УДК 621.793:66.046.51

В. Л. ГРЕШТА¹, Д. В. ТКАЧ¹, О. В. КЛИМОВ¹, Є. Г. СОТНІКОВ², З. В. ЛЕХОВИЦЕР²¹ Запорізький національний технічний університет, Запоріжжє, Україна² АТ «Мотор Січ», Запоріжжє, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЛЕГУВАННЯ НА ТЕМПЕРАТУРНИЙ КОЕФІЦІЄНТ ЛІНІЙНОГО РОЗШИРЕННЯ ПОКРИТТІВ

В роботі досліджено вплив легування ітрієвміщуючими лігатурами на термічний коефіцієнт лінійного розширення ущільнювальних покриттів. Встановлено, що під час першого нагрівання в інтервалі 650-700 °С на дилатометричній кривій спостерігається зміна ходу кривої. Повторне нагрівання також приводить до зміни траєкторії дилатометричної кривої. Отриманий результат, ймовірно, пов'язаний з розвитком процесів окислення, появою інтерметалідних фаз і зміною пористості покриттів під час першого і повторного нагрівання. Найменша різниця в ході дилатометричних кривих спостерігається в покритті складу №3, що, ймовірно, пов'язано з тим, що в структурі отриманого матеріалу під час нагрівання формуються подвійні шпінелі, які мають більш компакту будову.

Ключові слова: ущільнювальні покриття, температурний коефіцієнт лінійного розширення, дилатограма, ітрієвміщуюча лігатура, термічні напруження, коефіцієнт корисної дії

Вступ

При виробництві авіаційних двигунів особливу увагу завжди приділяли підвищенню їх коефіцієнта корисної дії (ККД) і, відповідно, зниженню витрат палива [1]. Оскільки величина радіального зазору між ротором та статором значно впливає на ККД турбіни [2], його зменшення дозволяє вирішити дану проблему найбільш ефективно. Причому величина цього зазору має бути постійною впродовж всього міжремонтного періоду роботи газотурбінного двигуна (ГТД). Однак, в процесі експлуатації, можливі ситуації зіткнення ротору і статору, що може призводити до виходу з ладу двигуна. Тому, для забезпечення необхідного розміру зазорів найбільш доцільно застосовувати ущільнювальні покриття різних складів, в залежності від умов роботи конструктивних вузлів авіаційного двигуна [3, 4]. Такі покриття під час взаємодії ротору та статору мають легко припрацьовуватись, щоб запобігти виникненню аварійних ситуацій пов'язаних із зіткненням конструктивних елементів двигуна.

Покриття, що застосовують в турбінах, мають відповідати ряду суперечливих вимог [6-8]. З одного боку, має бути забезпечена ерозійна стійкість в умовах дії агресивного високотемпературного газового середовища і, водночас, низька робота врізання покриття, щоб під час дотику лопатки (або лабіринтного ущільнення) з покриттям не відбувався знос або руйнування деталі статору. В свою чергу, також потрібно забезпечити високу жаростійкість, оскільки в гарячому тракті двигуна можливий інтенсивний

розвиток високотемпературної газової корозії [9, 10]. Розвиток структурно-фазових перетворень під впливом високих температур, утворення монооксидних і шпінельних сполук в ущільнювальному покритті та порушення геометрії покриття під час експлуатації двигуна може призводити до зміни радіального зазору і, відповідно, зниження ККД та зносу роторної частини двигуна внаслідок інтенсифікації зношування при появі додаткових твердих включень. Іншою проблемою є забезпечення високої адгезії між матеріалом основи та покриттям, як під час взаємодії ротору і статору, так і впродовж всього міжремонтного періоду експлуатації двигуна.

