

Летательные аппараты, авиационные двигатели и методы их эксплуатации/
Aircraft, Aircraft Engines and Methods of Their Operation

Научно-исследовательская статья

УДК 621.438-226.739.6

<https://doi.org/10.51955/2312-1327-2026-3-64>

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ИЗОТЕРМИЧЕСКУЮ ЖАРОСТОЙКОСТЬ

*Владимир Владимирович Древняк,
Московский государственный технический
университет гражданской авиации,
Москва, Россия*

Василий Михайлович Самойленко,
Московский государственный технический
университет гражданской авиации,
Москва, Россия*

*Ринат Галимчанович Равилов,
Лыткаринский машиностроительный завод
филиал ПАО «ОДК-УМПО»,
Лыткарино, Россия*

*Елизавета Васильевна Самойленко,
Московский государственный технический
университет гражданской авиации,
Москва, Россия*

*Ангела Сергеевна Борзова,
Московский государственный технический
университет гражданской авиации,
Москва, Россия*

Аннотация. Теплозащитные покрытия используются для защиты лопаток газовых турбин и предназначены для продления их срока службы или повышения температуры газа перед турбиной, а, следовательно, эффективности. Как правило, теплозащитное покрытие состоит из нескольких слоев, в процессе эксплуатации структура и состав которых меняются из-за процессов, происходящих в них, а именно – окисления металлического слоя и диффузии его элементов в сплав, а также спекания керамического слоя. В результате этого изменяются свойства каждого слоя. Эти изменения в сочетании с приложенными внешними нагрузками могут привести к образованию трещин на границе раздела между связующим покрытием и керамикой, и керамический слой в конечном итоге может отколоться. В дополнение к этой внутренней деградации взаимодействие с окружающей средой может ускорить разрушение покрытия. В этой статье рассматриваются явления, возникающие в теплозащитных покрытиях при высоких температурах, и описываются механизмы их разрушения с иллюстрациями, приводятся результаты лабораторных испытаний и выбора варианта теплозащитного покрытия. Рассматриваются вопросы долговечности теплозащитных покрытий и технические подходы к их улучшению.

* Ответственный автор за связь с редакцией

Ключевые слова: защитные покрытия; разрушение покрытия; изотермическая жаростойкость; металлический подслоя; высокотемпературное окисление.

Для цитирования:

Древняк, В. В. Экспериментальные исследования защитных покрытий лопаток турбины газотурбинного двигателя на изотермическую жаростойкость / В. В. Древняк, В. М. Самойленко, Р. Г. Равилов, Е. В. Самойленко, А. С. Борзова // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2026. – Том 13. – 03. – С. 64-76. – <https://doi.org/10.51955/2312-1327-2026-3-64>

Вклад авторов в работу:

В. В. Древняк – разработка программного обеспечения, формальный анализ, предоставление ресурсов, визуализация, административное руководство исследовательским проектом.

В. М. Самойленко – разработка концепции, разработка методологии, формальный анализ, проведение исследования, курирование данных, написание рукописи – рецензирование и редактирование, научное руководство.

Р. Г. Равилов – разработка концепции, разработка методологии, валидация результатов, предоставление ресурсов, написание черновика рукописи, написание рукописи – рецензирование и редактирование, визуализация, административное руководство исследовательским проектом.

Е. В. Самойленко – разработка программного обеспечения, валидация результатов, проведение исследования, написание черновика рукописи, написание рукописи – рецензирование и редактирование.

А. С. Борзова – разработка программного обеспечения, валидация результатов, курирование данных, административное руководство исследовательским проектом.

Конфликт интересов: авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Original research article

**EXPERIMENTAL STUDY OF PROTECTIVE COATINGS FOR TURBINE
BLADES OF A GAS TURBINE ENGINE WITH RESPECT TO
ISOTHERMAL HEAT RESISTANCE**

*Vladimir V. Drevnyak,
Moscow State Technical University of Civil Aviation,
Moscow, Russia*

*Vasily M. Samoylenko **,
Moscow State Technical University of Civil Aviation,
Moscow, Russia*

*Rinat G. Ravilov,
Lytkarinsky Machine-Building Plant, a branch of PJSC UEC-UMPO,
Lytkarino, Russia*

*Elizaveta V. Samoylenko,
Moscow State Technical University of Civil Aviation,
Moscow, Russia*

*Angela S. Borzova
Moscow State Technical University of Civil Aviation,
Moscow, Russia*

** Corresponding author

Abstract. Thermal protective coatings are used to protect the blades of gas turbines and are designed to extend their service life or increase the temperature of the gas in front of the turbine, and, consequently, efficiency. As a rule, a heat-protective coating consists of several layers, during operation, the structure and composition of which change due to the processes occurring in them, namely, oxidation of the metal layer and diffusion of its elements into the alloy, as well as sintering of the ceramic layer. As a result, the properties of each layer change. These changes, combined with applied external loads, can lead to cracks at the interface between the binder coating and the ceramic, and the ceramic layer may eventually break off. In addition to this internal degradation, interaction with the environment can accelerate the destruction of the coating. This article discusses the phenomena that occur in heat-protective coatings at high temperatures, and describes the mechanisms of their destruction with illustrations, the results of laboratory tests and the choice of a heat-protective coating option. The issues of durability of thermal protective coatings and technical approaches to their improvement are considered.

