

- В. В. Лунев, В. В. Павлов // Титан-2018: производство и применение в Украине: тезисы докладов Междунар. конф., г. Киев, 11–13.06.2018. – К. : Междунар. асоц. «Сварка». – 48 с.
4. Калинюк А. Н. Особенности производства ленточных литых заготовок марки BT1-0 или GRADE2 из низкосортного губчатого титана / А. Н. Калинюк, А. Я. Дереча, В. В. Тэлин и др. // Современная электрометаллургия. – 2018. – №3. – С. 20–26.
 5. Titanium Metal: Global Industry, Markets and Outlook to 2026 [Text] (Seventh Edition, 2017). – London: Roskill inf. Services LTD, 2017. – 560 p.
 6. Зуева О. Н. Гармонизация международных и национальных требований в области технического регулирования изделий из титановых сплавов в условиях логистической интеграции / О. Н. Зуева, Л. А. Донскова // Вестник Удмуртского университета. Серия: Экономика и право. – г. Екатеринбург: ФГБОУ ВО «УГЭУ», 2016, Т.26, Вып. 2. – С. 15–22.

Одержано 30.05.2019

© Канд. техн. наук Колобов Г. А.¹, д-р техн. наук Распорня Д. В.²,
Осипенко А. В.³, канд. техн. наук Павлов В. В.⁴, Панова В. О.¹, Печерица К. А.⁵

¹Национальный университет «Запорізька політехніка», г. Запорожье

²Донецкий физико-технический институт им. А. А. Галкина НАН Украины, г. Донецк

³ООО «Запорожский титано-магниевый комбинат», г. Запорожье

⁴ПАО «Институт титана», г. Запорожье

⁵ООО «Титан Трейд», г. Запорожье

Kolobov G., Raspornia D., Osipenko A., Pavlov V., Panova V., Pecheritsa K. Handling of titanium waste: modern state and forecast for year 2026

ЖАРОМІЦНІ КОМПОЗИТИ НА МЕТАЛЕВІЙ, ІНТЕРМЕТАЛІДНІЙ І КЕРАМІЧНІЙ ОСНОВІ

Найважливіший елемент сучасного газотурбінного авіаційного двигуна – це його «гаряча» частина: камера згоряння, напрямні та турбінні лопатки, жарові труби тощо. Всі вони працюють в окиснювальному середовищі при температурах 1000 °С і вище. Серед них найвідповідальніший елемент – робоча лопатка – піддається механічній втомі та термоциклованню, а її матеріал схильний до повзучості. Підвищити коефіцієнт корисної дії газотурбінного двигуна можна за рахунок підвищення температури на вході турбіни, а це у свою чергу підвищує вимоги до жароміцності матеріалів, з яких виготовляються її основні деталі.

Найпоширеніші на сьогодні жаростійкі хромонікелеві сплави поступово наближаються до своєї фізичної межі, яка становить 1100 °С [1] у зв'язку з чим виникає необхідність знайти їм заміну. Тому пошук способів подальшого підвищення температури експлуатації робочої лопатки газової турбіни здійснюється у трьох основних напрямках:

- розроблення сплавів на основі тугоплавких металів;
- розроблення композитів з металевою матрицею;
- розроблення композитів з керамічними або інтерметалідними матрицями.

За першим напрямком є певні досягнення при створенні жароміцних сплавів на основі ніобію. Зокрема високі характеристики за жароміцністю досягнуті шляхом введення у сплав частинок силіцидів тугоплавких металів [2]. Достатньо велика об'ємна частка силіцидів дозволяє підвищити жароміцність і жаростійкість при одночасному зменшенні тріщностійкості. Але для досягнення необхідного балансу характеристик необхідно ретельно домагатися заданої структури шляхом максимального дотримання розробленого технологічного процесу. Сплавами на основі ніобію, легованого кремнієм і тугоплавкими металами, досягнуто робочої температури, яка наближається до 1200 °С.

За другим напрямком найпоширенішими є армовані хромонікелеві сплави.

Великі перспективи мають нікелеві дисперсно-зміцнені сплави. Їх матриця – γ - твердий розчин у нікелі 20 % хрому, або 15 % молібдену, або 20 % хрому і молібдену.

Особливість дисперсно-зміцнених металевих композиційних матеріалів полягає у тому, що вони ізотропні за властивостями. Їх матриця служить основним елементом, який витримує навантаження, а дисперсні частинки гальмують рух дислокацій. Оптимальний ефект досягається при розмірі частинок 10...500 нм і відстані між ними – 100...500 нм при рівномірному розподілі у матриці. Введення у матрицю тонкодисперсних порошоків діоксидів торію (ThO₂) або цирконію (ZrO₂) дозволяє підвищити робочу температуру жаростійких деталей двигуна з 1000 до 1200 °С [3].

