

АНАЛІЗ СУЧАСНОГО ДОСВІДУ РОЗРОБОК УЩІЛЬНЮЮЧИХ ПОКРИТТІВ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ (Огляд)

Ю.С. Борисов, Н.В. Вігілянська, О.М. Бурлаченко, Л.П. Олевська, В.М. Лопата

ІЕЗ ім. Є.О. Патона НАН України. 03150, м. Київ, вул. Казимира Малевича, 11. E-mail: office@paton.kiev.ua

У роботі проведено аналіз досвіду розробки ущільнюючих газотермічних покриттів для деталей газотурбінних двигунів. Встановлено, що завдання розробки складів та технологій газотермічного нанесення ущільнюючих покриттів, призначених для забезпечення оптимального радіального зазору між елементами статора та ротора для скорочення витрати технологічного палива та підвищення коефіцієнту корисної дії двигунів, є актуальними. Наведено принципи оптимізації складу матеріалу ущільнюючого покриття, які полягають головним чином у поєднанні легкості врізання в нього лопатки з опором ерозійному зношенню, що забезпечує ефективність роботи покриття з його довговічністю. Визначено температурні режими роботи ущільнюючих покриттів у різних секціях газотурбінного двигуна. Для нанесення ущільнюючих покриттів газотермічними методами використовують композиційні порошки, склад яких відповідає концепції метал – тверде мастило. В якості металевого компонента використовуються Ni, AlSi, Ni- і Co-сплави, а в якості твердого мастила використовуються графіт, гексагональний нітрид бору, бетоніт і поліестр. Для високотемпературних секцій турбін використовують комбінацію стабілізованого оксиду цирконію з гексагональним нітридом бору та поліестром. Склад цих комбінацій визначає температурну зону їхнього застосування, пов'язану з умовами роботи компресора або турбіни. Бібліогр. 29, рис. 13.

Ключові слова: ущільнююче покриття, газотермічне напilenня, матриця, тверде мастило, стиранність, ерозійна стійкість, компресор, турбіна

Вступ. Газотурбінні двигуни (ГТД) є основними первинними двигунами потужних компресорних та насосних агрегатів, надійності та ефективності роботи яких приділяється особлива увага. Підвищення ефективності роботи сучасних ГТД є одним із важливих завдань сучасного двигунобудування. При їх виробництві особлива увага завжди приділялася підвищенню коефіцієнта корисної дії (ККД) і, відповідно, зниженню споживання палива. Одними з основних параметрів двигуна, що впливають на його ККД, є радіальні зазори між робочими лопатками турбіни (компресора) і статорними деталями (надроторними вставками) [1]. Згідно з проведеними дослідженнями, збільшення відносного радіального зазору на 1 % призводить до зниження ККД двигуна приблизно на 3 % та перевитрати палива майже на 10 % [2]. Оскільки величина радіального зазору між ротором і статором значно впливає на ККД турбіни, його зниження дозволяє найменш затратним способом вирішити цю проблему.

Це може бути досягнуто шляхом створення мінімального, близького до нуля, радіального зазору між торцями лопаток та корпусом двигуна та збереження його на заданому рівні протягом усього ресурсу роботи двигуна. Однак у процесі експлуатації внаслідок дії температур газового потоку, деформації корпусу та лопаток, коливань ротора

та корпусу при роботі на нерозрахункових режимах, скручування ротора та ін., нерідко виникає контакт торцевої частини лопаток з корпусом двигуна. В результаті чого відбувається значне зношування лопаток, наслідком чого є збільшення радіального зазору проточного тракту в процесі експлуатації двигуна, що веде до зниження ККД, скорочення ресурсу роботи лопаток, а іноді і до поломки деталей, що контактують [3].

Одними із способів вирішення завдань щодо зниження радіального зазору між ротором і статором та підвищення ККД турбіни ГТД є заходи, засновані на модернізації конструкцій турбомашин, робочих лопаток, заздалегідь запланованому створенні початкового радіального зазору, що дозволяє в процесі роботи уникнути торкання торців лопаток і корпусу турбіни, при цьому завдання мінімізації витоків газу вирішується шляхом зменшення залишкового дисбалансу ротора, застосування щіткових ущільнень та компенсаторів. Такі заходи дозволяють підвищити ККД двигунів, але вимагають для реалізації нових конструкторських і технологічних досліджень. Це призводить до зміни конструкції ГТД, підвищення його вартості і не може бути реалізовано на вже спроектованих двигунах, що знаходяться в експлуатації [4].

Найбільш раціональним способом зниження величини радіального зазору є застосування різ-

Борисов Ю.С. – <https://orcid.org/0000-0002-6019-8464>, Вігілянська Н.В. – <https://orcid.org/0000-0001-8576-2095>, Бурлаченко О.М. – <https://orcid.org/0000-0003-2277-4202>, Олевська Л.П. – <https://orcid.org/0000-0002-9043-2397>, Лопата В.М. – <https://orcid.org/0000-0002-1578-1298>

© Ю.С. Борисов, Н.В. Вігілянська, О.М. Бурлаченко, Л.П. Олевська, В.М. Лопата, 2022

ного роду ущільнюючих покриттів, що приробляються, які в процесі експлуатації легко стираються при взаємодії з кінчиками лопаток або гребінцями лабіринтів без їх подальшого руйнування. Ущільнюючі або зношувані покриття застосовуються в ГТД в авіації, енергетиці, газоперекачувальних агрегатах.

Методи газотермічного напилення дозволяють наносити ущільнюючі покриття (замість вставок з ущільнюючих матеріалів) настільки податливі, щоб кромка лопатки або лабіринт легко врзалися в їх шар, проте досить міцні, щоб витримувати тиск газового потоку, у тому числі при підвищених температурах.

Метою даної роботи є аналіз літературних даних щодо умов роботи, вимог до властивостей матеріалів, досвіду розробок складів ущільнюючих газотермічних покриттів на деталях ГТД.

Функціональне призначення ущільнюючих покриттів. Необхідність створення нових ущільнюючих матеріалів для ГТД викликана вимогами щодо зменшення питомої витрати пального. Одне з найважливіших завдань, з вирішенням якого неминуче стикаються розробники перспективних ГТД, – забезпечення мінімально допустимих проміжків між робочими лопатками і корпусами компресора та турбіни з метою зниження витоків робочого газу. Однак зменшення величини радіального зазору пов'язане з підвищеним зносом лопаток по торцях і небезпекою їх поломки внаслідок контакту зі статором.

Для уникнення поломок і зношення лопаток розробляються спеціальні ущільнюючі покриття, що мають цілу низку фізико-механічних і триботехнічних характеристик. Схема застосування ущільнюючого покриття для регулювання зазорів в ГТД наведена на рис. 1 [5].