Keywords: protective coatings; coating failure; isothermal heat resistance; metal sublayer; high-temperature oxidation.

To cite this article:

Drevnyak, V. V., Samoylenko V. M., Ravilov, R. G., Samoylenko, E. V., Borzova A. S. (2026). Experimental study of protective coatings for turbine blades of a gas turbine engine with respect to isothermal heat resistance. *Crede Experto: transport, society, education, language*, vol. 13, no. 3, pp. 64-76 DOI: <https://doi.org/10.51955/2312-1327-2026-3-64> (in Russ.).

Authors' Contributions:

Vladimir V. Drevnyak: Software, Formal analysis, Resources, Visualization, Project administration.

Vasily M. Samoylenko: Conceptualization, Methodology, Formal analysis, Investigation, Data Curation, Writing – Review & Editing, Supervision.

Rinat G. Ravilov: Conceptualization, Methodology, Validation, Resources, Writing – Original Draft, Writing – Review & Editing, Visualization, Project administration.

Elizaveta V. Samoylenko: Software, Validation, Investigation, Writing – Original Draft, Writing – Review & Editing.

Angela S. Borzova: Software, Validation, Data Curation, Project administration.

Conflict of Interest: The authors declare no conflict of interest.

Введение (Introduction)

Сегодня теплозащитные покрытия (ТЗП) широко используются для защиты деталей горячей части газотурбинного двигателя (сопловых и рабочих лопаток, уплотнений и элементов камеры сгорания) от воздействия высокотемпературного окисления. Однако применяемые на лопатках турбины ТЗП подвержены явлениям разрушения от воздействия внутренних и внешних факторов [Абусдель и др., 2005; Методика оценки..., 2015], которые могут значительно ограничить их долговечность. Разработка новых и перспективных ГТД связана с увеличением температуры газа перед турбиной и степени сжатия воздуха. Это приводит к увеличению термомеханических нагрузок на лопатки турбины. Лопатки турбины работают также в условиях воздействия агрессивной среды – воздействия продуктов сгорания топлива, сульфидной и солевой коррозии. Поэтому актуальность данного исследования вызвана необходимостью увеличения ресурса лопаток турбины при все возрастающих термомеханических нагрузках, а также выбором покрытия, которое обеспечивало бы работоспособность лопатки в

различных условиях эксплуатации и сочеталось как с материалом лопатки, так и с керамическим слоем.

В настоящее время проводятся как академические, так и промышленные исследования, направленные на повышение работоспособности ТЗП [Абусдель и др., 2005; Gleeson, 2006; Zhong et al., 2014].

Основной целью исследования на изотермическую жаростойкость рассматриваемых вариантов защитных покрытий для лопаток турбины ГТД является выбор эффективного покрытия в качестве металлического подслоя для ТЗП, которое обеспечит более длительную защиту лопатки турбины в процессе эксплуатации.

Материалы и методы (Materials and Methods)

С целью выбора металлического подслоя для конструкции ТЗП авторами на лопатках-образцах из жаропрочного монокристаллического никелевого сплава ЖС-32ВИ проведены исследования изотермической жаростойкости покрытий с несколькими вариантами подслоев:

- 1) комбинированное, конденсационно-диффузионное АЖ8+CrAl;
- 2) шликерное покрытие из водной суспензии состава $\text{MoSi}_2\text{TiSiAl}$;
- 3) шликерное покрытие из водной суспензии состава $\text{Cr}_2\text{O}_3\text{SiAl}$;
- 4) конденсационное ВСДП11;
- 5) шликерное покрытие из водной суспензии состава AlZr;
- 6) конденсационное ВСДП3+ВЗДП16;
- 7) конденсационное СДП2+ВСДП16.

Каждый из вариантов покрытия был нанесен на три технологические лопатки. В процессе испытаний на одной из лопаток через 50, 100, 150 и далее через каждые 100 часов испытаний отрезали кусочек для дальнейшего изготовления шлифа и оценки изменения микроструктуры и химического состава. По двум остальным лопаткам оценивали изменение внешнего вида и проводили оценку площади отслоения керамического слоя. Варианты покрытий 1, 4, 6 и 7 наносились методом вакуумно-плазменной технологии высоких энергий (ВПТВЭ) по разработанной ВИАМ технологии на установке МАП-1 [Мубояджян, 2012]. В варианте 1 после нанесения подслоя АЖ8 проводилось диффузионное хромоалитирование в порошках. Для приготовления смеси использовались состав и технология приготовления и нанесения, разработанные в ВВИА им. Н.Е. Жуковского [Прогрессивные технологии..., 2008; Коломыцев и др., 2005].