Оскільки для покращення ефективності сучасних авіаційних двигунів конструктори підвищують температуру газу перед турбіною, виникає необхідність розробки нових ущільнювальних покриттів з більш високою експлуатаційною стійкістю в умовах дії підвищених температур та динамічних навантажень. При виробництві ГТД широко застосовуються ущільнювальні покриття на основі нікелю та твердої змазки [8, 11, 12]. Проте функціональні характеристики покриттів, що застосовуються на вітчизняних підприємствах, зберігаються при температурах що, як правило, не перевищують 900 °С [13] і застосування покриттів такого типу не може гарантувати збереження стабільного розміру зазору при температурах експлуатації 1150 °С, у зв'язку із інтенсифікацією процесів газової корозії і руйнуванням матеріалу покриття високошвидкісним агресивним газовим потоком.

Тому існує необхідність реалізації цілого ряду актуальних матеріалознавчих завдань, спрямованих на розробку ущільнювальних покриттів, що легко могли припрацьовуватися на початковому етапі експлуатації двигуна і зберігали сталу геометрію зношеного контуру покриття впродовж міжремонтного періоду при температурах порядку 1100-1200 °С.

Оскільки, під час експлуатації авіаційного двигуна матеріали працюють в умовах зміни температур в широкому діапазоні, метою даної роботи було дослідження впливу легування на температурний коефіцієнт лінійного розширення (ТКЛР) покриттів і порівняння його з ТКЛР матеріалів основи з яких виготовляють деталі ГТД, що підлягають газотермічному напиленню ущільнювальних покриттів. Очевидно, що при значній різниці в цих коефіцієнтах під час зміни температури на межі поділу покриття – матеріал основи формуються розтягуючі напруження, які можуть призводити до розтріскування ущільнювального покриття і відшаровування його від матеріалу основи. Для зниження величини цих напружень наноситься проміжний шар, що дозволяє зробити більш плавним градієнт напружень на межі покриття – матеріал основи. Проте, якщо різниця між ТКЛР матеріалів значна, проміжний шар не буде достатньо ефективним для зниження величини сформованих напружень. Також необхідно враховувати, що розвиток фазових перетворень в діапазоні робочих температур двигуна призводить до різкої зміни об'єму фаз і, відповідно, різкої зміни напружень, що знову ж таки, може призвести до розтріскування і руйнування покриттів.

Матеріали та методи дослідження

За базовий матеріал для проведення досліджень було обрано покриття КНА-82, яке на сьогоднішній день успішно застосовується в авіаційних двигунах виробництва АТ «Мотор Січ». У складі цього покриття присутні нікель (основа), кремній, алюміній та тверді змазки (графіт і нітрид бору). Це дозволяє підвищити стійкість матеріалу до сульфідної корозії та забезпечити формування оксидної плівки з високими захисними властивостями і задовільною адгезійною взаємодією з матеріалом.

Виготовлення стрижнів здійснювалось видавлюванням стрижневої маси, отриманої змішуванням порошків суміші з силікатом натрія, крізь фільтр діаметром 4,5 мм на гідравлічному пресі. Сушка відбувалась в сушильній шафі впродовж 6 годин.

Зважаючи на те, що експлуатаційна стійкість покриттів КНА-82 не перевищує 1000 °С подальше застосування цих покриттів в нових конструкціях розроблюваних перспективних авіаційних двигунах

є неефективним внаслідок різкого зниження експлуатаційних характеристик при температурах вищих за 1100°С.

Отже необхідно було визначити систему легування яка б дозволила підвищити температуру експлуатації ущільнювальних покриттів.

Для підвищення жаростійкості покриттів системи Ni-Al-Si доцільно вводити елементи типу Cr, що дозволяє сформувати оксидну плівку з високими захисними властивостями [9]. Формування оксидів типу Al_2O_3 і Cr_2O_3 має забезпечити високу жаростійкість внаслідок формування щільної плівки на поверхні [14]. Мікролегування рідкоземельними елементами (наприклад, ітрієм) дозволяє підвищити адгезію оксидної плівки.

