

Міністерство освіти і науки України  
Запорізький національний технічний університет

СОТНІКОВ ЄВГЕНІЙ ГЕОРГІЙОВИЧ



УДК 669.058:669.24

УДОСКОНАЛЕННЯ СКЛАДУ ГАЗОТЕРМІЧНИХ УЩІЛЬНЮВАЛЬНИХ  
ПОКРИТТІВ ДЕТАЛЕЙ ТУРБИНИ ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ  
ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

05.02.01 – Матеріалознавство

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Запоріжжя – 2018

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано в Запорізькому національному технічному університеті Міністерства освіти і науки України.

**Науковий керівник:** кандидат технічних наук, професор, **ГРЕШТА ВІКТОР ЛЕОНІДОВИЧ**, Запорізький національний технічний університет Міністерства освіти і науки України, професор кафедри фізичного матеріалознавства

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор, **ДУБОВИЙ ОЛЕКСАНДР МИКОЛАЙОВИЧ**, Національний університет кораблебудування ім. адмірала Макарова, м. Миколаїв, завідувач кафедри матеріалознавства і технології металів

доктор технічних наук, професор, лауреат державної премії України у галузі науки та техніки, **МІЩЕНКО ВАЛЕРІЙ ГРИГОРОВИЧ**, Запорізький національний університет, завідувач кафедри прикладної фізики та наноматеріалів

Захист відбудеться «05» лютого 2019 р. о 15<sup>30</sup> годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 17.052.01 у Запорізькому національному технічному університеті за адресою: 69063, м. Запоріжжя, вул. Жуковського, 64, ауд. 153.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Запорізького національного технічного університету за адресою: 69063, м. Запоріжжя, вул. Жуковського, 64, та на сайті університету у розділі «Наука» – «Спеціалізована вчена рада».

Автореферат розісланий « 22 » грудня 2018 р.

**Вчений секретар**  
спеціалізованої вченої ради,  
доктор технічних наук, професор



О.А. Міт'яєв

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність роботи.** При виробництві авіаційних двигунів особливу увагу завжди приділяють підвищенню їх коефіцієнта корисної дії (ККД) і, відповідно, зниженню витрат палива. Оскільки величина радіального зазору між ротором та статором значно впливає на ККД турбіни, його зменшення дозволяє вирішити дану проблему найбільш ефективно. 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 різного складу, в залежності від умов роботи конструктивних вузлів авіаційного двигуна. Такі покриття під час взаємодії ротору та статору мають легко припрацьовуватись для запобігання виникненню аварійних ситуацій, які пов'язані з зіткненням конструктивних елементів двигуна.

Покриття, що застосовують в турбінах, мають відповідати ряду суперечливих вимог. 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 турбіни. В свою чергу, також потрібно забезпечити високу жаростійкість, оскільки в гарячому тракті двигуна можлива інтенсифікація високотемпературної газової корозії. Розвиток структурно-фазових перетворень під впливом високих температур і порушення геометрії покриття, під час експлуатації двигуна, може призводити до зміни радіального зазору і, відповідно, зниження ККД та зносу роторної частини двигуна. Іншою проблемою є забезпечення високої адгезії між матеріалом основи та покриттям 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. Проте функціональні характеристики покриттів, що застосовуються на вітчизняних підприємствах, зберігаються при температурах, які не перевищують 900 °С. Тому, їх використання не може гарантувати збереження стабільного розміру зазору при температурах експлуатації 1100 °С, внаслідок розвитку процесів газової корозії і руйнування матеріалу покриття високошвидкісним агресивним газовим потоком.

Тому існує необхідність реалізації цілого ряду актуальних матеріалознавчих завдань, спрямованих на розробку ущільнювальних покриттів, що могли б легко припрацьовуватися на початковому етапі

експлуатації двигуна і зберігали б сталу геометрію зношеного контуру покриття впродовж міжремонтного періоду при температурах порядку 1050...1100 °С.

**Зв'язок з науковими програмами, планами, темами.** Основні результати дисертаційної роботи автор отримав як виконавець науково-дослідної роботи:

- ГД 2815 «Розробка складу та технології нанесення багат шарових покриттів на деталі газотурбінних двигунів, що працюють в умовах високих температур» (номер державної реєстрації 0115U004905);

- ДБ 03818 «Розробка складів різнофункціональних покриттів та технологій їх нанесення на відповідальні деталі газотурбінних двигунів літальних апаратів подвійного використання» (номер державної реєстрації 0118U003596).

**Мета і завдання дослідження.** Метою роботи було вирішення науково-технічної задачі щодо розробки складу ущільнювального покриття на деталі газотурбінних двигунів, які тривало експлуатуються в умовах дії агресивного розігрітого газового потоку при підвищених температурах.

Для досягнення вказаної мети необхідно було вирішити такі основні завдання:

1. Проаналізувати вплив легування на мікроструктуру і фазовий склад ущільнювальних покриттів та запропонувати комбінації лігатур, які б сприяли реалізації контрольованих поетапних фазових перетворень в покриттях під час їх експлуатації.

2. Встановити характер об'ємних змін, що відбуваються при нагріванні експериментальних покриттів з різним структурно-фазовим складом та провести оцінку їх теплозахисної здатності.

3. Провести аналіз та узагальнення триботехнічної поведінки ущільнювальних покриттів в умовах дії критичних та мінімальних навантажень.

4. Вивчити характер зміни механічних та експлуатаційних властивостей в залежності від хімічного складу покриттів та здійснити оцінку жаростійкості розроблених матеріалів при високотемпературному нагріванні до 1100 °С.

5. Розробити рекомендації щодо вибору раціонального хімічного складу ущільнювального покриття із задовільними фізико-механічними властивостями.

6. Провести моделювання поведінки розроблених покриттів в умовах дії агресивного газового середовища та отримати паспорт на проведення дослідних робіт з перевірки працездатності розробленого ущільнювального покриття.

*Об'єкт дослідження* – процеси формування та структуроутворення ущільнювальних газотермічних покриттів деталей гарячого тракту газотурбінного двигуна.

*Предмет дослідження* – структурно-фазові перетворення в удосконалених ітрієвмісних ущільнювальних покриттях деталей ГТД та характер зміни їх властивостей під час високотемпературної експлуатації.

**Методи дослідження.** Для вирішення поставлених завдань і одержання основних результатів роботи використовували наступні методи: рентгеноструктурні дослідження – для вивчення фазових перетворень в матеріалі; металографічні методи з використанням растрової електронної та оптичної мікроскопії – для аналізу трансформації структури покриття під час нанесення та в процесі подальшої експлуатації; методи дослідження механічних властивостей – для оцінки експлуатаційної надійності виробів; методи дослідження теплофізичних властивостей – для прогнозування поведінки матеріалу під впливом температурного фактору; методи моделювання процесу експлуатації лабіринтного ущільнення – для оцінки впливу інтенсивності зношування покриттів і збільшення величини радіальних зазорів на витрати палива та отримання рекомендацій щодо вибору раціонального складу ущільнювальних покриттів.

Дослідження проводилися на кафедрі «Фізичне матеріалознавство» Запорізького національного технічного університету спільно з ПАТ «Мотор Січ».

**Наукова новизна отриманих результатів:**

1. Вперше розроблено склад ущільнювального покриття із змінними, контрольованими на окремих етапах експлуатації двигуна, фізико-механічними властивостями, які обумовлені розвитком структурно-фазових перетворень, що супроводжуються появою шпінельних оксидних сполук та, як наслідок, покращенням ерозійної стійкості та опору газовій корозії.

2. Вперше встановлено, що під час термоциклювання в покриттях відбуваються фазові перетворення із додатковою появою в структурі складних оксидних сполук, що впливає на різницю коефіцієнтів термічного лінійного розширення (КТЛР) матеріалу основи і покриття та адгезійну міцність. Найбільш раціональним складом із мінімальною різницею КТЛР є матеріал із складною ітрієвою лігатурою  $\text{КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y}$ , що зумовлює більш якісне адгезійне з'єднання покриття із матеріалом основи.