Остальные варианты покрытия наносились шликерным методом путем распыления водной суспензии с помощью пульверизатора и последующего диффузионного отжига при температуре 1100 °С в течение 0,5 часа [Применение покрытий..., 2015]. Все покрытия имели толщину 70 ± 20 мкм.

На все варианты подслоев нанесли керамический слой ТЗП из стабилизированной окиси циркония $\text{ZrO}_2 \times 7\% \text{Y}_2\text{O}_3$ толщиной около 100 мкм методом EB-PVD на установке УЭ-175.

Лопатки с покрытиями испытывались на изотермическую жаростойкость при температуре $T=1100\text{ }^{\circ}\text{C}$ в открытой печи. Режим испытаний: загрузка лопаток с вариантами покрытий в прогретую печь, выдержка в течение 8/16 часов, выгрузка с последующим охлаждением на воздухе. Осмотр в лупу, повторная загрузка. Фиксировалось время начала растрескивания и отслаивания керамического покрытия. Испытания проводились до появления сколов или отслаивания керамического слоя на корыте и входной кромке пера лопатки площадью свыше $\sim 300\text{ мм}^2$.

Дискуссия (Discussion)

В процессе применения ТЗП на лопатках турбины возникают противоречия при поиске баланса при выборе варианта покрытия между их служебными свойствами – способностью защищать сплав лопатки от воздействия комплексных эксплуатационных факторов, механическими свойствами и термостойкостью покрытия.

Одним из вопросов является химический состав покрытия, необходимый для того, чтобы сформировать и обеспечить сохранность оксидной пленки Al_2O_3 . Увеличение толщины оксидной пленки (Al_2O_3) и взаимная диффузия между связующим слоем и подложкой приводят к уменьшению содержания алюминия в связующем покрытии. Уменьшение содержания алюминия может способствовать образованию других оксидов, таких как оксид никеля и др., образующих шпинели, которые ускоряют рост оксидной пленки, повышающий сжимающие напряжения и приводящий к окислению покрытия. Уменьшение содержания алюминия также приводит к фазовым превращениям, таким как превращение из β -фазы в γ [Мубояджян и др., 2008; Методика оценки..., 2015]. Повышение напряжений, возникающих из-за изменений в связующем покрытии, является фактором, способствующим уменьшению работоспособности ТЗП в целом.

Анализ эксплуатационных повреждений ТЗП показывает, что их можно разделить на две категории: повреждения, зависящие от термического цикла, называемые «внутренними повреждениями», и повреждения, не зависящие от температуры, называемые «внешними» повреждениями, которые вызываются частицами в воздушной среде газовой турбины, что приводит к уносу верхнего слоя, растрескиванию и полному разрушению / отслаиванию (рис. 1).

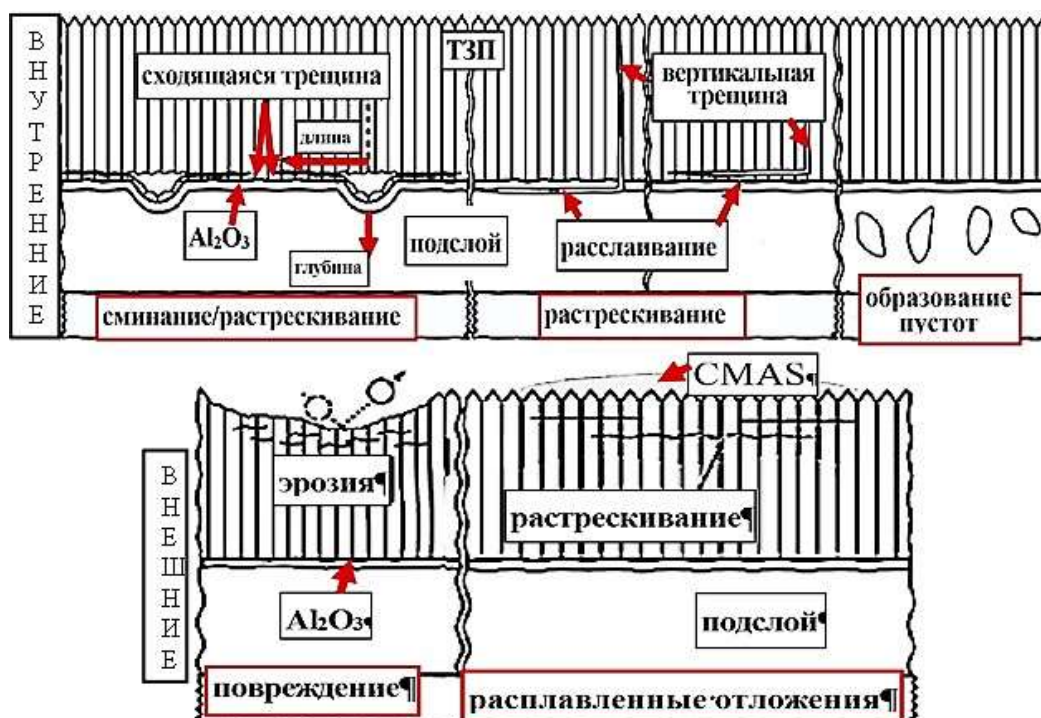


Рисунок 1 – Схема различных вариантов деградации ТЗП (составлено авторами)
Figure 1 – Diagram of different variants of degradation of heat-protective coating
(compiled by the authors)