© Плескач В. М., Ольшанецький В. Ю., 2019

DOI 10.15588/1607-6885-2019-1-14

Серед дисперсно-зміцнених композиційних матеріалів відомі сплави типу ВДУ: ВДУ-1 (нікель, зміцнений діоксидом торію), ВДУ-2 (нікель, зміцнений діоксидом гафнію) і ВДУ-3 (нікель + 20 % хрому, зміцнений діоксидом торію) [4]. Ці сплави мають високу жароміцність при температурі 1200 °С: сплав ВДУ-1 має $\sigma_{100} = 75$ МПа і $\sigma_{1000} = 65$ МПа, а ВДУ-3 – $\sigma_{100} = 65$ МПа.

Використання як зміцнювача оксидів торію, гафнію, складних сполук оксидів і РЗМ, які не розчинюються у матриці, дозволяє композитам зберігати високу міцність матеріалу до 90...95 % від температури плавлення матриці.

Покращити жароміцність металевих сплавів можна також за допомогою волоконних наповнювачів. Зокрема, для армування металевих композиційних матеріалів використовують волокна: вуглецеві, боридні, з оксидів алюмінію та кремнію, карбїду кремнію, а також тонкий металевий дріт зі сталі, вольфраму, молібдену, титану. Теоретично максимальний вміст волокон може досягати 91 % (об.), але уже при об'ємній частці волокон 80 % виникають проблеми на межі поділу волокно-матриця.

Велике поширення отримали боридні волокна та волокна карбїду кремнію. Залежно від використання волокон у тій чи іншій матриці на поверхню волокон можуть наноситися покриття, які захищають їх від взаємодії з металом матриці в процесі виготовлення виробу. Так, крім звичайного волокна карбїду кремнію промисловість виготовляє волокно карбїду кремнію SCS-2, покрите вуглецевим шаром товщиною 1 мкм.

Волокна карбїду кремнію мають високу стійкість до окиснення і мало реагують з матричним матеріалом. Волокна карбїду кремнію на вольфрамовій і вуглецевій підкладці діаметром 100...140 мкм виготовляються у промислових масштабах [5].

Ведуться роботи по створенню композиційних матеріалів з використанням оксидних волокон, добре сумісних з нікелевою матрицею. Проблему становить технологія виготовлення полікристалічних оксидних волокон, яка полягає у внутрішній кристалізації оксидів у каналах матриці і має порівняно низьку швидкість технологічного процесу. Жароміцність таких композиційних матеріалів залежить від міцності межі оксидного волокна і нікелевої матриці. Вивчення опору повзучості композиту з матрицею ЖС-32 і евтектичним волокном $Al_2O_3-Al_5Y_3O_{12}$ при температурі 1150 °С показало, що міцність межі поділу залежить від об'ємної частки волокон. При збільшенні об'ємної частки волокон більше критичної величини міцність межі поділу зменшується, і відповідно зменшується жароміцність [1].

Волокна з вольфрамових сплавів як арматура високотемпературних композиційних матеріалів сьогодні достатньо вивчені. Вони мають високі значення показників міцності та модулю пружності у широкому діапазоні температур, але не мають достатньої міцності у поперечному напрямку і тому схильні до розшарування. У деталей, армованих такими волокнами, при робочих навантаженнях буде знижуватися міцність у напрямках, які не співпадають з напрямком армування.

У роботі [6] показано, що схильність до розшарування пов'язана з технологією виготовлення армувальних вольфрамових волокон, легованих діоксидом торію. Чим крупніше пори і частинки діоксиду у вихідній заготовці, тим більше схильні до розшарування отримані з неї волокна. Вирішення проблеми пропонується шляхом використання заготовок з дисперсними частинками порошку (менше 200 нм) і підбору оптимальної швидкості нагрівання, яка має не перевищувати 0,6 °С/с.

Крім ливарних способів для виготовлення армованих жаростійких і жароміцних виробів як заготовки використовуються листовий композит, армований вольфрамовими волокнами або дротом. Так, пакетним прокатуванням виготовляють крупногабаритні листи, матрицею яких є сплави на нікелевій основі або вуглецеві та низьколеговані сталі, плаковані шаром хромо-нікелевих сплавів.

У роботі [7] досліджувався процес формування композиційного матеріалу з шаруватою ніобій-титановою матрицею, зміцненою вольфрамовим дротом. Композит формувався за технологією контактного зварювання, розробленою авторами. Складені заготовки зварювалися по всій поверхні на електроконтактній машині шовного зварювання. Задача полягала в отриманні монолітного матеріалу з одночасним збереженням міцнісних характеристик армувального дроту.

Запропонована технологія складається з двох етапів. На першому етапі, який характеризується «м'якими» режимами зварювання, відбувається заповнення матеріалом матриці проміжків між волокнами, а на другому – за рахунок «жорстких» режимів зварювання формуються остаточні зони проплавлення. Таким чином вдається уникнути зменшення армувальних волокон і зберегти вихідні міцнісні та пластичні властивості композиту.

Композиційні матеріали на металевій основі можуть також використовуватися як покриття деталей авіадвигунів, які працюють при високих температурах.

Так, у роботі [8] як перспективний розглядається композит на металевій основі з використанням дибориду титану-хрому ($TiCrB_2$). Сам диборид титану-хрому становить твердий розчин хрому у дибориді титану, відрізняється високими жаро- та зносостійкістю і достатньо низькою густиною (4,5 г/см³). Його недоліком є висока крихкість. Але як компонент композиту з металеву матрицею він може суттєво підвищити жаростійкість матричного матеріалу.