Оскільки, в роботі [15] вказується, що при температурах вище 1100 °С можна застосовувати покриття на основі Me-Cr-Al-Y, а досліджені в цій роботі експлуатаційні властивості покриттів на основі Me-Cr-Al-Y показали задовільні результати при температурі порядку 1100 °С, було прийняте рішення, що для підвищення фізико-механічних властивостей покриття, в шихту, що готується за серійною технологією, вносити лігатуру, що містить ітрії. Було досліджено три різні склади лігатури, з різним вмістом ітрію: склад №1 – Ni-Y; склад №2 – Y; склад №3 – Co-Ni-Cr-Al-Y. КНА-82 в подальшому будемо називати склад №4.

Покриття наносилось газополуменевим методом на спеціально підготовлені зразки. У таблиці 1 представлений вміст ітрію в лігатурі, а також на етапах виготовлення та нанесення покриття.

Таблиця 1
Склад вихідного матеріалу та вміст ітрію в (% мас.)

Матеріал	Вміст ітрію, %		
	Лігатура	Шихта	Покриття
Покриття складу №1	18,4	0,3	0,3
Покриття складу №2	99	2,3	2,1
Покриття складу №3	0,7	0,1	0,1
Покриття складу №4	-	-	-

Після формування покриттів зразки підлягали механічній обробці для отримання необхідної геометрії та проведення подальших спеціальних експериментальних досліджень.

Аналіз динаміки об'ємних змін і можливих структурно-фазових перетворень в матеріалі розроблених покриттів, які супроводжуються певними об'ємними змінами, проводили на диференційному дилатометрі Шевенара. Максимальна температура нагрівання в печі дилатометра 950°С. Температура

вимірювалась за допомогою термопари типу ХА і електронного автоматичного потенціометра ПЭД-250.

Дилатометричні криві записувались в умовах програмного рівномірного нагрівання із швидкістю 10-15 °С/хв в інтервалі температур 20-950 °С.

На дилатометрі Шевенара використовували диференціальну головку SN із збільшенням по осі температур $K_x=145,3$, по осі ординат $K_y=319,25$.

За еталон використовували зразок із сплаву «пірос» із відомими коефіцієнтами лінійного термічного розширення у всьому діапазоні температур і відсутністю фазових перетворень.

Результати дослідження та їх аналіз

Дослідження зміни ТКЛР проводилось в автоматичному режимі із програмованим нагріванням до температури 950 °С протягом 3 годин та подальшим охолодженням в атмосфері печі. З метою оцінки структурної стабільності матеріалу покриття, при багаторазових теплосмінах, виконували повторне програмоване нагрівання зразків із відеофіксуванням характеру термічного розширення.

Як видно з рис. 1 дилатограми покриттів складів №1-№4 мають подібний одна до іншої характер. Для всіх складів фіксується поступове збільшення ТКЛР до рівня 650-700 °С із подальшою зміною вигляду дилатометричної кривої, що вказує на певне зменшення об'єму матеріалу. Імовірно, це можна пояснити, як і зазначалось в попередніх розділах, розвитком процесів окислення, появою інтерметалідних фаз і зміною пористості покриттів. Зменшення об'єму пор є енергетично вигідним процесом, оскільки супроводжується зниженням вільної поверхні, що, в свою чергу, може ініціювати розвиток фазових перетворень, пов'язаних з утворенням оксидних, нітридних та інтерметалідних включень.

Зменшення пористості матеріалу покриттів в результаті заповнення вільного об'єму новими утвореннями фаз, в свою чергу, може бути причиною зменшення ТКЛР в інтервалі 700-950 °С (імовірно, внаслідок додаткового «вприскування» вакансій в об'єми між частинками твердої фази). При повторному нагріванні зразків криві дилатограм повторюють характер кривих для першого етапу нагрівання тільки до температури порядку 550-650 °С. Далі подовження зразків відбувається із дещо більшими значеннями ТКЛР.

Все вищенаведене означає, що структурно-фазовий стан матеріалів не стабілізується після достатньо тривалого (протягом 3 годин) першого етапу нагрівання.

