

doi: 10.32620/oikit.2026.108.07

УДК 538.95

В. М. Клименко¹,
Д. І. Безпалов², О. В. Довженко²

Теоретичне дослідження впливу оксиду гафнію на теплофізичні властивості теплозахисних покриттів лопаток газотурбінного двигуна

¹Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»²Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»

У статті розглядаються теплозахисні покриття (ТЗП) для охолоджуваних робочих лопаток турбін високого тиску газотурбінних двигунів. ТЗП дозволяють зменшити робочі температури на поверхні лопаток, що сприяє підвищенню ефективності двигуна за рахунок роботи при вищих температурах. Результати розрахункових досліджень демонструють, що ефективність ТЗП суттєво залежить від конструкції лопатки, особливостей системи охолодження, товщини покриття, робочих температур та навантажень. Теоретично обґрунтовано потенціал удосконаленого ТЗП шляхом інтеграції оксиду гафнію (HfO_2) як стабілізатора. Це сприяє послабленню внутрішніх напруг у кристалічній ґратці, переносить фазові переходи на вищі температури, підвищує точку плавлення суміші та посилює термічний опір, що загалом покращує робочі характеристики ТЗП. Описано підсумки параметричних аналізів нового ТЗП з використанням математичної моделі теплопровідності багат шарового шару. Впровадження покращеного керамічного елемента з HfO_2 зменшує нагрів базового матеріалу лопатки на 10–13% порівняно з традиційним шаром на основі $\text{ZrO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$ (YSZ). Додаткові дослідження підтверджують, що добавка гафнію знижує теплопровідність на 20–30 % (до 0,5–1,1 Вт/(м·К)), зменшує модуль Юнга та покращує стійкість до спікання. Наприклад, покриття 7,5YSH (ітрію-стабілізований гафніт) показує кращі властивості, ніж стандартне 8YSZ, з потенціалом зниження температури лопатки на 6,5–19,5 % залежно від товщини (100–500 мкм) і матеріалу, як-от лантан-цирконат ($\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$). Розглянуто вплив добавок Hf на міцність та кінетику росту термічно вирощеного оксиду (TGO), що подовжує термін служби ТЗП. Оптимальна товщина покриття визначається шляхом вивчення гарячої корозії, а фазова стабільність HfO_2 до 2573 К робить його перспективним для ТЗП. Дослідження вказують на зменшення термічних напруг та покращення адгезії завдяки Hf, але підкреслюють залежність від складу (наприклад, Mo, Ta, Re > 0,5 ат.% погіршують окислення). Порівняно з YSZ, гафнієві покриття мають нижчу іонну провідність ($9,2 \times 10^{-4} \text{ S} \cdot \text{cm}^{-1}$ vs $0,1 \text{ S} \cdot \text{cm}^{-1}$), зменшуючи проникність кисню. Термальний циклінг показує кращу стійкість, ніж у LZ ($\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$), з життєм до 3238 циклів для $\text{La}_2\text{Ce}_{2,09}\text{O}_{7,18}$. Загалом, інтеграція HfO_2 відкриває шлях до ТЗП шостого покоління для температур >1700 °С, підвищуючи ефективність газових турбін на 10–15%. Перспективи включають комбіновані системи (LZ/YSZ) для подовження терміну служби.

Ключові слова: теплозахисне покриття, газотурбінний двигун, лопатка турбіни, покриття, довговічність, залишкові напруження, розрахункова модель, тепловий стан, напружений стан, ресурс.

Вступ

Сучасні термозахисні покриття (ТЗП), що застосовуються на робочих лопатках турбін авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), переважно мають двошарову конструкцію. Вона складається з зовнішнього керамічного шару та внутрішнього металевого проміжного шару (підшару зчеплення), який забезпечує надійне з'єднання з основним жароміцним матеріалом лопатки.

Верхній керамічний шар найчастіше створюють на базі системи $\text{ZrO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$ (ітрію-стабілізований цирконій, або YSZ). Його наносять одним із двох основних

методів: повітряно-плазмовим напиленням (APS – Air Plasma Spraying), електронно-променевим фізичним осадженням у вакуумі (EB-PVD – Electron Beam Physical Vapor Deposition).

YSZ цінується за низьку теплопровідність, високу проникність для кисню та коефіцієнт теплового розширення, досить близький до показників металевих сплавів. Щоб покриття краще витримувало механічні деформації та термоцикли, у ньому спеціально формують розвинену пористість (зазвичай 11–15%), вертикальні канали або інші дефекти структури. Це робить матеріал більш «піддатливим» до напружень.

Однак саме через високу кисневу проникність кераміки металевий підшар зчеплення швидко піддається окисленню. Тому його склад і технологію постійно вдосконалюють, щоб підвищити стійкість до високотемпературної корозії та уповільнити ріст термально-зростаючого оксидного шару (TGO).

Ефективність ТЗП на лопатках залежить від багатьох факторів: хімічного складу кераміки, її мікроструктури, міцності зчеплення з металевим підшаром, а все це, у свою чергу, визначається методом нанесення.

Найважливіша характеристика керамічного шару — його теплопровідність (λ). У матеріалах типу ZrO_2 теплопередача відбувається переважно фононним механізмом (решіткові коливання) та випромінюванням. Зниження λ досягається посиленням розсіюванням фононів (на домішках, порах, межах зерен) і фотонів (у пористій структурі). Наприклад, підвищення вмісту Y_2O_3 зменшує теплопровідність і одночасно стабілізує метастабільну тетрагональну фазу t' , що покращує термічну стійкість.

Багато досліджень [1–15] були присвячені пошуку нових керамічних композицій з ще нижчим λ . Вони дійсно дають помітне зниження теплопровідності, але зазвичай мають гіршу стійкість до ерозії та механічних пошкоджень порівняно з класичним YSZ. Тому очікується поступове розширення використання таких альтернативних оксидів у майбутніх поколіннях ТЗП.

Одна з найбільших труднощів при проектуванні ТЗП — значна різниця коефіцієнтів теплового розширення (КТР) між керамікою та нікелевим сплавом лопатки. У діапазоні 20–1200 °C вона становить приблизно $5 \dots 6 \times 10^{-6}$ град⁻¹. Під час термоциклів (нагрівання–охолодження) це спричиняє високі термічні напруження на межі розділу, що призводить до відшарування (сколювання) кераміки.