3. Вперше, отримано принципово нову сукупність триботехнічних та геометричних параметрів, що відображають якість формування контакту і прояв властивостей розроблених покриттів за результатами оцінки фрикційної взаємодії елементів натурного вузла газотурбінної установки, з використанням модельного трибоз'єднання «рухомий диск з зубчастим профілем - нерухома пластина з покриттям».

**Практичне значення одержаних результатів.** Виконано актуальне завдання розробки хімічного складу ущільнювального покриття турбіни з високою експлуатаційною стійкістю в умовах дії високотемпературного газового потоку. Методами моделювання встановлено, що застосування даного покриття дозволяє підвищити коефіцієнт корисної дії двигуна за рахунок зменшення витоку газів при збереженні розміру радіальних зазорів та знизити витрати палива за годину на 2,3 кг, що приводить до загального зниження річних витрат авіаційного палива на 184 т.

### **Особистий внесок здобувача.**

Дисертація відображає основні результати досліджень, здійснених автором. Здобувач самостійно провів науковий аналіз, систематизацію, математичну обробку результатів і сформулював висновки.

Автором особисто:

1. Встановлено особливості структуроутворення під час газотермічного нанесення ущільнювальних покриттів та в процесі подальшого довготривалого термічного впливу при підвищених температурах порядку 1100 °С протягом 50 та 100 годин [3, 5].

2. За допомогою рентгеноструктурного аналізу вивчено фазовий склад вихідних матеріалів і покриттів, що отримані газополуменим методом у вихідному стані та після довготривалої високотемпературної витримки. Проаналізовано вплив фазового складу на фізико-хімічні та експлуатаційні властивості отриманих ущільнювальних покриттів [3, 4, 7, 10].

3. За результатами досліджень теплофізичних властивостей запропоновано раціональний склад ущільнювального покриття з мінімальною різницею ТКЛР між матеріалом основи і покриттям. Встановлено, що формування ущільнювальних покриттів на статорних деталях двигуна забезпечує їх додаткову теплозахисну дію [8].

4. За результатами моделювання контактної взаємодії елементів рухомого трибоз'єднання роторно-статорних частин силового відсіку газотурбінної установки було запропоновано методику оцінки триботехнічних характеристик вузлів тертя для встановлення характеру зношування ущільнювальних покриттів з різним складом лігатур та отримано практичні рекомендації щодо вибору матеріалу покриття [6].

5. Проведено інтерпретацію отриманих експериментальних даних і наукове узагальнення результатів досліджень, пов'язаних із структуроутворенням і формуванням властивостей ущільнювальних покриттів [1, 2, 6, 9].

Основні наукові гіпотези та висновки сформульовані автором самостійно.

**Апробація результатів дисертації.** Результати досліджень було представлено на наступних міжнародних конференціях: XIII Міжнародна науково-технічна конференція «Нові конструкційні сталі та стопи й методи їх оброблення для підвищення надійності та довговічності виробів» (Україна, Запоріжжя, 2014); «Міжнародний Конгрес двигунобудівників» (Україна, Коблево, 2015, 2016, 2017, 2018); XI «Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. А.Ф. Можайського» (Україна, Запоріжжя, 2018).

У повному обсязі робота доповідалася на:

- семінарі кафедри фізичного матеріалознавства Запорізького національного технічного університету;
- засіданні міжкафедрального тематичного семінару Запорізького національного технічного університету.

**Публікації.** За результатами досліджень опубліковано 10 публікацій, з яких 1 - стаття в виданнях з індексом цитування SCOPUS, 6 – статей у фахових

наукових журналах, 1 – патент на корисну модель, 2 – в матеріалах міжнародних конференцій.

**Структура дисертації.** Дисертаційна робота складається з анотації, вступу, 5 розділів, висновків, списку використаних джерел та 3 додатків. Загальний обсяг дисертації складає 193 сторінки: список використаних джерел із 137 найменувань на 14 сторінках та 3 додатки на 4 сторінках.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

**У вступі** наведено загальну характеристику роботи: обґрунтовано актуальність теми дисертаційної роботи, сформульовано мету і завдання дослідження; охарактеризовано наукову новизну та практичне значення одержаних результатів; надано інформацію про апробацію роботи та її зв'язок з науково-дослідними темами; зазначено кількість публікацій за темою дисертації і окреслено особистий внесок здобувача в публікаціях, підготовлених за участю співавторів.

**У першому розділі** проведено аналіз літературних джерел, присвячених перспективам підвищення коефіцієнта корисної дії авіаційних двигунів при застосуванні ущільнювальних покриттів та підвищення їх експлуатаційної стійкості, що дозволило встановити низку питань, які досліджені недостатньо або обсяг публікацій по яких обмежений. Встановлено, що на сьогодні недостатньо систематизованих даних про матеріали ущільнювальних покриттів, які наносяться на деталі гарячого тракту ГТД; практично відсутні дані про комплекс властивостей ущільнювальних покриттів, що визначають можливість їх використання у вузлах турбіни; відсутні ґрунтовні дослідження впливу легування лігатурами, що містять ітрії, на структуру та властивості пористих покриттів на основі нікелю; недостатній обсяг досліджень по прогнозуванню впливу зазору між ротором і статором турбіни на коефіцієнт корисної дії та витрати палива авіаційних двигунів.

На основі виявлених проблем і факторів, що їх обумовлюють, було конкретизовано мету і завдання дослідження, а також визначені шляхи і методи їх реалізації.

**У другому розділі** дисертації наведено інформацію про технологію отримання і характеристику матеріалів та методи їх дослідження. При реалізації мети та завдань дослідження було визначено спосіб отримання газотермічних ущільнювальних покриттів – газополуменевого напилення з їх подальшою механічною обробкою.

При проведенні досліджень використано стандартні і спеціальні методики, які дозволили встановити характер впливу легування лігатурами, що містять ітрії, на фізико-механічні властивості ущільнювального покриття на основі нікелю. Для аналізу зміни структури і фазового складу після напилення та в процесі подальшого високотемпературного нагрівання застосовано металографічні та рентгеноструктурні методи досліджень. Оцінку експлуатаційних властивостей проводили за результатами механічних та

триботехнічних випробувань. Моделювання процесу експлуатації лабіринтних ущільнень та оцінку економічної ефективності від впровадження запропонованих покриттів проводили з використанням методу кінцевих елементів.

