

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПОВІТРЯНИХ
СУДЕН

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

_____ О.В. Попов

«__» _____ 2022 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»

**Тема: Дослідження процесів руйнування лопаток турбін авіаційних
двигунів та способи їх захисту**

Виконав: _____ **І.В. Закацюра**

Керівник: д-р. техн. наук, проф. _____ **О.І. Духота**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: ст. викладач _____ **О.О. Козлітін**

охорона навколишнього середовища:
канд. біол. наук, доц. _____ **А.О. Падун**

Нормоконтролер _____

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

Освітній ступінь «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

Освітньо-професійна програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

О.В. Попов

«___» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

ІГОРЯ ВАСИЛЬОВИЧА ЗАКАЦЮРИ

1. Тема роботи: «Дослідження процесів руйнування лопаток турбін авіаційних двигунів та способи їх захисту» затверджено наказом ректора від 29 вересня 2022 року № 1785/ст.

2. Термін виконання роботи: з 26 вересня 2022 року по 30 листопада 2022 року.

3. Вихідні дані до роботи: аналіз причин втрати працездатності авіаційних двигунів, компресора, турбіни, вузлів та агрегатів.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): аналіз інформаційних джерел; вибір напрямку дослідження – металографічне дослідження; провести дослідження впливу високих температур на матеріали турбіни двигуна і появу високотемпературної корозії; проаналізувати отримані результати; надати рекомендації, зробити висновки.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: обладнання, що використовується для дослідження, зразки для металографічного дослідження; зображення шліфів при різних умовах роботи; результати досліджень та рекомендації щодо захисту лопаток турбіни від руйнування і впливу високотемпературної корозії.

Графічний (ілюстративний) матеріал виконано з використанням Microsoft Office Excel, Power Point та представлено у вигляді презентацій.

6. Календарний план-графік

| Завдання | Строк виконання | Відмітка про виконання |
|--|--------------------|------------------------|
| Вивчення літератури по темі проекту, визначення матеріалів для кваліфікаційної роботи | 26.09.22-01.10.22 | |
| Аналіз літературних даних щодо умов роботи лопаток турбіни авіаційного двигуна в умовах високих температур. | 02.10.22 –14.10.22 | |
| Вибір методики дослідження робот матеріалів в умовах високих температур, узагальнення загальних методів дослідження, підготовка другого розділу; | 15.10.22 –21.10.22 | |
| Проведення металографічних досліджень; обробка результатів; | 25.10.22 –05.11.22 | |
| Розробка заходів з охорони праці та охорони навколишнього середовища. | 29.10.22 –09.11.22 | |
| Обробка результатів дослідження, оформлення третього розділу | 1.11.22 –14.11.22 | |
| Розробка рекомендацій; коригування пояснювальної записки, її остаточне оформлення | 19.11.22 –22.11.22 | |
| Підготовка до попереднього захисту кваліфікаційної роботи. | 22.11.22 –24.11.22 | |

7. Консультанти з окремих розділів роботи

| Розділ | Консультант | Дата, підпис | |
|----------------------------------|--------------------------------------|----------------|------------------|
| | | Завдання видав | Завдання прийняв |
| Охорона праці | Ст. викладач Козлітін О. О. | | |
| Охорона навколишнього середовища | Канд. біол. наук, доц. Падун А.О. | | |

8. Дата видачі завдання: «___» _____ 2022 року.

Керівник кваліфікаційної роботи _____

Завдання прийняв до виконання _____

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Дослідження процесів руйнування лопаток турбін авіаційних двигунів та способи їх захисту»:

104 с., 46 рис., 8 табл., 84 посил.

ЛОПАТКА ТУРБИНИ, ТУРБИНА НИЗЬКОГО ТИСКУ, ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН, КОРОЗІЯ, ДЕГРАДАЦІЯ ПОВЕРХНІ, ОКИСЛЕННЯ, ЗАХИСНЕ ПОКРИТТЯ

Об'єкт досліджень – надійність турбіни авіаційного двигуна.

Предмет досліджень – лопатка турбіни низького тиску авіаційного двигуна.

Мета дипломної роботи – є підвищення надійності лопаток турбіни низького тиску авіаційного двигуна.

Методи дослідження. Для вирішення поставлених завдань застосовувалися методи математичної статистики, регресійного аналізу, класичні положення про руйнування поверхні металів у процесі тривалої експлуатації лопаток турбін авіаційних двигунів в умовах високих температур та агресивного середовища.

Результати теоретичних та експериментальних досліджень підтверджено стендовими випробуваннями. Обробка результатів експериментальних досліджень здійснювалася на ПЕОМ із використанням пакетів програм MathCAD, Excel.

