

ТРАНСПОРТ

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-33-40

**РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ
В МНОГОСЛОЙНЫХ МЕТАЛЛОКЕРАМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЯХ
ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ ТЕПЛОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ**

В.М. САМОЙЛЕНКО¹, Ю.В. ПЕТРОВ¹, О.А. РАТЕНКО¹

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

Прогресс в авиационном двигателестроении определяется возрастанием рабочих параметров газотурбинных двигателей, который неизбежно сопровождается повышением значений рабочих температур и нагруженности высокоответственных элементов горячего тракта турбины. Кроме того, повышаются требования к надежности двигателя в целом. Выполнение этих требований прежде всего обуславливается работоспособностью материалов лопаток турбин и обеспечивается применением высокожаропрочных никелевых сплавов в сочетании с комбинированными теплозащитными покрытиями.

В статье решается задача оценки влияния нестационарного теплового воздействия на распределение температуры в многослойном теплозащитном покрытии. С целью оценки работоспособности теплозащитного покрытия предложен метод вычисления температурного поля по профилю лопатки и глубине покрытия, базирующийся на решении основного одномерного дифференциального уравнения теплопроводности.

Данный метод позволяет оценить работоспособность теплозащитного покрытия, а также дает возможность подобрать комбинацию слоев теплозащитного покрытия для конкретных условий эксплуатации лопаток газотурбинного двигателя.

Кроме того, с помощью предложенного метода можно оценить воздействие нестационарного теплового потока на структуру жаропрочного сплава лопатки турбины двигателя, а следовательно, оценить ресурс с данным теплозащитным покрытием. При температурах 1150–1200 °С и выше в жаропрочных никелевых сплавах происходит процесс коагуляции основных упрочняющих когерентных частиц γ' -фазы на основе интерметаллида Ni_3Al , вместо кубоидов формируются длинные пластины волнистой формы, происходит образование топологически плотноупакованных фаз, представляющих собой игольчатые образования. Эти процессы приводят к значительному ухудшению прочностных характеристик жаропрочных сплавов. Проводя расчеты по предложенной методике, можно прогнозировать работоспособность лопаток турбин, имея информацию об интенсивности фазовых превращений в сплаве и о температурных забросах в процессе работы газотурбинного двигателя (по данным бортовых систем контроля и фиксации параметров).

Ключевые слова: лопатка турбины, комбинированные теплозащитные покрытия, теплопроводность, долговечность, работоспособность.

ВВЕДЕНИЕ

В современных экономических условиях авиационные двигателестроительные корпорации находятся в постоянной «борьбе» за право установки своей продукции на вновь создаваемые типы воздушных судов, а для этого необходимо сконструировать более совершенный газотурбинный двигатель (ГТД), чем у конкурентов, по определяющим параметрам: удельная тяга, удельная масса, степень сжатия воздуха в компрессоре, экономичность, надежность, ресурс, шумовые показатели.

Повышение тяги двигателя в современном двигателестроении является одной из важных задач. Как известно из формулы Б.С. Стечкина (1), повысить тягу двигателя можно двумя способами:

1) увеличить расход воздуха, что повлечет за собой увеличение габаритных размеров двигателя, а это крайне нежелательно в связи со сложностями крепления таких двигателей к летательному аппарату, и его массы;

2) повысить скорость истечения газа в выходном сечении сопла, что может быть достигнуто путем увеличения температуры газов перед турбиной.

$$P = G_{\Gamma} \cdot c_c - G_B \cdot V, \quad (1)$$

где P – тяга двигателя; G_B и G_{Γ} – расходы воздуха на входе в двигатель и газа на выходе из сопла; V и c_c – скорость полета и скорость истечения газа на выходе из сопла.

Именно второй способ является наиболее перспективным, но в то же время довольно сложным, поскольку требует решения многих задач, в числе которых: поиск новых жаропрочных материалов/покрытий; изобретение новых методов получения жаропрочных материалов/покрытий; создание методик, направленных на повышение или как минимум сохранение показателей долговечности и работоспособности элементов турбины газотурбинных двигателей.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Одним из наиболее перспективных направлений решения задачи повышения работоспособности теплонапряженных деталей газотурбинных двигателей, в условиях непрерывно растущих значений температур газа перед турбиной, является применение различных защитных покрытий. Наиболее широкое применение на двигателях гражданской авиации получило теплозащитное покрытие (ТЗП), выполняющее функции теплового барьера между высокотемпературным потоком газа и материалом лопатки, а также защиты от газовой коррозии.

