диффузионное перемещение кислородных ионов по анионным вакансиям в решетке диоксида циркония. На поверхности подслоя образуются оксиды, состав и структура которых зависит от количества поступившего

кислорода и состава подслоя. Это создает дополнительные внутренние усилия на границе МП, уменьшает адгезию керамического слоя и приводит к его скалыванию. Указанные процессы являются одной из основных причин разрушения ТЗП [2, 14].

Эффективность и долговечность ТЗП во многом зависит от характеристик металлического подслоя (материал, его толщина и микроструктура, метод нанесения). С целью выбора рационального металлического подслоя ТЗП и для оценки его работоспособности на лопатках турбины при высоких температурах в работе выполнен сравнительный анализ изотермической жаростойкости ТЗП с различными вариантами металлических подслоев и при различных эксплуатационных температурах.

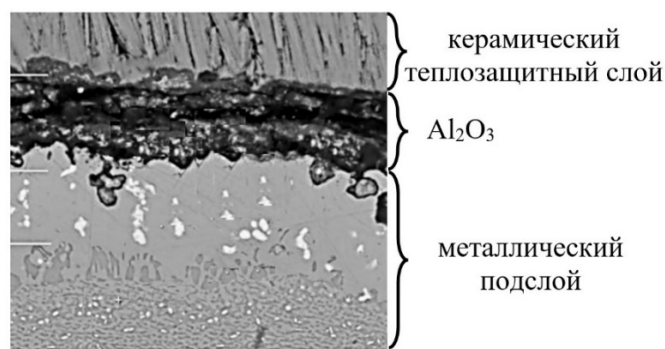


Рис. 3. Типовая микроструктура ТЗП на границе керамического слоя и металлического подслоя после эксплуатации

Fig. 3. Typical microstructure of the TBC at the boundary of the ceramic layer and the metal bond coat after operation

Методы исследования

Испытания технологических лопаток ГТД, изготовленных из сплава ЖС32ВИ, с нанесенными на них по серийной технологии [8–10, 15] ТЗП с различными металлическими подслоями были проведены при температурах 1100 и 1170 °С. База испытаний на изотермическую жаростойкость составляла не менее 500 часов. Испытаниям подвергали по четыре технологические лопатки с каждым из исследуемых вариантов покрытий. Испытания проводили в печи типа ЕТ-2. В процессе испытаний через 5, 20, 50 и далее через каждые 100 часов проводили отбор образцов для исследований.

При изотермической выдержке разрушение ТЗП практически не зависит от напряжений теплового удара (имеет место только при загрузке и выгрузке образцов для осмотра и взвешивания). Следовательно, можно утверждать, что при данном исследовании определяющую роль в разрушении керамического слоя играет процесс окисления МП, изменения его состава и структуры вследствие диффузионных процессов.

В качестве критерия изотермической жаростойкости принято время τ_p , до которого суммарная площадь сколов керамического слоя на входной кромке и корыте не превышает 30 %. Обращалось особое внимание на состояние жаростойкого МП в месте сколовшейся керамики.

Результаты исследования

Различные варианты металлического подслоя наносились по серийной технологии, а затем на все лопатки методом электронно-лучевого испарения и конденсации в вакууме нанесен керамический слой $ZrO_2 \times 7\%Y_2O_3$. Исследованные варианты покрытий и их толщина представлены в табл. 1. Результаты испытаний приведены на рис. 4 и 5.

Анализ полученных результатов испытаний продемонстрировал, что более высокие показатели долговечности имеют ТЗП с подслоем NiCrTaY и АЖ-8 + CrAl. Данный эффект обусловлен наличием в МП тугоплавких элементов (тантал и иттрий), которые создают диффузионный барьер и замедляют рост образующейся на металлическом слое оксидной пленки Al_2O_3 . Следовательно, более длительное время сохраняется исходное состояние покрытия.

Видно, что интегральный показатель долговечности многослойного покрытия существенно зависит от выбора МП. Так, абсолютные значения τ_p , как видно из рис. 4 и 5, могут отличаться в несколько раз. С увеличением температуры изотермических испытаний наблюдается существенное (в 2–3 раза) снижение долговечности покрытия. Это можно объяснить увеличением интенсивности диффузионных процессов, происходящих между ТЗП и основным сплавом, также быстрее развиваются окислительные процессы.