Ефективність застосування ущільнюючих покриттів характеризується контактною взаємодією ротора та статора ГТД. В ідеальному випадку, коли в результаті взаємодії деталей ротора з покриттям, що стирається, зношується тільки останнє, при зміщенні ротора утворюється зазор з

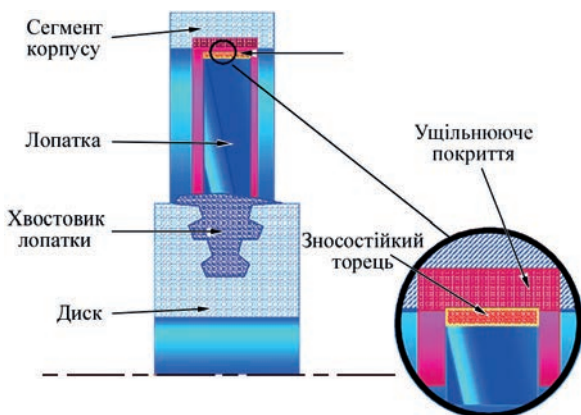


Рис. 1. Схема застосування ущільнюючого покриття ГТД

площею, яка є в 3 рази меншою, ніж у випадку використання зносостійкого покриття. Оскільки витрата газу прямо пропорційна площі витікання, вочевидь, що витік газу у разі застосування ущільнюючих покриттів, що стираються, буде приблизно в 3 рази менше, ніж у разі застосування покриттів, що не стираються (зносостійких) [6].

Вимоги до ущільнюючих покриттів. Виходячи з функціонального призначення ущільнюючих покриттів, що припрацьовуються, здатність до стирання є однією з основних вимог до ущільнюючих матеріалів. Для задоволення цієї вимоги необхідно, щоб міцність ущільнюючого матеріалу була значно нижчою за міцність матеріалу лопаток або гребінців лабіринту. Однак міцність ущільнюючого матеріалу визначає його ерозійну стійкість, яка повинна бути досить високою, щоб гарантувати роботу двигуна протягом заданого ресурсу. Оскільки до міцності ущільнюючого матеріалу пред'являються дві такі суперечливі вимоги, вибір її величини є найбільш відповідальним моментом розробки та застосування покриття.

Вплив міцності ущільнюючого матеріалу на його стираність та ерозійну стійкість показано на рис. 2 [7]. Характер цих залежностей є аналогічним до різних матеріалів, але кількісні співвідношення різні. При побудові цих кривих мається на увазі, що склад матеріалу покриття зберігається, а міцність регулюється зміною структури матеріалу.

Ущільнюючі покриття застосовуються на різних ділянках ГТД, як показано на рис. 3, і головним критерієм для вибору матеріалу покриття є робоча температура ділянки, на яку воно наноситься [8].

Загальними вимогами (в ідеалі), яким повинні відповідати ущільнюючі покриття, що стираються, залежно від умов роботи, є [8, 9]:

- припрацьовуваність елементів, що контактують;
- достатня міцність, але істотно нижча за міцність роторних деталей (лопаток);

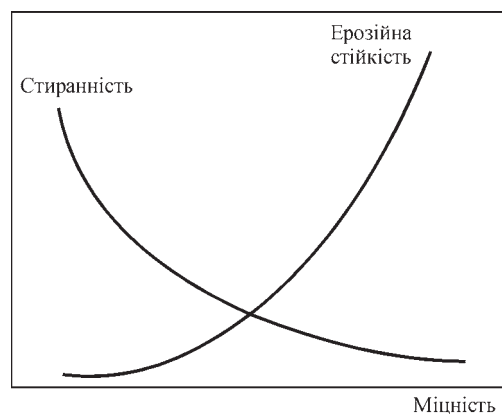


Рис. 2. Вплив міцності ущільнюючого матеріалу на його стираність та ерозійну стійкість

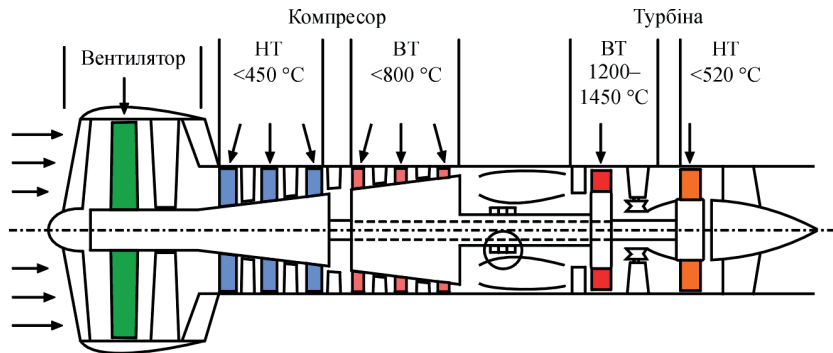


Рис. 3. Модель сучасної турбіни з температурним режимом роботи ущільнюючих покриттів (НТ – низький тиск; ВТ – високий тиск)

- невисокий коефіцієнт тертя, що знижує зношення у процесі контактування;
- забезпечення мінімального зношення деталей ротора компресора (завдяки високій стиранності);
- відсутність перегріву та займання деталей з титанових сплавів внаслідок тертя (врізання) ротора зі статором;
- висока ерозійна стійкість ущільнення в умовах газового потоку з твердими частинками;
- стійкість до циклічних перепадів температури;
- коефіцієнт теплового розширення, що забезпечує надійне з'єднання матеріалу, що стирається (покриття), зі статором;
- стабільність властивостей протягом тривалого часу при робочих температурах;
- хімічна стійкість до солоної води (корозії), палива двигуна, мастила для гідравлічних систем, рідин для промивання двигуна;
- низька енергія врізання або контактного тертя;
- відсутність переходу матеріалу з поверхні ущільнення, що стирається, на торці лопаток і навпаки;
- відсутність витоків газу через відкриту пористість у матеріалі;
- низька вартість та ремонтпридатність.

Оскільки матеріал, що стирається, ріжеться торцями лопатей лопаток, важливо також, щоб продукти зношення, що утворюються, не перевищували певний розмір (0,2...0,3 мм). Більші частинки, потрапляючи в зазори між деталлю, що обертається, і ущільнюючим матеріалом, можуть викликати його додаткове руйнування.

Ефективна робота ущільнюючого покриття забезпечується при співвідношенні зношення покриття до зношення лопатки, що дорівнює 10:1. Але при співвідношенні 5:1 робота ущільнюючого покриття вважається цілком задовільною.