ТЗП представляют собой многослойные покрытия, состоящие из одного, двух или более слоев и металлического жаростойкого подслоя (ЖСП). Работоспособность ТЗП при их работе на лопатках турбин ГТД находится в зависимости от многих факторов. Из анализа данных о причинах разрушения покрытий [1–4] выявлено, что основными процессами, приводящими к разрушению, являются следующие.

Термоциклирование (нестационарный температурный режим, обусловленные им термические деформации слоёв, малоцикловая усталость).

Окисление границы керамика – жаростойкий подслоя.

Конкретные условия воздействия на поверхностные слои в каждом двигателе в качестве определяющего параметра работоспособности выдвигают либо первый, либо второй из процессов. Решение задачи расчета оценки предельной длительности сопротивления защитной системы на определенной лопатке при заданных термических и механических воздействиях в процессе работы двигателя включает прежде всего потребность в знании температурного поля по профилю лопатки и глубине ТЗП.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для численного прогнозирования долговечности теплонапряженных деталей, и в первую очередь лопаток турбин газотурбинных двигателей, предлагается алгоритм расчета и определения температурного поля в многослойном металлокерамическом покрытии, базирующийся на использовании дифференциального уравнения теплопроводности [5]. Это уравнение устанавливает связь между пространственным и временным изменением температуры тела, иными словами, с помощью него осуществляется математическое описание переноса тепла внутри тела.

Для решения поставленной задачи приняты следующие допущения.

1. Система покрытий представляет собой набор бесконечных плоских слоев пластин.
2. Физические характеристики каждого слоя постоянны по толщине соответствующего слоя и неизменны при любых значениях температур (к физическим характеристикам слоя будем относить: удельную теплоемкость (c_p), плотность (ρ), коэффициент теплопроводности (λ)).

В принятых допущениях однородности слоев уравнение теплопроводности [6] для i -го слоя примет вид

$$\frac{\partial U}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 U}{\partial x^2}, \quad (2)$$

где $U = U(x, t)$ – температура; t – время; x – координата по направлению от поверхности; $a^2 = \frac{\lambda}{c \cdot \rho}$ – коэффициент температуропроводности.

Для решения уравнения (2) необходимо знать начальные условия (распространение температуры в теле в начальный момент времени) и граничные условия (геометрическая форма тела, закон взаимодействия между телом и окружающей средой).

В рассматриваемом случае они имеют следующий вид:

Начальные условия:

$$T(x, 0) = T_0(x). \quad (3)$$

Граничные условия 1-го рода:

$$\begin{cases} T(0, t) = T_1(t); \\ T(1, t) = T_2(t). \end{cases} \quad (4)$$

Граничные условия 4-го рода (условие непрерывности температуры и потока энергии на границах слоев):

$$\begin{cases} T(l_{m-0}, t) = T(l_{m+0}, t); \\ \lambda_m \frac{\partial T}{\partial x}(l_{m-0}, t) = \lambda_{m+1} \frac{\partial T}{\partial x}(l_{m+0}, t). \end{cases} \quad (5)$$

где m – координата границы сред; l_{m-0} – координата первого слоя слева от границы слоёв; l_{m+0} – координата второго слоя справа от границы слоёв; λ_m – коэффициент теплопроводности m -го слоя; λ_{m+1} – коэффициент теплопроводности $m+1$ слоя.

Совокупность уравнения (2), а также начальных (3) и граничных условий (4), (5) называется смешанной задачей (рис. 1) для уравнения теплопроводности.

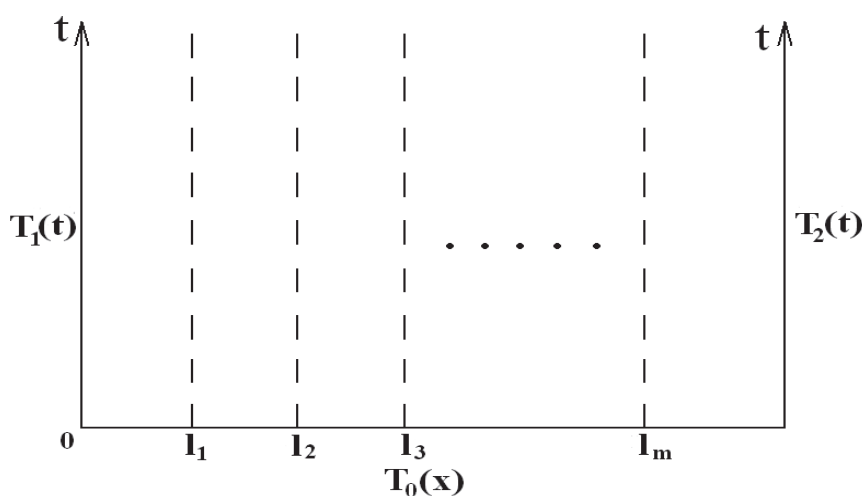


Рис. 1. Смешанная задача для уравнения теплопроводности
Fig. 1. A mixed problem for the heat conductivity equation