Таблица 1
Table 1

Варианты исследуемых покрытий
Variants of the investigated coatings

№ п/п	Тип покрытия	Толщина, мкм
1	ВСДП-11+ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	100-150
2	СДП-2+ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-150
3	СДП-6+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-140
4	CrAlY + ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	90-110
5	ГЦХА+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-120
6	NiCrTaY+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	100-120
7	АЖ-8+CrAl+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-140

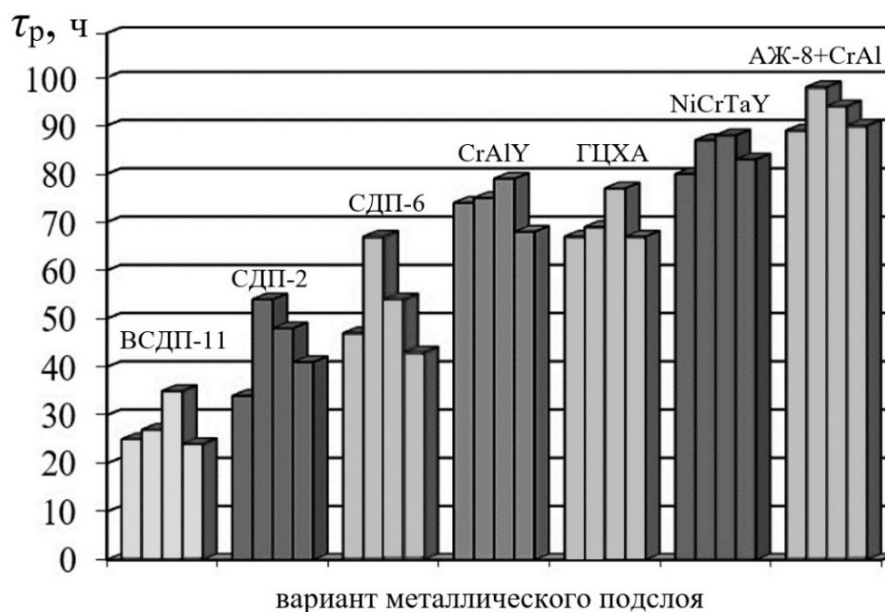


Рис. 4. Диаграмма испытаний покрытий на изотермическую жаростойкость при температуре 1100 °С с вариантами металлических подслоев
Fig. 4. Diagram of coating tests for isothermal heat resistance at a temperature of 1100 °C with variants of metal bond coatings

При более высокой температуре (1170 °С) происходят процессы распада кубической и тетрагональной фаз керамического слоя ТЗП и возможно появление моноклинной фазы,

что в конечном итоге приводит к увеличению сжимающих усилий в керамическом слое с последующим его отрывом от МП.