Щоб зменшити ці напруження, застосовують спеціальні прийоми сегментації або «дроблення» керамічного шару:

У технології EB-PVD під час нанесення підтримують оптимальну температуру лопатки. Це дозволяє отримати стовпчасту (колончасту) структуру з вертикальними каналами. При охолодженні стовпці природно розтріскуються на окремі сегменти, що значно знижує рівень напружень і підвищує довговічність.

У APS регулюють параметри напилення та проводять контрольовану термообробку, формуючи в кераміці мережу мікротріщин, яка сприяє релаксації напружень.

На сьогодні плазмове напилення (APS) переважно використовують для соплових (статорних) лопаток, елементів камери згоряння та інших статичних деталей, де пріоритет — максимальна теплоізоляція. Натомість EB-PVD є основним методом для робочих (роторних) лопаток турбіни, оскільки забезпечує кращу ерозійну стійкість, термоциклічну довговічність і аеродинамічно гладку поверхню.

Отже, вибір методу нанесення ТЗП залежить від конкретної деталі та умов експлуатації: для найбільш навантажених робочих лопаток перевагу віддають EB-PVD, тоді як APS залишається економічно вигідним для статичних елементів двигуна. У перспективі розробляються гібридні підходи та нові матеріали, щоб поєднати найкращі характеристики обох технологій.

Незважаючи на значне зростання вартості процесу нанесення термозахисних покриттів (ТЗП) на лопатки турбін, провідні виробники газотурбінних двигунів продовжують широко застосовувати ці покриття. Їх використання вважається необхідним для забезпечення високої надійності та ресурсу елементів турбіни в умовах екстремально високих температур і механічних навантажень.

Наприклад, компанія Pratt & Whitney застосовує електронно-променеву технологію (EB-PVD) для нанесення термозахисного покриття PWA 266 (на основі $ZrO_2-Y_2O_3$) на робочі лопатки двигунів сімейства PW2000. Як металевий підшар зчеплення в цій системі використовується склад PWA 286 типу MCrAlY.

Компанія General Electric також використовує аналогічне за складом керамічного шару термозахисне покриття на двигунах сімейства CF6-80, однак застосовує інший тип металевого підшару — систему на основі Pt-модифікованого алюміду (NiAl-Pt). Такий підшар характеризується вищою стійкістю до високотемпературного окислення та сульфідної корозії порівняно з класичними MCrAlY-покриттями.

Таким чином, незважаючи на суттєве ускладнення та подорожчання технологічного процесу, використання двошарових ТЗП залишається стандартною практикою у сучасному авіаційному двигунобудуванні. Вибір конкретного типу металевого підшару (MCrAlY чи PtAl) залежить від конструктивних особливостей двигуна, умов експлуатації, вимог до ресурсу та економічних факторів виробництва.

Такий підхід дозволяє суттєво підвищити гранично допустиму температуру газу перед турбіною, покращити паливну економічність і подовжити міжремонтний ресурс двигунів.

1. Постановка задачі

У сучасному авіаційному двигунобудуванні підвищення ефективності газотурбінних двигунів (ГТД) неможливе без використання термозахисних покриттів (ТЗП) на лопатках турбіни, оскільки температура газу на вході в турбіну сягає 1900–2200 °С, що значно перевищує термостійкість жароміцних сплавів (близько 1500 К). Без ТЗП, залежність лише від систем охолодження (ефективність 0,4–0,8) призводить до зростання температури металу лопатки до 1150–1200 °С, спричиняючи прискорене окислення, повзучість та скорочення ресурсу. Дослідження теплових моделей лопаток турбіни демонструють, що нанесення ТЗП знижує температуру поверхні металу на 50–150 °С, забезпечуючи підвищення паливної ефективності та подовження міжремонтного інтервалу [1, 2].

Основне призначення ТЗП – зменшити тепловий потік до деталей гарячого тракту, згладити термічні цикли навантажень та підвищити стійкість до високотемпературної корозії. ТЗП інтегруються з внутрішнім конвективним та зовнішнім плівковим охолодженням, де перфорація лопатки створює захисну повітряну плівку, а керамічний шар функціонує як ефективний теплоізолятор з низькою теплопровідністю ($\lambda \approx 0,8-2,0 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$) [3, 4]. Однак ресурс сучасних ТЗП

часто нижчий за ресурс базового сплаву через нагрів поверхні до ≈ 1200 °С, що викликає спікання кераміки на основі $ZrO_2 + Y_2O_3$ (YSZ), ущільнення структури, втрату пористості та відшарування під термомеханічними напруженнями [5, 6]. Фазові перетворення в YSZ (перехід тетрагональна \rightarrow моноклінна фаза при охолодженні з об'ємним розширенням 3–7 %) призводять до розтріскування, а температура поверхні не повинна перевищувати 1200 °С, інакше зростає теплопровідність та внутрішні напруження [7, 8].

Аналіз літератури свідчить про еволюцію ТЗП від традиційного YSZ ($ZrO_2 + 7\text{--}8$ мас. % Y_2O_3) до перспективних матеріалів з нижчою теплопровідністю та вищою стабільністю. Рідкісноземельні цирконати ($RE_2Zr_2O_7$, де RE = La, Gd, Nd, Sm) забезпечують теплопровідність на 20–50 % нижчу за YSZ, кращу фазову стабільність до 1500–1600 °С та стійкість до корозії від CMAS-відкладень (кальцій-магній-алюміній-силікат), але мають нижчу ерозійну міцність та вигинну міцність [9, 10]. Високоентропійні оксиди (high-entropy ceramics) та багатокомпонентні системи на базі $ZrO_2\text{-}HfO_2\text{-}Y_2O_3\text{-}Ta_2O_5$ демонструють ще нижчу теплопровідність (до 0,5–1,0 Вт/(м·К)) і покращену термоциклічну довговічність завдяки дефектним кластерам, що розсіюють фонони [11, 12]. Допінг HfO_2 у систему $ZrO_2 + Y_2O_3$ підвищує фазову стабільність до 1600–1700 °С, знижує теплопровідність та стійкість до спікання [13, 14]. Функціонально-градієнтні ТЗП (FG-TBC) з поступовим переходом від металу до кераміки зменшують термічні напруження та підвищують адгезію [15].