Для численного решения смешанной задачи была выбрана известная неявная схема Кранка – Николсона [7]. Сетка для неявной разностной схемы изображена на рис. 2.

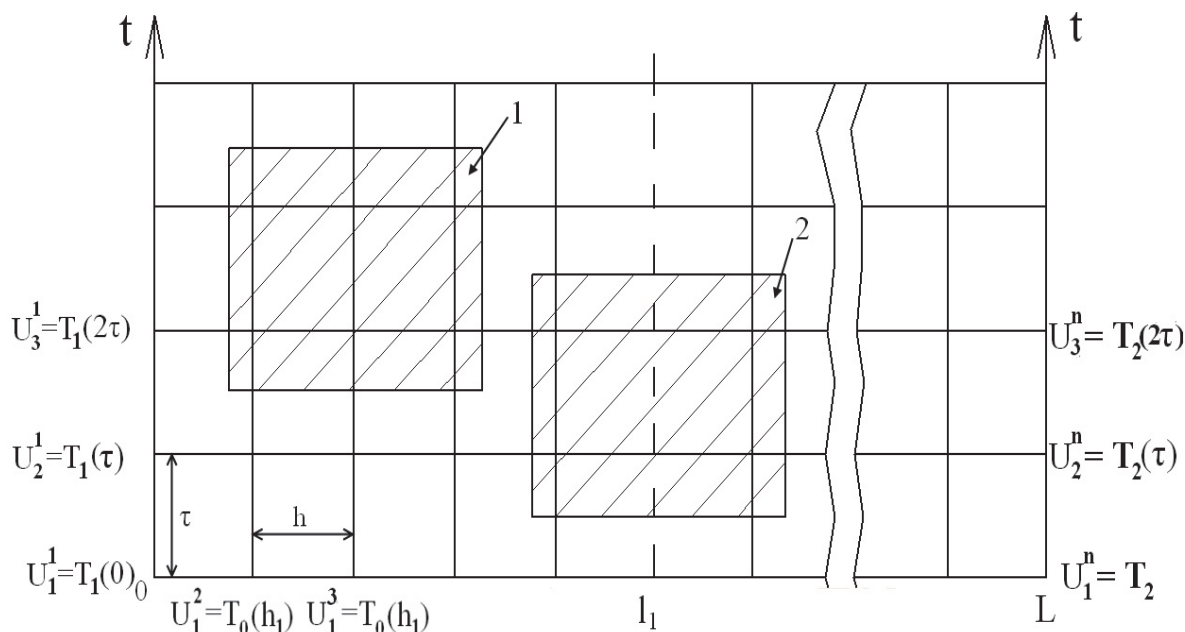


Рис. 2. Сетка для неявной разностной схемы:
1 – шаблон находится внутри слоя покрытия;
2 – граница раздела покрытий пересекает шаблон;
 τ – шаг по времени; h – шаг по координате; L – глубина слоя.
Fig. 2. Grid for the implicit difference scheme

Воспользуемся следующими конечно-разностными аппроксимациями для частных производных [8] из уравнения теплопроводности (2):

$$\frac{\partial U}{\partial t} = \frac{U_i^{j+1} - U_i^j}{\tau}; \quad (6)$$

$$\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} = \frac{a\sigma}{h^2} (U_{i+1}^{j+1} - 2U_i^{j+1} + U_{i-1}^{j+1}) + \frac{a(1-\sigma)}{h^2} (U_{i+1}^j - 2U_i^j + U_{i-1}^j), \quad (7)$$

где U_i^j – значения температуры на этой сетке (j – индекс по времени, i – по координате); σ – любое вещественное число, которое для неявной схемы Кранка – Николсона равно 0,5.