При температуре выше 1200°C частицы, образовавшиеся при сгорании топлива, продуктов прирабатываемых покрытий и воздуха, содержащие легкоплавкие оксиды Ca, Mg, Al и Si и образующие их расплав (CMAS), могут осаждаться на поверхности ТЗП, плавиться и проникать в его структуру, изменяя механические свойства у поверхности и повышая склонность к растрескиванию ТЗП. Схема различных вариантов деградации представлена на рисунке 1.

Таким образом, рост напряжений, суммирующихся от влияния теплового расширения при термоциклировании и фазовых превращений, приводит к возникновению деформаций ползучести связующего покрытия и ведет к разрушению ТЗП.

Поэтому исследователи уделяют пристальное внимание поисковым работам, направленным на повышение долговечности ТЗП за счет выбора химического и фазового составов металлического подслоя. Способ формирования покрытия напрямую оказывает влияние на его свойства за счет получения в покрытии различных фазовых и структурных составляющих. Вакуумно-плазменное нанесение покрытия даёт одни характеристики, шликерное и ионно-имплантационная обработка – другие.

Структурно ТЗП состоит из нескольких слоев (рис. 2). Свойства систем ТЗП во многом зависят от структуры, химического и фазового составов слоев покрытия, а также от морфологии и адгезии на границе раздела «керамика-металл». Эти свойства необходимо тщательно контролировать в процессе формирования ТЗП путем оптимизации параметров процесса и характеристик

применяемых материалов (например, химическим составом, технологией изготовления и подготовки перед нанесением, морфологией, размером частиц и гранулометрическим составом). Хотя существует множество методов нанесения керамического слоя ТЗП, таких как EB-PVD, APS, газопламенное напыление, HVOF, холодное напыление, электродуговое напыление и технология распыления суспензии (SST). Но для относительно небольших и ответственных деталей, таких как лопатки турбин, наиболее качественно и эффективно ТЗП наносят методом электронно-лучевого испарения и конденсации из паровой фазы (EB-PVD) [Будиновский и др., 2014; Кашин и др., 2018]. На более крупные детали, такие как камеры сгорания, лопатки стационарных турбин энергетического назначения, сопловые лопатки и блоки, покрытия обычно наносятся методом атмосферного плазменного напыления (APS).

Каждый из слоев покрытия влияет на общую работоспособность ТЗП. Одним из элементов такой конструкции является жаропрочный металлический подслои, выполняющий роль связующего между никелевым сплавом и керамическим слоем.

Поэтому поиск варианта покрытия зачастую сводится к поиску наиболее рационального покрытия, которое бы обеспечивало длительную защиту лопатки от воздействия условий эксплуатации, при этом не оказывало бы существенного влияния на характеристики самого жаропрочного сплава [Выбор..., 2014; Сравнительное исследование..., 2020].

Материал	Покрытие	Назначение
$ZrO_2+7\%Y_2O_3$	керамический верхний слой	Теплоизоляция
Al_2O_3	оксидная пленка	Оксидный барьер
MCrAlY или Ni-алюминиды	металлический подслои	Защита от окисления сплава, связующее покрытие
	никелевый сплав	Термомеханическая нагрузка

Рисунок 2 – Схема построения защитных слоев покрытия и их роль (составлено авторами)

Figure 2 – Scheme of construction of protective coating layers and their role (compiled by the authors)

Результаты и их обсуждение (Results)

Результаты проведенных испытаний представлены на рисунке 3.

Анализ результатов экспериментальных исследований показывает, что наиболее низкую жаростойкость показали варианты 4, 6 и 7. Одной из причин низкой жаростойкости данных вариантов покрытия является их пористость в процессе их формирования конденсационным методом. Нанесение хромоалитированного слоя в варианте 1 и наличие в его составе тугоплавких

элементов (тантал, вольфрам и гафний) снижают пористость покрытия и уменьшают диффузионную подвижность элементов покрытия, что обеспечивает достаточно высокую изотермическую жаростойкость.