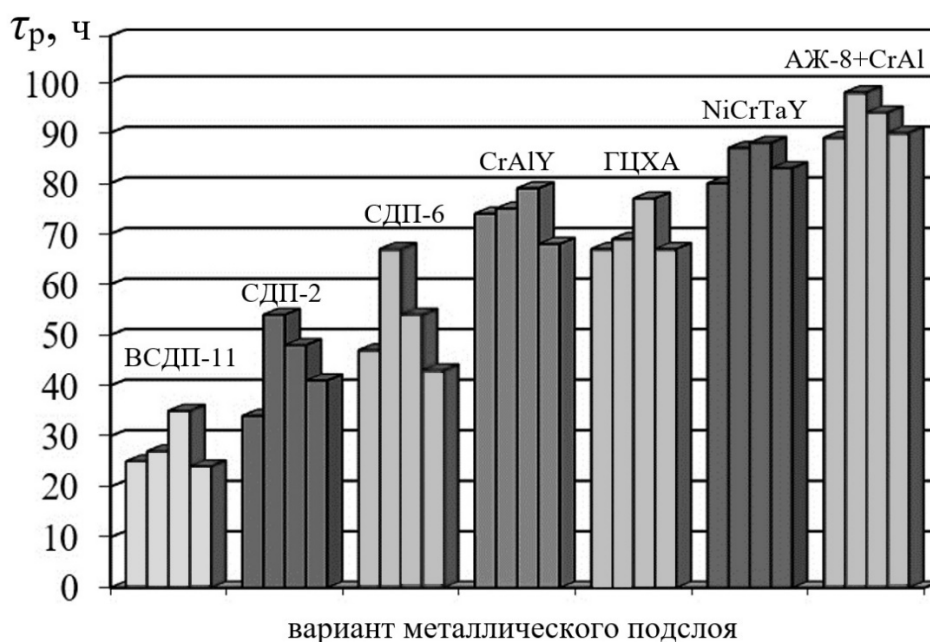


Рис. 5. Диаграмма испытания покрытий на изотермическую жаростойкость при температуре 1170 °С с вариантами металлических подслоев

Fig. 5. Diagram of testing coatings for isothermal heat resistance at a temperature of 1170 °C with variants of metal bond coatings

Заключение

В процессе экспериментальных исследований установлено, что состав металлического подслоя в конструкции ТЗП существенно влияет на его долговечность τ_p . Так, абсолютные значения τ_p могут отличаться в несколько раз. С увеличением температуры изотермических испытаний наблюдается значительное (в 2–3 раза) уменьшение долговечности покрытия. Поэтому правильный выбор состава МП позволяет снизить уровень напряженно-деформированного состояния на границе слоев, увеличить прочность сцепления и тем самым увеличить долговечность ТЗП. На основании проведенного исследования для увеличения долговечности всей конструкции ТЗП целесообразно использовать металлический подслей АЖ-8 + CrAl, который имеет химический состав, близкий к химическому составу применяемых никелевых сплавов для изготовления лопаток современных ГТД. Это позволяет уменьшить диффу-

зионные процессы между подслоем и сплавом, а наличие в металлическом подслое тугоплавких элементов (тантала и иттрия) позволяет несколько замедлить рост оксидной пленки, что также положительно влияет на долговечность всего ТЗП.

Список литературы

1. Будиновский С.А., Чубаров Д.А., Матвеев П.В. Современные способы нанесения теплозащитных покрытий на лопатки газотурбинных двигателей (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2014. № S5. С. 38–44.
2. Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С. Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: Интермет Инжиниринг, 2001. 620 с.
3. Абраимов Н.В., Абраимов А.Н., Терентьева В.С. Анализ повреждаемости покрытий лопаток турбин авиационных ГТД в процессе эксплуатации // Защитные по-

крытия: научно-методические материалы. М.: ВВИА им Н.Е. Жуковского, 1996. С. 2–8.

4. **Самойленко В.М.** Влияние природы металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия / В.М. Самойленко, Е.А. Фатьянов, Р.Г. Равилов, В.А. Казарян // Коррозия: металлы, защита. 2010. № 2. С. 32–35.

5. **Weng W.-X.** Comparison of microstructural evolution and oxidation behaviour of NiCoCrAlY and CoNiCrAlY as bond coats used for thermal barrier coatings / W.-X. Weng, Y.-M. Wang, Y.-M. Liao, C.-C. Li, Q. Li // Surface & Coatings Technology. 2018. Vol. 352. Pp. 285–294. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2018.08.024

6. **Медников А.Ф.** Обзор современных способов формирования термобарьерных покрытий / А.Ф. Медников, К.С. Медведев, Г.В. Качалин, А.Б. Тхабисимов, Е.В. Качалина // Глобальная энергия. 2023. Т. 29, № 4. С. 132–148. DOI: 10.18721/JEST.29409

7. **Самойленко В.М.** Защитные покрытия для лопаток турбины III-IV поколения / В.М. Самойленко, А.Н. Аксенов, Р.Г. Равилов, В.Г. Опокин // Электрометаллургия. 2023. № 1. С. 21–28. DOI: 10.31044/1684-5781-2023-0-1-21-28

8. **Балдаев Л.Х.** Применение термобарьерных покрытий для лопаток современных газотурбинных установок на примере ГТД-110М / Л.Х. Балдаев, С.Л. Балдаев, И.В. Мазилин, А.М. Ахметгареева, А.С. Иванов // Надежность и безопасность энергетики. 2016. № 2 (33). С. 70–72.