Матеріали та методи нанесення ущільнюючих покриттів. Розробка та вибір ущільнюючого матеріалу полягає в забезпеченні міцнісних характеристик, при яких стирання і ерозійна стійкість матеріалу відповідають вимогам, що висуваються при заданих робочих умовах протягом усього ресурсу. В якості

зміцнюючих для деталей ГТД здебільшого застосовуються композиційні покриття, що складаються з матриці та наповнювачів (твердих мастил).

Матриця в покритті забезпечує його міцність та стійкість, не призводячи до надмірного зношення лопаток. В якості матеріалу матриці в ущільнюючих покриттях зазвичай використовують такі матеріали:

- алюмінієво-кремнієві матеріали для низькотемпературних секцій;
- МСrAlY (М = кобальт, нікель чи кобальт/нікель) для середніх температур секцій компресора;
- цирконій, стабілізований ітрієм (високотемпературний керамічний матеріал) для високотемпературних секцій турбін.

Всі вони мають міцність нижче, ніж традиційні матеріали (нержавіюча сталь, титановий, нікелевий сплави та ін.), що використовуються для виготовлення лопаток ГТД (рис. 4 [10]).

Залежно від твердості матеріалу матриці механізм стирання покриттів при врізанні лопаток може бути двох типів: зношення зі зсувом та зношення з викришуванням частинок покриття (рис. 5) [5]. Перший тип зношення характерний для покриттів, де в якості матеріалу матриці ви-

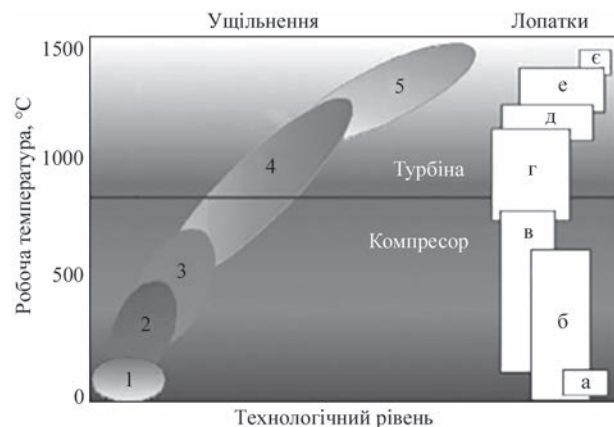


Рис. 4. Типи матеріалів для виготовлення ущільнень та лопаток ГТД в залежності від робочої температури: 1 – полімер; 2 – AlSi-полімер; 3 – металева матриця з твердим мастилом; 4 – МСrAlY-матеріали; 5 – кераміка (а – волокнисті полімерні композиції; б – титан; в – нержавіюча сталь; г – суперсплави; д – лопатки, отримані направленою кристалізацією; е – монокристалічні лопатки; ж – жароміцні сплави)

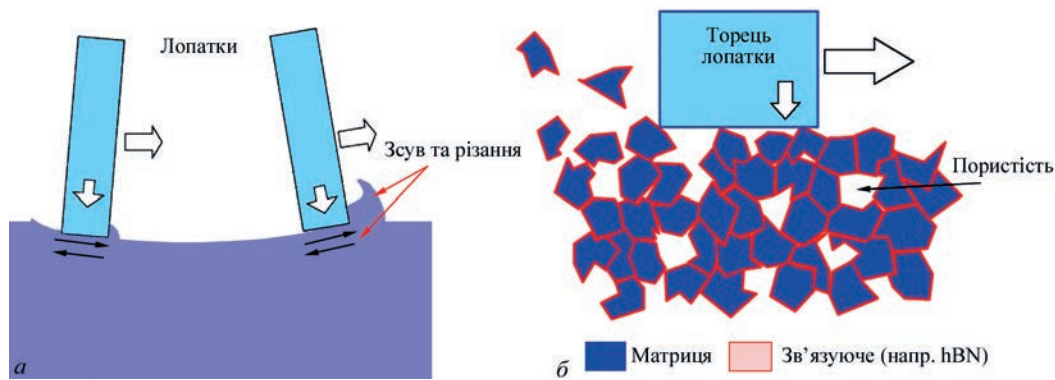


Рис. 5. Схеми механізмів зношення покриттів при контакті з лопатками: а – зношення зі зсувом та різанням; б – зношення з викришуванням

користуються відносно м'які сплави, що піддаються зсуву, такі, як Al-сплави (рис. 5, а). Другий тип зношення характерний для покриттів, де в якості матриці використовуються більш тверді сплави і для видалення частинок при контакті з лопаткою потрібна наявність у покритті пористості (рис. 5, б).

Тверде мастило або дислокаційна фаза служить в якості джерела зародження і розповсюдження тріщин, забезпечуючи покриттю необхідну крихкість, при цьому гарантуючи, що продукти зношення будуть досить маленького розміру, щоб вони не могли заблокувати канали охолодження або спровокувати подальше зношування деталей [11]. Графіт і гексагональний нітрид бору є матеріалами, які найчастіше використовуються в якості твердого мастила.

Ущільнюючі покриття повинні також мати певний рівень пористості для досягнення бажаного стирання. Контрольований рівень пористості може бути досягнутий додаванням оптимальної кількості поліестру в матеріал, що напильюється [12]. При подальшій термообробці поліестр випаровується та у покритті формується бажаний рівень пористості. Термообробку покриття проводять шляхом нагрівання до температури 435...500 °C на повітрі [11, 12]. Кількість і розмір пор визначають стиранність і ерозійну стійкість покриттів. Ерозійна стійкість знижується зі збільшенням пористості, а стиранність підвищується [12]. Пори та порожечні є зародками мікротріщин між частинками покриття при дотику торця лопатки. Завдяки цим мікротріщинам відбувається чистий зріз покриття з мінімальним перенесенням матеріалу покриття на торець лопатки [11].

У деяких випадках для ущільнюючих покриттів потрібно попереднє напильнення проміжного шару (підшару) на основу для підвищення міцності зчеплення. В якості матеріалу підшару в основному використовують 95%Ni-5%Al [8].

Оскільки діапазони робочих температур і тисків в ГТД дуже великі, в них застосовуються різні матеріали і типи покриттів, що стираються, в за-

лежності від умов роботи частин двигуна, на які вони наносяться. Вибір конкретного типу покриття, що стирається, в першу чергу залежить від робочої температури секції, в якій воно буде застосовуватися. Системи покриттів, що використовуються в залежності від робочої температури, наведені на рис. 6 [5].

Для формування ущільнюючих покриттів на деталях ГТД найбільш перспективними та затребуваними нині є технології газотермічного напильнення [13]. Для цього розробляються склади композиційних порошків та порошкових дротів. Покриття з композиційних порошків напильюють методами газополуменевого та плазмового напильнення. Процес плазмового напильнення є більш високотемпературним процесом, ніж процес газополуменевого напильнення, що означає, що матеріали з вищими температурами плавлення можна наносити за допомогою процесу плазмового напильнення. Покриття з порошкових дротів напильюють методами газополуменевого та електродугового напильнення.