После замены частных производных в задаче (2) конечно-разностными аппроксимациями получаем разностную задачу. Причем, если шаблон находится внутри слоя (1, рис. 2), то в соответствии с принятой схемой разностное уравнение примет вид

$$aU_{i+1}^{j+1} + \left(-2a - \frac{2h^2}{\tau}\right)U_i^{j+1} + aU_{i-1}^{j+1} = -aU_{i+1}^j - \left(\frac{2h^2}{\tau} - 2a\right)U_i^j - aU_{i+1}^j. \quad (8)$$

Если же граница слоев пересекает шаблон (2, рис. 2), то, согласно (5), имеем

$$\frac{k_m(U_{i+1}^j - U_{i+1}^{j-1})}{h_m} = \frac{k_{m+1}(U_{i+1}^{j+1} - U_{i+1}^j)}{h_{m+1}}. \quad (9)$$

Из условия (4) следует, что:

$$\begin{cases} U_{i+1}^1 = T_1(i \cdot \tau); \\ U_{i+1}^n = T_2(i \cdot \tau). \end{cases} \quad (9)$$

При фиксированной координате j и меняющейся от 2 до $n - 1$ координате i уравнения (8), (9) представляют собой систему $(N - 2)$ уравнений с $(n - 2)$ неизвестными $U_{i+1}^2, U_{i+1}^3 \dots U_{i+1}^{n-1}$, которые являются решением задачи во внутренних узлах сетки на временном слое $t = j \cdot \tau$. Изложенный выше алгоритм реализован в виде программного продукта для решения уравнения теплопроводности (2) в многослойных покрытиях.

С целью апробации предложенной методики проводился расчет температурного поля двухслойного покрытия с подложкой (характеристики ЖСП приняты равными аналогичным характеристикам подложки). Геометрические и физические характеристики слоев представлены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Геометрические и физические характеристики слоев
Geometrical and physical characteristics of the layers

Номер слоя	1	2	3 (подложка)
Толщина, мкм	250	120	3000
Теплопроводность, Вт/м · град.	1,5	0,6	5
Удельная теплоемкость, Дж/кг · град.	1000	800	500
Плотность, кг/м ³	5500	7000	8000
Температуропроводность, м ² /с	$2,73 \cdot 10^{-7}$	$1,07 \cdot 10^{-7}$	$1,25 \cdot 10^{-6}$

Расчет проводился при градиенте температур (GRAD) равном 2 град./с, начальное значение температуры – 1200 °С, шаг по времени – 1 с, шаг по глубине покрытия – 25 мкм, $T_1(t) = T_2(t) = T_0(x) + j \cdot GRAD$. Результаты расчета сведены в табл. 2.

Из расчетов видно, что, например, через 5 с на глубине 250 микрон значение температуры будет равно 1208,5°С. Следовательно, такая температура начнет воздействовать на структуру сплава, а значит, приводить к его разупрочнению. Таким образом, зная толщину ТЗП и температуру нестационарного воздействия, можно оценить работоспособность сплава с имеющимся ТЗП.

Таблица 2
Table 2

Распределение температуры по глубине покрытий и подложки
The temperature distribution along the depth of the coating and the substrate

		Глубина, мкм										
		0	50	150	250	350	450	850	1200	2300	2850	3300
Время, с	1	1200	1201,77	1201,4	1201,13	1200,62	1200,47	1200,34	1200,29	1200,55	1201,04	1201,82
	2	1200	1203,77	1203,3	1202,9	1201,97	1201,68	1201,40	1201,30	1201,93	1202,83	1203,82
	3	1200	1205,67	1205,1	1204,62	1203,58	1203,6	1202,95	1202,85	1203,60	1204,58	1205,76
	4	1200	1207,7	1207,12	1206,6	1205,42	1205,06	1204,71	1204,59	1205,42	1206,54	1207,78
	5	1200	1209,65	1209,03	1208,5	1207,32	1206,95	1206,59	1206,48	1207,34	1208,46	1209,74
	6	1200	1211,68	1211,06	1210,51	1209,27	1208,9	1208,53	1208,41	1209,29	1210,46	1211,76
	7	1200	1213,65	1213,02	1212,48	1211,25	1210,87	1210,50	1210,38	1211,28	1212,43	1213,74
	8	1200	1215,67	1215,05	1214,49	1213,23	1212,85	1212,48	1212,36	1213,26	1214,43	1215,76
	9	1200	1217,65	1217,02	1216,47	1215,23	1214,85	1214,47	1214,35	1215,26	1216,43	1217,74
	10	1200	1219,67	1219,04	1218,48	1217,22	1216,84	1216,47	1216,35	1217,25	1218,43	1219,76

ВЫВОДЫ

В работе предложена методика применения численного решения дифференциального уравнения теплопроводности для определения температурного поля по профилю лопатки по глубине ТЗП. С ее помощью возможно решение задачи расчета предельной длительности сопротивления защитной системы на определенной лопатке при конкретных термических и механических воздействиях при работе на двигателе.

