

Научная статья

УДК 620.22

DOI: 10.18384/2949-5067-2025-1-6-16

ЭФФЕКТИВНОЕ СНИЖЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ В ОБОЛОЧЕЧНЫХ ЛОПАТКАХ ТУРБИН

Андрианов И. К.*; Чепурнова Е. К.

*Комсомольский-на-Амуре государственный университет, г. Комсомольск-на-Амуре,
Российская Федерация*

**Корреспондирующий автор, e-mail: ivan_andrianov_90@mail.ru*

Поступила в редакцию 05.02.2025

После доработки 12.02.2025

Принята к публикации 14.02.2025

Аннотация

Цель. Снижение температурной неравномерности в турбинной лопатке оболочечного типа в условиях подвода и отвода тепла.

Процедура и методы. Проведена математическая постановка задачи о снижении температурной неравномерности оболочки с помощью системы криволинейных каналов теплоотвода. Построение математической модели проводилось с помощью условия неразрывности охлаждающего потока в канале, данных об очаге теплового нагружения, граничных условиях на входе и выходе в канал охлаждения, ограничениях на высоту каналов с применением интерполяционных полиномов.

Результаты. Рассчитаны переменная высота и траектории каналов теплоотвода при заданном неравномерном температурном поле, позволяющие интенсифицировать охлаждение в наиболее термонагруженной области оболочки.

Теоретическая и практическая значимость заключается в возможности применения предложенной модели для разработки формы дефлектора с криволинейными каналами для лопаток газотурбинного двигателя с внутренней системой охлаждения.

Ключевые слова: газовая среда, дефлектор, канал охлаждения, температурная неравномерность, теплоотвод

Благодарности и источники финансирования. Исследование выполнено в рамках гранта Российского научного фонда № 22-79-10114 «Разработка системы диагностирования

повреждений турбинных лопаток и способа оптимизации теплоотвода в условиях термической усталости» (<https://rscf.ru/project/22-79-10114/>).

Для цитирования.

Андреанов И. К., Чепурнова Е. К. Эффективное снижение температурной неравномерности в оболочечных лопатках турбин // Вестник Государственного университета просвещения. Серия: Физика-Математика. 2025. № 1. С. 6–16. <https://doi.org/10.18384/2949-5067-2025-1-6-16>

Original research article

EFFECTIVE REDUCTION OF TEMPERATURE UNEVENNESS IN TURBINE SHELL BLADES

I. Andrianov, E. Chepurnova*

*Komsomolsk-na-Amure State University, Komsomolsk-on-Amur, Russian Federation
Corresponding author, e-mail: ivan_andrianov_90@mail.ru

Received by the editorial office 05.02.2025

Revised by the author 12.02.2025

Accepted for publication 14.02.2025

Abstract

Aim. Reduction of temperature unevenness in a shell-type turbine blade under conditions of heat supply and removal.

Methodology. The mathematical formulation of the problem of reducing the temperature unevenness of the shell using a system of curved heat sink channels is carried out. The mathematical model was constructed using the condition of continuity of the cooling flow in the channel, data on the source of thermal stress, boundary conditions at the entrance and exit to the cooling channel, restrictions on the height of the channels using interpolation polynomials.

Results. The variable height and trajectories of the heat sink channels are calculated for a given uneven temperature field, allowing to intensify cooling in the most thermally loaded area of the shell.

Research implications. The theoretical and practical significance lies in the possibility of using the proposed model to develop a deflector shape with curved channels for blades of a gas turbine engine with an internal cooling system.

Keywords: gas medium, deflector, cooling channel, temperature unevenness, heat sink

Acknowledgments: The research was carried out within the framework of the Russian Science Foundation grant No. 22-79-10114 “Development of a system for diagnosing damage to turbine blades and a method for optimizing heat sink in conditions of thermal fatigue” (<https://rscf.ru/project/22-79-10114/>).

