

ОРИГИНАЛЬНАЯ СТАТЬЯ

УДК 536.21: 533.9.07

doi: 10.26907/2541-7746.2024.4.594-602

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КАТАЛИТИЧЕСКИХ И ИЗЛУЧАЮЩИХ ХАРАКТЕРИСТИК АНТИОКСИДАНТНЫХ И АНТИЭРОЗИОННЫХ ПОКРЫТИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

О.В. Тушавина

Московский авиационный институт, г. Москва, 125993, Россия

Аннотация

Экспериментально-теоретически определены коэффициент каталитической активности и степень черноты поверхности тонкостенных антиоксидантных и антиэрозионных покрытий для высокоскоростных летательных аппаратов. Покрытие в виде аэрозольной смеси наносилось на подложку из углерод-углеродного композиционного материала, и полученный образец обдувался полностью диссоциированным воздухом с целью замера тепловых потоков к поверхности образца и ее энтальпии. С использованием известных зависимостей суммарных конвективно-диффузионных тепловых потоков от энтальпии торможения и коэффициента гетерогенной рекомбинации атомов кислорода и азота в молекулы определены этот коэффициент и степень черноты поверхности из закона Стефана–Больцмана при замеренной энтальпии (и температуре) стенки. Экспериментально исследованы пять типов покрытий, имеющих в своем составе кремний, титан, молибден и бор. Результаты сведены в таблицу, демонстрирующую зависимость коэффициента рекомбинации и степени черноты от тепловых потоков и температуры стенки.

Ключевые слова: тепловой поток, диффузия, диссоциация, рекомбинация, катализ, коэффициент каталитической активности, степень черноты, число Прандтля, число Шмидта, число Льюиса, число Маха, число Рейнольдса

Введение

Одной из основных особенностей высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) являются большие скорости в плотных слоях атмосферы (числа Маха больше $5 \div 6$). При этом в ударных слоях между головной ударной волной и затупленным телом возникают значительные температуры, при которых молекулы кислорода и азота воздуха диссоциируют на атомы, поглощая большое количество тепловой энергии. Молекулы кислорода диссоциируют в промежутке температур $2000 \div 4000$ К, а азота – в промежутке $4000 \div 6000$ К, так что при температуре 6000 К воздух полностью состоит из атомов кислорода и азота [1, 2].

На более холодных стенках ВЛА атомы рекомбинируют в молекулы с выделением того же количества теплоты, что было поглощено при диссоциации, причем в отличие от гомогенной рекомбинации внутри пограничного слоя гетерогенная

рекомбинация на стенке происходит с выделением значительно большего количества теплоты в зависимости от степени каталитичности стенки, которая зависит от материала теплозащитного покрытия. Уменьшение степени каталитичности (или коэффициента каталитической рекомбинации) существенно снижает диффузионные тепловые потоки к поверхности ВЛА. Поэтому чем ниже коэффициент каталитической рекомбинации, тем меньше аэродинамического тепла поступает на стенку. Таким образом, реакции диссоциации – рекомбинации происходят по схеме



где $Q_o = 15540$ кДж/кг, $Q_N = 33600$ кДж/кг [1].

Эффективным способом отвода аэродинамического тепла является увеличение отвода от стенки (поверхности, соприкасающейся с газодинамическим потоком) лучистого теплового потока, пропорционального по закону Стефана – Больцмана четвертой степени абсолютной температуры стенки, причем коэффициентом в этой зависимости является степень черноты поверхности. Поэтому чем выше степень черноты (в пределах от нуля до единицы), тем выше отвод тепла от стенки [3]. Таким образом, чем ниже степень k_w каталитичности стенки и выше степень ε_w , тем большее количество теплоты отводится от поверхности ВЛА, и есть уверенность, что тепловая защита будет функционировать без уноса массы (без фазовых превращений). Эта пара характеристик $k_w - \varepsilon_w$ определялась экспериментально путем перебора материалов, синтезированных из порошков, составленных из различных элементов, и продувки их в высокотемпературном (~ 6000 К) потоке полностью диссоциированного воздуха. Такие эксперименты на газодинамических стендах проводились ранее в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского [4] и МАИ [3], а полученные результаты описаны в работах [5–9]. Расчеты конвективно-диффузионных тепловых потоков и температур стенки проведены в работах [6, 7, 10–18].