Сучасні тенденції включають багат шарові структури, наноструктуровані покриття та гібридні методи нанесення (EB-PVD, APS, SPPS), що покращують механічні властивості, ерозійну стійкість та довготривалу стабільність у вологих середовищах (актуально для водневих турбін) [16, 17]. Товщина шару ≈ 150 мкм забезпечує теплоізоляцію 90–100 °С, але збільшує масу лопатки та впливає на аеродинаміку тракту, тому оптимізація структури є ключовою [18]. Зростання температури газу посилює деградацію ТЗП через ерозію, CMAS-корозію, ріст термально-зростаючого оксидного шару (TGO) та термічні напруження, вимагаючи нових матеріалів та технологій.

Мета дослідження – розробити удосконалене ТЗП для робочих лопаток турбіни ГТД на базі перспективних матеріалів (зокрема HfO_2), що забезпечить підвищення працездатності в умовах високотемпературних, термоциклічних та корозійних навантажень, відповідаючи вимогам жаростійкості, фазової стабільності та термомеханічної довговічності.

2. Дослідницька частина

Основними термічними обмеженнями в сучасних газотурбінних двигунах (ГТД) є матеріали, які використовуються для виготовлення камер згоряння та турбін високого тиску. У нинішніх двигунах температура на вході в турбіну перевищує 1900 К, хоча матеріал лопаток турбіни починає розм'якшуватися приблизно при 1500 К. Для подолання цього бар'єру застосовують різні методи охолодження, такі як внутрішнє охолодження лопаток, зовнішнє плівкове охолодження та керамічні теплозахисні покриття (ТЗП) [5–11]. Плівкове охолодження підвищує ефективність процесу, виштовхуючи охолоджувальне повітря через отвори в лопатках турбіни, формуючи захисний шар плівки. ТЗП наносять на лопатки як теплоізоляційний бар'єр.

Керамічні покриття характеризуються низькою теплопровідністю, що зменшує загальний потік тепла, який надходить до лопатки турбіни.

Сучасні ТЗП для лопаток турбін ГТД переважно включають керамічний шар на основі ZrO_2 (діоксиду цирконію), стабілізованого 7–8 мас. % Y_2O_3 (оксиду ітрію) [4-16]. У рівноважних умовах ітрію в такій концентрації розчиняється в твердому розчині діоксиду цирконію, що при температурах близько $1050\text{ }^\circ\text{C}$ сприяє стабілізації тетрагональної кристалічної структури (t-YSZ). Під час експлуатації ТЗП до $\sim 1170\text{ }^\circ\text{C}$ діоксид цирконію зберігає моноклінну модифікацію m (щільність = $5,68\text{ г/см}^3$). Вище $1170\text{ }^\circ\text{C}$ моноклінна структура переходить у тетрагональну t (щільність = $6,10\text{ г/см}^3$), яка тримається до $\sim 2370\text{ }^\circ\text{C}$, а при вищих температурах перетворюється на кубічну c (щільність = $6,27\text{ г/см}^3$). Перетворення $t \rightarrow m$ під час охолодження має мартенситний характер і може спричинити небажане розтріскування кераміки через зміну об'єму на 3–7% [1-7].

Було виконано багато досліджень [1-17] з метою пошуку альтернативних стабілізаторів (наприклад, MgO , CeO_2 , Sc_2O_3 , In_2O_3 та CaO) та створення економічних покриттів (з Y_2O_3), але виявилось, що ZrO_2 , стабілізований 7–8 мас. % Y_2O_3 , є найоптимальнішим варіантом.

Незважаючи на ці мінуси, кераміка на базі діоксиду цирконію з ітрієм продовжує широко застосовуватися в газотурбінних установках для подовження терміну служби лопаток турбін ГТД.

Максимальна робоча температура поверхні ТЗП на основі системи $ZrO_2 + Y_2O_3$ не повинна перевищувати $1200\text{ }^\circ\text{C}$. Як відомо [5, 14, 21], при температурах понад $1200\text{ }^\circ\text{C}$ у керамічному шарі відбуваються фазові зміни, що викликають додаткові термічні напруження та можливе спікання, яке підвищує коефіцієнт теплопровідності.

Виходячи з описаних переваг оксиду гафнію, його визнали перспективним компонентом для формування інноваційного керамічного шару в теплозахисних покриттях (ТЗП). Завдяки подібності характеристик кристалічних структур ZrO_2 та HfO_2 , у системі ZrO_2-HfO_2 можливе утворення суцільних твердих розчинів заміщення. Таким чином, інтеграція діоксиду гафнію в традиційну систему $ZrO_2-Y_2O_3$ відкриває шлях до створення ТЗП з покращеною продуктивністю на лопатках турбін порівняно з масовими аналогами, що підкреслює потенціал такого підходу для керамічного компонента. Ясно, що включення оксиду гафнію удосконалює поточні теплозахисні покриття на основі діоксиду цирконію. Завдяки додаванню оксиду гафнію вдається зменшити показник теплопровідності λ та розширити діапазон робочих температур до близько $1400\text{ }^\circ\text{C}$.

3. Результати розрахунків

Теплозахисні покриття (ТЗП), що застосовуються на лопатках турбін, на відміну від жаростійких захисних шарів, забезпечують не лише охорону поверхні лопаток від окислення при високих температурах, але й запобігають ослабленню матеріалу лопаток через вплив екстремального нагріву. Саме тому зараз проводяться дослідження з удосконалення наявних ТЗП шляхом покращення їх робочих властивостей, зокрема зменшення теплопровідності керамічного шару. Це дає змогу знижувати температуру базового матеріалу лопатки та підвищувати її стійкість в умовах температурних коливань (термоциклічної витривалості).

Температурне поле в сучасних охолоджуваних лопатках турбін газотурбінних двигунів (ГТД) є значно нерівномірним (див. рис. 1). Під час нестационарних режимів функціонування ГТД на поверхні лопатки формується градієнт температур, що провокує термічні напруження і, як наслідок, може призвести до руйнування [6]. Термін служби ТЗП залежить від багатьох чинників,

включаючи робочі умови – такі як температура та термомеханічні навантаження, а також від способу нанесення, який визначає міцність зчеплення між металевим і керамічним шарами, а отже, товщину та хімічний склад. Товщина керамічного шару суттєво впливає на тепловий стан матеріалу лопатки, а відтак на її міцність і безпеку експлуатації двигуна. Нанесення керамічного шару ТЗП товщиною 150-200 мкм спричиняє зростання маси лопатки приблизно на 12–16 %, що зменшує переваги від використання такого захисту для термоізоляції [1].

Виходячи з викладеного, постає потреба у визначенні оптимальної товщини ТЗП для робочої лопатки з урахуванням її теплового режиму, і насамперед важливо знати температуру матеріалу лопатки, тобто під покриттям.