В інтервалі 700-950 °С криві повторного нагрівання розташовуються над кривими дилатограм

а

б

в

г

Рис. 1. Залежність температурного коефіцієнта лінійного розширення покриттів від температури:
а – склад №1; б – склад №2;
в – склад №3; г – склад №4

першого етапу, що є свідченням збільшення об'єму матеріалу. Процеси утворення оксидних і інтерметалідних фаз не завершуються навіть після довготривалих високотемпературних випробувань.

Тобто на етапі повторного нагрівання, скоріш за все відбувається більш повне заповнення міжчастинкових пустот, що супроводжується навіть збільшенням загального об'єму матеріалу (завдяки виділенням з більшим питомим об'ємом).

При цьому найбільша різниця у значеннях ТКЛР на різних етапах нагрівання спостерігається у покритті складу №4. Приблизно однаковий градієнт ТКЛР має місце у першому та другому складах. Найменша різниця у траєкторіях кривих дилатограм і, відповідно, найвища очікувана структурна стабільність спостерігається у складі №3.

Зниження температурного коефіцієнту лінійного розширення також відбувається за рахунок зміцнення твердого розчину та додаткового виділення інтерметалідних фаз [16].

Отже рівень термічних напружень, які виникатимуть в лабіринтних ущільненнях ГТД в процесі багаторазових теплових змін і, відповідно, імовірність розтріскування або відшаровування покриттів буде скоріше меншою для матеріалу складу №3.

Оскільки покриття наноситься на деталі ГТД, що виготовляються з різних сплавів, виникла необхідність оцінити на скільки будуть відрізнятися ТКЛР покриття і матеріалу основи під час нагрівання. Досліджували вплив температури на ТКЛР двох сплавів на ЕИ-435 та ЖС-32, що відрізняються за хімічним складом та способом отримання заготовок (рис. 2, 3).

Було встановлено, що значення ТКЛР цих сплавів мають незначні відмінності, що, імовірно, пов'язано, з тим, що основою цих сплавів є нікель. Відповідно до цього, в сплавах відсутні фазові переходи, що підтверджується формою дилатометричної кривої.

При повторному нагріві значних змін в ході дилатометричної кривої не спостерігається, що свідчить не тільки про відсутність фазових перетворень, а, ймовірно, і про те, що в процесі нагрівання в матеріалі не формуються нові фази, наприклад, оксиди, в тій об'ємній кількості, щоб це було помітно при даному методі досліджень.

Було встановлено, що введення ітрієвміщуючих лігатур до порошку КНА-82 позитивно впливає на різницю ТКЛР матеріалів матриці та основи з тієї точки зору, що під час нагрівання різниця між цими показниками у покриттів складів №1-3 нижча за покриття складу №4 (рис. 4, 5).

Зниження довговічності теплозахисних покриттів тісно пов'язано з виникненням термічних напружень під час нагрівання-охолодження двигуна

внаслідок невідповідності ТКЛР покриття і матеріалу основи, тому зниження різниці між цими показниками дозволяє підвищити довговічність системи матеріал основи - ущільнювальне покриття.

Рис. 2. Залежність температурного коефіцієнта лінійного розширення ЕИ-435 від температури

Рис. 3. Залежність температурного коефіцієнта лінійного розширення ЖС-32 від температури

Рис. 4. Різниця ТКЛР ЕИ-435 та покриттів в залежності від температури

Як видно з отриманих даних, зростання робочих температур двигуна призводить до підвищення різниці в ТКЛР і, відповідно, збільшення напружень на границі між покриттям і основою.