1. Методика проведения эксперимента и полученные результаты

Сравнительные эксперименты на газодинамических стенках по определению пары $k_w - \varepsilon_w$ (коэффициента каталитической рекомбинации – степени черноты) проведены нами для пяти материалов, синтезированных из различных порошков и наносимых тонким слоем (десятые доли миллиметра) на подложку из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ). В качестве таких материалов были использованы следующие смеси порошков или химические соединения:

- углерод;
- SiTiMoCr (кремний, титан, молибден, хром);
- SiTiMoB (кремний, титан, молибден, бор);
- SiTiMoBAl (кремний, титан, молибден, бор, иттрий, алюминий);
- SiTiMoBUNf (кремний, титан, молибден, бор, иттрий, гафний).

Составы и процентные содержания элементов в этих материалах рекомендованы в работах [8, 9]. Газодинамический стенд и условия проведения эксперимента подробно описаны в [6].

Определение каталитических свойств поверхности материалов базируется на калориметрическом методе, в соответствии с которым сопоставляются результаты экспериментальных измерений тепловых потоков к поверхности модели, изготовленной из материалов с неизвестной и известной каталитической активностью. При этом необходимо контролировать отсутствие обменных реакций между атомами кислорода и азота с образованием окиси азота NO (газовая смесь должна состоять только из атомов азота и кислорода). Для этого температуру торможения газодинамического потока необходимо поддерживать на уровне ~ 6000 К.

Концепция метода определения каталитических свойств образцов базируется на определении конвективных и диффузионных тепловых потоков от «замороженного» пограничного слоя, т. е. предполагается, что обменные реакции рекомбинации атомов в гомогенной (газовой) фазе не происходят. Тогда для каждого из атомарных потоков (кислорода и азота) выполнится следующее соотношение (аналог закона Фика):

$$\rho_w D_{12} \left(\frac{\partial C_i}{\partial y} \right)_w = (K_w \rho_w C_{i,w})^m, \quad (1)$$

где ρ_w – плотность газа на границе w между наружной поверхностью тела и пограничным слоем; D_{12} – коэффициент бинарной диффузии; C_i , $i = 1, 2$, – концентрация атомов кислорода ($i = 1$) и азота ($i = 2$) соответственно; m – порядок реакции диссоциации (рекомбинации) (в рассматриваемом случае $m = 1$, так как диффузионный поток пропорционален концентрации); y – направление внешней нормали к поверхности w .

На основе уравнения (1) получено соотношение для конвективно-диффузионного потока в передней и задней критических точках затупленного тела в виде [2, 3, 8]

$$q_0 = 0,665[\beta\mu_0\rho_0]^{1/2}\text{Pr}^{-2/3}(I_w/I_0)^{-0,17} \left[1 + (\text{Le}^{2/3}\varphi - 1) \frac{h_i^0 C_{i,\infty}}{I_0} \right] (I_0 - I_w), \quad (2)$$

где $\beta = (du/dx)_0$ – градиент скорости в критической точке; μ_0, ρ_0, I_0 – динамическая вязкость, плотность и энтальпия в критической точке; h_i^0 – энтальпия образования элемента $i = 1, 2$; индекс w относится к границе w ; $C_{i,\infty}$ – концентрация атомов в набегающем потоке; $\text{Pr} = \mu c_p / \lambda$ – число Прандтля; $\text{Sc} = \mu / (\rho D_{12})$ – число Шмидта; $\text{Le} = \text{Pr} / \text{Sc}$ – число Льюиса; c_p – теплоемкость при постоянном давлении; λ – теплопроводность.

Параметр φ , содержащий k_w , определяется соотношением

$$\varphi = \left[\frac{0,664(\beta\rho_0\mu_0)^{1/2}(I_0/I_w)^{0,17}S_w^{-2/3}}{\rho_w k_w} + 1 \right]^{-1}. \quad (3)$$