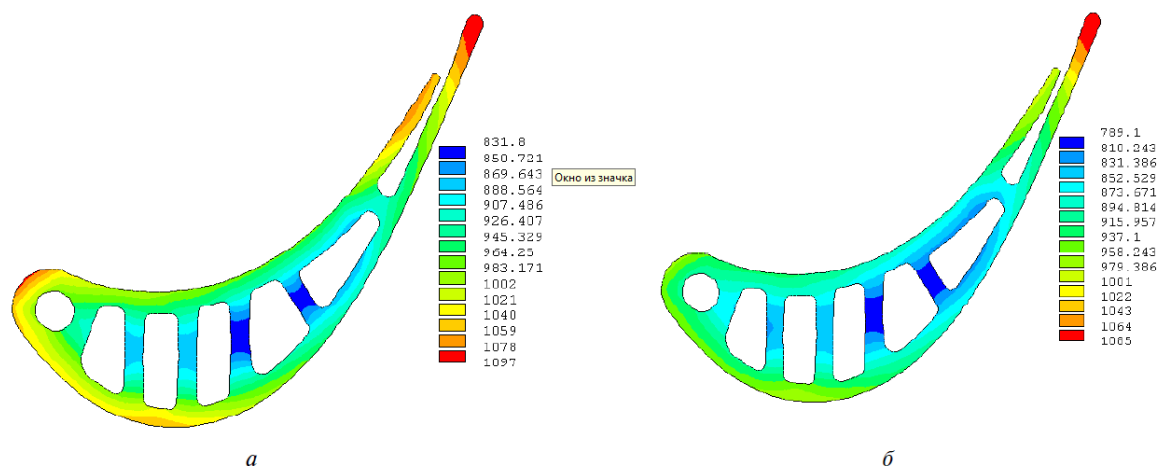


Рис. 1. Розподіл температур у середньому перерізі робочої лопатки ТВД, що охолоджується, без ТЗП(а) та його товщині $h=0,5$ мм (б) [6]

Коефіцієнт теплопровідності матеріалу керамічного шару теплозахисного покриття ($\lambda_{п}$) визначає обсяг тепла, що здатен пройти крізь нього за період затримки ($\tau_{п}$). Теплопровідність нікелевих сплавів, які використовуються для виробництва лопаток турбін, приблизно вдесятеро перевищує аналогічний показник для матеріалів керамічного шару ТЗП. Така суттєва відмінність у значеннях теплопровідності свідчить про те, що за однаковий інтервал часу через керамічний шар ТЗП проникне вдесятеро менше тепла, ніж через базовий матеріал лопатки, або ж швидкість поширення тепла в кераміці буде вдесятеро нижчою порівняно з матеріалом лопатки за той самий проміжок.

Зважаючи на те, що товщина стінки робочої лопатки значно перевищує товщину нанесеного ТЗП ($\delta_{п} \ll \delta_{ст}$), вплив затримки проходження тепла виявляється незначним: $\Delta t = 0,4$ с, а зниження температури матеріалу лопатки становить $\Delta T = 35\text{--}50$ К, що дає можливість подовжити експлуатаційний ресурс у 10 разів [6]. У дослідженнях [6–10] автори зазначають, що зменшення температури на лопатці турбіни на 10 К дозволяє приблизно подвоїти термін служби або підвищити значення T^*G на 70–100 К.

ТЗП сприяє зниженню температури захищеної поверхні робочої лопатки виключно за умови ефективного відведення тепла від неї, наприклад, за допомогою подачі охолодженого повітря до внутрішньої порожнини. Схематичне зображення захисту лопатки турбіни від температурних навантажень завдяки ТЗП подано на рисунку 2. На ньому відображено ключові температури та позначення параметрів для розрахунків теплопередачі в охолоджуваній робочій

лопатці з ТЗП: δ_m , $\delta_{mш}$ та $\delta_{кш}$ – товщини металічної стінки лопатки, металічного та керамічного шарів покриття відповідно; λ_m , $\lambda_{mш}$ та $\lambda_{кш}$ – коефіцієнти теплопровідності матеріалу лопатки, металічного та керамічного шарів покриття відповідно; $T_{кш}$, $T_{mш}$, T_m та $T_{вн.п}$ – температури на керамічному шарі, металічному шарі, матеріалі лопатки та на матеріалі лопатки з боку внутрішньої порожнини відповідно.

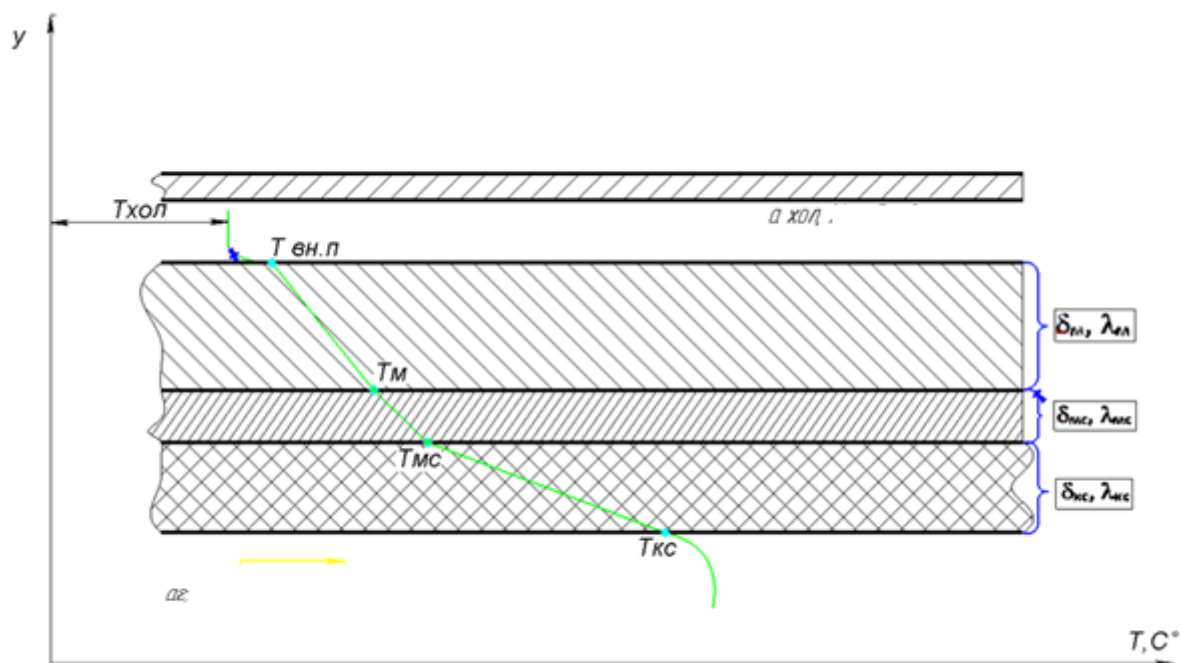


Рис. 2. Схема теплового захисту лопатки турбіни за рахунок застосування теплозахисного покриття