Рис. 5. Різниця ТКЛР матеріалу основи ЖС-32 та покриттів в залежності від температури

Висновки

За результатами досліджень температурного коефіцієнта лінійного розширення встановлено, що для отриманих покриттів характерна зміна траєкторії дилатометричної кривої після повторного нагрівання, що можливо пов'язано з розвитком процесів окислення, появою інтерметалідних фаз і зміною пористості покриттів. Зменшення об'єму пор є енергетично вигідним процесом, оскільки супроводжується зниженням вільної поверхні, що, в свою чергу, і може ініціювати розвиток фазових перетворень, пов'язаних з утворенням оксидних, нітридних та інтерметалідних включень. Відповідно до отриманих результатів, найменша різниця в ході дилатометричних кривих спостерігається в покритті складу №3, що, імовірно, пов'язано з тим, що в структурі отриманого матеріалу під час нагрівання формуються подвійні шпінелі, які мають більш компактну будову [17]. Оцінка різниці ТКЛР матеріалів основи і покриття вказує на незначну різницю між цими величинами, яка може бути зменшена за умови введення запропонованих ітрієвміщуючих лігатур.

Література

1. Кофман, В. М. Определение коэффициента полезного действия турбины ГТД по параметрам неравномерных газовых потоков [Текст] / В. М. Кофман // Вестник УГАТУ : сб. науч. трудов. Сер. : Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2012. – Т. 16, № 5 (50). – С. 28–40.
2. Иноземцев, А. А. Вопросы оптимизации радиальных зазоров ТВД авиационного ГТД [Текст] / А. А. Иноземцев, С. В. Бажин, М. А. Снитко // Вестник двигателестроения. – 2012. – № 2. – С. 149–154.
3. Bill, R. C. Wear of seal materials used in aircraft propulsion systems [Текст] / R. C. Bill, L. P. Ludwig // Wear. – 1980. – Vol. 59, № 1. – P. 165–189. doi: 10.1016/0043-1648(80)90277-X.

4. Бондарчук, П. В. Разработка методики расчёта системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД [Текст] / П. В. Бондарчук, А. Ю. Тисарев, М. В. Лаврушин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 3 (34). – С. 272–278.

6. Эксплуатационные повреждения турбореактивных двухконтурных авиационных двигателей с форсажной камерой сгорания [Текст] / Б. С. Карпинос, А. В. Коровин, А. П. Лобунько и др. // Вестник двигателестроения. – 2014. – № 1. – С. 18–24.

7. Bounazef, M. The wear, deterioration and transformation phenomena of abrasible coating BN–SiAl–bonding organic element, caused by the friction between the blades and the turbine casing [Text] / M. Bounazef, S. Guessasma, B. Ait Saadi // Materials Letters. – 2004. – Vol. 58. – P. 3375–3380. doi: 10.1016/j.matlet.2004.02.049

8. Clegg, M. A. NiCrAl/Bentonite thermal spray powder for high temperature abrasible seals [Text] / M. A. Clegg, M. H. Mehta // Surface and Coatings Technology. – 1988. – Vol. 34. – P. 69–77. doi: 10.1016/0257-8972(88)90090-4.

9. Абраимов, Н. В. Высокотемпературные материалы и покрытия для газовых турбин [Текст] / Н. В. Абраимов. – М. : Машиностроение, 1993. – 336 с.

10. Никитин, В. И. Коррозия и защита лопаток газовых турбин [Текст] / В. И. Никитин. – Л. : Машиностроение. Ленинградское отделение, 1987. – 272 с.

11. Corrosion Resistance and Anti-wear Property of Nickel Based Abradable Sealing Coating Deposited by Plasma Spraying [Текст] / YU Fang-Li, BAI Yu, WU Xiu-Ying et al // Journal of Inorganic Materials. – 2016. – Vol. 31, No. 7. – P. 687–693. doi: 10.15541/jim20150566

12. Tribological behaviors of turbopump seal couples from friction heat perspective under high-speed rubbing condition [Текст] / Siyang GAO, Weihai XUE, Deli DUAN et al // Friction. – 2016. – Vol. 4 (2). – P. 176–190. doi: 10.1007/s40544-016-0114-x.