Как известно, в литейных жаропрочных никелевых сплавах (ЖНС) упрочнение достигается когерентными частицами γ' -фазы на основе интерметаллида Ni_3Al , образующимися при распаде пересыщенной γ -фазы в процессе охлаждения с температуры ниже γ' -солидуса. Однако при температурах 1150–1200 °С в ЖНС происходит значительная эволюция морфологии, упрочняющей γ' -фазы кубической формы [8]. Частицы γ' -фазы коагулируют, и вместо кубоидов образуются длинные пластины волокнистой формы, при этом образуются новые μ -фазы или ϵ -фазы, которые представляют собой частицы игольчатой формы. С увеличением температуры скорость таких процессов увеличивается. Данные виды превращений существенно влияют на прочностные характеристики ЖНС, а следовательно, и на работоспособность лопатки турбины ГТД в целом.

Зная число температурных забросов в процессе работы ГТД (по данным бортовых систем контроля и фиксации параметров) и проводя расчеты по предложенной методике, можно прогнозировать работоспособность лопаток турбин.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Александрова Н.Д.** Коррозия лопаток турбин ГТУ и обзор методов защиты // Электронный журнал «Молодежный научно-технический вестник». 2015. № 2.
2. Исследование сопротивления слоя $ZrO_2 - 8\% Y_2O_3$ конденсационных покрытий против воздействия оксидов кальция, магния, алюминия и кремния / К.Ю. Яковчук, Ю.Э. Рудой, Л.М. Нероденко, Е.В. Оноприенко, А.В. Микитчик // Современная электрометаллургия. 2013. № 3. С. 24–32.
3. **Качанов Е.Б., Тамарин Ю.А.** Расчет долговечности теплозащитных покрытий на лопатках турбин // Технология легких сплавов. 2013. № 1. С. 11–17.
4. Исследование механизма разрушения теплозащитного покрытия / В.М. Самойленко, Р.Г. Равилов, В.В. Древняк, М.А. Петрова // Электрометаллургия. 2015. № 12. С. 27–31.
5. **Фарлоу С.** Уравнения с частными производными для научных работников и инженеров / пер. с англ. М.: Мир, 1985. 384 с.
6. **Крылов В.И., Бобков В.В., Монастырный П.И.** Начала теории вычислительных методов. Уравнения в частных производных. Минск: Наука и техника, 1986. 311 с.
7. **Марчук Г.И.** Методы вычислительной математики. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. 456 с.
8. **Берковский Б.М., Ноготов Е.Ф.** Разностные методы исследования задач теплообмена. Минск: Наука и техника, 1976. 144 с.
9. **Каблов Е.Н., Голубовский Е.Р.** Жаропрочность никелевых сплавов. М.: Машиностроение, 1998. 464 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Самойленко Василий Михайлович, профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, v.samoilenko@mstuca.aero.

Петров Юрий Владимирович, профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, yu.petrov@mstuca.aero.

Ратенко Олег Александрович, аспирант МГТУ ГА, ratenko.oleg@yandex.ru.

TEMPERATURE DISTRIBUTION IN MULTILAYER METAL-CERAMIC COATINGS UNDER NONSTATIONARY THERMAL EFFECTS

Vasiliy M. Samoilenko¹, Yuriy V. Petrov¹, Oleg A. Ratenko¹

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

ABSTRACT

Progress in the aircraft engine construction is determined by the increase of operation parameters of gas turbine engines, which is inevitably accompanied by an increase of operating temperatures and load for the vital elements of the turbine hot ducts. Furthermore, the requirements for reliability of the engine in general are also increasing. Achievement of these requirements is determined by the performance of the materials turbine blades are made of and is made possible by the application of high-heat Nickel alloys in combination with combined heat-shielding coatings.

This article dwells on the problem of assessing the impact of non-stationary thermal effects on the temperature distribution in a multilayer heatproof coating. With the aim of assessing the working capacity of heatproof coatings we propose a method of calculating the temperature field for the blade profile and the coating depth, based on the solution of the basic one-dimensional differential equation of heat conduction.