Практичне значення роботи – запропоновано технологічні рекомендації щодо захисту лопаток.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати в практичній діяльності авіаремонтних заводів і авіаційно-експлуатуючих підприємствах.

ЗМІСТ

| | |
|--|----|
| ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ, ПОЗНАЧЕНЬ ТА ІНДЕКСІВ..... | 8 |
| Вступ..... | 10 |
| 1. АНАЛІЗ УМОВ РОБОТИ ТУРБІНИ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА..... | 12 |
| 1.1. Використання сучасних матеріалів при виробництві та ремонті газотурбінних двигунів | 12 |
| 1.2. Умови роботи лопаток турбін авіаційних двигунів | 15 |
| 1.3. Вплив корозійних пошкоджень на експлуатаційні характеристики деталей та вузлів газотурбінних двигунів | 25 |
| 1.4. Аналіз методів підвищення стійкості лопаток турбіни до високотемпературної газової корозії | 28 |
| Висновки до розділу 1 | 36 |
| 2. МЕТОДИКИ ДОСЛІДЖЕНЬ І МАТЕРІАЛИ ЛОПАТОК ТУРБІНИ НИЗЬКОГО ТИСКУ..... | 37 |
| 2.1. Методика оцінки стійкості до високотемпературної газової корозії . | 37 |
| 2.1.1. Визначення стійкості до високотемпературної газової корозії | 37 |
| 2.1.2. Дослідження хімічного та структурно-фазового складу інтерметалідного сплаву TNM-B1 | 39 |
| 2.2. Методи дослідження структурно-фазового та хімічного складу поверхневого шару зразків..... | 42 |
| Висновки до розділу 2 | 47 |
| 3. ДОСЛІДЖЕННЯ РУНУВАННЯ ПОВЕРХІ ЛОПАТОК ТУРБІНИ НИЗЬКОГО ТИСКУ..... | 48 |

| | |
|--|----|
| 3.1. Аналіз зміни структури та хімічного складу поверхні в умовах сульфідно-оксидної корозії..... | 48 |
| 3.2. Вплив температури експлуатації на інтенсивність руйнування в умовах високотемпературного окиснення | 51 |
| 3.4. Вплив жаростійких покриттів на інтенсивність руйнування поверхні зразків в умовах високотемпературної газової корозії | 59 |
| Висновки до розділу 3 | 69 |
| 4. ОХОРОНА ПРАЦІ..... | 70 |
| 4.1. Законодавство та нормативна база з охорони праці..... | 70 |
| 4.2. Аналіз небезпечних і шкідливих факторів при нанесенні газотермічних покриттів | 72 |
| 4.3. Методи зниження небезпечних і шкідливих факторів..... | 73 |
| 4.4. Розрахунок освітлення робочого середовища в лабораторії..... | 75 |
| 4.5. Пожежо- та вибухобезпека в лабораторії..... | 77 |
| Висновок до розділу 4 | 83 |
| 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА | 84 |
| 5.1. Специфіка впливу повітряного транспорту на навколишнє середовище | 84 |
| 5.2. Шляхи зменшення впливу авіації на навколишнє середовище | 86 |
| Висновки до розділу 5 | 93 |
| ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ | 95 |
| СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ | 97 |

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ, ПОЗНАЧЕНЬ ТА ІНДЕКСІВ

| | |
|----------------------|---|
| ГТД | - газотурбінний двигун; |
| ВГК | - високотемпературна газова корозія; |
| ТНТ | - турбіна низького тиску; |
| ТВТ | - турбіна високого тиску; |
| NASA | - National Aeronautics and Space Administration; |
| ККД | - коефіцієнт корисної дії; |
| РЕМ | - растровий електронний мікроскоп; |
| МРСА | - мікрорентгено-спектральний аналіз; |
| ВПП | - повітряно-пінні вогнегасники; |
| ВХПП | - вогнегасники пінні хімічні; |
| ВП | - порошкові вогнегасники; |
| ВВК | - вуглекислотний вогнегасник; |
| ВВБ | - вуглекислотно-бромтилові вогнегасники; |
| ІСАО | - International Civil Aviation Organization; |
| ІРСС | - Міжурядова група експертів зі зміни клімату (Intergovernmental Panel on Climate Change); |
| ASTM | - Американське товариство випробувань і матеріалів (American Society for Testing and Materials); |
| ASTM | - група користувачів екологічного авіаційного палива; |
| N_B | - об'ємний вміст компонента; |
| Δm | - різницю між початковою масою зразка та масою в даний момент часу; |
| S | - площа поверхні зразка, см ² ; |
| t | - тривалість циклу; |
| Ra | - шорсткість зразка; |
| k_1, k_2, b, β | - коефіцієнти, характеризують корозійний процес досліджуваного матеріалу на повітрі; |
| E_n | - норма освітленості; |