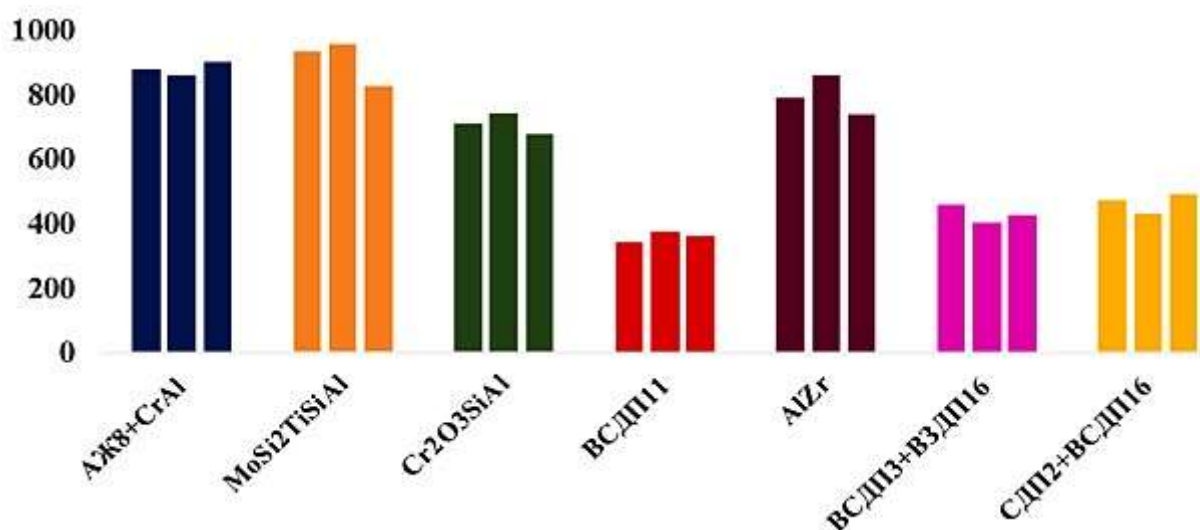


Рисунок 3 – Диаграмма испытаний ТЗП с вариантами металлических подслоев на жаростойкость при температуре 1100 °С (составлено авторами)

Figure 3 – Diagram of heat-protecting coatings tests with variants of metal sublayers with respect to heat resistance at 1100°C (compiled by the authors)

Особенностью покрытий вариантов 2, 3 и 5 (рис. 4) является протекание экзотермических реакций при их формировании в процессе диффузионного отжига. Отличие в их жаростойкости вызвано различным химическим составом в исходных суспензиях, что, кроме различий в жаростойкости, приводит еще и к различному выделению тепла при протекании экзотермической реакции и, как следствие, к формированию микроструктуры с различной плотностью слоя.

Наличие пор в покрытиях, сформированных конденсационным методом, снижает изотермическую жаростойкость за счет проникновения кислорода по порам, тем самым увеличивая общую площадь окисления. С целью снижения влияния пор в таких покрытиях целесообразно проводить горячее изостатическое прессование (ГИП) [Абраимов и др., 2019; Tatarko et al., 2010]. Получение плотной структуры покрытия варианта 2 обеспечивает его высокую изотермическую жаростойкость.

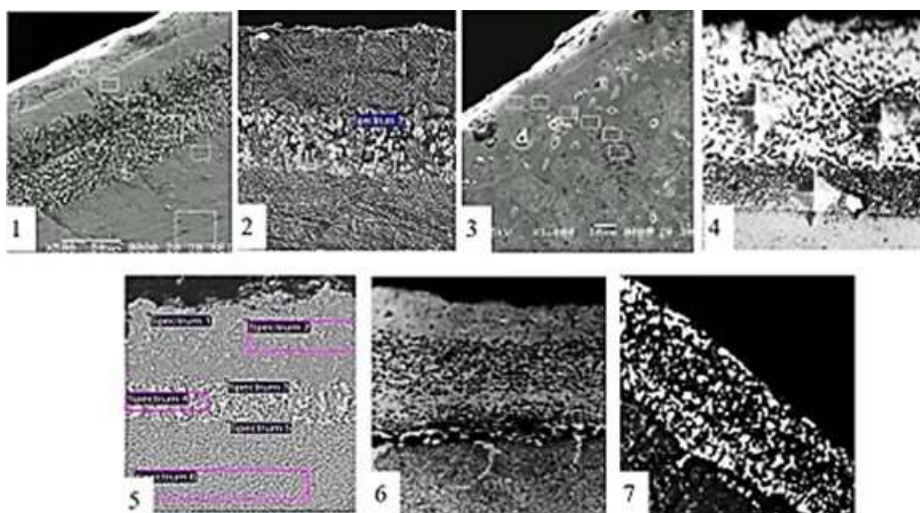


Рисунок 4 – Микроструктура исследуемых вариантов покрытия (составлено авторами)

Figure 4 – Microstructure of the investigated coating options (compiled by the authors)

Структура и химический состав металлического подслоя ТЗП оказали влияние на долговечность ТЗП в процессе испытания на изотермическую жаростойкость. Как видно из рисунка 5, на металлическом подслое всех вариантов после испытания на жаростойкость увеличилась оксидная пленка. Однако ее толщина увеличилась на исследуемых вариантах неодинаково. С увеличением роста оксидной пленки уменьшается адгезионная прочность между керамическим и металлическими слоями. Так, на варианте 4 наблюдается наибольший рост оксидной пленки, что привело к появлению трещин в керамическом слое.