Розглянемо, як теплозахисне покриття (ТЗП) впливає на рівень температури під ним, тобто на матеріалі лопатки T_m , з боку гарячого газу, що виходить із камери згоряння. Для спрощення обчислень припустимо, що нанесене на лопатку ТЗП не змінює температури охолоджувального газу та гарячого газу – $T_{охло}$ і T_g відповідно, а також не впливає на значення їхніх коефіцієнтів теплопровідності α_g та $\alpha_{охло}$.

Нанесений керамічний шар ТЗП зменшуватиме густину теплового потоку завдяки зростанню опору його проходженню, який залежить від характеристик складу керамічного шару, що застосовується/

Величина теплового потоку q буде дорівнювати:

$$q = \frac{\Delta T}{R} \quad (1)$$

де ΔT – різниця температур між температурою покриття та матеріалу або між температурами шарів, R – термічний опір, що створюється ТЗП:

$$R = \frac{\lambda}{\delta} \quad (2)$$

де λ – коефіцієнти теплопровідності матеріалу лопатки,
 δ – товщини металічної стінки лопатки.

Розглянемо схему теплового захисту робочої лопатки турбіни завдяки

застосуванню теплозахисного покриття (рисунок 1). Припустимо, що всі сформовані шари ТЗП, розташовані поруч, мають однакову температуру на межах контакту. Температура внутрішньої поверхні охолоджувальної порожнини лопатки $T_{вн.п}$, а також температура зовнішньої поверхні керамічного шару $T_{п.кш}$ вважаються відомими.

Згідно з законом Ньютона–Ріхмана, температуру матеріалу лопатки з боку охолоджувального повітря можна записати так:

$$T_{вн.п} = T_{охоло.} + (q / \alpha_{охоло.}) \quad (3)$$

де $T_{охол.}$ - температура охолоджувального газу,

$\alpha_{охол.}$ – коефіцієнт тепловіддачі охолоджувального газу

За законом Фур'є цю саму $T_{вн.п}$ температуру лопатки з боку внутрішньої порожнини виражаємо інакше:

$$T_{вн.п} = T_{п.кш} - q \frac{\delta}{\lambda} \quad (4)$$

де $T_{п.кш}$ – температура поверхні на керамічному шарі

Для розрахунку температури під керамічним шаром прирівнюємо праві частини рівнянь (3) і (4). Враховуючи, що теплопровідність металевого підшару та основного матеріалу лопатки ГТД близькі за значенням, отримуємо:

$$T_{п.ми} = T_{вн.п} + q \left(\frac{1}{\alpha_{охоло.}} + \frac{\delta}{\lambda} \right) \quad (5)$$

Тоді тепловий потік через усі шари можна визначити за фізичними властивостями матеріалів і їх товщинами:

$$q = \frac{\lambda}{\delta} (T_{п.кш} - T_{вн.п}) \quad (6)$$

Оскільки кожен шар (керамічний, металевий і основний матеріал лопатки) має власну товщину та відмінний коефіцієнт теплопровідності (рисунок 2), а також знаючи $T_{вн.п}$ і $T_{п.кш}$, рівняння (6) можна записати окремо для кожного шару:

$$q_{кш} \frac{\delta_{кш}}{\lambda_{кш}} = T_{п.кш} - T_{п.ми} \quad (7)$$

$$q_{ми} \frac{\delta_{ми}}{\lambda_{ми}} = T_{п.ми} - T_{м} \quad (8)$$

$$q_{м} \frac{\delta_{м}}{\lambda_{м}} = T_{п.ми} - T_{вн.п} \quad (9)$$

де $\delta_{м}$, $\delta_{кш}$ та $\delta_{ми}$ – товщини металічної стінки лопатки, металічного та керамічного шарів покриття відповідно, $\lambda_{м}$, $\lambda_{ми}$ та $\lambda_{кш}$ – коефіцієнти теплопровідності матеріалу лопатки, металічного та керамічного шарів покриття відповідно;

Якщо просумувати ліві та праві частини цих рівнянь і врахувати, що $q_{кш} = q_{ми} = q_{м} = q$, отримаємо:

$$q \left(\frac{\delta_{кш}}{\lambda_{кш}} + \frac{\delta_{ми}}{\lambda_{ми}} + \frac{\delta_{м}}{\lambda_{м}} \right) = T_{п.кш} - T_{вн.п} \quad (10)$$

Звідси загальний тепловий потік:

$$q = \frac{T_{n.кш} - T_{вн.п}}{\frac{\delta_{кш}}{\lambda_{кш}} + \frac{\delta_{ми}}{\lambda_{ми}} + \frac{\delta_{м}}{\lambda_{м}}} \quad (11)$$

Як видно з рівняння (11), нанесення керамічного шару з низьким коефіцієнтом теплопровідності та певною товщиною суттєво знижує густину теплового потоку q . Це призводить до помітного зменшення температури матеріалу лопатки як з боку гарячого газу T_r , так і з боку охолоджувальної порожнини $T_{вн.п}$. Чим більший термічний опір керамічного шару, тим сильніше знижується температура основного матеріалу лопатки.

Визначивши величину q , можна послідовно розрахувати температури на межах усіх шарів. Наприклад, температура на металевому підшарі:

$$T_{п.ми} = T_{п.кш} - \delta_{кш} \frac{q}{\lambda_{кш}} \quad (12)$$

Оскільки наразі триває активний пошук нових матеріалів для ТЗП, в даній статті на основі описаних процесів теплообміну запропоновано математичну модель, яка дозволяє визначити температурний стан матеріалу лопатки залежно від товщини та теплофізичних властивостей нанесеного керамічного шару. Результати розрахунків за цією моделлю наведено на рисунку 3. Було виконано порівняння температурних перепадів для двох варіантів керамічного шару різної товщини та складу.