9. **Лощинин Ю.В.** Влияние состава и технологии нанесения многослойных теплозащитных покрытий, изготовленных газотермическим напылением, на теплопроводность / Ю.В. Лощинин, М.Г. Размахов, С.И. Пахомкин, А.Н. Луценко // Труды ВИАМ. 2019. № 6 (78). С. 95–103. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-6-95-103

10. **Будиновский А.А., Мубояджан С.А., Гаямов А.М.** Современное состояние и основные тенденции развития высокотемпературных теплозащитных покрытий для рабочих лопаток турбин авиационных ГТД // Авиационная промышленность. 2008. № 4. С. 33–37.

11. **Самойленко В.М.** Influence of impurities contained in fuel and air on sulfide corrosion of turbine blades of the gas turbine engine / В.М. Самойленко, Г.Т. Пащенко, Е.В. Самойленко, А.А. Гнездилова // Научный вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 1. С. 72–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-1-72-80

12. **Sankar V.** Optimized thermal barrier coating for gas turbine blades / V. Sankar, P.B. Ramkumar, D. Sebastian, D. Joseph, J. Jose, A. Kurian // Materialstoday: Proceedings. 2019. Vol. 11, part 3. Pp. 912–919. DOI: 10.1016/j.matpr.2018.12.018

13. **Толмачев Я.В.** Высокотемпературная оксидная коррозия керамических материалов ГТД / Я.В. Толмачев, С.В. Заварзин, А.О. Лощина, А.В. Князев // Труды ВИАМ. 2023. № 7 (125). С. 69–83. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-7-69-83

14. **Петров Ю.В.** Применение защитного покрытия для восстановления работоспособности лопаток турбины газотурбинного двигателя с учетом их эксплуатационных повреждений / Ю.В. Петров, В.М. Самойленко, О.А. Ратенко, Е.В. Самойленко // Электрометаллургия. 2024. № 9. С. 12–23. DOI: 10.31044/1684-5781-2024-0-9-12-23

15. **Абраимов Н.В., Овчинников В.В.** Высокотемпературные материалы, покрытия и сварка в летательных аппаратах и двигателях. М.: Наука и технологии, 2023. 636 с.

References

1. **Budinovskiy, S.A., Chubarov, D.A., Matveyev, P.V.** (2014). Modern methods for deposition of thermal barrier coatings on GTE turbine blades. *Aviatsionnyye materialy i tekhnologii*, no. S5, pp. 38–44. (in Russian)

2. **Abraimov, N.V., Eliseev, Yu.S.** (2001). Chemical-thermal treatment of heat-resistant steels and alloys. Moscow: Intermet Inzhiniring, 620 p. (in Russian)

3. **Abraimov, N.V., Abraimov, A.N., Terentyeva, V.S.** (1996). Analysis of damageability of turbine blade coatings of aviation gas turbine engines in operation. In: *Zashchitnyye pokrytiya: nauchno-metodicheskiye materialy*.

Moscow: VVIA im N.Ye. Zhukovskogo, pp. 2–8. (in Russian)

4. **Samoilenko, V.M., Fatyanov, E.A., Ravilov, R.G., Kazaryan, V.A.** (2010). The influence of the nature of the metal sublayer on the durability of the thermal barrier coatings. *Korroziya: metally, zashchita*, no. 2, pp. 32–35. (in Russian)

5. **Weng, W.-X., Wang, Y.-M., Liao, Y.-M., Li, C.-C., Li, Q.** (2018). Comparison of microstructural evolution and oxidation behaviour of NiCoCrAlY and CoNiCrAlY as bond coats used for thermal barrier coatings. *Surface & Coatings Technology*, vol. 352, pp. 285–294. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2018.08.024

6. **Mednikov, A.F., Medvedev, K.S., Kachalin, G.V., Tkhabisimov, A.B., Kachalina, E.V.** (2023). Modern methods of forming thermal barrier coatings: a review. *Globalnaya Energiya*, vol. 29, no. 4, pp. 132–148. DOI: 10.18721/JEST.29409 (in Russian)