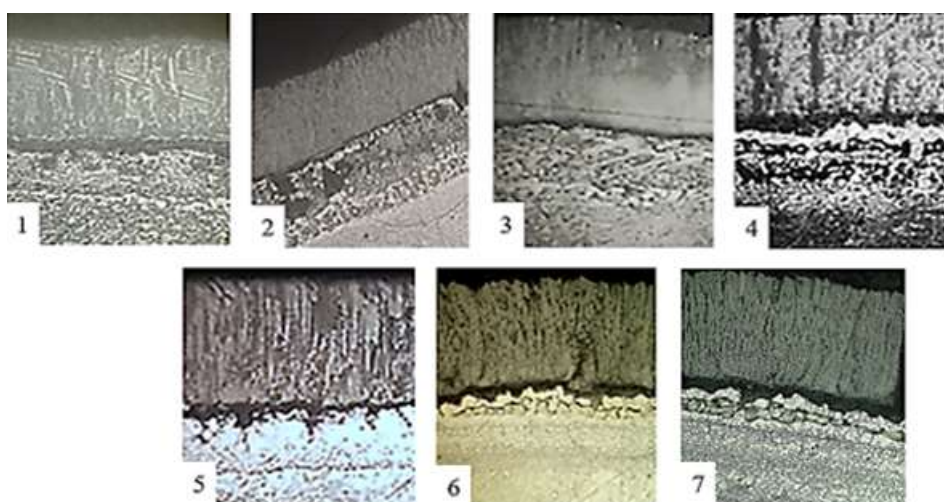


Рисунок 5 – Микроструктура исследуемых вариантов покрытия после испытания на жаростойкость в течение 532 часов (составлено авторами)

Figure 5 – Microstructure of the investigated coating options after a heat resistance test for 532 hours (compiled by the authors)

Кроме того, в процессе испытания происходит диффузия легирующих элементов между сплавом и металлическим слоем. Наличие тугоплавких элементов, таких как Hf, Ta, W и др., в подслое варианта 1 тормозит диффузию, а сформированный плотный слой варианта 2 также оказал положительное влияние на жаростойкость ТЗП. Следует отметить, что введение в подслой циркония в варианте 3 обеспечивает хорошую диффузионную сопряженность с керамическим слоем, что также оказало положительный эффект.

Таким образом, по результатам проведенных исследований из выбранных для испытаний ТЗП для лопаток из сплава ЖС-32ВИ наиболее стойкими являются варианты с подслоями 1, 2 и 5. Однако при выборе лопаток из других сплавов потребуется повторное проведение исследований жаростойкости вариантов подслоя вместе с керамическим слоем ТЗП.

Заключение (Conclusion)

На основании экспериментальных исследований установлено, что химический и фазовый составы металлического подслоя, а также метод его формирования оказывают влияние на его жаростойкость. В качестве металлического подслоя для конструкции ТЗП лопаток из сплава ЖС-32ВИ целесообразно использовать варианты покрытий 1, 2 и 5. Для уменьшения влияния наличия пор в покрытиях, сформированных конденсационным методом, целесообразно проводить горячее изостатическое прессование (ГИП).

Список литературы

- Абраимов Н. В.* Влияние состава и структуры на долговечность покрытий систем Al-Si-Y и Ni-Cr-Al-Y на лопатках газовых турбин / Н. В. Абраимов, В. В. Лукина, М. С. Зарыпов // *Электрометаллургия*. 2019. 9. С. 33-40. EDN LEULXW.
- Абусдель А. М.* Применение термобарьерных покрытий в современных газовых турбинах I. Термобарьерный слой / А. М. Абусдель, Т. А. Ильинкова, А. Н. Лунев // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2005. 1. С. 60-64. EDN HROFRT.
- Авторское свидетельство 722366 А1 СССР, МПК С23С 10/56. Состав для хромоалитирования жаропрочных сплавов: 2685856/02: заявл. 15.11.1978: опубл. 27.11.2005 / П. Т. Коломыцев, Н. В. Абраимов, Г. И. Зуев [и др.]. EDN VNSTLU.
- Будиновский С. А.* Современные способы нанесения теплозащитных покрытий на лопатки газотурбинных двигателей (обзор) / С. А. Будиновский, Д. А. Чубаров, П. В. Матвеев // *Авиационные материалы и технологии*. 2014. S5. С. 38-44. EDN TMEBDP.
- Выбор жаростойкого покрытия для жаропрочного никелевого рений-рутенийсодержащего сплава марки ВЖМ4 / А. М. Гаямов, С. А. Будиновский, С. А. Мубояджян, А. А. Косьмин // *Труды ВИАМ*. 2014. 1. С. 1. EDN RTKVOD.
- Кашин Д. С.* Современные теплозащитные покрытия, полученные методом электронно-лучевого напыления (обзор) / Д. С. Кашин, П. А. Стехов // *Труды ВИАМ*. 2018. 2(62). С. 10. DOI 10.18577/2307-6046-2018-0-2-10-10. EDN YOUNGJO.
- Методика оценки долговечности покрытия на лопатках турбины из сплавов ЖС6У и ЖС26ВСНК / Р. Г. Равилов, М. А. Петрова, В. В. Древняк, М. Саадатибаи // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*. 2015. 222(12). С. 201-206. EDN VKFIKZ.
- Мубояджян С. А.* Комплексные защитные покрытия турбинных лопаток авиационных ГТД / С. А. Мубояджян, В. П. Лесников, В. П. Кузнецов; С. А. Мубояджян, В. П. Лесников,