Шляхом регулювання режимів газотермічного напильнення можна керувати структурою і, відповідно, властивостями покриттів, що отримуються. Завдяки цьому можна отримати ущільнюючі покриття з наступними типами структур [14]:

дуже пористі, з безліччю нерозплавлених частинок, отримані в результаті дуже ретельного вибору параметрів розпилення для досягнення по-

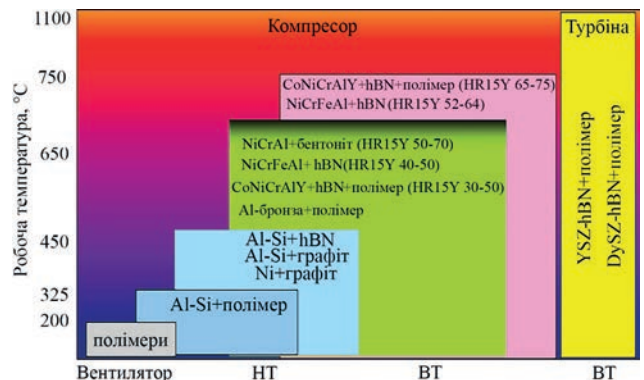


Рис. 6. Системи ущільнюючих покриттів, які застосовуються для деталей ГТД в залежності від робочої температури

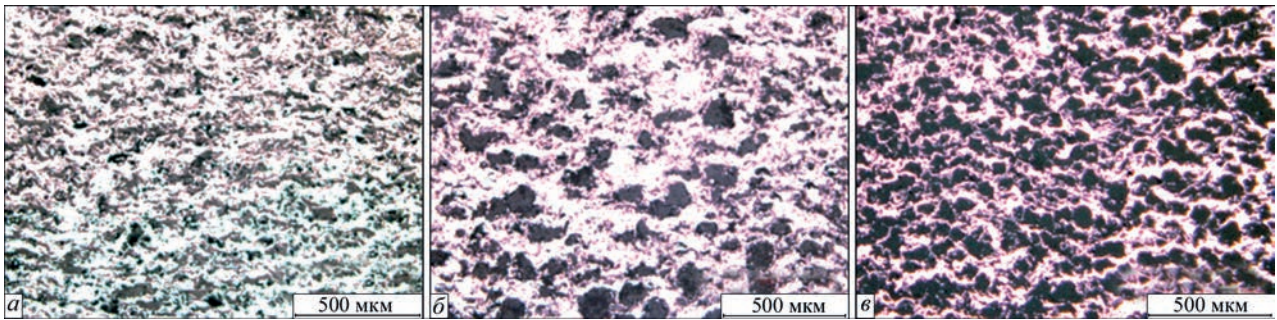


Рис. 7. Мікроструктура покриттів на основі сплаву AlSi з добавками твердого мастила: *a* – графіту; *б* – гексагонального нітриду бору; *в* – поліестра

трібного ступеня стирання. Точне відтворення таких покриттів може бути утрудненим, і вони вимагають суворого контролю;

щільні та однорідні структури покриття з такими добавками, як полімери, графіт, бентоніт і нітрид бору (hBN). Стирання регулюється в основному концентрацією добавок, а не зміною параметрів розпилення, що допомагає отримати більш щільні покриття з необхідними властивостями.

Ущільнюючі покриття для компресорної секції. AlSi-поліестр є типовим ущільнюючим покриттям, яке широко використовується в ГТД через його хорошу стиранність, самозмащуваність та теплопровідність та є найбільш поширеним покриттям, що застосовується в компресорах низького тиску при низькій температурі [15]. Покриття наноситься методом плазмового наплення суміші порошків алюмінієво-кремнієвого сплаву (Al–12Si) та поліестру. Вміст алюмінієво-кремнієвого сплаву, що забезпечує структурну міцність і стійкість до ерозії покриття, становить близько 52 %, а поліестру з самозмащувальними характеристиками становить близько 40 %, решта становить зв'язувальна речовина. В основному ущільнююче покриття AlSi-поліестр використовується для ущільнення корпусу в нижній та середній частинах компресора з температурою до 350 °C (через температурне обмеження полімеру в покритті) [16]. Бажаний рівень пористості покриттів становить 2 % з відповідною поверхневою твердістю за Роквеллом HR15Y 40-50. За даними Sulzer Metco [17] покриття 60Al–12Si – 40 поліестр, нанесені плазмовим методом, мають твердість HR15Y 65...80, пористість – 3...5 %.

В якості наповнювачів використовують також гексагональний нітрид бору та графіт. Покриття Al–8Si–hBN (20 %) + органічна зв'язка (8 %) і Al5Si (Al6Si, Al7Si)-графіт (22, 24, 45 %) + органічна зв'язка (7, 9, 8 %) застосовуються при робочих температурах до 450...480 °C (через температурне обмеження алюмінію в матеріалі). Бажаний рівень пористості становить 15...20 % з відповідною поверхневою твердістю за Роквеллом HR15Y 40...50 (40...70 за даними Sulzer Metco) [15].

Вміст гексагонального нітриду бору в покриттях може становити 40...50 % [9].

В якості матриці замість сплаву AlSi застосовують також сплав Al-бронза [18]. Робоча температура покриття з урахуванням сплаву Al (7,5...8,5 %) – Cu (75...85 %) з добавкою полімеру (5,0...14,5 %) становить до 650 °C. При робочих температурах понад 350 °C необхідно проводити термообробку покриття для видалення поліестру для запобігання неконтрольованому спалаху. Покриття наносяться плазмовим способом. Твердість покриттів складає HR15Y 60...70, пористість – 6...10 %.

Мікроструктура покриттів на основі сплаву AlSi з добавками поліестру, гексагонального нітриду бору та графіту наведено на рис. 7 [5].

При використанні металевих матриць з вищою температурою плавлення та міцністю на зсув, ніж у алюмінію або його сплавів, структура покриття зазвичай є пористою, для забезпечення його стирання. До таких покриттів відносяться покриття системи нікель–графіт, структура яких являє собою нікелеву матрицю, в якій безладно розподілений пластинчастий графіт (рис. 8) [19]. Через вміст графіту нікелево-графітові композитні покриття також мають обмеження за температурою приблизно до 450 °C. Твердість нікель-графітового покриття варіюється в залежності від співвідношення в ньому нікелю та графіту. Вміст графіту в покриттях може змінюватись від 15 до 40 %.