13. Каблов, Е. Н. Основные направления развития материалов для авиакосмической техники XXI века [Текст] / Е. Н. Каблов // Перспективные материалы. – 2000. – № 3. – С. 27–40.

14. Влияние жаростойкого покрытия на деградацию микроструктуры сплава ЖС6У [Текст] / Н. И. Афанасьев, Л. С. Бушнев, М. К. Касымов и др. // Изв. вузов : сб. науч. трудов. Сер. : Физика. – 1986. – № 12. – С. 109–111.

15. Hajmrle, K. Abradable Seals for Gas Turbines and Other Rotary Equipment [Текст] / K. Hajmrle, P. Fiala, A. P. Chilkowich et al // ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. – Vol. 4 : Turbo Expo 2004. – Vienna, Austria, June 14–17, 2004. – pp. 673–682. doi:10.1115/GT2004-53865

16. Сорокин, Л. И. Напряжения и трещины при сварке и термической обработке жаропрочных

никелевых сплавов [Текст] / Л. И. Сорокин // Сварочное производство. – 1999. – № 12. – С. 11-15.

17. Исследование фазового состава жаростойких уплотнительных покрытий, применяемых в ГТД [Текст] / В. Л. Грешта, Д. В. Ткач, А. В. Климов и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2016. – № 8 (135). – С. 113-121.

References

1. Kofman, V. M. *Opređenje koeficienta poželjnog dejstva turbine GTD po parametrima neravnomernih gazovih tokova* [Determination of the efficiency of turbine GTE on the parameters of nonuniform gas flows]. *Bulletin of the USATU Publ.*, 2012, Vol. 16, no. 5 (50), pp. 28–40.

2. Inozemcev, A. A., Bazhin, S. V., Snitko, M. A. *Voprosy optimizacii radial'nyh zazorov TVD avionnogo GTD* [Questions of Optimization of Radial Gaps in the Aircraft GTE Turbine Gaps]. *Bulletin of engine building*, 2012, no. 2, pp. 149-154.

3. Bill, R. C., Ludwig, L. P. Wear of seal materials used in aircraft propulsion systems. *Wear*, 1980, Vol. 59, no. 1, pp. 165–189. Doi: 10.1016/0043-1648(80)90277-X.

4. Bondarchuk, P. V., Tisarev A. Ju., Lavrushin, M. V. Razrabotka metodiki raschjota sistemy upravlenija radial'nymi zazorami v turbine GTD [Development of a methodology for calculating the control system for radial clearances in a gas turbine turbine]. *Bulletin of the Samara State Aerospace University*, 2012, № 3 (34), pp. 272-278.

6. Karpinos, B. S., Korovin, A. V., Lobun'ko, A. P., Vedishheva, M. Ju. Jekspluatacionnye povrezhdenija turboreaktivnyh dvuhkonturnykh avionnykh dvigatelej s forsazhnoj kameroj sgoranija [Operational damages of turbojet two-circuit aircraft engines with afterburner combustion chamber]. *Bulletin of engine building*, 2014, no. 1, pp. 18-24.

7. Bounazef, M., Guessasma, S., Ait Saadi, B. The wear, deterioration and transformation phenomena of abrasion coating BN–SiAl–bonding organic element, caused by the friction between the blades and the turbine casing. *Materials Letters*, 2004, vol. 58, pp. 3375–3380. doi: 10.1016/j.matlet.2004.02.049.

8. Clegg, M. A., Mehta, M. H. NiCrAl/Bentonite thermal spray powder for high temperature abrasion seals. *Surface and Coatings Technology*, 1988, Vol. 34, pp. 69–77. doi: 10.1016/0257-8972(88)90090-4.

9. Abraimov, N. V. *Vysokotemperaturnye materialy i pokrytija dlja gazovykh turbin* [High-temperature materials and coatings for gas turbines], Moscow, Mechanical Engineering Publ., 1993. 336 p.