For citation:

Andrianov, I. K. & Chepurnova, E. K. (2025). Effective reduction of temperature unevenness in turbine shell blades. In: *Bulletin of the Federal State University of Education. Series: Physics and Mathematics*, 1, 6–16. <https://doi.org/10.18384/2949-5067-2025-1-6-16>

Введение

На сегодняшний день теплофизические процессы достаточно широко распространены в различных областях науки и техники. Наиболее актуальным

вопрос исследования теплообменных процессов представляется для области турбомашиностроения, где одними из наиболее нагруженных элементов являются оболочечные лопатки газотурбинного двигателя, которые подвергаются высокотемпературному воздействию. Уже на протяжении многих лет ключевым направлением развития данной сферы является повышение рабочих температур, что позволяет существенно повысить производительность турбины, увеличить коэффициент полезного действия, однако неизбежно приводит к появлению различного рода проблем, одна из которых связана с перегревом и температурной неравномерностью вследствие неравномерного подвода тепла. Негативное влияние температурной неравномерности обусловлено тем, что она может привести к появлению температурных напряжений, а длительное высокотемпературное воздействие может способствовать перегреву и развитию термоусталостных трещин.

Согласно анализу современного состояния вопроса исследования проблема оценки теплового состояния оболочек при различных температурных условиях нагружения исследовалась достаточно широко. Некоторые вопросы теплового анализа и оценки теплофизических характеристик материалов оболочек рассматривались в работах [1–3]. Кроме того, достаточно часто решение задач теплопереноса сопряжено с исследованием вопросов газодинамики. Задачи численного и аналитического расчёта течения газовых сред рассматривались в трудах [4; 5], некоторые подходы к оценке переноса тепла в каналах постоянного сечения были представлены в работах [6; 7]. Вопросы моделирования теплопереноса и газодинамики в турбинных лопатках рассматривались в работах [8; 9].

Применительно к лопаткам оболочечного типа для снижения температурной неравномерности может быть использована система внутреннего охлаждения, в этом случае температурная неравномерность на поверхности оболочки компенсируется неравномерным отводом тепла. При этом внутреннее охлаждение является сегодня одним из основных способов теплоотвода в лопатках газотурбинного двигателя. В последние годы получили распространение различные методы защиты от высокотемпературного воздействия, которое способствует развитию термоусталостных трещин [10; 11], а также подходы для повышения эффективности охлаждения [12–16]. При этом эффективная тепловая защита включает в себя не только охлаждение, но и применение термобарьерных покрытий. Повышение термочностного ресурса оболочек лопаток во многом зависит от использования различных покрытий, некоторые из которых рассматривались в работах [17; 18]. Вопросы оптимизации теплоотвода, геометрии оболочки лопатки с учётом многослойных покрытий исследовались в трудах [19; 20].

Безусловно, системы внутреннего охлаждения и теплозащитные покрытия позволяют существенно снизить тепловое состояние лопатки. Однако малоисследованной остаётся проблема снижения температурной неравномерности. В рамках данного исследования требовалось провести

постановку задачи о снижении температурной неравномерности в теле оболочечной лопатки за счёт отвода тепла с помощью модели криволинейных каналов охлаждения на основании температурных линий уровня. На практике исследуемый вопрос может быть реализован за счёт дефлекторных вставок с рёберными структурами, размещаемых в полости тела турбинной лопатки. Криволинейная поверхность дефлектора и система рёбер с нелинейной траекторией позволяют варьировать высоту каналов теплоотвода.

Согласно задаче исследования требуется построить такую траекторию каналов охлаждения переменной высоты, при которой будет снижена температурная неравномерность оболочки. Данный подход можно реализовать путём уменьшения высоты каналов охлаждения в области с наибольшим нагревом и увеличения высоты каналов в менее нагруженных областях, что позволит повысить отвод тепла за счёт повышения скорости течения газа. Построение модели будем проводить при следующих допущениях: теплообмен является установившимся, теплофизические параметры оцениваются с помощью осреднённых величин, температура охлаждающей газовой среды в канале принимается постоянной; температурное поле на поверхности нагрева оболочки лопатки принимается известным.