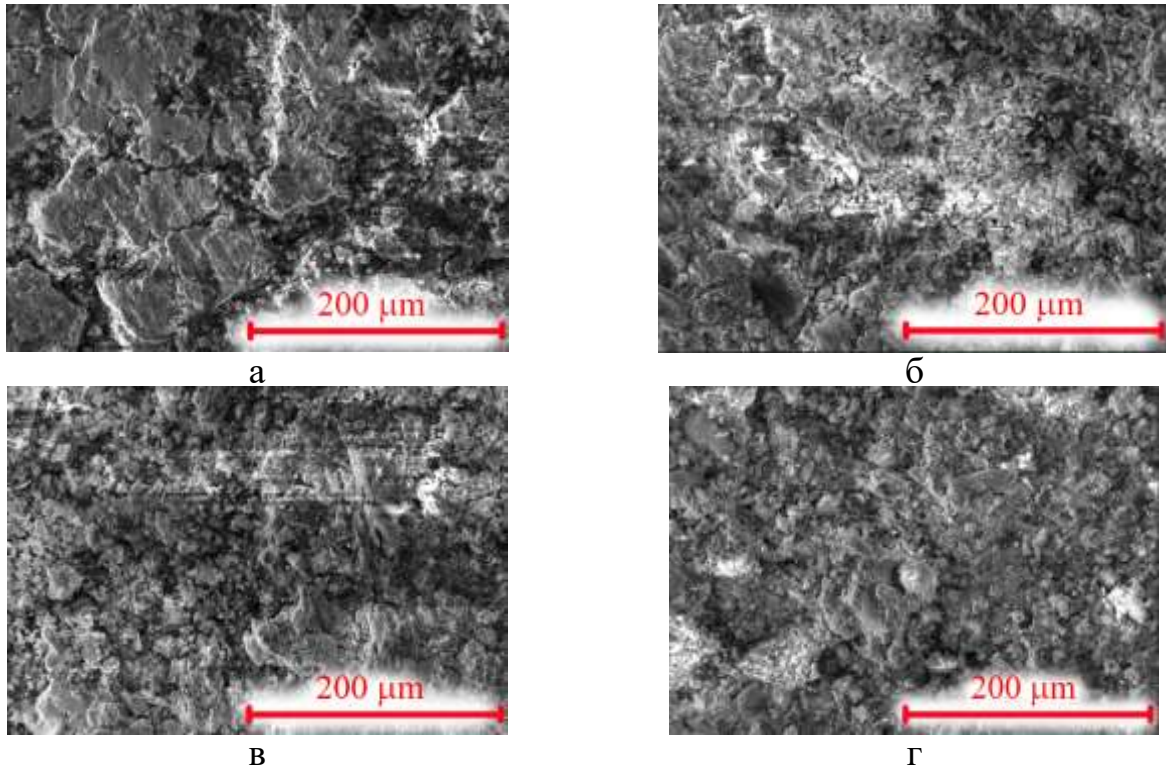
У третьому розділі для вирішення поставленої в роботі комплексної задачі розробки ущільнювальних покриттів, які легко припрацьовуються на початкових етапах експлуатації двигуна і здатні зберігати геометрію сформованого контуру під впливом високотемпературного агресивного газового потоку, було запропоновано використання трьох комбінацій лігатур, котрі містять ітрій – з монокомпонентом ітрієм (Y) , подвійною композицією Ni-Y та зі складною системою Co-Ni-Cr-Al-Y. Введення запропонованих лігатур сприяє покращенню термічної стійкості поверхневих оксидних шарів із одночасною реалізацією контрольованих поетапних фазових перетворень, що супроводжуються утворенням різних за природою оксидних та інтерметалідних сполук. Відповідні структурно-фазові перетворення повинні сприяти поліпшенню ерозійної стійкості та міцності сформованих покриттів.

Дослідження мікроструктури покриттів дозволило встановити, що покриття складу №1 (КНА-82+Ni-Y) характеризувалось наявністю частинок грубої форми нерівномірно розташованих в об'ємі. Значна частина з них мала нерівновісну багатокутову форму (рис. 1, а). При нанесенні покриття складу №2 (КНА-82+Y) формувались більш дрібні частинки, переважно із рівновісною конфігурацією (рис. 1, б). Розподіл пор за перерізом шліфа був більш рівномірним. Покриття складу №3 (КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y) також мали однорідний характер розподілу дрібних частинок за перерізом (рис. 1, в). Значного розкиду в розмірах пор не спостерігалось. Покриття №4 (КНА-82) представлене на рис. 1, г відзначалось наявністю квадратних частинок грубої форми. Пори в покритті були достатньо крупними і нерівномірно розташованими.

Високотемпературна витримка покриттів при температурі 1100 °C впродовж 50 та 100 годин (рис. 2) призвела до значних змін в їх структурі. Під впливом температури відбувся перерозподіл розмірів та форми пор в покритті. На поверхні шліфів спостерігались ямки, що, ймовірно, утворились внаслідок окислення матеріалу, і окремі фрагменти покриття могли бути видалені під час їх виготовлення. Фіксувалось збільшення кількості оксидів як на поверхні покриття, так і в його об'ємі.

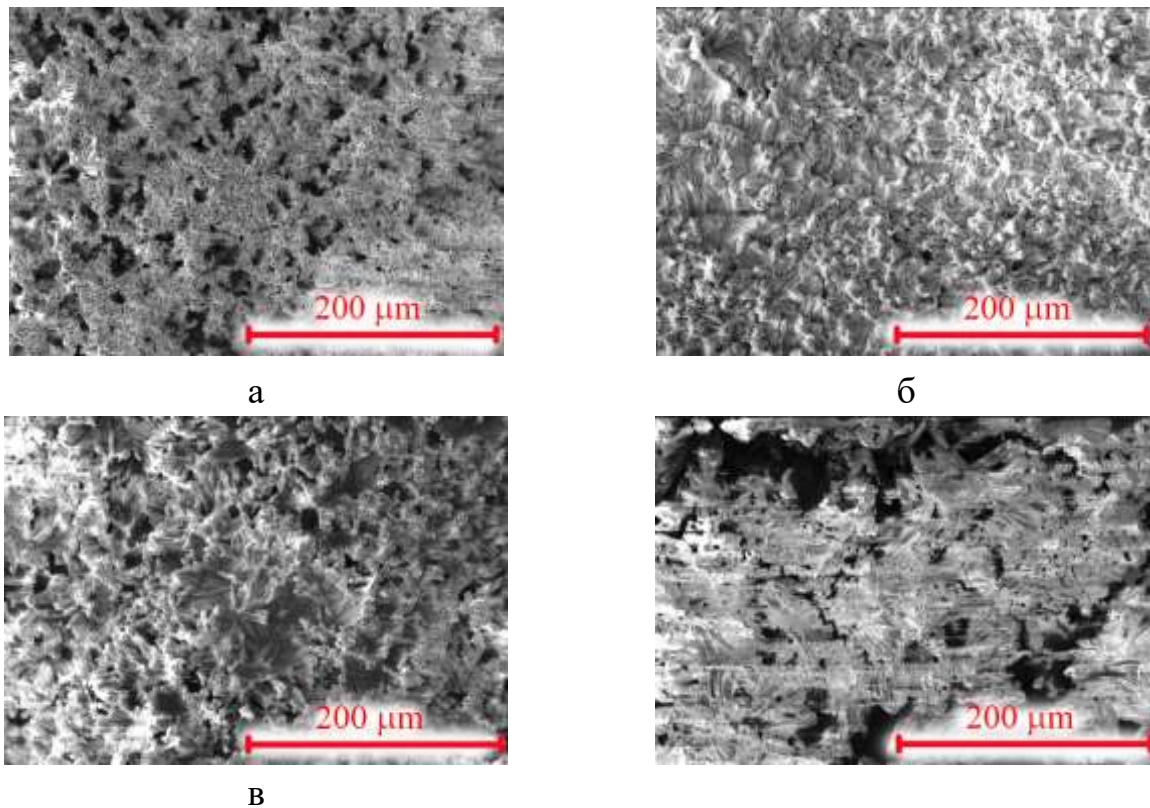
За результатами дослідження мікроструктури покриттів складів №1-4, сформованих при газотермічному нанесенні, більш придатним для використання у виробі, з точки зору забезпечення експлуатаційних вимог, є матеріал складу №3.





а – склад №1 (КНА-82+Ni-Y); б – склад №2 (КНА-82+Y); в – склад №3 (КНА-82+ Co-Ni-Cr-Al-Y); г – склад №4 (КНА-82)

Рисунок 1 – Мікроструктура покриттів після газополуменового напилення



а – склад №1 (КНА-82+Ni-Y); б – склад №2 (КНА-82+Y); в – склад №3 (КНА-82+ Co-Ni-Cr-Al-Y); г – склад №4 (КНА-82)

Рисунок 2 – Мікроструктура покриттів після термічного впливу при температурі 1100 °C впродовж 100 годин

Мікроструктура покриття відповідного складу характеризувалась рівномірним розташуванням та задовільною дисперсністю твердої фази. На поверхні формувались достатньо щільні оксидні плівки, які при механічному впливі руйнувались з утворенням дрібних ямок без порушення загальної цілісності сформованого покриття.

В результаті досліджень фазового складу матеріалів у вихідному стані було встановлено, що, вже під час нанесення, в покриттях всіх складів формувались інтерметалідні та оксидні фази, які повинні сприяти підвищенню опору газовій корозії та зносостійкості покриттів.