Для вищих робочих температур доцільно використовувати легований Ni у поєднанні з керамічними наповнювачами. Приклад покриття, яке використовується в компресорі при робочих

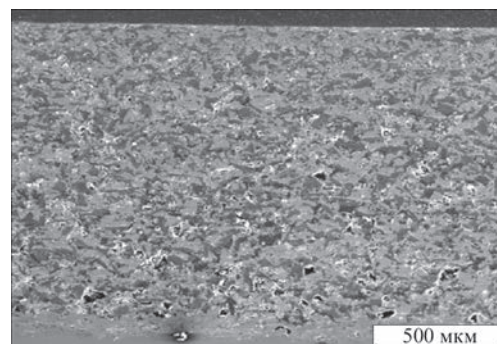


Рис. 8. Мікроструктура покриття Ni-графіт

температурах до 700 °С, наведено на рис. 9 [20]. Структура покриття складається з NiCrAl-матриці, термостабільних керамічних дислокаційних частинок та пористості.

Покриття NiCrAl-бентоніт (Ni-4Cr-4Al – 21 % бентоніт) мають більш високу термостійкість, ніж покриття AlSi-поліестр, AlSi-hBN, AlSi-графіт або Ni-графіт, і успішно використовуються у високотемпературній секції компресорів високого тиску при температурі вище 500 °С [21]. Твердість покриттів HR15Y становить 30...60.

При експлуатації покриттів при більш високих температурах необхідно, щоб покриття мали стійкість до ерозії та високотемпературного окиснення при відповідних температурах експлуатації. В якості металевої матриці у цих випадках використовують матеріали MCrAlY (M = Ni та/або Co).

Оскільки тверде мастило/дислокатор має витримувати високі температури, в якості твердого мастила використовують гексагональний нітрид бору (hBN). Покриття зазвичай одержують методом плазмового напилення. Пористість у покриттях формується за рахунок введення частинок поліестру, що видаляється з покриття шляхом термообробки, внаслідок чого у покритті формується пористість. На рис. 10 показана типова мікроструктура плазмового покриття CoNiCrAlY-hBN-поліестр [12].

Вміст компонентів у покриттях становить Co(29...30 %)-Ni(24...25%)-Cr(16%)-Al(6%)-Y(0,3 %)-hBN(4, 7 %) + поліестр (14...15 %) + органічна зв'язка (3 %).

Настійно рекомендується, щоб ці покриття піддавалися термообробці після напилення для

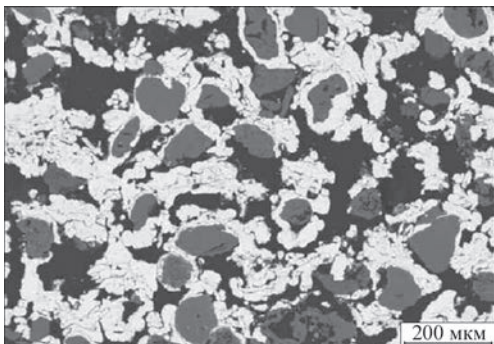


Рис. 9. Мікроструктура покриття NiCrAl-кераміка

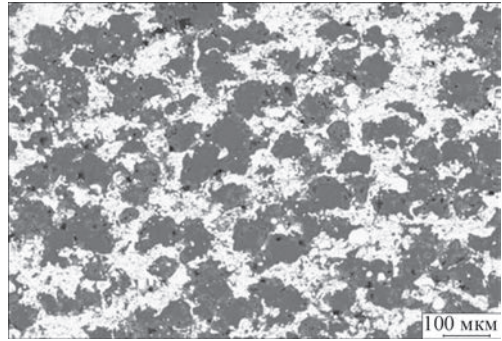


Рис. 10. Мікроструктура плазмового покриття CoNiCrAlY-hBN-поліестр

видалення полімерного компонента та створення пористості в структурі покриття, покращуючи стирання. Зазвичай такі покриття мають пористість від 35 до 60 %, твердість від 65 до 75 при вимірюванні за шкалою Rockwell HR15Y. Покриття рекомендується використовувати при температурі до 850 °С.

Ущільнюючі покриття для турбінної секції.

Як і описані вище покриття на основі CoNiCrAlY сучасні керамічні ущільнюючі покриття складаються з трьох фаз: фаза керамічної матриці, зазвичай оксид цирконію, стабілізований оксидом ітрію або диспрозію, полімер і тверде мастило [5, 20, 22]. Полімер може бути видалений із покриття в процесі термообробки для створення пористості покриття. В якості твердого мастила застосовується гексагональний нітрид бору. Типові теплозахисні покриття мають наступний склад: 94,5 % YSZ (або DySZ) – 4,7 % поліестр – 0,8 % hBN. Для захисту металевої основи від високотемпературної корозії та окислення, а також для зниження різниці коефіцієнтів термічного розширення між основою та керамічним шаром застосовують металевий підшар MCrAlY. Мікроструктура типових ущільнюючих покриттів на основі кераміки з різним рівнем пористості наведена на рис. 11 [5].

На сьогоднішній день на авіадвигунобудівних підприємствах України широко застосовуються покриття на основі нікелю типу KNA-82, що мають задовільні експлуатаційні властивості при температурі 900...950 °С. Подальше підвищення температури газів до 1100...1200 °С може призвести до катастрофічного розвитку газової коро-

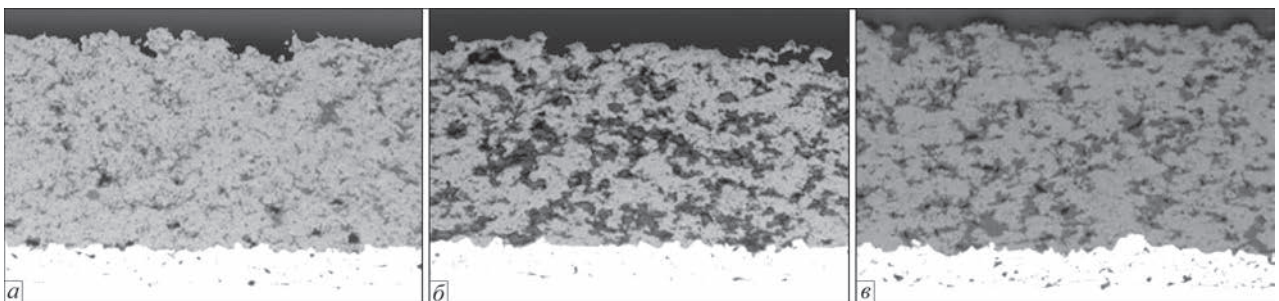


Рис. 11. Мікроструктура ($\times 50$) покриттів на основі $ZrO_2-Y_2O_3$ (a, б) та $ZrO_2-Dy_2O_3$ (e) з різним рівнем пористості, %: a – 24; б – 43; e – 30