Методика исследования

Рассмотрим систему каналов отвода тепла в системе координат Ox_1x_2 . Ширина каналов считается заданной и постоянной величиной. Высота каналов является переменной и неизвестной величиной. Но в начале и в конце криволинейного канала высота считается заданной. Требуется определить изменение высоты каналов в зависимости от дуговой координаты x_2 . Для этого воспользуемся уравнением неразрывности охлаждающего газового потока согласно уравнению:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div} \rho \mathbf{v} = 0, \quad (1)$$

где ρ – плотность газовой среды в канале, \mathbf{v} – вектор скорости, t – время.

Согласно принятым допущениям уравнение (1) в канале охлаждения может быть представлено в средних величинах:

$$\rho v F = \operatorname{const}, \quad (2)$$

где F – площадь сечения канала.

При этом на входе и выходе из каналов теплоотвода согласно (2) выполняется соотношение:

$$v_i \Delta_i |_{x_1=0}^{x_1=L} = G / \rho \delta, \quad (3)$$

где G – массовый расход охлаждающего газа, $\Delta_i = \Delta_i(x_1)$ – высота i -го канала, δ – ширина канала.

В результате может быть рассчитано поле скоростей для определения переменной ширины каналов охлаждения. Таким образом, границы i -го канала охлаждения будем описывать функциями: $\Gamma_{i+1}(x_1)$ и $\Gamma_i(x_1)$. Траектории каналов имеют фиксированные левые и правые границы:

$$\Gamma_i(x_1)|_{x_1=0} = \Gamma_i(x_1)|_{x_1=L}, \quad (4)$$

$$\Gamma_i(x_1)|_{x_1=0} = (2i - 1) \Delta_{0i}/2, \quad i = \overline{1; n}, \quad (5)$$

где Δ_{0i} – высота канала на входе и выходе.

Учитывая, что ширина каналов $\delta = \text{const}$, и используя уравнение неразрывности (3), искомая функция, определяющая высоту i -го канала примет вид

$$\Delta_i(x_1) = \frac{1}{v_i(x_1)} \frac{G}{\rho \delta}, \quad i = \overline{1; n}, \quad (6)$$

с ограничениями:

$$\Delta^- \leq \Delta_i(x_1) \leq \Delta^+, \quad (7)$$

$$\sum_{i=1}^n \Delta_i(x_1) = H, \quad (8)$$

где $\Delta_i(x_1) = \Gamma_{i+1}(x_1) - \Gamma_i(x_1)$, $0 < \Delta^+ \leq H/n$ – верхняя допустимая граница высоты каналов, $0 < \Delta^- \leq \Delta^+$ – нижняя допустимая граница высоты каналов.

При неравномерном распределении температур на поверхности оболочки траектория каналов будет отличаться от прямолинейной, т. е. $\Gamma_i(x_1) \neq \text{const}$. В наиболее теплонагруженных областях требуется повышение интенсивности теплоотвода, что может быть реализовано за счёт варьирования траекторией каналов и локального сужения. По заданному температурному полю на наружной поверхности оболочки $T = T(x_1, x_2)$ определяется наиболее термонагруженная область: $\{x_1^*; x_2^*\} = \text{argmax } T(x_1, x_2)$, и выбирается канал, расположенный вблизи области, где температура газовой среды максимальна согласно условию:

$$i = i^*: |\Gamma_{i^*}(x_1)|_{x_1=0} - x_2^*| \rightarrow \min,$$

где i^* – номер канала вблизи очага температурного нагружения.