У покритті базового складу КНА-82 (склад №4), як і в складах №1-3 у вихідному стані виявлені наступні фази: Ni, BN, NiAl, Ni<sub>2</sub>Si. Основними фазами в покритті КНА-82+Y (№2) є NiAl, Ni<sub>2</sub>Si, а також у невеликій кількості Y і Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>. Введення в склад №1 лігатури Ni-Y порівняно із чистим Y привело до утворення фази Ni<sub>5</sub>Y з досить інтенсивними лініями. Найбільш складним за фазовим складом є покриття №3 (КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y). У вихідному стані в покритті виявлено наступні фази: Ni, α-Co, BN, Co<sub>2</sub>Al<sub>5</sub>, CoCr<sub>2</sub>, Ni<sub>2</sub>Si, NiAl і Ni<sub>3</sub>Al.

Після високотемпературних випробувань (при t=1100 °C) у процесі витримки 50 і 100 годин суттєво змінився фазовий склад, інтенсивність ліній Ni і BN зменшилась, що свідчило про зниження їх вмісту в покриттях. При їх окисленні з'являлись оксиди нікелю NiO, бору B<sub>2</sub>O<sub>3</sub> та ітрію Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>. Утворювались також шпінельні сполуки NiCr<sub>2</sub>O<sub>4</sub> і CoAl<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, які позитивно впливають на стійкість покриттів до газової корозії.

За результатами аналізу високотемпературного впливу на експериментальні покриття було виявлено наявність інтерметалідних (NiAl, Ni<sub>3</sub>Al, Ni<sub>5</sub>Y, CoCr<sub>2</sub>, Co<sub>2</sub>Al<sub>5</sub>) та оксидних (B<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>) фаз, а також спостерігалось утворення шпінелей (NiCr<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, CoAl<sub>2</sub>O<sub>4</sub>), що позитивно впливає на жаро- і зносостійкість покриттів, а також їх ерозійну стійкість. Причому сприятливим аспектом є те, що збільшення кількості оксидних та інтерметалідних сполук відбувалось саме після тривалої високотемпературної дії. Оскільки, відповідний характер розвитку фазових перетворень далі буде сприяти збереженню сталої геометрії контуру доріжок, які формуються в результаті припрацьовування роторно-статорних частин газотурбінного двигуна.

Оскільки, під час експлуатації авіаційного двигуна матеріали працюють в умовах зміни температур в широкому діапазоні, необхідно було дослідити вплив легування на температурний коефіцієнт лінійного розширення покриттів і порівняти його з ТКЛР матеріалів основи з яких виготовляють деталі ГТД, що підлягають газополуменовому напilenню ущільнювальних покриттів.

При проведенні досліджень встановлено, що для отриманих покриттів характерна зміна траєкторії дилатометричної кривої після повторного нагрівання, що, скоріше, пов'язано з розвитком процесів окислення, появою інтерметалідних фаз і зміною пористості покриттів. Відповідно до отриманих результатів, найменша різниця в ході дилатометричних кривих спостерігалась в

покритті складу №3, що, ймовірно, пов'язано з тим, що в структурі отриманого матеріалу під час нагрівання формувались подвійні шпінелі, які мають більш компакту будову.

Було встановлено, що введення ітрійвмісних лігатур до порошку КНА-82 позитивно впливало 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 (пунктирна лінія), (рис. 3, 4).

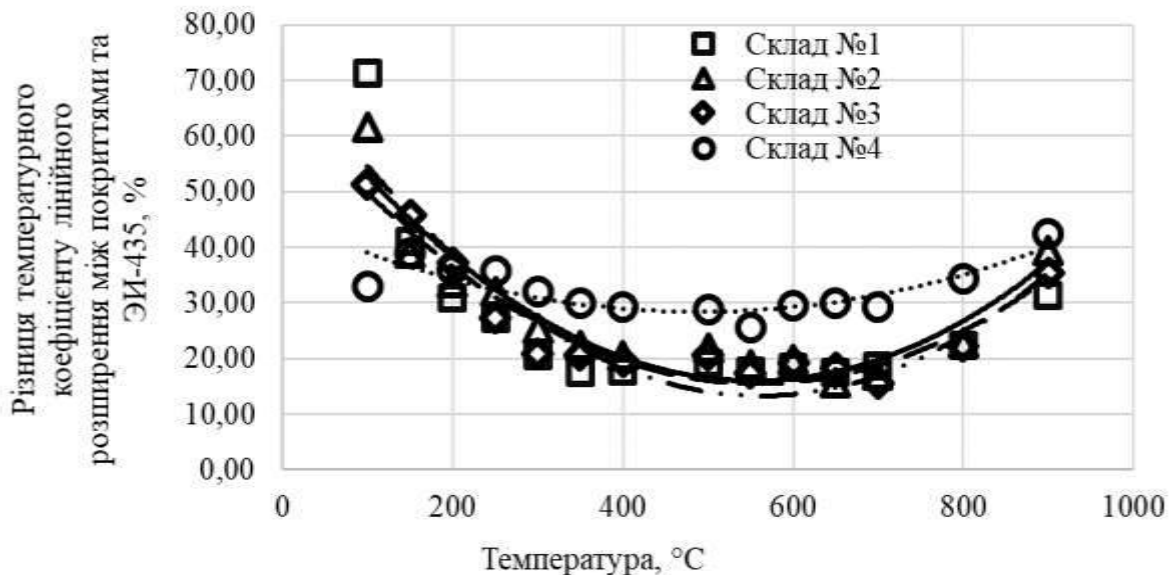


Рисунок 3 – Різниця ТКЛР матеріалу основи ЕИ-435 та покриттів в залежності від температури

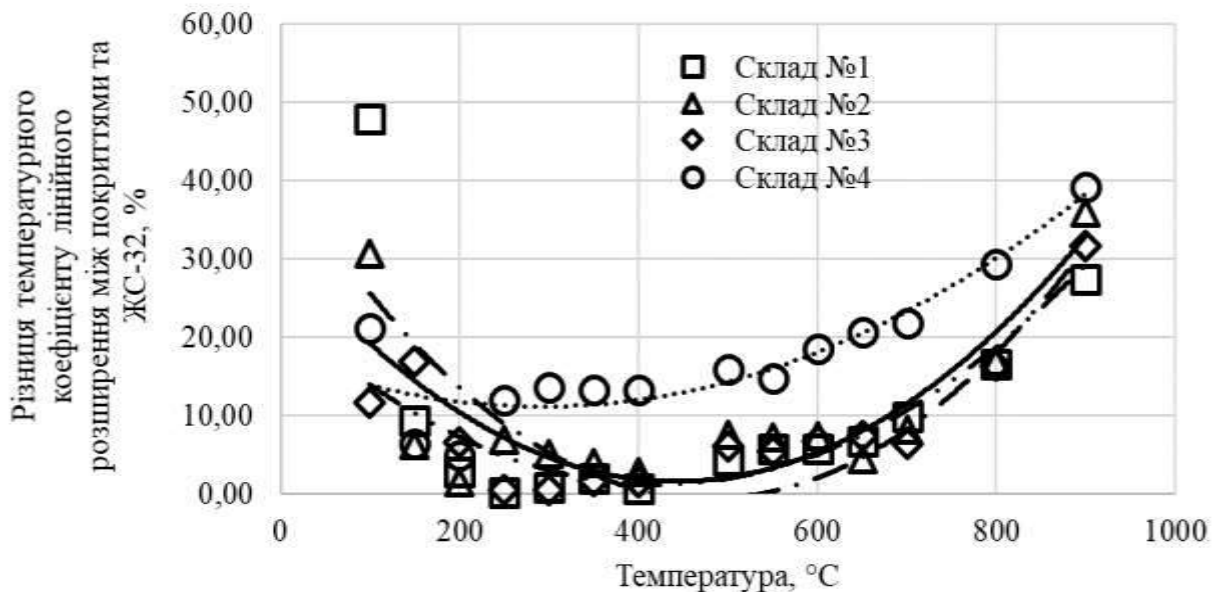


Рисунок 4 – Різниця ТКЛР матеріалу основи ЖС-32 та покриттів в залежності від температури

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

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

Дослідження теплоємності покриттів дозволило встановити наявність у покритті складу №2 максимуму, який відповідає температурі 625 °С, що, ймовірно, свідчить про фазове перетворення яке відбувається в діапазоні 550...700 °С (рис. 5). Слабо виражений прояв цього максимуму свідчить, що перетворення відбувається не в усьому об'ємі матеріалу, а лише в окремій фазі. Цей фактор в подальшому може негативно вплинути на довговічність покриття, оскільки поліморфні перетворення у фазах на поверхнях поділу основа-покриття ведуть до істотних об'ємних змін, що може призводити до сколювання ущільнювального шару.