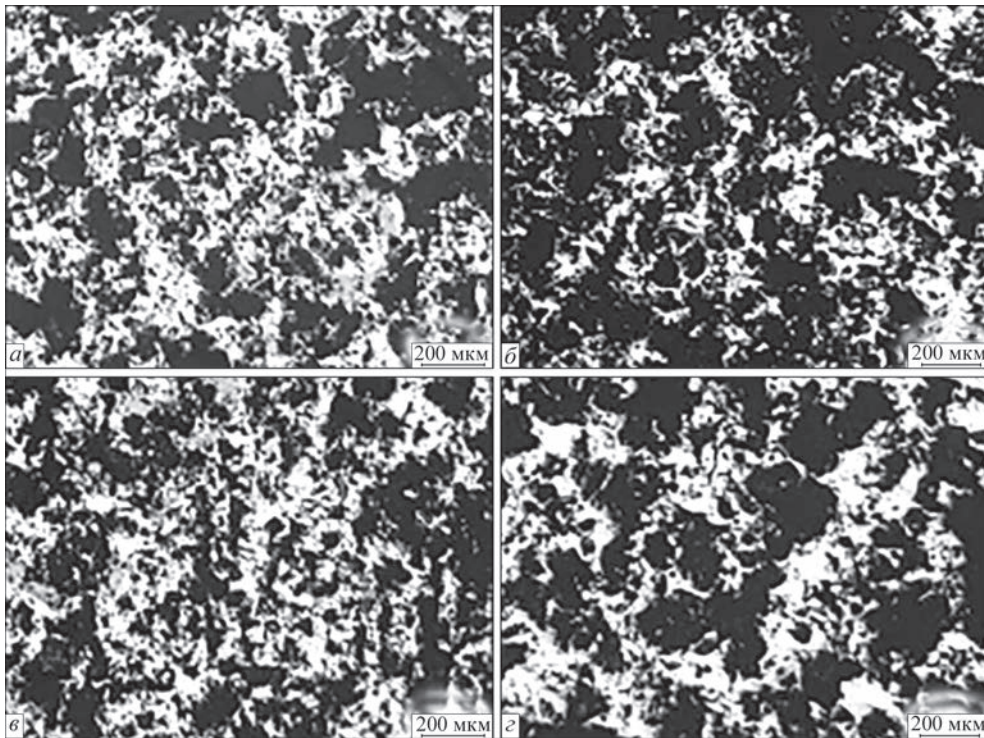


Рис. 12. Мікроструктура ущільнюючих покриттів, отриманих методом газополуменового напilenня: *a* – КНА-82+лігатура Ni-Y; *б* – КНА-82+чистий ітрій; *в* – КНА-82+лігатура Co-Ni-Cr-Al-Y; *г* – КНА-82: порошок КНА+ВКНА (серійна технологія)

зії та руйнування покриття. У зв'язку з цим, для вирішення задачі підвищення стійкості ущільнювальних покриттів було запропоновано додатково легувати покриття КНА-82 різного роду ітріймісткими лігатурами: з монокомпонентним ітрієм (Y), складом Ni-Y і багатокомпонентним складом Co-Ni-Cr-Al-Y [23–25]. На рис. 12 наведено мікроструктуру розроблених покриттів, нанесених газополуменим методом [25].

Методи дослідження властивостей ущільнюючих покриттів. Як було зазначено раніше основними властивостями ущільнюючих покриттів є стиранність та ерозійна стійкість.

Механізми стирання покриттів дуже складні, тому що при контакті покриття з лопаткою відбувається поєднання різання, нагрівання, пластичної деформації та зношування. Тому змодельовувати умови роботи ущільнюючого покриття надзвичайно складно в лабораторних умовах. Існує ряд високоспеціалізованих установок для визначення стиранності, що використовуються виробниками двигунів та розробниками покриттів. Зокрема, компанія Sulzer Metco володіє однією з установок для випробувань матеріалів на стирання (рис. 13), що добре зарекомендувала себе і постійно використовується виробниками двигунів і компаніями з виробництва покриттів по всьому світу [9].

Існує також безліч саморобних випробувальних установок для випробувань покриттів на стиранність. Однак досі не існує стандартизованого методу випробувань покриттів на стиранність,

тому результати, отримані при випробуванні на різних установках, не можна порівнювати.

Випробування на твердість HR15Y є певною мірою альтернативою стендовому випробуванню на стиранність [26]. Для визначення твердості високопористих покриттів застосовується метод повинен мати ефект усереднення і дозволяти вимірювати дуже низьку твердість. Випробування на поверхневу твердість за Роквеллом (HR15Y) підходить для урахування цих двох умов і використовується для вимірювання твердості ущільнюючих покриттів, що стираються.

Ерозійні випробування проводять за стандартною методикою кількісної оцінки стійкості покриттів до ерозії з використанням дробоструменевої установки. Зразок міститься в 100 мм від сопла дробоструменевої установки під кутом 20°; в якості абразиву використовують оксид алюмінію з розміром частинок 50 мкм [9].

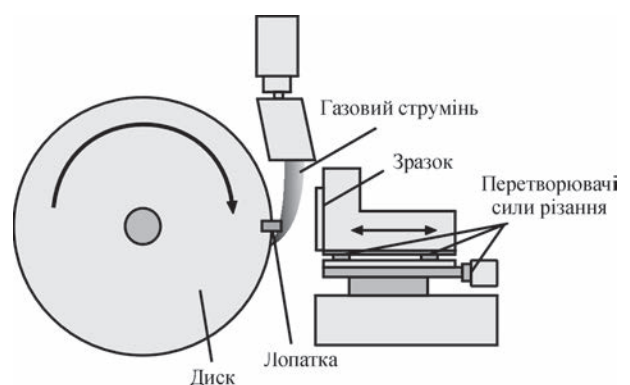


Рис. 13. Схема установки для високотемпературних випробувань ущільнюючих матеріалів та покриттів на стиранність

Властивості ущільнюючих покриттів, що стираються, визначаються їх хімічним складом, а також їх мікроструктурою. Два покриття з однаковим хімічним складом, але з мікроструктурою, що сильно розрізняється, не будуть вести себе однаково за однакових умов роботи. Декілька досліджень підкреслюють вплив мікроструктури покриття на ефективні термомеханічні властивості та загальні характеристики [27, 28]. Наприклад, повідомляється, що пори та тріщини знижують теплопровідність покриттів. Визначення об'ємного вмісту різних структурних елементів покриття здійснюється за допомогою методу аналізу зображень.

Міцність зчеплення ущільнюючих покриттів з основою визначають методом відриву (ASTM C633) або згину (ASTM B571).