Для определения k_w введем обозначение $S = 0,47\text{Sc}^{-2/3}[2\beta(\mu\rho)_0]^{1/2}$, тогда выражение (3) примет вид $\varphi = [1 + S/(\rho_w k_w)]^{-1}$, откуда получим

$$k_w = \frac{\varphi S}{\rho_w (1 - \varphi)}. \quad (4)$$

Из (4) следует, что k_w можно определить, если известны S , ρ_w и φ . В комплекс S входят газодинамические параметры, которые известны из эксперимента (т. е. давление статическое и торможения, энтальпии торможения и стенки, скорость потока, температура поверхности модели). По этим характеристикам из уравнения состояния можно определить ρ_w . Для измерения теплового потока в выражении (2) используем неохлаждаемый калориметр, на поверхность которого наносим тонкий слой исследуемого теплозащитного материала. Изготовленный таким образом образец устанавливаем в расчетном сечении струй набегающего потока и производим измерение теплового потока, температуры поверхности образца и газодинамических характеристик потока. Однако в эксперименте неизвестен комплекс $\left(\sum_{i=1}^n C_{i,\infty} h_i^0 \right) / I_0$. Для определения значения этого комплекса проводим аналогичный дополнительный эксперимент с калориметром, теплоприемный элемент

которого изготовлен из материала с абсолютной каталитической активностью, т. е. $k_w \rightarrow \infty$. Такими материалами являются металлы, например, электролитическая медь. Известно [3], что при $k_w \rightarrow \infty$ параметр $\varphi \rightarrow 1$. В этом случае выражение (2) примет вид

$$q_{0, k_w \rightarrow \infty} = 0.664 \text{Re}_w^{1/2} \text{Pr}_w^{-2/3} \frac{\mu_w}{x} \left[1 + (\text{Le}^{2/3} - 1) \left(\sum_{i=1}^n C_{i, \infty} h_i^0 \right) / I_0 \right] (I_0 - I_w), \quad (5)$$

где Re_w – число Рейнольдса.

В небольшой окрестности критической точки на расстоянии x от нее, где $du/dx \approx u/x$, из (5) определим упомянутый комплекс при зафиксированных в эксперименте остальных параметрах, входящих в выражение (5). Из (2) определим параметр φ , а из выражения (4) – коэффициент каталитической активности k_w для исследуемого материала. Степень черноты ε_w найдем из закона Стефана – Больцмана по известным из эксперимента температуре поверхности и лучистому тепловому потоку.

При проведении эксперимента были использованы следующие рекомендации:

- стенд должен генерировать полностью диссоциированный воздушный поток с температурой торможения $T_0 \in [2500 \div 7000 \text{ K}]$ и давлением торможения $p_0 \in [10^3 \div 5 \cdot 10^3]$;
- размер калориметра не превышает $2 \cdot 10^{-2}$;
- температура поверхности в обоих экспериментах должна выдерживаться одинаковой (в пределах погрешностей эксперимента).

Результаты экспериментально-теоретических исследований пары характеристик $k_w - \varepsilon_w$ исследуемых материалов по подложке из УУКМ приведены в следующей таблице.

Табл. 1

Результаты экспериментально-теоретических исследований материалов

№ п/п	Тип покрытия	$q_{t,w}$, кВт/м ²	T_w , °C	ε_w	k_w , м/сек.
1	УГЛЕРОД	1405	2169	0.85	>100
2	Si Ti Mo Cr	1650	1800	0.89	0.88
3	Si Ti Mo B	1460	1780	0.78	0.18
4	Si Ti Mo B Y Al	1480	2000	0.91	0.38
5	Si Ti Mo B Y Hf	1750	2100	0.92 – 0.93	0.35

Из результатов, приведенных в таблице, следует, что свойствами, наиболее оптимальными с позиций $k_w - \varepsilon_w$, обладают покрытия $Si - Ti - Mo - B - Y - Al$ и $Si - Ti - Mo - B - Y - Hf$.

Заключение

На основе выведенной ранее формулы суммарного конвективного и диффузионного теплового потока, зависящего от коэффициента каталитической рекомбинации атомов кислорода и азота в передней критической точке затупленного тела высокоскоростного летательного аппарата, спланирован и проведен стендовый эксперимент по определению коэффициента каталитической рекомбинации и степени черноты поверхности затупленного тела. Определение каталитических свойств поверхности исследуемых тонкостенных теплозащитных покрытий построено на

сопоставлении результатов калориметрических испытаний материалов с неизвестной и известной каталитической способностью. Результаты экспериментов, проведенных для пяти композиционных составов теплозащитных покрытий, сведены в итоговую таблицу, анализ которой показал, что наиболее оптимальными являются покрытия из материалов SiTiMoB₂Al и SiTiMoB₂Nf, для которых степень черноты выше значения 0.91, а коэффициент каталитической рекомбинации ниже значения 0.35.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке гранта РНФ № 23-19-00684, <https://rscf.ru/project/23-19-00684/>.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Литература

1. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика тел вращения. М.: Машиностроение, 1964. 572 с.
2. *Дорренс У.Х.* Гиперзвуковые течения вязкого газа. Пер. с англ. М.: Мир, 1966. 440 с.
3. *Нижитин П.В., Сотник Е.В.* Катализ и излучение в системах тепловой защиты космических аппаратов. М.: Янус-К, 2013. 435 с.
4. *Borovoi V. Ya., Skuratov A. S., Surzhikov S. T.* Study of convective heating of segment al-conical Martian descent vehicle in shock wind tunnel // Proc. 34th AIAA Fluid Dynamics Conf. Portland, OR, 2004. Art. AIAA 2004-2634. <https://doi.org/10.2514/6.2004-2634>.
5. *Пронина П.Ф., Тушавина О.В., Шумская С.А., Егорова М.С.* Аналитическое моделирование теплопереноса в элементах ЭВТИ // Тепл. проц. техн. 2022. Т. 14, № 8. С. 348–353. <https://doi.org/10.34759/tpt-2022-14-8-348-353>.
6. *Кузнецова Е.Л., Тушавина О.В.* Экспериментальная обработка антиокислительно-го и антиэрозионного покрытия для углерод-углеродных и углеродно-керамических теплозащитных материалов // СТИН. 2023. № 10. С. 11–14.
7. *Тушавина О.В., Пронина П.Ф., Егорова М.С.* Определение тепловых потоков и температур поверхности элементов конструкций высокоскоростных летательных аппаратов при обтекании диссоциирующим потоком газа // СТИН. 2023. № 12. С. 37–40.
8. *Astapov A.N., Terent'eva V.S.* Review of domestic designs in the field of protecting carbonaceous materials against gas corrosion and erosion in high-speed plasma fluxes // Russ. J. Non-Ferrous Met. 2016. V. 57, No 2. P. 157–173. <https://doi.org/10.3103/S1067821216020048>.
9. *Astapov A.N., Zhestkov B.E., Pogochev Yu.S., Zinovyeva M.V., Potanin A.Yu., Levashov E.A.* The oxidation resistance of the heterophase ZrS₂-MoSi₂-ZrB₂ powders – derived coatings // Corros. Sci. 2021. V. 189. Art. 109587. <https://doi.org/10.1016/j.corsci.2021.109587>.
10. *Формалев В.Ф., Колесник С.А., Кузнецова Е.Л.* Тепломассоперенос на боковых поверхностях заглушенных носовых частей гиперзвуковых летательных аппаратов // ТВТ. 2021. Т. 59, № 5. С. 797–800. <https://doi.org/10.31857/S0040364421050069>.
11. *Формалев В.Ф., Колесник С.А., Гарибян Б.А.* Теплоперенос с поглощением в анизотропной тепловой защите высокотемпературных изделий // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Ест. науки. 2019. № 5 (86). С. 35–49. <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2019-5-35-49>.
12. *Формалев В.Ф., Колесник С.А., Гарибян Б.А.* Математическое моделирование тепломассопереноса при аэродинамическом нагреве носовых частей гиперзвуковых летательных аппаратов // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Ест. науки. 2022. № 1 (100). С. 107–121. <https://doi.org/10.18598/1812-3368-2022-1-107-121>.

13. *Формалев В.Ф., Гарибян Б.А., Колесник С.А.* Моделирование тепломассопереноса на затупленных телах в условиях аэродинамического нагрева высокоскоростных летательных аппаратов // ТВТ. 2023. Т. 61, № 3. С. 398–404.
<https://doi.org/10.31857/S0040364423030092>.
14. *Орехов А.А., Рабинский Л.Н., Федотенков Г.В.* Фундаментальные решения уравнений классической и обобщенной моделей теплопроводности // Учен. зап. Казан. ун-та. Сер. Физ.-матем. науки. 2023. Т. 165, кн. 4. С. 404–414.
<https://doi.org/10.26907/2541-7746.2023.4.404-414>.
15. *Kriven G., Kuznetsova E., Rabinskiy L.* The study of the temperature field propagation in a nonlinear anisotropic space with the relaxation time of the heat flux // AIP Conf. Proc. 2023. V. 2910. Art. 020204. <https://doi.org/10.1063/5.0167863>.
16. *Dobryanskiy V.N., Fedotkov G.V., Orekhov A.A., Rabinskiy L.N.* Generalized unsteady thermal conductivity in a half-space // Lobachevskii J. Math. 2023. V. 44, No 10. P. 4429–4437. <https://doi.org/10.1134/S1995080223100086>.
17. *Fedotkov G., Rabinskiy L., Lurie S.* Conductive heat transfer in materials under intense heat flows // Symmetry. 2022. V. 14, No 9. Art. 1950.
<https://doi.org/10.3390/sym14091950>.
18. *Dobryanskiy V.N., Fedotkov G.V., Orekhov A.A., Rabinskiy L.N.* Estimation of finite heat distribution rate in the process of intensive heating of solids // Lobachevskii J. Math. 2022. V. 43, No 7. P. 1832–1841. <https://doi.org/10.1134/S1995080222100079>.