- В. П. Кузнецов; Акад. инженерных наук им. А. М. Прохорова, Региональное Уральское отделение. Екатеринбург : Квист, 2008. 207 с. ISBN 5-900474-60-7. EDN QNVOMN.
- Мубояджян С. А. Промышленное ионно-плазменное оборудование для нанесения защитных покрытий // Энциклопедия инженера-химика. 2012. 5. С. 34-41. EDN PAKGAX.
- Применение покрытий из водной суспензии для защиты деталей ГТД от коррозии / Е. Г. Иванов, В. М. Самойленко, Р. Г. Равилов, М. А. Петрова // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2015. 217(7). С. 46-50. EDN TWDAGJ.
- Прогрессивные технологии защиты лопаток турбин от газовой коррозии / Н. В. Абраимов, Ю. С. Елисеев, Ю. П. Шкретов, А. М. Терехин // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2008. 3. С. 17-25. EDN IJSHMP.
- Сравнительное исследование защитных покрытий на термостойкость / А. В. Зоричев, Г. Т. Пашенко, О. А. Парфеновская [и др.] // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2020. Т. 23, 1. С. 41-48. DOI 10.26467/2079-0619-2020-23-1-41-48. EDN CUXWVB.
- Gleeson B. Thermal Barrier Coatings for Aeroengine Applications // Journal of Propulsion and Power. 2006. Vol. 22, 2. pp. 375-383. DOI: 10.2514/1.20734.
- Tatarko P. Wear resistance of hot-pressed Si₃N₄/SiC micro/nanocomposites sintered with rare-earth oxide additives / P. Tatarko, M. Kašiarová, J. Dusza, J. Morgiel // Wear. 2010. Vol. 269. No. 11. P. 867-874. DOI: 10.1016/j.wear.2010.08.020.
- Zhong X. Thermal shock behavior of toughened gadolinium zirconate/YSZ double-ceramic-layered thermal barrier coating / X. Zhong, H. Zhao, X. Zhou [et al.] // Journal of Alloys and Compounds. 2014. 593. P. 50-55. DOI: 10.1016/j.jallcom.2014.01.060.

References

- Abraimov N. V., Eliseev Yu. S., Shkretov Yu. P., Terekhin A. M. (2008). Progressive technologies for protecting turbine blades from gas corrosion. *Flight. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 3: (17-24). (in Russian)
- Abraimov N. V., Lukina V. V., Zarypov M. S. (2019). Influence of composition and structure on coating durability of systems Al-Si-Y and Ni-Cr-Al-Y on blades of gas turbines. *Electrical Engineering*. 9: 33-40. (in Russian)
- Abusdel A. M., Ilinkova T. A., Lunev A. N. (2005). Application of thermal barrier coatings in modern gas turbines. I. Thermobarrier layer. *News from Higher Education Institutions. Aviation Engineering*. 1: 60-64. (in Russian)
- Budinovskiy S. A., Chubarov D. A., Matveyev P. V. (2014). Modern methods of applying thermal barrier coatings to gas turbine engine blades (review). *Aviation Sciences and Technologies*. S5: 38-44. (in Russian)
- Gayatov A. M., Budinovsky S. A., Muboyajyan S. A., Kosmin A. A. (2014). The choice of a heat-resistant coating for a heat-resistant nickel rhenium-ruthenium containing alloy of the VZHM4 brand. *Proceedings of VIAM: electron. Scientific and Technical Journal*. 1: 01. DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-1-1-1.
- Gleeson B. (2006). Thermal protective coatings for use in aircraft engines. *Journal of Propulsion and Power*. 22(2): 375-383.
- Ivanov E. G. (2015). Application of coatings from aqueous suspension to protect gas turbine engine parts from corrosion. *Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation*. 217 (7): 46-50. (in Russian)
- Kashin D. S., Stekhov P. A. (2018). Modern thermal barrier coatings obtained by electron-beam physical vapor deposition (review). *Scientific and technical journal "PROCEEDINGS of VIAM"*. 2(62): 84-90. (in Russian)