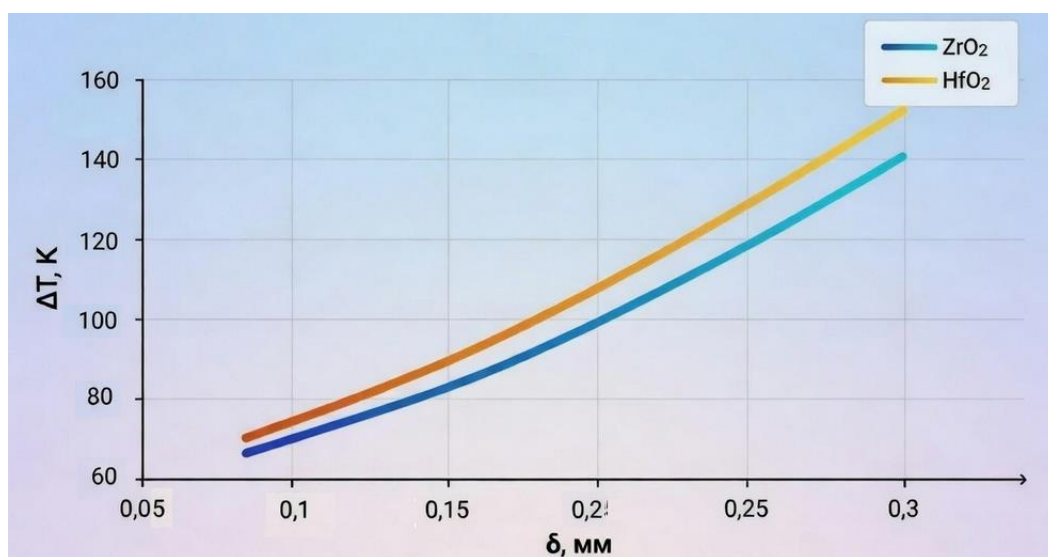


Рис. 3. Залежність зміни перепаду температури на металі лопатки турбіни від товщини керамічного шару, що застосовується.

Аналізуючи графік рисунка 3, можна зробити висновок, що використання вдосконаленого керамічного шару на основі гафнію дає змогу зменшити рівень нагріву базового матеріалу лопатки на 10–13% порівняно з традиційним варіантом на основі системи $ZrO_2-Y_2O_3$ як керамічного елемента. Окрім цього, зростання товщини керамічного шару посилює різницю температур між самим шаром і металевим корпусом лопатки.

Висновки

Теоретично доведено потенціал формування вдосконаленого теплозахисного покриття (ТЗП) завдяки інтеграції оксиду гафнію як стабілізатора, що сприяє послабленню внутрішніх напруг у кристалічній ґратці, які виникають під час фазових змін, через перенесення цих процесів на вищі температурні рівні, а також зростання точки плавлення оновленої суміші та посилення її опору до тепла, що в комплексі підвищує робочі показники такого ТЗП.

Описано підсумки параметричних аналізів нового ТЗП із застосуванням математичної моделі теплопровідності багат шарового шару, які свідчать про те, що впровадження рекомендованого покращеного керамічного елемента зменшує нагрів базового матеріалу лопатки приблизно на 10–13% у порівнянні з варіантом, де керамічний шар базується на комбінації ZrO_2 – Y_2O_3 .

Список літератури

1. Ющенко К. А., Малашенко І. С., Яровицин А. В., Кушнарєва Т. М., Гусєв Ю. В., Петрик І. А. Аналіз руйнування та довговічності лопаток турбін з захисним покриттям. // Вібрації в техніці та технологіях. – Вінниця : ВНАУ, 2015. – № 1. – С. 117–124.
2. Балушок К. Б., Селіверстов О. Г., Прокопенко О. М., Сахно С. С. Оцінка можливості виявлення тріщин під час контролю ЛЮМ1-ОВ на лопатках турбін після нанесення комплексних жаростійких покриттів. // Авіаційна та космічна техніка і технологія. - Харків : ХАІ, 2024. - № 5. - С. 46–55.
3. Mechanical and thermo-physical properties of plasma-sprayed thermal barrier coatings: a literature survey [Text] / P. Planques, V. Vidal, P. Lours, V. Proton, F. Crabos, & et al. // Oxidation of Metals. – 2017. No. 88. – P. 133–143. DOI: 10.1007/s11085-016-9693-1.
4. Визначення технологічних параметрів лазерного випромінення для отримання субмікро- та наноструктур у зміцнювальних покриттях на сталях / Ю. В. Широкий, Ю. О. Сисєєв, Т. О. Постельник // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2023. – № 98. – С.77-90.
5. Movchan, B. A. Advanced graded protective coatings, deposited by EB-PVD [Text] / B. A. Movchan, & K. Yu. Yakovchuk // Materials Science Forum. – 2007. – Vols. 546–549. – P. 1681–1688.
6. Яровицин А. В. Расчетная оценка эффективности применения теплозащитных покрытий на охлаждаемых рабочих лопатках турбин высокого давления. // Вісник двигунобудування. – Запоріжжя : ЗНТУ, 2014. – № 1. - С. 88-96.
7. Clarke D. R., Ochsner M., Padture N. P. Thermal-barrier coating for more efficient gas-turbine engines // Materials research society. 2012. Vol. 37. P. 891–898.
8. Визначення впливу внутрішніх енергій кристалічної решітки на отримання наноструктур у поверхневих шарах алюмінієвих сплавів / Ю. В. Широкий, // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2023. – № 99. – С. 32-43.
9. Je-Chin, Sandip Dutta, Strinath Ekkad. Gas turbine heat transfer and cooling technology. New York: CRC Press, 2012, 887 p.
10. Таврін В. А., Колесник Є. В. Аналіз шляхів підвищення температури газів перед турбіною сучасних газотурбінних двигунів літаків. // Системи озброєння і військова техніка. – Київ : ХНУПС, 2020. – № 1 (61). – С. 175–181.
11. Єфанов В. С. Вплив технології виготовлення випаровуваних катодів на

якість іонно-плазмового покриття на лопатки турбін. // Авіаційна та космічна техніка і технологія. – Харків : ХАІ, 2021. – № 6. – С. 34–42.

12. Modeling the conditions for obtaining nanostructures during ion-plasma processing taking into account the quantum-mechanical properties of electrode material / Yurii Shyrokyi, Iurii Sysoiev, Yevhen Fesenko // Авіаційно-Космічна Техніка І Технологія, 2024, № 3(195), pp. 68-76.