Поступила в редакцию 7.08.2024

Принята к публикации 7.10.2024

Тушавина Ольга Валериановна, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой 610

Московский авиационный институт

Волоколамское ш., д. 4, г. Москва, 125993, Россия

E-mail: tushavinaov@mai.ru

ORIGINAL ARTICLE

doi: 10.26907/2541-7746.2024.4.594-602

Experimental and Theoretical Study of Catalytic and Radiative Characteristics of Anti-Oxidation and Anti-Erosion Coatings for High-Speed Aircraft*O. V. Tushavina**Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993 Russia*E-mail: *tushavinaov@mai.ru*

Received August 7, 2024; Accepted October 7, 2024

Abstract

The catalytic activity coefficient and emissivity of the surface of thin-walled oxidation- and erosion-resistant coatings for high-speed aircraft were determined experimentally and theoretically. The coating was applied as an aerosol mixture to a carbon-carbon composite substrate, and the resulting sample was subjected to fully dissociated air to measure heat fluxes to the sample surface and its enthalpy. Using established relationships between total convective-diffusive heat fluxes, stagnation enthalpy, and the heterogeneous recombination coefficient of oxygen and nitrogen atoms into molecules, the catalytic activity coefficient and surface emissivity were calculated based on the Stefan–Boltzmann law utilizing the measured enthalpy (and temperature) of the wall. The experiments were performed on five coating types containing silicon, titanium, molybdenum, and boron. The findings were summarized in a table showing how the recombination coefficient and emissivity depend on heat fluxes and wall temperature.

Keywords: heat flux, diffusion, dissociation, recombination, catalysis, catalytic activity coefficient, emissivity, Prandtl number, Schmidt number, Lewis number, Mach number, Reynolds number

Acknowledgments. This study was supported by the Russian Science Foundation (project no. 23-19-00684, <https://rscf.ru/project/23-19-00684/>).

Conflicts of Interest. The authors declare no conflicts of interest.

References

1. Krasnov N.F. *Aerodinamika tel vrashcheniya* [Aerodynamics of Bodies of Revolution]. Moscow, Mashinostroenie, 1964. 572 p. (In Russian)
2. Dorrance W.H. *Giperzvukovye techeniya vyazkogo gaza* [Viscous Hypersonic Flow]. Moscow, Mir, 1966. 440 p. (In Russian)
3. Nikitin P.V., Sotnik E.V. *Kataliz i izluchenie v sistemakh teplovoi zashchity kosmicheskikh apparatov* [Catalysis and Radiation in Thermal Protection Systems for Spacecraft]. Moscow, Yanus-K, 2013. 435 p. (In Russian)