Крім хорошої стиратності, стійкість до теплового удару та стійкість до термоцикування є ще однією важливою вимогою для ущільнюючих покриттів компресорів та турбін. Для зміцнюючих деталей компресора покриття піддаються випробуванню термоцикування шляхом нагрівання до 470 °C з подальшим охолодженням водою. Термічна стабільність покриття у цих умовах зазвичай визначається зміною міцності зчеплення покриттів із основою. В якості еталону приймають міцність зчеплення напиленого покриття до термоцикування [29].

Для керамічних покриттів проводиться термоцикування в умовах пічного нагріву до 1150 °C з подальшим охолодженням повітрям до 50 °C. Температура випробувань та період витримки покриттів при нагріванні можуть змінюватись в залежності від бажаної умови застосування. Термічна стабільність покриття також може бути визначена відносно зміни міцності зчеплення покриття, але найбільш поширеним підходом є візуальний огляд покриття на наявність розтріскування або відшарування від основи.

Випробування на корозійну стійкість ущільнюючих покриттів проводиться шляхом занурення зразків у насичений сольовий розчин у печі при заданій температурі, яка вище кімнатної і нижче 100 °C. Зразки витримують в умовах протягом кількох годин і потім проводять візуальний огляд на наявність слідів корозії [9]. Внаслідок випробувань у цьому випадку результати є лише якісними, тому важко порівнювати результати різних випробувань.

Висновки

1. На основі проведеного аналізу літературних даних щодо умов роботи ГТД встановлено, що одним із шляхів підвищення коефіцієнту корисної дії двигунів є створення ефективної системи ущільнення проточного тракту компресора та турбіни шляхом газотермічного нанесення ущіль-

нюючих покриттів, що стираються, на поверхню статора.

2. Визначені основні вимоги, що пред'являються до властивостей ущільнюючих покриттів, до яких відносяться схильність до стирання та ерозійна стійкість.

3. Встановлено, що основними матеріалами для нанесення ущільнюючих покриттів на корпус компресорної частини ГТД, де температурний режим не перевищує 500 °C, є матеріали на основі алюмінію; для секцій компресору з робочою температурою до 800 °C – матеріали на основі $MCrAlY$ ($M = Co, Ni$ чи Co/Ni); для високотемпературних секцій турбін – керамічні матеріали на основі оксиду цирконію. В якості дислокаційної фази в газотермічних ущільнюючих покриттях використовують тверді мастила та полімери.

Список літератури/References

1. Коваль В.А., Михайлов В.Е., Романов В.В., Ковалева Е.А. (2013). *Особенности рабочих процессов в газотурбинных и паровых энергетических установках и их элементах*. Харьков, Контраст.
2. Koval, V.A., Mikhailov, V.E., Romanov, V.V., Kovalyova, E.A. (2013) *Features of operation processes in gas-turbine and steam-gas power plants and their components*. Kharkov, Kontrast [in Russian].
3. Иноземцев А.А., Бажин С.В., Снитко, М.А. (2012). Вопросы оптимизации радиальных зазоров ТВД авиационного ГТД. *Вестник двигателестроения*, 2, 149–154.
4. Inozemtsev, A.A., Bazhin, S.V., Snitko, M.A. (2012) Problems of optimization of turboprop radial clearances of aircraft gas-turbine engine. *Vestnik Dvigatelistroyeniya*, 2, 149–154.
5. Налімов Ю.С. (2014). Анализ поврежденных лопаток газотурбинных двигателей. *Металл и литье Украины*, 12, 17–22.
6. Nalimov, Yu.S. (2014) Analysis of damage of gas-turbine engine blades. *Metall i Litye Ukrainy*, 12, 17–22 [in Russian].
7. Березкин С.В., Грешта В.Л., Леховицер З.В., Ольшанецкий В.Е. (2019). Усовершенствование серийных и перспективных покрытий лабиринтных уплотнений деталей горячего тракта газотурбинного двигателя. *Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні*, 2, 91–94.
8. Berezkin, S.V., Greshtha, V.L., Lekhovitsker, Z.V., Olshanetskiy, V.E. (2019) Improvement of batch produced and prospective coatings of labyrinth seals of hot section parts of gas-turbine engine. *Novi Materialy i Tekhnologii v Metalurgii ta Mashynobuduvanni*, 2, 91–94 [in Russian].
9. Wilson, S. (2011) Overview of Sulzer Metco Compressor and Turbine Abradable Technology. *8th International Charles Parsons Turbine Conference, University of Portsmouth, Portsmouth, UK*. URL: <http://www.iom3.org/sites/default/files/iom3-corp/wed%200940%20s%20Wilson.pdf> [дата звернення 10.01.2022]
10. Siddiqui, S.M., Joshi, P., Nayak, N., Vidyasagar, K. (2014) Thermal Spraying, Optimization and Characterization of Abradable Seal Coating for Gas Turbine for Service Temperature up to 750 °C. *Adv. Mat. Lett.*, 5(9), 506–510.
11. Aussavy, D. (2016) *Processing characterization and modeling of thermomechanical properties of three abradable coatings: NiCrAl-bentonite, CoNiCrAlY-BN-polyester, and YSZ-polyester*. Materials. Université de Technologie de Belfort-Montbéliard.
12. Mohammad, F., Kashif, A. (2021) Criteria for Abradable Coatings to Enhance the Performance of Gas Turbine Engines. *J. Mate. Sci. Metall*, 2, 101.
13. Hopkins, N.P. (2007) *Abradable coatings – From black art, to materials science*. Engineering Doctorate, Swansea University.