Модель траектории каналов будем строить с помощью кубических сплайнов вида:

$$\Gamma_i(x_1) = \Gamma_i^-(x_1) \text{ при } 0 \leq x_1 \leq x_1^*, \quad (9)$$

$$\Gamma_i(x_1) = \Gamma_i^+(x_1) \text{ при } x_1^* \leq x_1 \leq L, \quad i = \overline{1; n}, \quad (10)$$

где $\Gamma_i^-(x_1) = \alpha_{i0}^- + \alpha_{i1}^- x_1 + \alpha_{i2}^- x_1^2 + \alpha_{i3}^- x_1^3$, $\Gamma_i^+(x_1) = \alpha_{i0}^+ + \alpha_{i1}^+ x_1 + \alpha_{i2}^+ x_1^2 + \alpha_{i3}^+ x_1^3$, $\alpha_{ij}^-, \alpha_{ij}^+$, $i = \overline{1; n}, j = \overline{0; 3}$ – интерполяционные коэффициенты, определяемые из граничных условий:

$$\Gamma_i^-(x_1)|_{x_1=0} = \Gamma_i(x_1)|_{x_1=0}, \quad (11)$$

$$\Gamma_i^+(x_1)|_{x_1=L} = \Gamma_i(x_1)|_{x_1=L}, \quad (12)$$

$$\Gamma_i^-(x_1)|_{x_1=x_1^*-0} = \Gamma_i^+(x_1)|_{x_1=x_1^*+0}, \quad (13)$$

$$\Gamma_i^-(x_1)|_{x_1=x_1^*} = x_2^* + (i^* - i) \Delta^*, \quad (14)$$

$$\left. \frac{\partial \Gamma_i^-(x_1)}{\partial x_1} \right|_{x_1=x_1^*-0} = \left. \frac{\partial \Gamma_i^+(x_1)}{\partial x_1} \right|_{x_1=x_1^*+0}, \quad (15)$$

$$\left. \frac{\partial \Gamma_i^-(x_1)}{\partial x_1} \right|_{x_1=0} = 0, \quad \left. \frac{\partial \Gamma_i^+(x_1)}{\partial x_1} \right|_{x_1=L} = 0, \quad (16)$$

$$\left. \frac{\partial \Gamma_i^-(x_1)}{\partial x_1} \right|_{x_1=x_1^*} = 0, \quad (17)$$

где Δ^* – высота канала в наиболее термонагруженной области.

В результате решения системы уравнений (4) – (6), (9) – (17) определяются значения высоты каналов и проверяется ограничение (7) согласно введённой функции:

$$\bar{\Delta}_i = \theta(\xi)\Delta_i + [1 - \theta(\xi)][\theta(\eta)\Delta^+ + (1 - \theta(\eta))\Delta^-],$$

где $\xi = (\Delta^+ - \Delta_i)(\Delta_i - \Delta^-)$, $\eta = \Delta_i - \Delta^+$, где $\theta(x)$ – функция Хевисайда:

$$\theta(x) = \begin{cases} 1, & x \geq 0 \\ 0, & x < 0 \end{cases}$$

Для выполнения условий (8) вводится весовой коэффициент α :

$$\sum_{i=1}^n \alpha \bar{\Delta}_i(x_1) = H$$

Тогда ширина каналов, удовлетворяющая условиям (7), (8), будет определяться соотношением:

$$\Delta_i^{**} = \alpha \bar{\Delta}_i(x_1)$$

где $\alpha = H / \sum_{i=1}^n \bar{\Delta}_i(x_1)$.

Результаты исследования и их обсуждение

Рассмотрим применение модели на примере турбинной лопатки дефлекторного типа с внутренней схемой охлаждения, при которой подача охладителя осуществляется в области входной кромки, а конечной областью каналов охлаждения является область выходной кромки. Пусть дефлектор турбинной лопатки включает в себя систему 10 каналов, образованных рёберными структурами с границами Γ_i^- , Γ_i^+ , $i = \overline{1,10}$. Высота лопатки: $H = 0.1$ м. Длина образующей: $L = 0.1$ м. Высота каналов на входе и выходе в канал: $\Delta_i|_{x_1=0} = 0.01$ м, $i = \overline{1,10}$. Пусть на наружной поверхности оболочки задано неравномерное температурное поле, линии уровня которого представлены на рис. 1. Максимальная температура достигается в точке $\{x_1^* = 0.75L; x_2^* = 0.7H\}$. Температурное поле варьируется от 1000 К до 1300 К. Результаты распределения границ криволинейных каналов теплоотвода с переменной высотой, построенные согласно предложенной модели, представлены на рис. 2.