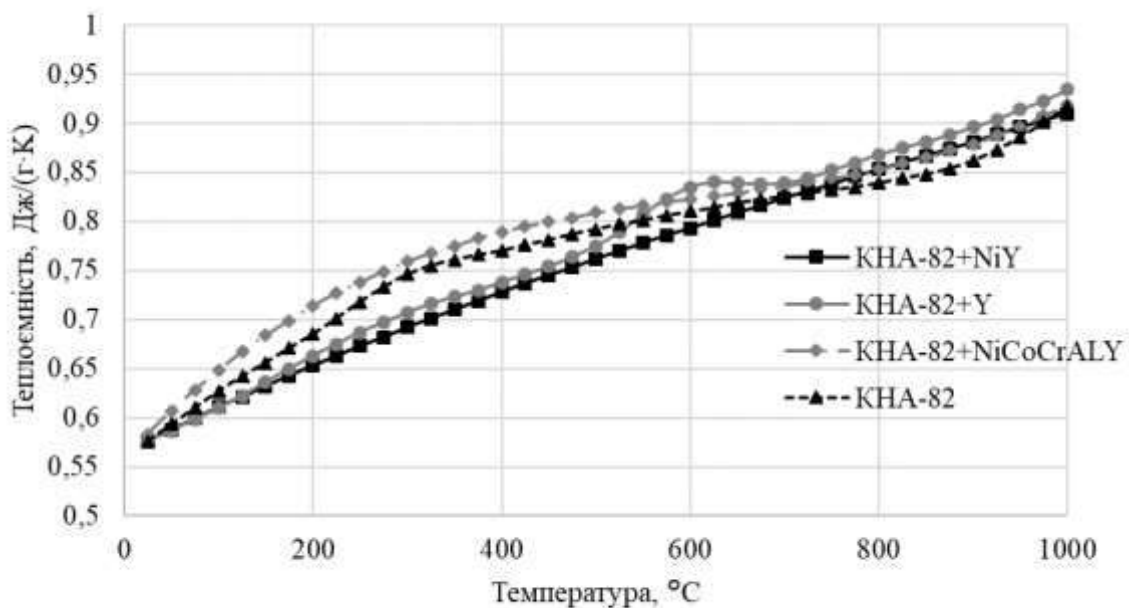
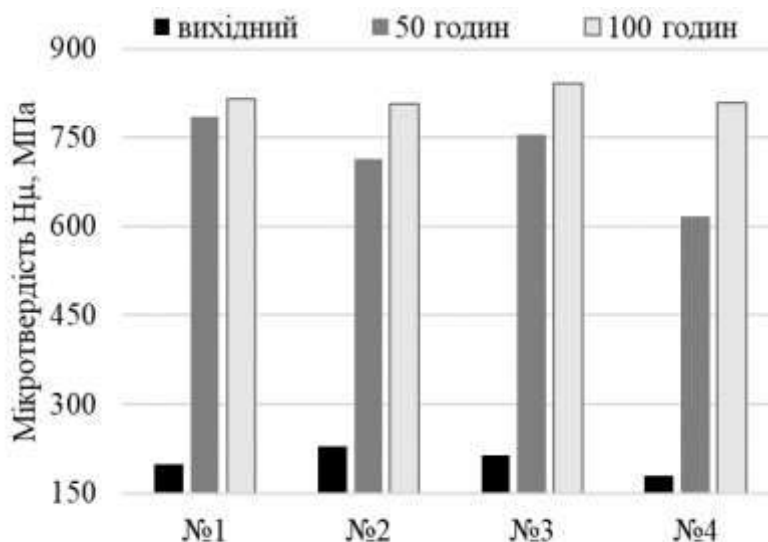


Рисунок 5 – Вплив температури на теплоємність покриттів

Отримані дані з впливу ітріймісних лігатур на теплофізичні характеристики покриттів дозволили встановити, що введення ітрію до складу покриттів знизило різницю в ТКЛР між покриттям та матеріалом основи. Це повинно сприяти зменшенню величини внутрішніх напружень на межі «матеріал основи-покриття» і підвищенню стійкості покриттів при термоциклюванні.

В результаті визначення тепло- та температуропровідності встановлено тенденцію зниження цих параметрів при легуванні ітріймісними лігатурами внаслідок формування в об'ємі матеріалу додаткових фаз, що мають низькі характеристики тепло- та температуропровідності. Ці дані свідчать, що отримані покриття мають більш високі теплозахисні властивості і сприятимуть підвищенню експлуатаційної стійкості деталей статора, порівняно з покриттями типу KHA-82.

У четвертому розділі визначено, що легування ітрійовими лігатурами мало позитивний вплив на експлуатаційні властивості ущільнювальних покриттів на нікелевій основі. Було встановлено, що на початковому етапі (після газополуменевого напилення), без впливу високих температур, покриття мали досить низькі показники мікротвердості (рис. 6) та твердості, що, ймовірно, пов'язано з високою пористістю отриманих покриттів, особливостями когезійної взаємодії між частинками покриття та незначним вмістом оксидів та інтерметалідів.



№1 – КНА-82+Ni-Y; №2 – КНА-82+Y; №3 – КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y;  
 №4 – КНА-82

Рисунок 6 – Залежність мікротвердості покриттів від складу лігатур та часу витримки при температурі 1100 °С

Більш висока твердість покриттів, додатково легованих різними складами лігатур, у вихідному стані після напилення, обумовлена, по-перше, посиленням дифузійної взаємодії під час формування газотермічних покриттів; по-друге, наявністю після напилення оксидів  $Al_2O_3$ ,  $Y_2O_3$  та збереженням інтерметалідів  $Ni_5Y$ ,  $NiAl$ ,  $Ni_3Al$ ,  $Co_2Al_5$ ,  $CoCr_2$ . Оскільки співвідношення даних фаз в отриманих експериментальних покриттях варіювалось, мікротвердість експериментальних покриттів також змінювалась (хоча і незначно). Після витримки зразків при температурі 1100 °С впродовж 50 та 100 годин мікротвердість зразків значно зростала, що, скоріше, пов'язано з суттєвим збільшенням кількості оксидної та інтерметалідної фази в структурі.

При цьому найвищий рівень мікротвердості після 100 годин витримки фіксувався у покритті складу №3, що, скоріше за все, пояснюється не тільки інтенсивним утворенням складних шпінельних оксидних сполук ( $NiCr_2O_4$ ,  $CoAl_2O_4$ ), а також збільшенням кількості інтерметалідних сполук ( $NiAl$ ,  $Ni_2Si$ ,  $Co_2Al_5$ ,  $CoCr_2$ ). Існування додаткових твердих частинок інтерметалідних фаз, що утворилися в процесі напилення забезпечуватиме реалізацію бар'єрного

механізму і, відповідно, буде сприяти покращенню опору ерозійному зношуванню і жароміцності покриттів в цілому.

В процесі дослідження впливу легування на опір ерозії встановлено, що покриття складів №2 і №3 демонстрували найкращі результати, отже, в подальшому, під час роботи у високотемпературному газовому середовищі ці покриття матимуть більш високу зносостійкість. Це, скоріше за все, пов'язано з формуванням на поверхні покриттів щільних монооксидних та шпінельних плівок, які підвищують їх ерозійну стійкість та позитивно впливають на жаростійкість матеріалу покриття.