4. Borovoi V.Ya., Skuratov A.S., Surzhikov S.T. Study of convective heating of segmental-conical Martian Descent Vehicle in shock wind tunnel. *Proc. 34th AIAA Fluid Dynamics Conf.* Portland, OR, 2004, art. AIAA 2004-2634. <https://doi.org/10.2514/6.2004-2634>.
5. Pronina P.F., Tushavina O.V., Shumskaya S.A., Egorova M.S. Analytical modeling of heat interchange in the blanket elements. *Tepl. Protsessy Tekh.*, 2022, vol. 14, no. 8, pp. 348–353. <https://doi.org/10.34759/tpt-2022-14-8-348-353>. (In Russian)
6. Kuznetsova E.L., Tushavina O.V. Experimental optimization of anti-oxidation and -erosion coating for carbon-carbon and carbon-ceramic heat shields. *STIN*, 2023, no. 10, pp. 11–14. (In Russian)
7. Tushavina O.V., Pronina P.F., Egorova M.S. Estimating heat fluxes and surface temperatures of high-speed aircrafts in a dissociated gas flow. *STIN*, 2023, no. 12, pp. 37–40. (In Russian)
8. Astapov A.N., Terent'eva V.S. Review of domestic designs in the field of protecting carbonaceous materials against gas corrosion and erosion in high-speed plasma fluxes. *Russ. J. Non-Ferrous Met.*, 2016, vol. 57, no. 2, pp. 157–173. <https://doi.org/10.3103/S1067821216020048>.
9. Astapov A.N., Zhestkov B.E., Pogozhev Yu.S., Zinovyeva M.V., Potanin A.Yu., Levashov E.A. The oxidation resistance of the heterophase ZrS_2 - $MoSi_2$ - ZrB_2 powders – derived coatings. *Corros. Sci.*, 2021, vol. 189. Art. 109587. <https://doi.org/10.1016/j.corsci.2021.109587>.
10. Formalev V.F., Kolesnik S.A., Kuznetsova E.L. Heat and mass transfer on the side surfaces of blunt nose parts of hypersonic aircraft. *High Temp.*, 2022, vol. 60, suppl. 2, pp. S288–S291. <https://doi.org/10.1134/S0018151X21050060>.
11. Formalev V.F., Kolesnik S.A., Garibyan B.A. Heat transfer with absorption in anisotropic thermal protection of high-temperature products. *Vestn. MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Estestv. Nauki*, 2019, no. 5(86), pp. 35–49. <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2019-5-35-49>. (In Russian)
12. Formalev V.F., Kolesnik S.A., Garibyan B.A. Mathematical modeling of heat and mass transfer during aerodynamic heating of the nose parts of hypersonic aircraft. *Vestn. MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Estestv. Nauki*, 2022, no. 1(100), pp. 107–121. <https://doi.org/10.18598/1812-3368-2022-1-107-121>. (In Russian)
13. Formalev V.F., Garibyan B.A., Kolesnik S.A. Simulation of heat and mass transfer on blunt bodies under aerodynamic heating of high-speed aircraft. *High Temp.*, 2023, vol. 61, no. 3, pp. 365–371. <https://doi.org/10.1134/S0018151X23030203>.
14. Orekhov A.A., Rabinskiy L.N., Fedotenkov G.V. Fundamental solutions of the equations of classical and generalized heat conduction models. *Uchenye Zapiski Kazanskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*, 2023, vol. 165, no. 4, pp. 404–414. <https://doi.org/10.26907/2541-7746.2023.4.404-414>. (In Russian)
15. Kriven G., Kuznetsova E., Rabinskiy L. The study of the temperature field propagation in a nonlinear anisotropic space with the relaxation time of the heat flux. *AIP Conf. Proc.*, 2023, vol. 2910, art. 020204. <https://doi.org/10.1063/5.0167863>.
16. Dobryanskiy V.N., Fedotenkov G.V., Orekhov A.A., Rabinskiy L.N. Generalized unsteady thermal conductivity in a half-space. *Lobachevskii J. Math.*, 2023, vol. 44, no. 10, pp. 4429–4437. <https://doi.org/10.1134/S1995080223100086>.
17. Fedotenkov G., Rabinskiy L., Lurie S. Conductive heat transfer in materials under intense heat flows. *Symmetry*, 2022, vol. 14, no. 9, art. 1950. <https://doi.org/10.3390/sym14091950>.

18. Dobryanskiy V.N., Fedotenkov G.V., Orekhov A.A., Rabinskiy L.N. Estimation of finite heat distribution rate in the process of intensive heating of solids. *Lobachevskii J. Math.*, 2022, vol. 43, no. 7, pp. 1832–1841. <https://doi.org/10.1134/S1995080222100079>.

Для цитирования: Тушавина О.В. Экспериментально-теоретическое определение каталитических и излучающих характеристик антиокислительных и антиэрозионных покрытий высокоскоростных летательных аппаратов // Учен. зап. Казан. ун-та. Сер. Физ.-матем. науки. 2024. Т. 166, кн. 4. С. 594–602. <https://doi.org/10.26907/2541-7746.2024.4.594-602>.

For citation: Tushavina O.V. Experimental and theoretical study of catalytic and radiative characteristics of anti-oxidation and anti-erosion coatings for high-speed aircraft. *Uchenye Zapiski Kazanskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*, 2024, vol. 166, no. 4, pp. 594–602. <https://doi.org/10.26907/2541-7746.2024.4.594-602>.
(In Russian)