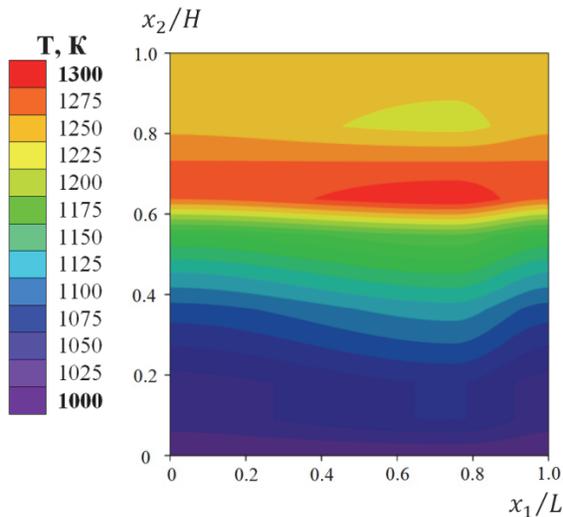


Рис. 1 / Fig. 1. Заданное температурное поле на поверхности оболочки лопатки /
Preset temperature field on the surface of the blade shell

Источник: данные авторов

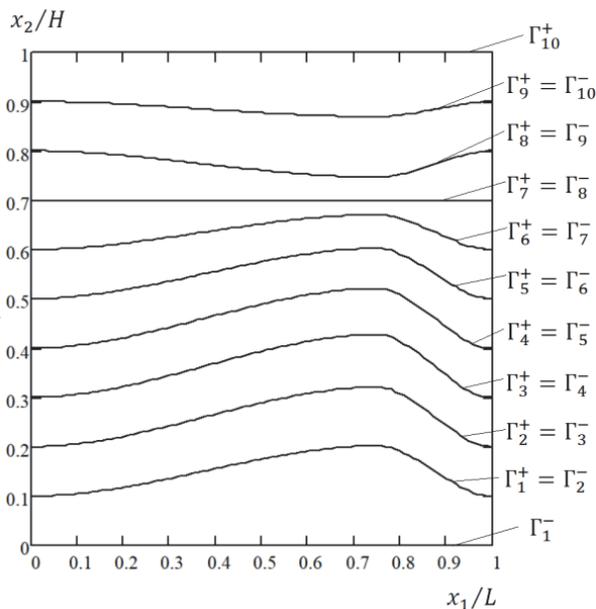


Рис. 2 / Fig. 2. Распределение системы криволинейных каналов с интенсификацией теплоотвода в области наибольшей тепловой нагрузки / Distribution of a system of curved channels with intensification of the heat sink in the area of the greatest heat load

Источник: данные авторов

На основании полученных результатов максимальное сужение канала охлаждения отмечается в канале при $i = 7$: $\Delta|_{x_1=x_1^*} = 3$ мм. Максимальное расширение канала отмечается в менее термонагруженной области при $i = 1$: $\Delta|_{x_1=x_1^*} = 20$ мм. Предложенная схема расположения каналов охлаждения позволяет интенсифицировать теплоотвод в наиболее термонагруженной области при заданных ограничениях.