Kolomytsev P. T., Abraimov N. V., Zuev G. I. Composition for chromo-alloying of heat-resistant alloys. Copyright certificate SU 722366 A1 2005. Application number: 2685856/02. Publication date: 11/27/2005. (in Russian)

Muboyadzhyan S. A., Lesnikov V. P., Kuznetsov V. P. (2008). Complex protective coatings of turbine blades of aviation gas turbine engines. Yekaterinburg: Kvist Publishing House, 208 p. (in Russian)

Muboyadzhyan S. A. (2012). Industrial ion-plasma equipment for applying protective coatings. *Encyclopedia of a chemical engineer*. 5: 34-41. (in Russian)

Ravilov R. G., Petrova M. A., Drevnyak V. V., Saadatibai M. (2015). Methodology for assessing the durability of coatings on turbine blades made of ZHS6U and ZHS26VSNK alloys. *Civil aviation high technologies*. 222: 201-206. (in Russian)

Tatarko P., Kašiarová M., Dusza J., Morgiel J. (2010). Wear Resistance of Hot-Pressed Si₃N₄/SiC Micro/Nano Composites Sintered with Rare-Earth Oxide Additives. *Wear*. 269(11): 867-874. DOI: 10.1016/j.wear.2010.08.020.

Zhong X., Zhao H., Zhou X. [et al.] (2014). Thermal shock behavior of toughened gadolinium zirconate/YSZ double-ceramic-layered thermal barrier coating. *Journal of Alloys and Compounds*. 593: 50-55. DOI: 10.1016/j.jallcom.2014.01.060.

Zorichev A. V., Pashchenko G. T., Parfenovskaya O. A., Samoylenko V. M., Golovneva T. I. (2020). Comparative study of protective coatings for heat resistance. *Scientific bulletin of MSTU GA*. 23(1):41-48. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-41-48.

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

Владимир Владимирович Древняк – кандидат технических наук, проректор по безопасности и развитию инфраструктуры, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Кронштадтский бульвар, д. 20, Москва, 125493, Россия;
orcid.org/0009-0007-3882-707X; e-mail: v.drevnyak@mstuca.ru

Василий Михайлович Самойленко – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения и ремонта ЛА (АТО и РЛА), Московский государственный технический университет гражданской авиации, Кронштадтский бульвар, д. 20, Москва, 125493, Россия;
orcid.org/0009-0005-7005-9192; e-mail: v.samoilenko@mstuca.ru

Ринат Галимчанович Равилов – кандидат технических наук, главный металлург, Лыткаринский машиностроительный завод, филиал ПАО «ОДК-УМПО», Лыткарино, 140080, Россия;
orcid.org/0009-0007-4147-683X; e-mail: rinat.ravilov@lmz.umpo.ru

Елизавета Васильевна Самойленко – кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики (ТМ и ИГ), Московский государственный технический университет гражданской авиации, Кронштадтский бульвар, д. 20, Москва, 125493, Россия;
orcid.org/0009-0006-3964-7225; e-mail: e.samoilenko@mstuca.ru

Анжела Сергеевна Борзова – доктор технических наук, профессор кафедры экономики и управления на воздушном транспорте, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Кронштадтский бульвар, дом 20, Москва, 125493, Россия;
orcid.org/0000-0002-4538-0268; e-mail: a.borzova@mstuca.ru

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir V. Drevnyak, Cand. Sci. (Technology), Vice-Rector for Security and Infrastructure Development, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 20 Kronshtadtsky Blvd, Moscow, 125493, Russia;
orcid.org/0009-0007-3882-707X; e-mail: v.drevnyak@mstuca.ru

Vasily M. Samoylenko, Dr. Sci. (Technology), Professor, Head of the Department of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 20 Kronshtadtsky Blvd, Moscow, 125493, Russia;
orcid.org/0009-0005-7005-9192; e-mail: v.samoilenko@mstuca.ru

Rinat G. Ravilov, Cand. Sci. (Technology), Chief Metallurgist, Lytkarinsky Machine-Building Plant, branch of PJSC UEC-UMPO, Lytkarino, 140080, Russia;
orcid.org/0009-0007-4147-683X; e-mail: rinat.ravilov@lmz.umpo.ru

Elizaveta V. Samoylenko, Cand. Sci. (Technology), Associate Professor at the Department of Technical Mechanics and Engineering Graphics, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 20 Kronshtadtsky Blvd, Moscow, 125493, Russia;
orcid.org/0009-0006-3964-7225; e-mail: e.samoilenko@mstuca.ru

Angela S. Borzova, Dr. Sci. (Technology), Professor at the Department of Economics and Management in Air Transport, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 20 Kronshtadtsky Blvd, Moscow, 125493, Russia;
orcid.org/0000-0002-4538-0268; e-mail: a.borzova@mstuca.ru

Поступила в редакцию
Принята в печать
Опубликована

05.03.2026
30.06.2026
15.09.2026

Received
Accepted for publication
Published

05 March 2026
30 June 2026
15 September 2026