13. Гречанюк М. І. Промислова технологія нанесення двошарових плазмових теплозахисних покриттів на соплові лопатки газових турбін // Порошкова металургія. – Київ : ІПМ НАНУ, 2020. – № 5/6. – С. 3–13.

14. Дзядикевич Ю. В. Захист елементів двигунів транспортних засобів від окислення за допомогою комбінованих покриттів на лопатках турбін // Матеріали та процеси в автомобілебудуванні. - Кропивницький : КНТУ, 2019. – № 7 (38). – С. 15–22.

15. Theoretical study of thermal processes on carbon electrodes as a result of plasma action during nanostructure generation in a vacuum arc / Ю. В. Широкий, Ю. О. Сисоєв, О. В. Торосян, П. Р. Жидєєв // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2024. – № 100. – С.77-93.

16. Гоц В. І., Ластівка О. В. Електропроменеві та плазмові жаростійкі й термобар'єрні покриття для лопаток турбін. // Порошкова металургія. - Київ : ІПМ НАНУ, 2020. - № 5/6. - С. 3–13.

17. Determination of temperature conditions for the formation of submicro- and nanostructures under ion impact on magnesium alloys in a plasma environment / Ю. В. Широкий, Ю. О. Сисоєв, О. В. Торосян, П. Р. Жидєєв // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2024. – № 102. – С. 75-91.

18. Mishra R., Thomas J., Srinivasan K., Nandi V. Raghavendra Bhatt, R. Failure analysis of an un-cooled turbine blade in an aero gas turbine engine. Eng. Fail. Anal. 2017, 79, 836–844.

19. Дослідження температурних полів на сталях з урахуванням кінцевої швидкості розповсюдження тепла при моделюванні умов отримання наноструктур у плазмовому середовищі / Ю. В. Широкий, Ю. О. Сисоєв, К. В. Фесенко, Т. О. Постельник // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2024. – № 101. – С. 98-111.

20. Гречанюк В. М. Електропроменеві та плазмові жаростійкі й термобар'єрні покриття, осаджені на лопатки турбін з використанням литих та порошкових сплавів Ni(Co)CrAlY(Si). // Порошкова металургія. – Київ : ІПМ НАНУ, 2020. – № 4. – С. 34–42.

21. Ефанов В. С. Формування структури лопаток турбіни з жаростійким покриттям. // Матеріалознавство. – Запоріжжя : ЗНУ, 2018. – № 3. – С. 47–60.

References

1. Yushchenko, K. A., Malashenko, I. S., Yarovytsyn, A. V., Kushnariova, T. M., Husiev, Yu. V., Petryk, I. A. Analysis of failure and durability of turbine blades with protective coatings [Text] // Vibrations in Engineering and Technology. – Vinnytsia : VNAU, 2015. – No. 1. – P. 117–124.

2. Balushok, K. B., Seliverstov, O. H., Prokopenko, O. M., Sakhno, S. S. Assessment of the possibility of crack detection during LUM1-OV inspection of turbine blades after application of complex heat-resistant coatings [Text] // Aviation and Space Engineering and Technology. – Kharkiv : KhAI, 2024. – No. 5. – P. 46–55.

3. Planques, P., Vidal, V., Lours, P., Proton, V., Crabos, F., et al. Mechanical

and thermo-physical properties of plasma-sprayed thermal barrier coatings: a literature survey [Text] // *Oxidation of Metals*. – 2017. – No. 88. – P. 133–143. – DOI: 10.1007/s11085-016-9693-1.

4. Shyrokyi, Yu. V., Sysoiev, Yu. O., Postelnyk, T. O. Determination of technological parameters of laser radiation for obtaining submicro- and nanostructures in strengthening coatings on steels [Text] // *Open Information and Computer Integrated Technologies*. – 2023. – No. 98. – P. 77–90.

5. Movchan, B. A., Yakovchuk, K. Yu. Advanced graded protective coatings deposited by EB-PVD [Text] // *Materials Science Forum*. – 2007. – Vol. 546–549. – P. 1681–1688.

6. Yarovytsyn, A. V. Computational assessment of the efficiency of using thermal barrier coatings on cooled high-pressure turbine blades [Text] // *Bulletin of Engine Engineering*. – Zaporizhzhia : ZNTU, 2014. – No. 1. – P. 88–96.

7. Clarke, D. R., Ochsner, M., Pature, N. P. Thermal-barrier coatings for more efficient gas-turbine engines [Text] // *Materials Research Society Bulletin*. – 2012. – Vol. 37. – P. 891–898.

8. Shyrokyi, Yu. V. Influence of internal energies of crystal lattice on formation of nanostructures in surface layers of aluminum alloys [Text] // *Open Information and Computer Integrated Technologies*. – 2023. – No. 99. – P. 32–43.

9. Han, J.-C., Dutta, S., Ekkad, S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [Text]. – New York : CRC Press, 2012. – 887 p.

10. Tavrin, V. A., Kolesnyk, Ye. V. Analysis of ways to increase gas temperature before the turbine of modern aircraft gas turbine engines [Text] // *Systems of Armament and Military Equipment*. – Kyiv : KhNUPS, 2020. – No. 1 (61). – P. 175–181.

11. Yefanov, V. S. Influence of evaporated cathode manufacturing technology on the quality of ion-plasma coatings on turbine blades [Text] // *Aviation and Space Engineering and Technology*. – Kharkiv : KhAI, 2021. – No. 6. – P. 34–42.

12. Shyrokyi, Yu., Sysoiev, Yu., Fesenko, Ye. Modeling the conditions for obtaining nanostructures during ion-plasma processing taking into account quantum-mechanical properties of electrode material [Text] // *Aviation and Space Engineering and Technology*. – 2024. – No. 3 (195). – P. 68–76.

13. Grechaniuk, M. I. Industrial technology for application of double-layer plasma thermal barrier coatings on nozzle guide vanes of gas turbines [Text] // *Powder Metallurgy*. – Kyiv : IPM NAS of Ukraine, 2020. – No. 5/6. – P. 3–13.

14. Dziadykevych, Yu. V. Protection of transport vehicle engine components against oxidation using combined coatings on turbine blades [Text] // *Materials and Processes in Automotive Engineering*. – Kropyvnytskyi : KNTU, 2019. – No. 7 (38). – P. 15–22.