7. **Samoylenko, V.M., Aksenov, A.N., Ravilov, R.G., Opokin, V.G.** (2023). Protective coatings for turbine blades of III-IV generation. *Elektrometallurgiya*, no. 1, pp. 21–28. DOI: 10.31044/1684-5781-2023-0-1-21-28 (in Russian)

8. **Baldaev, L.Kh., Baldaev, S.L., Mazilin, I.V., Akhmetgareeva, A.M., Ivanov, A.S.** (2016). Application of thermal barrier coatings for blades of modern gas turbine units using the example of GTD-110M. *Safety and Reliability of Power Industry*, no. 2 (33), pp. 70–72. (in Russian)

9. **Loshchinin, Yu.V., Razmakhov, M.G., Pakhomkin, S.I., Lutsenko, A.N.** (2019). Influence of structure and technology of drawing of multilayer heat-protective coatings produced by thermal spraying dusting on thermal conductivity. *Proceedings of VIAM*, no. 6 (78), pp. 95–103.

DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-6-95-103 (in Russian)

10. **Budinovsky, A.A., Muboyadzhan, S.A., Gayamov, A.M.** (2008). Current state and main trends in the development of high-temperature thermal barrier coatings for working turbine blades of aviation gas turbine engines. *Aviatsionnaya promyshlennost*, no. 4, pp. 33–37. (in Russian)

11. **Samoylenko, V.M., Paschenko, G.T., Samoylenko, E.V., Gnezdilova, A.A.** (2023). Influence of impurities contained in fuel and air on sulfide corrosion of turbine blades of the gas turbine engine. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 26, no. 1, pp. 72–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-1-72-80

12. **Sankar, V., Ramkumar, P.B., Sebastian, D., Joseph, D., Jose, J., Kurian, A.** (2019). Optimized thermal barrier coating for gas turbine blades. *Materialstoday: Proceedings*, vol. 11, part 3, pp. 912–919. DOI: 10.1016/j.matpr.2018.12.018

13. **Tolmachev, Ya.V., Zavarzin, S.V., Loshchinina, A.O., Knyazev, A.V.** (2023). High temperature oxide corrosion of ceramic materials in turbine engines. *Proceedings of VIAM*, no. 7 (125), pp. 69–83. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-7-69-83 (in Russian)

14. **Petrov, Yu.V., Samoylenko, V.M., Ratenko, O.A., Samoylenko, E.V.** (2024). Use of protective coating to renewal operability of turbine blades of gas turbine engine, taking into account their operational damages. *Elektrometallurgiya*, no. 9, pp. 12–23. DOI: 10.31044/1684-5781-2024-0-9-12-23 (in Russian)

15. **Abraimov, N.V., Ovchinnikov, V.V.** (2023). High-temperature materials, coatings and welding in aircraft and engines. Moscow: Nauka i tekhnologii, 636 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Самойленко Елизавета Васильевна, преподаватель кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, e.samoilenko@mstuca.ru.

Угенинов Владимир Германович, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, v.ugreninov@mstuca.ru.

Шестаков Владимир Васильевич, кандидат технических наук, ведущий инженер, Лытка-ринский машиностроительный завод филиала ПАО «ОДК-УМПО», Vladesha@yandex.ru.

Information about the authors

Elizaveta V. Samoilenko, Lecturer of the Chair of Technical Mechanics and Engineering Graphics, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.samoilenko@mstuca.ru.

Vladimir G. Ugreninov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Chair of Technical Mechanics and Engineering Graphics, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.ugreninov@mstuca.ru.

Vladimir V. Shestakov, Candidate of Technical Sciences, Lead Engineer, Lytkarinsky Machine-Building Plant a branch of PJSC “UEC-UMPO”, Vladesha@yandex.ru.

Поступила в редакцию	09.02.2025	Received	09.02.2025
Одобрена после рецензирования	07.05.2025	Approved after reviewing	07.05.2025
Принята в печать	25.09.2025	Accepted for publication	25.09.2025