This method allows us to assess the performance of heatproof coating and also gives us an opportunity to choose a combination of heatproof coating layers for the specific operating conditions of a gas turbine engine's blades.

In addition, using the proposed method it is possible to evaluate the effect of non-stationary heat flux on the structure of high-temperature alloy of the engine's turbine blades and, therefore, to evaluate the capacity with the given coating. At temperatures of 1150–1200 °C and higher in heat-resistant Nickel alloys there starts a coagulation process of the main reinforcing coherent particle phase on the basis of the intermetallic compound, long plates with wavy shapes are formed instead of the cuboids, a formation of topologically close-packed phases which are needle-like compositions happens. These processes lead to a significant deterioration of the strength characteristics of heat-resistant alloys. Making calculations according to the proposed method it is possible to predict the performance of turbine blades, having the information about the intensity of phase transformations in the alloy and the temperature transitions in the process of gas turbine engine functioning (using the data of the on-board parameters monitoring and recording systems).

Key words: turbine blade, combined heat-resistant coating, thermal conductivity, durability, serviceability.

REFERENCES

1. **Alexandrova N.D.** *Korroziya lopatok turbin GTU i obzor metodov zashhity* [Turbine blades corrosion of gas turbines and a review of the protection methods]. *Elektronnyiy zhurnal «Molodezhnyiy nauchno-tehnicheskiiy vestnik»* ["Youth scientific and technical bulletin" e-journal], Moscow, 2015, no. 2. (in Russian)

2. **Yakovchuk K.Y., Rudoy Y.E., Nerodenko L.M., Onoprienko E.V., Mikitik A.V.** *Issledovanie soprotivleniya sloya – 8% kondensatsionnykh pokrytiy protiv vozdeystviya oksidov kaltsiya, magniya, alyuminiya i kremniya* [A study of the layer resistance for – 8% condensation coatings against exposure to oxides of calcium, magnesium, aluminum and silicium]. *Sovremennaya elektrometallurgiya* [Modern electrometallurgy], 2013, no. 3, pp. 24–32. (in Russian)

3. **Kachanov E.B., Tamarin Y.E.** *Raschet dolgovechnosti teplozashhitnykh pokrytiy na lopatkakh turbin* [Calculation of turbine blades heatproof coatings durability]. *Tehnologiya legkikh splavov* [Technology of light alloys], 2013, no. 1, pp. 11–17. (in Russian)

4. **Samoilenko V.M., Ravilov R.G., Drevniak V.V., Petrova M.A.** *Issledovanie mehanizma razrusheniya teplozashhitnogo pokrytiya* [A study of the mechanism of heatproof coating destruction]. *Elektrometallurgiya* [Electrometallurgy], 2015, no. 12, pp. 27–31. (in Russian)

5. **Farlow S.J.** *Uravneniya s chastnymi proizvodnymi dlya nauchnykh rabotnikov inzhenerov* [Partial Differential Equations for Scientists and Engineers: translated from English]. Moscow, Mir, 1985, 384 p.

6. **Kryilov V.I., Bobkov V.V., Monastyirnyi P.I.** *Nachala teorii vychislitelnykh metodov. Uravneniya v chastnykh proizvodnykh* [Foundations of the computational methods theory. Equations in partial derivatives]. *Nauka i tekhnika* [Science and technology], Minsk, 1986, 311 p. (in Russian)

7. **Marchuk G.I.** *Metody vychislitelnoy matematiki* [Methods of computational mathematics]. Moscow, Nauka. *Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoy literatury* [Science. The main edition of physical and mathematical literature], 1980, 456 p. (in Russian)

8. **Berkovsky B.M., Nogotov E.F.** *Raznostnyie metodyi issledovaniya zadach teploobmena* [Differencing methods of studying the problems of heat transfer]. Minsk, *Nauka i tekhnika* [Science and technology] 1976, 144 p. (in Russian)

9. **Kablov E.N., Golubovsky E.R.** *Zharoprochnost nikelovykh splavov* [Heat resistance of Nickel alloys]. *Mashinostroenie* [Mechanical Engineering], Moscow, 1998, pp. 464. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vasiliy M. Samoilenko, Professor, Doctor of Science, Head of Aviation Fuel Supply and Aircraft Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.samoilenko@mstuca.aero.

Yuriy V. Petrov, Professor, Doctor of Science, Head of Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, yu.petrov@mstuca.aero.

Oleg A. Ratenko, PhD student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ratenko.oleg@yandex.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

10.03.2017
25.05.2017

Received
Accepted for publication

10.03.2017
25.05.2017