Заключение

В исследовании построена математическая модель траектории криволинейных каналов отвода тепла в турбинных лопатках оболочечного типа на основании линий уровня температурных полей. Разработанная модель позволяет рассчитать переменную высоту каналов теплоотвода, при которых будет снижена температурная неравномерность на поверхности лопатки за счёт интенсификации теплообмена в наиболее термонагруженных областях за счёт сужения канала теплоотвода. Модель применима в случае, когда заданное температурное поле имеет один локальный максимум на поверхности нагрева. Применение рассмотренной модели предпочтительно, если температурный градиент достигает наибольшего значения в продольном направлении пера лопатки. Построенная система границ каналов охлаждения с криволинейной траекторией и переменной высотой может быть реализована на практике с помощью рёберных структур на поверхности дефлектора при внутренней схеме охлаждения лопаток газотурбинного двигателя оболочечного типа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Wang T., Xuan Y., Han X. Investigation on hybrid thermal features of aero- engines from combustor to turbine // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2023. Vol. 200. Article No. 123559. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2022.123559.
2. Thermal analysis of a gas turbine rotar blade / K. Anoosha, Ch. Akhil Kumar, L. Kesava, V. Bharath, N. Akhil // Interantional Journal of Scientific Research in Engineering and Management. 2024. Vol. 8. Iss. 4. P. 1–8. DOI: 10.55041/IJSREM31271.
3. Лепешкин А. Р. Температуропроводность металлических материалов в условиях воздействия центробежных ускорений и сил // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. 2013. № 1 (12). С. 336–339.
4. Тугазаков Р. Я. Численное и аналитическое исследование турбулизации сверхзвукового потока вязкого газа // Вестник Государственного университета просвещения. Серия: Физика-Математика. 2024. № 1. С. 68–82. DOI: 10.18384/10.18384/2949-5067-2024-1-68-82.
5. Гулакова С. В., Попов В. Н. О границах применимости гидродинамического подхода к решению задачи о течении Пуазейля // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Физика-математика. 2014. № 2. С. 52–62.
6. Гермидер О. В., Попов В. Н., Юшканов А. А. Вычисление в рамках кинетического подхода потока тепла в длинном канале постоянного прямоугольного поперечного сечения // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Физика-математика. 2015. № 2. С. 96–106.

7. Садков А. А., Попов В. Н. Поиск профиля потока тепла и массовой скорости газа в цилиндрическом канале // *International Journal of Open Information Technologies*. 2021. Т. 9. № 2. С. 54–58.
8. Poletaev V. A., Tsvetkov E. V. Improvements in Turbine-Blade Manufacture // *Russian Engineering Research*. 2018. Vol. 38. No. 12. P. 1053–1055. DOI: 10.3103/S1068798X18120298.
9. Викулин А. В., Земляная В. А. Исследование теплового состояния моделей лопаток газовых турбин с транспирационным охлаждением из стальных спеченных волокон // *СТИН*. 2023. № 3. С. 21–25.
10. Andrianov I. K., Chepurnova E. K. Optimizing Crack Detection in Gas Turbine Blades Using Implanted Capsules of Ionizing Gas in Nonsteady Operation at Nonuniform Temperature // *Russian Engineering Research*. 2023. Vol. 43. No. 11. P. 1361–1366. DOI: 10.3103/s1068798x23110035.
11. Research of modification influence on cracking resistance of cast iron in moulds / V. A. Gulevskiy, S. N. Tsurikhin, V. V. Gulevskiy, N. Y. Miroshkin // *CIS Iron and Steel Review*. 2021. Vol. 22. P. 9–14. DOI: 10.17580/cisirs.2021.02.02.
12. Veerabhadra S., Madhu B. CFD Analysis of Gas Turbine Blade Cooling with Staggered Holes // *Journal of Mines, Metals and Fuels*. 2023. Vol. 71. Iss. 12. P. 2593–2609. DOI: 10.18311/jmmf/2023/40595.
13. Gaikwad S. S., Sonawane C. R. Review of heat transfer augmentation for cooling of turbine blade tip by geometrical modifications to the surfaces of blade // *International Journal of Research in Engineering and Technology*. 2014. Vol. 3. Iss. 7. P. 15–22.
14. Simulation of flow and heat transfer characteristics of laminated turbine blades with kerosene cooling channels / M. Zuo, Z. He, S. Sun, J. Mao, C. Dong // *Thermal Science*. 2024. Vol. 28. No. 1A. P. 13–24. DOI: 10.2298/TSCI230115082Z.
15. Numerical investigation of the flows and heat transfer characteristics of internal cooling channels with separated ribs in gas turbine blades / V. Nguyen, V. Duy, C. Dinh, S. Park // *Physics of Fluids*. 2024. Vol. 36. Iss. 3. Article no. 035112. DOI: 10.1063/5.0183192.
16. Wu L. Thermal effects on liquid film dynamics in spin coating // *Sensors and Actuators A: Physical*. 2007. Vol. 134. No. 1. P. 140–145. DOI: 10.1016/j.sna.2006.05.008.
17. Определение характеристик тонкослойных теплозащитных покрытий из решения обратных задач тепло- и массопереноса / Г. Н. Исаков, А. Я. Кузин, В. Н. Савельев, В. Ф. Ермолаев // *Физика горения и взрыва*. 2003. Т. 39. № 5. С. 86–97.
18. Отечественные материалы теплозащитных покрытий нового поколения / И. В. Мазилин, Н. Г. Зайцев, А. М. Ахметгареева, Л. Х. Балдаев, Д. В. Дробот // *Газотурбинные технологии*. 2018. № 3 (154). С. 20–25.
19. You H. Effect of thermal barrier coating on the thermal characteristic of turbine blade and its geometric optimization // *Theoretical and Natural Science*. 2023. Vol. 14. P. 62–77. DOI: 10.54254/2753-8818/14/20240880.
20. Guo X., Ding M. Simulation of thermal NDT of thickness and its unevenness of thermal barrier coatings // *Hangkong Xuebao (Acta Aeronautica et Astronautica Sinica)*. 2010. Vol. 31. Iss. 1. P. 198–203.