10. Kutz, M. (2018) *Handbook of Environmental Degradation of Materials*: Third edition. <https://doi.org/10.1016/C2016-0-02081-8>
11. Fois, N., Watson, M., Marshall, M. (2016) The influence of material properties on the wear of abradable materials. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part J: *Journal of Engineering Tribology*, 231(2), 240–253. doi:10.1177/1350650116649528
12. Irissou, E., Dadouche, A., Lima, R.S. (2013) Tribological Characterization of Plasma-Sprayed CoNiCrAlY-BN Abradable Coatings. *Journal of Thermal Spray Technology*, 23(1-2), 252–261. doi:10.1007/s11666-013-9998-4
13. *Thermally sprayed abradable coating technology for sealing in gas turbines* [online]. Oerlikon Metco. [Дата звернення 10.01.2022]. Режим доступу: https://www.oerlikon.com/ecomaXL/files/oerlikon_ThermallySprayedAbradableCoatings_2012.10.pdf&download=1
14. *There are a number of different abradable coating types* [online]. JINHU COLOR POWDER COATING CO.LTD. [Дата звернення 10.01.2022]. Режим доступу: <https://www.chinapowdercoating.com/abradable-coating/>
15. Rajendran, R. (2012) Gas turbine coatings – An overview. *Engineering Failure Analysis*, 26, 355–369. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2012.07.007>
16. Zhang, N., Shen, J., Xuan, H. et al. (2015) Evaluation of an AlSi-polyester abradable seal coating performance using high-temperature and high-velocity abrasion tests. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part J: *Journal of Engineering Tribology*, 230(7), 842–851. <https://doi.org/10.1177/1350650115619150>
17. Aluminum-Polyester Powder. *Technical Bulletin #10-141* [online]. Metco601NS. [Дата звернення 10.01.2022]. Режим доступу: <https://www.gordonengland.co.uk/sef/attachment.php?aid=309>
18. *Oerlikon Metco Material Product Data Sheet Aluminium Bronze/Polyester Abradable Powders* [online]. Oerlikon Metco. [Дата звернення 10.01.2022]. Режим доступу: https://www.oerlikon.com/ecoma/files/DSMTS-0012.3_AI_Bronze_Poly.pdf?download=true
19. Gao, S., Xue, W., Duan, D., Li, S. (2016). Tribological behaviors of turbfan seal couples from friction heat perspective under high-speed rubbing condition. *Friction*, 4(2), 176–190. doi:10.1007/s40544-016-0114-x
20. Sporer, D., Wilson, S., Giovannetti, I. et al. (2007) On the potential of metal and ceramic based abradables in turbine seal applications. *Proceedings of the Thirty-Sixth Turbomachinery Symposium* [онлайн]. 79–86. [Дата звернення 10.01.2022]. Режим доступу: doi: 10.21423/R1336H
21. Johnston, R.E. (2011) Mechanical characterisation of Al-Si-hBN, NiCrAl-Bentonite, and NiCrAl-Bentonite-hBN free-standing abradable coatings. *Surface and Coatings Technology*, 205(10), 3268–3273. doi:10.1016/j.surfcoat.2010.11.044
22. Cheng, X., Yueguang Y., Jianming L. et al. (2022) Mesoscale Simulation and Evaluation of the Mechanical Properties of Ceramic Seal Coatings. *Coatings* [онлайн]. 12(4), 438. Дата звернення 10.01.2022]. Режим доступу: <https://doi.org/10.3390/coatings12040438>
23. Сотников Е.Г., Леховицер З.В., Грешта В.Л. и др. (2015) Разработка состава теплозащитного покрытия на детали газотурбинных двигателей, работающих в условиях высоких температур. *Авиационно-космическая техника и технология*, 10(12), 6–10.
24. Sotnikov, E.G., Lekhovitser, Z.V., Greshtha, V.L. et al. (2015) Development of composition of heat-resistant coating on parts of gas-turbine engines operating under high temperatures conditions. *Aviatsionno-Kosmicheskaya Tekhnika i Tekhnologiya*, 10(12), 6–10 [in Russian].
24. Грешта В.Л., Павленко Д.В., Двирный Я.В., Ткач Д.В. (2019) Расчетно-экспериментальная методика определения динамического модуля упругости прирабатываемых уплотнительных покрытий турбин ГТД. *Там же*, 8, 160, 105–113. doi: 10.32620/aktt.2019.8.16
25. Greshtha, V.L., Pavlenko, D.V., Dvirnyk, Ya.V., Tkach, D.V. (2019) Experiment and calculation procedure for determination of dynamic modulus of elasticity of running-in sealing coatings of GTE turbines. *ibid.*, 8(160), 105–113. doi: 10.32620/aktt.2019.8.16
25. Greshtha, V., Tkach, D., Sotnikov, E. et al. (2018) Studying and designing improved coatings for labyrinth seals of gas-turbine engine turbines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 4(12, 94), 56–63. doi: 10.15587/1729-4061.2018.140912
26. Peyraut, F., Seichepine, J.-L., Coddet, C., Hertter, M. (2008) Finite element modeling of abradable materials – Identification of plastic parameters and issues on minimum hardness against coatings thickness. *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*, 2(3), 209–215. <https://doi.org/10.1051/ijsmdo:2008028>
27. Faraoun, H.I., Grosdidier, T., Seichepine, J.-L. et al. (2006) Improvement of thermally sprayed abradable coating by microstructure control. *Surface and Coatings Technology*, 201(6), 2303–2312. <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2006.03.047>
28. Karthikeyan, S., Balasubramanian, V., Rajendran, R. (2014) Developing empirical relationships to estimate porosity and Young's modulus of plasma sprayed YSZ coatings. *Applied Surface Science*, 296, 31–46. <https://doi.org/10.1016/j.apusc.2014.01.021>
29. *Thermally sprayed abradable coating technology for sealing in gas turbines* [онлайн]. (2012) Oerlikon Metco. [Дата звернення 10.01.2022]. Режим доступу: doi: 10.15587/1729-4061.2018.140912]. Режим доступу: https://www.oerlikon.com/ecomaXL/files/oerlikon_ThermallySprayedAbradableCoatings_2012.10.pdf&download=1

ANALYSIS OF MODERN EXPERIENCE IN DEVELOPMENT OF SEALING COATINGS FOR PARTS OF GAS TURBINE ENGINES (Review)

Yu.S. Borysov, N.V. Vihilianska, O.M. Burlachenko, L.P. Olevska, V.M. Lopata

E.O. Paton Electric Welding Institute of the NAS of Ukraine. 11 Kazymyr Malevych Str., 03150, Kyiv, Ukraine. E-mail: office@paton.kiev.ua

In the work the experience in development of sealing thermal coatings for parts of gas turbine engines was analyzed. It was found that the task of development of compositions and technologies of thermal spraying of sealing coatings intended to provide the optimal radial gap between the elements of the stator and the rotor in order to reduce the consumption of technological fuel and to increase the efficiency coefficient of engines, is relevant. The principles of optimization of the composition of the material of the sealing coating were described. They consist mainly in combination of ease of fitting blades into the coating with resistance to erosion wear, which provides the operation efficiency of the coating with its long life. The temperature modes of operation of sealing coatings in different sections of a gas turbine engine were determined. For spraying of sealing coatings applying thermal methods, composite powders are used, the composition of which corresponds to the concept purpose – solid grease. As a metal component, Ni, AISI, Ni- and Co-alloys are used and as a solid grease, graphite, hexagonal boron nitride, bentonite and polyester are used. For high-temperature sections of turbines, a combination of a stabilized zirconium oxide with hexagonal boron nitride and polyester are used. The composition of these combinations determines the temperature zone of their use related to the working conditions of the compressor or turbine. 29 Ref., 13 Fig.

Keywords: sealing coating, thermal spraying, matrix, solid grease, abrasion, erosion resistance, compressor, turbine

Надійшла до редакції 30.03.2022