10. Nikitin, V. I. *Korroziija i zashhita lopatok gazovykh turbin* [Corrosion and protection of gas turbine blades]. Leningrad, Mechanical Engineering Publ. Leningrad Branch, 1987. 272 p.

11. Fang-Li, YU, Yu, BAI, Xiu-Ying, WU, Hai-Jun, Wang, Jiu-Hui, WU. Corrosion Resistance and Anti-wear Property of Nickel Based Abradable Sealing Coating Deposited by Plasma Spraying. *Journal of Inorganic Materials*, 2016, vol. 31, no. 7, pp. 687-693. doi: 10.15541/jim20150566.

12. Siyang, GAO, Weihai, XUE, Deli, DUAN, Shu, LI. Tribological behaviors of turbofan seal couples from friction heat perspective under high-speed rubbing condition. *Friction*, 2016, vol. 4(2), pp. 176–190. doi: 10.1007/s40544-016-0114-x.

13. Kablov, E. N. *Osnovnye napravlenija razvitiia materialov dlja aviakosmicheskoi tekhniki XXI veka* [The main directions of the development of materials for aerospace engineering of the XXI century]. *Perspective materials Publ.*, 2000, no. 3, pp. 27-40.

14. Afanas'ev, N. I., Bushnev, L. S., Kasymov, M. K. Vlijanie zharostojkogo pokrytija na degradaciju mikrostruktury splava ZhS6U [Effect of heat-resistant coating on the degradation of the microstructure of the alloy ZhS6]. *Izv. universities*. 1986, no. 12, pp. 109-111.

15. Hajmrle, K., Fiala, P., Chilkowich, A. P., Shiembob, L. T. Abradable Seals for Gas Turbines and Other Rotary Equipment. *ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air*, vol. 4 : Turbo Expo 2004, Vienna, Austria, June 14–17, 2004, pp. 673-682. doi: 10.1115/GT2004-53865.

16. Sorokin, L. I. Naprjazhenija i treshhiny pri svarke i termicheskoj obrabotke zharoprochnykh nikelovykh spлавov [Stresses and cracks in welding and heat treatment of high-temperature nickel alloys]. *Welding production*, 1999, no. 12, pp. 11-15.

17. Greshta, V. L., Tkach, D. V., Klimov, A. V., Sotnikov, E. G., Lehovicer, Z. V., Stepanova, L. P. Issledovanie fazovogo sostava zharostojkikh uplotnitel'nykh pokrytij, primenjaemykh v GTD [Investigation of the phase composition of heat-resistant sealing coatings used in gas turbine engines]. *Aviacijno-kosmichna tekhnika i tehnologija - Aerospace technic and technology*, 2016, no. 8(135), pp. 113-121.

Поступила в редакцию 16.05.2018, рассмотрена на редколлегии 25.07.2018

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЛЕГИРОВАНИЯ НА ТЕМПЕРАТУРНЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ ЛИНЕЙНОГО РАСШИРЕНИЯ ПОКРЫТИЙ

В. Л. Грешта, Д. В. Ткач, О. В. Климов, Е. Г. Сотников, З. В. Леховицер

В работе исследовано влияние легирования иттрийсодержащими лигатурами на термический коэффициент линейного расширения уплотнительных покрытий. Установлено, что во время первого нагрева в интервале 650-700 °С на dilatометрические кривой наблюдается изменение хода кривой. Повторный нагрев также приводит к изменению траектории dilatометрические кривой. Полученный результат, вероятно, свя-

зан с развитием процессов окисления, появлением интерметаллидных фаз и изменением пористости покрытий при первом и повторном нагреве. Наименьшая разница в ходе dilatометрические кривых наблюдается в покрытии состава №3, что, вероятно, связано с тем, что в структуре полученного материала при нагревании формируются двойные шпинели, которые имеют более компактную структуру.