REFERENCES

1. Wang, T., Xuan, Y. & Han, X. (2023). Investigation on hybrid thermal features of aero-engines from combustor to turbine. In: *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 200, 123559. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2022.123559.
2. Anoocha, K., Akhil Kumar, Ch., Kesava, L., Bharath, V. & Akhil, N. (2024). Thermal analysis of a gas turbine rotor blade. In: *International Journal of Scientific Research in Engineering and Management*, 8 (4), 1–8. DOI: 10.55041/IJSREM31271.
3. Lepeshkin, A. R. (2013). Thermal conductivity of metal materials in conditions of action of centrifugal accelerations and forces. In: *Modern Science: Researches, Ideas, Results, Technologies*, 1 (12), 336–339 (in Russ.).
4. Tugazakov, R. Ya. (2024). Numerical and analytical study of turbulence of supersonic viscous gas flow. In: *Bulletin of Federal State University of Education. Series: Physics and Mathematics*, 1, 68–82. DOI: 10.18384/10.18384/2949-5067-2024-1-68-82 (in Russ.).
5. Gulakova, S. V. & Popov, V. N. (2014). On the boundaries of applicability of the hydrodynamic approach to the solution of the poiseuille flow problem. In: *Bulletin of Federal State University of Education. Series: Physics and Mathematics*, 2, 52–62 (in Russ.).
6. Germider, O. V., Popov, V. N. & Yushkanov, A. A. (2015). Computation of heat flow in a long, rectangular channel of constant cross section in the framework of the kinetic approach. In: *Bulletin of Federal State University of Education. Series: Physics and Mathematics*, 2, 96–106 (in Russ.).
7. Sadkov, A. A. & Popov, V. N. (2021). Search for the heat flow profile and gas mass velocity in a cylindrical channel. In: *International Journal of Open Information Technologies*, 9 (2), 54–58 (in Russ.).
8. Poletaev, V. A. & Tsvetkov, E. V. (2018). Improvements in Turbine-Blade Manufacture. In: *Russian Engineering Research*, 38 (12), 1053–1055. DOI: 10.3103/S1068798X18120298.
9. Vikulin, A. V. & Zemlyanaya, V. A. (2023). Study of the thermal state of models of gas turbine blades with transpiration cooling made of sintered steel fibers. In: *STIN*, 3, 21–25 (in Russ.).
10. Andrianov, I. K. & Chepurnova, E. K. (2023). Optimizing Crack Detection in Gas Turbine Blades Using Implanted Capsules of Ionizing Gas in Nonsteady Operation at Nonuniform Temperature. In: *Russian Engineering Research*, 43 (11), 1361–1366. DOI: 10.3103/s1068798x23110035.
11. Gulevskiy, V. A., Tsurikhin, S. N., Gulevskiy, V. V. & Miroshkin, N. Y. (2021). Research of modification influence on cracking resistance of cast iron in moulds. In: *CIS Iron and Steel Review*, 22, 9–14. DOI: 10.17580/cisirs.2021.02.02.
12. Veerabhadra, S. & Madhu, B. (2023). CFD Analysis of Gas Turbine Blade Cooling with Staggered Holes. In: *Journal of Mines, Metals and Fuels*, 71 (12), 2593–2609. DOI: 10.18311/jmmf/2023/40595.
13. Gaikwad, S. S. & Sonawane, C. R. (2014). Review of heat transfer augmentation for cooling of turbine blade tip by geometrical modifications to the surfaces of blade. In: *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 3 (7), 15–22.