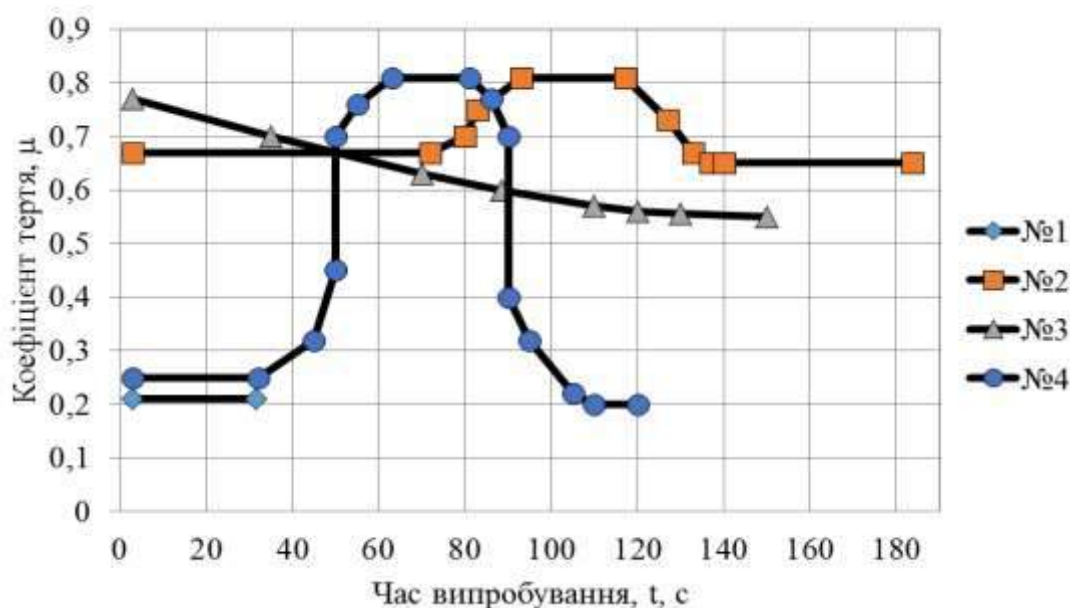
Зважаючи на особливості будови досліджуваних ущільнювальних покриттів, які характеризуються достатньо високою пористістю та схильністю до крихкого руйнування, в роботі запропоновано нестандартну методику визначення зносостійкості покриттів із використанням комплексу додаткових параметрів оцінки триботехнічного та геометричного стану контактних з'єднань елементів роторно-статорної частини турбіни ГТД.

Властивості і працездатність покриттів на основі нікелю, з точки зору здатності чинити опір зношуванню, суттєво залежать від формування в покритті певної структури з наявністю складнорозчинних дисперсних сполук (оксидів, нітридів та інтерметалідів), що може значно підвищити можливі температурні режими експлуатації та ерозійну стійкість деталей, що працюють в умовах високотемпературного газового середовища. Відсутність чіткої інформації про вплив фаз, що утворюються, на опір покриттів високотемпературному зношуванню обумовило необхідність встановлення особливостей прояву триботехнічних характеристик покриттів досліджуваних складів в експлуатаційних умовах роботи вузлів тертя. З урахуванням загальноприйнятих методологічних підходів до оцінки триботехнічних характеристик вузлів тертя у лабораторних умовах проведені порівняльні випробування матеріалів на зносостійкість.

Триботехнічні випробування проводились за схемою тертя «диск, що обертається, з зубчастим профілем - нерухома пластина з покриттям», що моделювало контактну взаємодію елементів рухомого трибоз'єднання «ротор (лабіринтне ущільнення) - статор» силового відсіку газотурбінної установки. Для комплексної оцінки фрикційної взаємодії розглянутих складів використовувались наступні параметри: питомі значення коефіцієнту тертя, час фрикційної взаємодії, енергетична інтенсивність зношування за масою та геометричні параметри контакту.

При цьому, необхідно було враховувати, що матеріал на початковому етапі фрикційного контакту повинен бути піддатливим до врізання твердого тіла, що має супроводжуватися зниженням інтенсивності поверхневих руйнувань, тобто опір, обумовлений попереднім навантаженням, до певного моменту повинен зменшуватися до стабілізації. Такий ефект відображує коефіцієнт тертя (рис. 7). Причому, чим більш однорідний характер його зміни й нижче значення наприкінці стадії врізання, тим менше подальша схильність контактних зон до накопичення дефектів, що призводять до подальших

руйнувань. Найбільш сприятливий характер зношування, з точки зору надійності фрикційного контакту, спостерігався в складі №3, який відзначався плавним зниженням коефіцієнта тертя від максимального 0,77 до кінцевого 0,55 значення із загальною тривалістю триботехнічної взаємодії 150 с. Монотонне зниження ступеня механічного навантаження на поверхневі та приповерхневі шари є підтвердженням факту збереження фрикційних зв'язків з малим коефіцієнтом тертя наприкінці випробування.

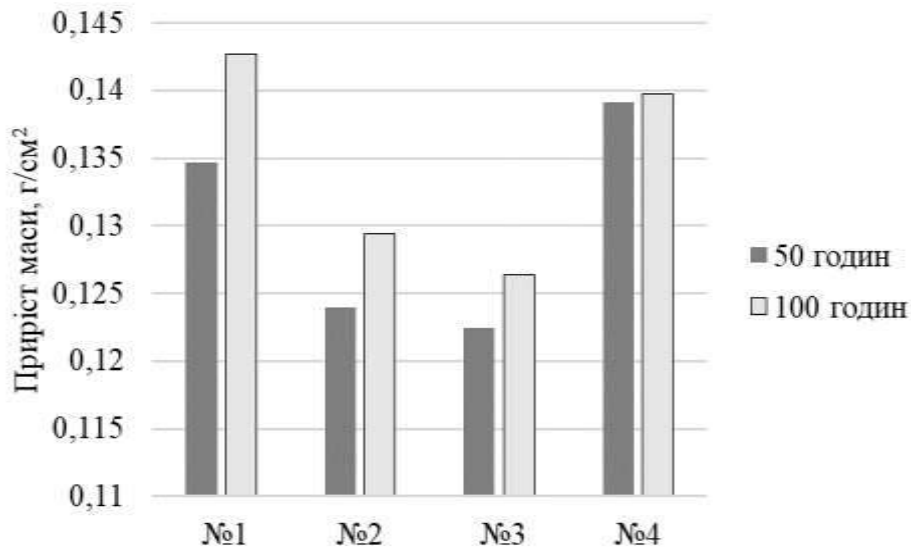


№1 – КНА-82+Ni-Y; №2 – КНА-82+Y; №3 – КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y;  
 №4 – КНА-82

Рисунок 7 – Залежність коефіцієнта тертя в з'єднаннях від часу випробування

За результатами випробувань отримані діаграми прояву триботехнічних параметрів. Узагальнення параметрів фрикційної взаємодії за частотою позитивних їх проявів дозволило встановити найбільш раціональний варіант легування з точки зору триботехнічної взаємодії покриття з гребінцями лабіринтного ущільнення. Загалом, частота відповідності розглянутим вимогам склала: для складу №1 – 3 рази; для складу №2 – 3 рази; для складу №3 – 7 разів; для складу №4 – 5 разів. Таким чином, відповідно до частоти відтворення, найбільш повно зазначеним рекомендаціям відповідає склад №3.

За результатами дослідження жаростійкості встановлено, що найбільш сприятливі результати щодо опору високотемпературній корозії демонструє покриття складу №3 (рис. 8), ймовірно завдяки формуванню дисперсних включень термостійких шпінелей  $\text{NiCr}_2\text{O}_4$ ,  $\text{CoCr}_2\text{O}_4$ . Присутність цих сполук у фазовому складі запропонованих покриттів має приводити до підвищення експлуатаційної надійності деталей ГТД у зв'язку із забезпеченням більш високої жаростійкості й адгезійної міцності зчеплення покриття з матрицею.