Показано, що перспективною матрицею для дибориду титану-хрому є хромо-нікелевий сплав з додаванням алюмінію ($NiAlCr$). Він добре змочує наповнювач і не взаємодіє з ним. Як покриття кращу жаростійкість показав композит $TiCrB_2 + 50\% NiAlCr$. Це пояснюється тим, що збільшення частки металеві фази покращує фізико-механічні власти-

вості матеріалу (міцність, зчеплення з основою), а також з особливістю розподілу компонентів у покритті.

За третім напрямком розробляються керамічні композиційні матеріали, що мають густину у 2...4 рази нижче, ніж металеві сплави, і призначені для елементів газотурбінних двигунів, які працюють при температурі 600...1500 °С. Розроблені Всеросійським інститутом авіаційних матеріалів (ВИАМ) композиційні матеріали з керамічною матрицею мають низьку густину, низький коефіцієнт термічного розширення, а отже й високу стабільність розмірів, і високу стійкість в ерозійному та хімічно агресивному середовищах [9].

Виготовлення виробів з цих матеріалів здійснюється за допомогою технологій, які аналогічні виготовленню виробів з полімерних композиційних матеріалів, які достатньо відпрацьовані і порівняно дешеві. Виготовлені таким чином вироби піддаються високотемпературному обробленню, внаслідок якого упорядковується структура матеріалу і утворюється високотемпературний квазіізотропний керамічний композиційний матеріал.

Центральний інститут авіаційного моторобудування (ЦІАМ) веде спільні з ДП «Івченко-Прогрес» роботи з використання керамічного композиційного матеріалу SiC- SiC, створеного у ВИАМ, для виготовлення деталей камери згоряння. Дослідження показали високу стійкість запропонованого матеріалу у продуктах згоряння палив при термодинамічних навантаженнях за режимом 1500 °С↔800...850 °С понад 1000 циклів без руйнування.

Таким чином, роботи з підвищення жароміцності та жаростійкості матеріалів для виробництва деталей авіаційних і ракетних двигунів ведуться у різних напрямках. Кожний з них спрямований на створення композиційних матеріалів, які дозволяють суттєво підвищити діапазон робочих температур газотурбінних двигунів. Свій композиційний матеріал розробляється для кожного типу деталей згідно з їх призначенням, конфігурацією та очікуваними умовами експлуатації.

Список літератури

1. Милейко С. Т. Жаропрочные композиты с металлической матрицей / Милейко С. Т. // Прикладная механика и техническая физика. – 2014. – Т. 55. – № 1. – С. 166–178.
2. Grammenos I. Study of the role of Hf, Mo and W additions in the microstructure of Nb–20Si silicide based alloys / Grammenos I., Tsakirooulos P. // Intermetallics. – 2011. – Vol. 19. – P. 1612–1621.
3. Судаков А. И. Перспективы применения композиционных материалов в ракетостроении. Актуальные проблемы авиации и космонавтики / Судаков А. И., Герашенко В. В. – Т. 1. – 2016. – С. 173–174.
4. Композиционные материалы с металлической матрицей / Фридляндер И. Н., Портной К. И., Строганова В. Ф. и др. // Авиационная промышленность. – 1984. – № 5. – С. 25–36. URL: www.viam.ru/public.
5. Спеціальні конструкційні матеріали : Підручник для вищих навчальних закладів / [Солнцев Ю. П., Беліков С. Б., Волчок І. П., Шейко С. П.]. – Запоріжжя : «ВАЛПС-ПОЛІГРАФ», 2010. – 536 с.
6. Исследование влияния технологии производства штабиков на склонность проволоки из торируемых вольфрамо-рениевых сплавов к расслоению / Винниченко В. С., Кононенко Ю. И., Ольшанецкий В. Е., Орлов М. Р. // Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. – 2004. – № 1. – С. 84–88.
7. Коробко А. В. О формировании листовых высокотемпературных металлокомпозитов с матрицами на основе ниобия, упрочнённых тугоплавкими вольфрамовыми волокнами / Коробко А. В., Лавренко А. С. // Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. – 2012. – № 1. – 52 с.
8. Коновал В. П. Стойкость к высокотемпературному окислению композиционных материалов и покрытий на основе дигирида титана-хрома / Коновал В. П. // Доповіді НАН України. – 2015. – № 5. – С. 83–89.
9. Солнцев С. С. Высокотемпературные композиционные материалы для перспективных изделий авиа- и машиностроения / Солнцев С. С., Гращенков Д. В., Исаева Н. В. // Сборник докладов на Третьем международном аэрокосмическом конгрессе, ИАС. 2000.

Одержано 19.06.2019

© **Канд. техн. наук В. М. Плєскач, д-р техн. наук В. Ю. Ольшанецкий**

Національний університет «Запорізька політехніка», м. Запоріжжя

Pleskach V., Ol'shanetskii V. Fuel composite in metal, intermediate and ceramic bases