14. Zuo, M., He, Z., Sun, S., Mao, J. & Dong, C. (2024). Simulation of flow and heat transfer characteristics of laminated turbine blades with kerosene cooling channels. In: *Thermal Science*, 28 (1A), 13–24. DOI: 10.2298/TSCI230115082Z.
15. Nguyen, V., Duy, V., Dinh, C. & Park, S. (2024). Numerical investigation of the flows and heat transfer characteristics of internal cooling channels with separated ribs in gas turbine blades. In: *Physics of Fluids*, 36 (3), 035112. DOI: 10.1063/5.0183192.
16. Wu, L. (2007). Thermal effects on liquid film dynamics in spin coating. In: *Sensors and Actuators A: Physical*, 134 (1), 140–145. DOI: 10.1016/j.sna.2006.05.008.
17. Isakov, G. N., Kuzin, A. Ya., Savel'ev, V. N. & Ermolaev, V. F. (2003). Determination of characteristics of thin-layer thermoprotective coatings by solving inverse heat- and mass-transfer problems. In: *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 39 (5), 86–97 (in Russ.).
18. Mazilin, I. V., Zaitsev, N. G., Akhmetgareeva, A. M., Baldaev, L. Kh. & Drobot, D. V. (2018). Domestic materials for new generation heat-protective coatings. In: *Gas turbo technology*, 3 (154), 20–25 (in Russ.).
19. You, H. (2023). Effect of thermal barrier coating on the thermal characteristic of turbine blade and its geometric optimization. In: *Theoretical and Natural Science*, 14, 62–77. DOI: 10.54254/2753-8818/14/20240880.
20. Guo, X. & Ding, M. (2010). Simulation of thermal NDT of thickness and its unevenness of thermal barrier coatings. In: *Hangkong Xuebao (Acta Aeronautica et Astronautica Sinica)*, 31 (1), 198–203.

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

Андреианов Иван Константинович (г. Комсомольск-на-Амуре) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиастроение» Комсомольского-на-Амуре государственного университета;

<https://orcid.org/0000-0001-8732-9615>; e-mail: ivan_andrianov_90@mail.ru

Чепурнова Елена Константиновна (г. Комсомольск-на-Амуре) – младший научный сотрудник отдела организации и сопровождения научной и инновационной деятельности Комсомольского-на-Амуре государственного университета;

<https://orcid.org/0009-0002-8702-9713>; e-mail: el.chep@bk.ru

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Ivan K. Andrianov (Komsomolsk-on-Amur) – Cand. Sci. (Engineering), Assoc. Prof., Department of Aircraft Engineering, Komsomolsk-na-Amure State University;

<https://orcid.org/0000-0001-8732-9615>; e-mail: ivan_andrianov_90@mail.ru

Elena K. Chepurnova (Komsomolsk-on-Amur) – Research Assistant, Department of organization and support of scientific and innovative activities, Komsomolsk-na-Amure State University;

<https://orcid.org/0009-0002-8702-9713>; e-mail: el.chep@bk.ru