Ключевые слова: уплотнительные покрытия, температурный коэффициент линейного расширения, dilatограмма, иттрийсодержащая лигатура, термические напряжения, коэффициент полезного действия

RESEARCH OF THE EFFECT OF DOPING ON THE TEMPERATURE COEFFICIENT OF THE LINEAR EXPANSION OF COATINGS

V. L. Greshta, D. V. Tkach, O. V. Klymov, E. G. Sotnikov, Z. V. Lekhovitser

The effect of doping with yttrium-containing ligatures on the thermal coefficient of the linear expansion of sealing coatings is studied. KHA-82 coating was taken as the base material for the research. It is used in the aircraft engines produced by Motor Sich JSC. This coating contains nickel (base), silicon, aluminium, and solid lubricants (graphite and boron nitride). To enhance the physical-mechanical properties of the coating, an yttrium-containing ligature was added to the size prepared by the serial process. Three different compositions of the ligature with varying content of yttrium were studied, namely Ni-Y is composition No.1, Y is composition No. 2, Co-Ni-Cr-Al-Y is composition No. 3, and KHA-82 is composition No. 4. The coatings were applied onto specially prepared samples by a gas-flame technique. Analysis of the volumetric and possible structural phase changes in the material of the coatings under consideration was carried out on the Shevenar differential dilatometer. It was found out that during the first heating within 650-700° C, there is a change in the shape of the dilatometric curve. Recurring heating also causes the change in the trajectory of the dilatometric curve. The obtained result is probably related to the development of the oxidization processes, appearance of intermetallide phases, and changes in the porosity of the coatings during the first and recurring heating. Reduction of the pore space is beneficial in terms of energy as it is accompanied by the reduction of free surface, which in its turn can trigger the development of phase changes that are connected with the formation of oxide, nitride, and intermetallide inclusions. The smallest difference in the shape of dilatometric curves is observed in the coating of composition No. 3, which is presumably due to the fact that double spinels with a more compact structure are formed in the structure of the material obtained. The estimation of the difference in the temperature coefficient of the linear expansion of the base and coating materials indicates an insignificant difference in these values that can be reduced if the suggested yttrium-containing ligatures are added.

Key words: sealing coatings, temperature coefficient of linear expansion, dilatogram, yttrium-containing master alloy, thermal stresses, coefficient of efficiency

Грешта Виктор Леонидович - канд. техн. наук, профессор кафедры физического материаловедения Запорожского национального технического университета, Украина, e-mail: greshtaviktor@gmail.com.

Ткач Дарья Владимировна - канд. техн. наук, доцент кафедры физического материаловедения Запорожского национального технического университета, Украина, e-mail: odarka_ua@hotmail.com.

Климов Александр Владимирович - канд. техн. наук, декан инженерно-физического факультета Запорожского национального технического университета, Украина, e-mail: klimovo@zntu.edu.ua.

Сотников Евгений Георгиевич – начальник цеха №3 АО «МОТОР СИЧ», Запорожье, Украина, e-mail: maxym.sotnikov@gmail.com.

Леховицер Зоя Васильевна – канд. техн. наук, доцент, начальник бюро отдела главного металлурга АО «МОТОР СИЧ», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com.

Greshta Viktor Leonidovich - Candidate of Technical Science, Professor of Dept. of Physical materials science, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine, e-mail: greshtaviktor@gmail.com.

Tkach Daria Vladimirovna - Candidate of Technical Science, Assistant Professor of Dept. of Physical materials science, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine, e-mail: odarka_ua@hotmail.com.

Klimov Aleksandr Vladimirovich - Candidate of Technical Science, Associate Professor, Dean of Engineering Physics Faculty, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine, e-mail: klimovo@zntu.edu.ua.

Sotnikov Eugene Georgievich - head of the shop №3 JSC "Motor Sich", Zaporizhzhya, Ukraine, e-mail: maxym.sotnikov@gmail.com.

Lekhovitser Zoya Vasilevna - Candidate of Technical Science, Associate Professor, Head Office department chief metallurgist JSC "Motor Sich", Zaporizhzhya, Ukraine, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com.