15. Shyrokyi, Yu. V., Sysoiev, Yu. O., Torosian, O. V., Zhydeiev, P. R. Theoretical study of thermal processes on carbon electrodes as a result of plasma action during nanostructure generation in a vacuum arc [Text] // *Open Information and Computer Integrated Technologies*. – 2024. – No. 100. – P. 77–93.

16. Hots, V. I., Lastivka, O. V. Electron-beam and plasma heat-resistant and thermal barrier coatings for turbine blades [Text] // *Powder Metallurgy*. – Kyiv : IPM NAS of Ukraine, 2020. – No. 5/6. – P. 3–13.

17. Shyrokyi, Yu. V., Sysoiev, Yu. O., Torosian, O. V., Zhydeiev, P. R. Determination of temperature conditions for formation of submicro- and nanostructures under ion impact on magnesium alloys in plasma environment [Text] // *Open Information and Computer Integrated Technologies*. – 2024. – No. 102. – P. 75–91.

18. Mishra, R., Thomas, J., Srinivasan, K., Nandi, V., Bhatt, R. Failure analysis of an uncooled turbine blade in an aero gas turbine engine [Text] // *Engineering Failure Analysis*. – 2017. – Vol. 79. – P. 836–844.

19. Shyrokyi, Yu. V., Sysoiev, Yu. O., Fesenko, K. V., Postelnyk, T. O. Investigation of temperature fields in steels considering finite heat propagation velocity when modeling conditions for nanostructure formation in plasma environment [Text] // *Open Information and Computer Integrated Technologies*. – 2024. – No. 101. – P. 98–111.

20. Grechaniuk, V. M. Electron-beam and plasma heat-resistant and thermal barrier coatings deposited on turbine blades using cast and powder Ni(Co)CrAlY(Si) alloys [Text] // *Powder Metallurgy*. – Kyiv : IPM NAS of Ukraine, 2020. – No. 4. – P. 34–42.

21. Yefanov, V. S. Formation of turbine blade structure with heat-resistant coatings [Text] // *Materials Science*. – Zaporizhzhia : ZNU, 2018. – No. 3. – P. 47–60.

Надійшла до редакції 24.02.2026, розглянута на редколегії 10.04.2026

Theoretical Study of the Influence of Hafnium Oxide on the Thermophysical Properties of Thermal Barrier Coatings of Gas Turbine Engine Blades

The article discusses thermal barrier coatings (TBC) for cooled working blades of high-pressure turbines in gas turbine engines. TBCs allow for a reduction in operating temperatures on the blade surfaces, which contributes to increased engine efficiency by enabling operation at higher temperatures. The results of computational studies demonstrate that the effectiveness of TBCs significantly depends on the blade design, features of its cooling system, coating thickness, operating temperatures, and loads. The potential for an improved TBC is theoretically substantiated through the integration of hafnium oxide (HfO_2) as a stabilizer. This facilitates the relaxation of internal stresses in the crystal lattice, shifts phase transitions to higher temperatures, increases the melting point of the mixture, and enhances thermal resistance, which overall improves the operational characteristics of the TBC. The summaries of parametric analyses of the new TBC using a mathematical model of thermal conductivity in a multilayer structure are described. The implementation of an improved ceramic element with HfO_2 reduces the heating of the base blade material by 10–13% compared to the traditional layer based on $\text{ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3$ (YSZ). Additional studies confirm that the addition of hafnium reduces thermal conductivity by 20–30% (to 0.5–1.1 $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$), decreases the Young's modulus, and improves resistance to sintering. For example, the 7.5YSH coating (yttria-stabilized hafnia) exhibits better properties than the standard 8YSZ, with the potential to reduce blade temperature by 6.5–19.5% depending on thickness (100–500 μm) and material, such as lanthanum zirconate ($\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$). The influence of Hf additives on the strength and growth kinetics of thermally grown oxide (TGO) is considered, which extends the service life of the TBC. The optimal coating thickness is determined through the study of hot corrosion, and the phase stability of HfO_2 up to 2573 K makes it promising for TBC. Studies indicate a reduction in thermal stresses and improved adhesion due to Hf, but emphasize dependence on composition (for example, Mo, Ta, Re >0.5 at.% worsen oxidation). Compared to YSZ, hafnium coatings have lower ionic conductivity ($9.2 \times 10^{-4} \text{ S}\cdot\text{cm}^{-1}$ vs $0.1 \text{ S}\cdot\text{cm}^{-1}$), reducing oxygen permeability. Thermal cycling shows

better durability than in LZ ($\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$), with a lifespan of up to 3238 cycles for $\text{La}_2\text{Ce}_{2.09}\text{O}_{7.18}$. Overall, the integration of HfO_2 opens the way to sixth-generation TBCs for temperatures >1700 °C, increasing gas turbine efficiency by 10–15%. Prospects include combined systems (LZ/YSZ) to extend service life.

Keywords: thermal barrier coating, gas turbine engine, turbine blade, coating, durability, residual stresses, computational model, thermal state, stress state, service life.

Відомості про авторів:

Клименко Вадим Михайлович – асп. каф. турбінобудування, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Vadym.Klymenko@ieee.khpi.edu.ua, ORCID: 0009-0005-9532-6744

Семененко Ольга Діонісівна – асист. каф. теоретичної механіки, машинознавства та роботомеханічних систем, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», o.semenenko@khai.edu, ORCID: 0009-0001-8425-562X

Безпалов Денис Ігорович – асп. каф. теоретичної механіки, машинознавства та роботомеханічних систем, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», d.i.bezpalov@khai.edu

Довженко Олег Вікторович – асп. каф. теоретичної механіки, машинознавства та роботомеханічних систем, Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», o.dovzhenko@student.khai.edu , ORCID: 0009-0000-6930-7439

About the Author:

Vadym KLYMENKO – PhD student, Department of Turbine Construction, National Technical University «Kharkiv Polytechnic Institute», Vadym.Klymenko@ieee.khpi.edu.ua, ORCID: 0009-0005-9532-6744

OIha SEMENENKO – Assistant at the Department of Theoretical Mechanics, Machine Science and Robotic Mechanical Systems, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, o.semenenko@khai.edu, ORCID: 0009-0001-8425-562X

Denis BESPALOV – PhD student, Department of Theoretical Mechanics, Machine Science and Robotic Mechanical Systems, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, d.i.bezpalov@khai.edu

Oleh DOVZHENKO – PhD student, Department of Theoretical Mechanics, Machine Science and Robotic Mechanical Systems, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, o.dovzhenko@student.khai.edu , ORCID: 0009-0000-6930-7439