№1 – КНА-82+Ni-Y; №2 – КНА-82+Y; №3 – КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y;  
 №4 – КНА-82

Рисунок 8 – Зміна приросту маси зразків після 50 та 100 годин витримки при температурі 1100 °С

У п'ятому розділі проведена оцінка особливостей умов експлуатації газотермічних покриттів, які наносять на лабіринтні ущільнення, і було встановлено, що в процесі наробки двигуна, особливо на стадії припрацювання, відбувається зношування як гребінців лабіринтного ущільнення, так і покриттів, що пов'язано зі зсувом ротора ГТД викликаного можливою похибкою опори ротора або його дисбалансом. В подальшому, при експлуатації, величина зазору змінюється внаслідок стирання гребінців лабіринтного ущільнення (зношування гребінців по висоті становило 0,10...0,12 мм) та появи дефектів в покриттях.

Використання методу кінцевих елементів дозволило виявити особливості плинності газового потоку в лабіринтному ущільненні турбіни компресора і вільної турбіни ГТД сімейства ТВ3-117 та встановити залежності витрат газу через лабіринтні ущільнення від величини зазору. Визначено, що застосування удосконалених покриттів КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y в конструкції лабіринтних ущільнень турбіни, при середньому річному наробітку 800 годин, забезпечить загальне зниження витрат авіаційного палива на 184 т.

## ВИСНОВКИ

1. В роботі була вирішена задача удосконалення складу ущільнювальних покриттів, які можуть тривалий час експлуатуватись в умовах дії агресивного розігрітого газового потоку при підвищених температурах порівняно з базовим складом. Введення трьох комбінацій запропонованих ітріймісних лігатур - з монокомпонентом ітрієм (Y), подвійною композицією Ni-Y та зі складною системою Co-Ni-Cr-Al-Y дозволило підвищити термічну стійкість покриттів та



забезпечити реалізацію поетапних фазових перетворень, з утворенням різних за природою оксидних та інтерметалідних сполук.

2. Під час досліджень встановлено, що додавання лігатур, що містять ітрій, приводить до подрібнення напилених частинок і зумовлює більш рівномірний розподіл пор. Причому найбільш сприятливу структуру після газополуменевого напилення мали покриття складу №2 та №3, які в подальшому характеризувались задовільними показниками триботехнічних характеристик та опором впливу високотемпературного газового середовища.

3. Рентгеноструктурні дослідження дозволили встановити особливості формування фазового складу ущільнювальних покриттів, як після нанесення, так і в процесі довготривалої високотемпературної витримки. Встановлено, що після газополуменевого напилення формується певна кількість інтерметалідних фаз ( $\text{NiAl}$ ,  $\text{Ni}_3\text{Al}$ ,  $\text{Ni}_5\text{Y}$ ,  $\text{CoCr}_2$ ,  $\text{Co}_2\text{Al}_5$ ,  $\text{Ni}_2\text{Si}$ ) та оксиду ітрію  $\text{Y}_2\text{O}_3$ . На етапі припрацьовування роторно-статорних елементів двигуна це є позитивним фактором для запобігання інтенсивному зношуванню деталей ротору на початкових етапах експлуатації двигуна. Після проведення подальшої високотемпературної обробки залишаються інтерметалідні фази та з'являються нові оксидні фази ( $\text{V}_2\text{O}_5$ ,  $\text{NiO}$ ,  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , збільшується кількість  $\text{Y}_2\text{O}_3$ ) та шпінельні сполуки ( $\text{NiCr}_2\text{O}_4$ ,  $\text{CoAl}_2\text{O}_4$ ), що позитивно впливає на жаро- і зносостійкість покриттів, а також їх ерозійну стійкість. Оскільки збільшення кількості цих фаз відбувається після припрацьовування покриттів, зношування деталей ротору на початковому етапі буде мінімальним, а в подальшому, на етапі усталених режимів роботи газотурбінного двигуна, відповідні структурні зміни сприятимуть підвищенню зносо- та жаростійкості покриттів.

4. Визначення теплофізичних характеристик експериментальних покриттів дозволило встановити слабо виражений максимум теплоємності у покритті складу №2, який відповідає температурі  $625\text{ }^\circ\text{C}$ , що, ймовірно, свідчить про розвиток перетворення, що відбувається в діапазоні  $550\dots700\text{ }^\circ\text{C}$ , яке в подальшому може призводити до зниження експлуатаційної стійкості покриття. При цьому визначення температурного коефіцієнта лінійного розширення підтвердило можливість розвитку процесів окислення, і зміну пористості покриттів при термоциклюванні, оскільки була виявлена зміна траєкторії дилатометричної кривої після 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.

5. Формування в об'ємі експериментальних ущільнювальних покриттів, легованих ітрійвмісними лігатурами, додаткових фаз приводить до зниження показників тепло- та температуропровідності. Підвищення теплозахисних властивостей розроблених покриттів в подальшому сприятиме покращенню жароміцності та експлуатаційної стійкості деталей статору в цілому.

6. Легування ущільнювального покриття на основі нікелю комплексною лігатурою  $\text{Co-Ni-Cr-Al-Y}$  (склад №3) дозволяє забезпечити задовільний рівень таких експлуатаційних властивостей, як міцність адгезійної взаємодії покриття

із різними матеріалами основи та опір ерозії, що, ймовірно, пов'язано з формуванням на поверхні розробленого матеріалу щільних монооксидних та шпінельних плівок, які не тільки підвищують ерозійну стійкість, але і позитивно впливають на жаростійкість покриття.

7. Для визначення зносостійкості ущільнювальних покриттів була застосована нестандартна методика визначення їх фрикційних характеристик із використанням додаткових параметрів оцінки триботехнічного та геометричного стану контактних з'єднань елементів роторно-статорної частини турбіни ГТД. Ці характеристики дозволили виявити особливості фрикційної взаємодії покриттів з матеріалом ротору та встановити, що найбільш задовільні показники триботехнічних властивостей за частотою відтворення оціночних параметрів виявляють покриття складу №3 (КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y), який слід рекомендувати для заміни серійних ущільнювальних покриттів, що працюють в умовах впливу розігрітого газового потоку та контактної взаємодії роторно-статорних деталей турбіни.

8. Встановлено, що формування дисперсних включень термостійких шпінелей  $NiCr_2O_4$ ,  $CoAl_2O_4$  в покриттях складу №3 (КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y) дозволяє підвищити опір високотемпературній корозії і, відповідно, експлуатаційну надійність деталей ГТД.

9. В процесі дослідження особливостей умов експлуатації газотермічних покриттів, які наносять на лабіринтні ущільнення, було встановлено, що в процесі наробки двигуна, величина радіального зазору змінюється внаслідок стирання гребінців лабіринтного ущільнення (зношування гребінців по висоті становило 0,10...0,12 мм) та появи дефектів покриттів. Застосування удосконалених покриттів КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y в конструкції лабіринтних ущільнень турбіни, дозволяє зберегти величину радіального зазору, що при середньому річному наробітку 800 годин забезпечить загальне зниження витрат авіаційного палива на 184 т.

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Сотников Е.Г., Грешта В.Л., Ткач Д.В. Проблемы повышения эксплуатационных характеристик лопаток ГТД формированием многослойных покрытий. *Нові конструкційні сталі та стопи і методи їх оброблення для підвищення надійності та довговічності виробів*: зб. матеріалів XIII міжн. наук.-техн. конф., 7-9 жовтня 2014 р. Запоріжжя: ЗНТУ, 2014. С.193-194.

2. Сотников Е.Г., Леховицер З.В., Грешта В.Л., Климов А.В., Ткач Д.В. Разработка состава теплозащитного покрытия на детали газотурбинных двигателей, работающих в условиях высоких температур. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2015. №10 (127). С. 6-10.

3. Грешта В.Л., Ткач Д.В., Климов А.В., Сотников Е.Г., Леховицер З.В., Степанова Л.П. Исследование фазового состава жаростойких уплотнительных покрытий, применяемых в ГТД. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2016. № 8 (135). С. 113-121.

4. Беліков С.Б., Грешта В.Л., Ткач Д.В., Сотніков Є.Г., Леховіцер З.В., Климов О.В. Оцінка експлуатаційної надійності теплозахисних ущільнювальних покриттів деталей газотурбінних двигунів. *Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні*. 2017. №2. С.14-17.

5. Богуслаев В.А., Жеманюк П.Д., Грешта В.Л., Сотников Е.Г., Леховицер З.В., Ткач Д.В., Степанова Л.П., Климов А.В. Исследование жаростойкости теплозащитных уплотнительных покрытий при их легировании комбинированными лигатурами. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. №8 (143). С. 61-67.

6. Greshtha V., Tkach D., Sotnikov Ye., Pavlenko D., Klymov O. Studying and designing improved coatings for labyrinth seals of gas-turbine engine turbines. *Eastern-european journal of enterprise technologies*. 2018. 4/12 (94). P. 56-63.

7. Грешта В.Л., Ткач Д.В., Сотніков Є.Г., Леховіцер З.В., Климов О.В., Фасоль Є.О. Особливості вибору лігатури для підвищення експлуатаційних властивостей ущільнювальних покриттів деталей турбіни газотурбінних двигунів. *Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні*. 2018. № 1. С.25-31.

8. Грешта В.Л., Ткач Д.В., Климов О.В., Сотніков Є.Г., Леховіцер З.В. Дослідження впливу легування на температурний коефіцієнт лінійного розширення покриттів. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2018. №7 (151). С. 81-87.

9. Металокерамічний ущільнювальний матеріал; пат. 128096 Україна МПК6 С22С 1/1, С22С 19/03. №201806910; заявл. 20.06.18. опубл. 27.08.18, Бюл. №16. 4 с.

10. Сотников Е.Г., Грешта В.Л., Ткач Д.В., Соломонов И.К. Повышение эксплуатационной надежности уплотнительных теплозащитных покрытий деталей ГТД. *Тезисы докладов XI Международных молодежных научно-технических чтений им. А.Ф. Можайского*. 14-17 травня 2018 р. Запорожье: АО «Мотор Сич». 2018. С. 214-216.

## АНОТАЦІЯ

**Сотніков Є.Г. Удосконалення складу газотермічних ущільнювальних покриттів деталей турбіни для підвищення ефективності газотурбінних двигунів.** – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.02.01 – Матеріалознавство. – Запорізький національний технічний університет, Запоріжжя, 2018.

Дисертаційна робота присвячена вирішенню актуальної задачі удосконалення складу ущільнювальних покриттів, які експлуатуються в умовах дії агресивного розігрітого газового потоку. Введення трьох комбінацій запропонованих ітрієвмісних лігатур дозволило підвищити термічну стійкість покриттів шляхом реалізації поетапних фазових перетворень. Встановлено характер об'ємних змін, що відбуваються при нагріванні експериментальних

покривтів із різним структурно-фазовим складом та проведено оцінку їх теплозахисної здатності. Проведено аналіз та узагальнення триботехнічної поведінки ущільнювальних покривтів. Розроблено рекомендації щодо вибору раціонального хімічного складу ущільнювальних покривтів із задовільними експлуатаційними властивостями.

**Ключові слова:** ущільнювальне покриття, ітрійвмісна лігатура, фазовий склад, температурний коефіцієнт лінійного розширення, мікротвердість, фрикційна взаємодія, адгезія, ерозія, жаростійкість, лабіринтне ущільнення

## АННОТАЦИЯ

**Сотников Е.Г. Усовершенствование состава газотермических уплотнительных покрытий деталей турбины для повышения эффективности газотурбинных двигателей.** – Квалификационная научная работа на правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.02.01 – Материаловедение. – Запорожский национальный технический университет, Запорожье, 2018.

Диссертационная работа посвящена решению актуальной задачи усовершенствования состава уплотнительных покрытий, которые могут эксплуатироваться в условиях действия агрессивного разогретого газового потока. Введение трех комбинаций, предложенных иттрийсодержащих лигатур, позволило повысить термическую стойкость покрытий путем реализации поэтапных фазовых превращений.

При проведении рентгеноструктурных исследований установлено, что после газопламенного напыления в покрытии формируется определенное количество интерметаллидных фаз ( $\text{NiAl}$ ,  $\text{Ni}_3\text{Al}$ ,  $\text{Ni}_5\text{Y}$ ,  $\text{CoCr}_2$ ,  $\text{Co}_2\text{Al}_5$ ,  $\text{Ni}_2\text{Si}$ ) и оксида иттрия  $\text{Y}_2\text{O}_3$ . После высокотемпературной обработки фиксируются ранее сформировавшиеся интерметаллидные фазы и появляются новые оксидные фазы ( $\text{B}_2\text{O}_3$ ,  $\text{NiO}$ ,  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) и шпинельные соединения ( $\text{NiCr}_2\text{O}_4$ ,  $\text{CoAl}_2\text{O}_4$ ), а также увеличивается количество  $\text{Y}_2\text{O}_3$ , что положительно влияет на сопротивление высокотемпературной коррозии, износостойкость и эрозионную стойкость покрытий.

Определение теплофизических характеристик покрытий позволило установить наличие слабо выраженного максимума теплоемкости в покрытии состава №2 (КНА-82+Ni-Y), который соответствует температуре 625 °С, что, вероятно, свидетельствует о развитии превращения и в дальнейшем может приводить к снижению эксплуатационной стойкости покрытия. При определении температурного коэффициента линейного расширения было установлено изменение траектории дилатометрической кривой после повторного нагрева. Наименьшее различие в ходе дилатометрических кривых наблюдается в покрытии состава №3 (КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y).

Легирование уплотнительного покрытия на основе никеля комплексной лигатурой Co-Ni-Cr-Al-Y (состав №3) позволяет обеспечить удовлетворительный уровень таких эксплуатационных свойств, как прочность адгезионного взаимодействия покрытия с разными материалами основы и сопротивление эрозии. Для определения износостойкости уплотнительных покрытий была применена нестандартная методика определения их фрикционных характеристик с использованием комплекса дополнительных параметров оценки триботехнического и геометрического состояния контактных соединений элементов роторно-статорной части турбины ГТД. По результатам исследования триботехнических свойств, для замены серийных покрытий целесообразно рекомендовать покрытие состава №3.

Установлено, что формирование дисперсных включений термостойких шпинелей  $\text{NiCr}_2\text{O}_4$ ,  $\text{CoAl}_2\text{O}_4$  в покрытиях состава №3 позволяет повысить сопротивление высокотемпературной коррозии и, соответственно, эксплуатационную надежность деталей ГТД.

Применение усовершенствованных покрытий КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y в конструкции лабиринтных уплотнений турбины, позволяет сохранить величину радиального зазора, что при средней годовой наработке 800 часов обеспечит уменьшение расхода авиационного топлива на 184 т.

**Ключевые слова:** уплотнительное покрытие, иттрийсодержащая лигатура, фазовый состав, температурный коэффициент линейного расширения, микротвердость, фрикционное взаимодействие, адгезия, эрозия, жаростойкость, лабиринтное уплотнение

## SUMMARY

**Sotnikov Ye. G. Improvement of the composition of the gas-thermal sealing coatings of the turbine parts to enhance the efficiency of gas turbine engines.** - Qualifying scientific work on the rights of a manuscript.

Thesis for the degree of Candidate of Technical Sciences in specialism 05.02.01 - Materials science. - Zaporizhzhia National Technical University, Zaporizhzhia, 2018.

The dissertation is devoted to solving the pressing problem of improving the composition of the sealing coatings which are exploited under conditions of an aggressive, warmed-up gas flow. The usage of three combinations of the suggested yttrium-containing ligatures enabled to increase the thermal stability of the coatings through step-by-step phase transformations. The nature of the volumetric changes occurring while heating the experimental coatings with different structural and phase composition is identified and the assessment of their heat-protection capacity is made. The analysis and generalization of the tribotechnical behaviour of the sealing coatings are carried out. Recommendations on the choice of the rational chemical composition of the sealing coatings with satisfactory service properties are given.

**Key words:** sealing coating, yttrium-containing ligature, phase composition, temperature coefficient of linear expansion, microhardness, friction interaction, adhesion, erosion, heat resistance, labyrinth seal