- W – потужність освітлюваності;
- N – кількість ламп у ламповому приладі;
- P_{π} – показник емісії j -ї забруднюючої речовини для i -го палива;
- n – кількість лампових приладів;

ВСТУП

Створення сучасних конкурентоспроможних газотурбінних двигунів (ГТД) неможливе без використання сучасних перспективних матеріалів, вони дозволяють підвищити ресурс та експлуатаційну надійність двигунів. Зростання питомої тяги двигуна може бути забезпечене за рахунок підвищення температури газів на виході з камери згоряння, це призводить до необхідності використання в конструкціях лопаток турбіни нових надлегких матеріалів та технологій захисту поверхні від високотемпературної газової корозії (ВГК) [1].

До сучасних перспективних матеріалів, що використовуються в конструкціях лопаток турбін відносяться інтерметалідні сплави на основі фаз $TiAl$ і Ti_3Al , питома вага яких в середньому в 1,5 ... 2 рази нижче, ніж у сучасних жароміцних нікелевих сплавів. Застосування аналогічного матеріалу для лопаток останніх ступенів двигунів, що виготовляються фірмою General Electric дозволило їм знизити масу всього виробу приблизно на 78 кг.

В даний час перед підприємствами авіаційної промисловості стоїть завдання виробництва робочих лопаток 5 та 6 ступенів турбіни низького тиску (ТНТ) ГТД із надлегкого інтерметалідного титан-алюмінієвого сплаву [2].

Надійність будь-якого технічного виробу, і авіаційного двигуна також, визначається надійністю його складових частин. Зазвичай ресурс "гарячої" частини двигуна істотно нижче, ніж "холодний", і ремонт, пов'язаний із заміною лопаток турбіни може бути в 10 разів дорожче, ніж при заміні лопаток компресора двигуна [3, 4]. Тому збільшення ресурсу лопаток турбіни має важливе значення.

При експлуатації ГТД, робочі лопатки турбіни зазнають підвищених теплових, механічних та вібраційних навантажень. Численні дослідження, проведені у різних науково-дослідних інститутах, показали, що дефекти деталей гарячої частини двигуна є однією з найпоширеніших причин відмов, що призводять до знімання та ремонту всього двигуна [5]. При цьому суттєвим

фактором, що призводить до зміни експлуатаційних характеристик авіаційних турбін, є високотемпературна газова корозія робочих та соплових лопаток.

Досвід експлуатації серійних авіаційних ГТД показав, що для лопаток турбін найпоширенішими є дефекти, зумовлені високотемпературною газовою корозією (до 51 %) та термічним втомним руйнуванням (до 49 %) [6].

У зв'язку з цим актуальною є проблема дослідження високотемпературної газової корозії лопаток турбіни низького тиску, кінетики даного процесу та його впливу на структуру поверхневого шару, а також розробка способів підвищення довговічності виробу за рахунок нанесення жаростійких покриттів.

Наукова новизна:

Встановлено, що для лопаток ТНТ авіаційного ГТД із сплаву TNM-B1 відзначається низька стійкість до високотемпературної (800-850 °С) газової корозії, що виражається в лінійному зростанні оксидного шару (при витримках понад 500 годин, середа – повітря) також невисока його когезійна міцність, що зумовила періодичне сколювання утворюються оксидів. Це визначає необхідність захисту поверхні лопаток в умовах впливу високих температур та окисного середовища.

Виявлено, що зниження інтенсивності високотемпературного ушкодження лопаток ТНТ може бути досягнуто за допомогою: легування поверхні атомами Al, Cr, Si та їх оксидами; нанесення жаростійких покриттів на нікелевій основі; застосування комбінованої технології, що поєднує формування на поверхні жаростійкого підшару на нікелевій основі та корозійностійкого шару на алюмінієвій основі; насичення фосфором із розчину ортофосфорної кислоти.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ УМОВ РОБОТИ ТУРБИНИ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

1.1. Використання сучасних матеріалів при виробництві та ремонті газотурбінних двигунів

Особливу роль при конструюванні нового газотурбінного двигуна грає вибір матеріалу деталей газового тракту і, зокрема, лопаток турбіни. Найбільш поширеними сплавами для виробництва лопаток турбін є жароміцні сплави нікелеві різних систем легування. Тут насамперед необхідно виділити сплави групи ЖС (ЖС32, ЖС32ВІ, ЖС6У та ін.), що мають необхідні жароміцні характеристиками. При цьому основним недоліком таких матеріалів є їх висока питома вага, що становить близько 8 г/м^3 .

Стосовно лопаток турбіни високого тиску проблема великої ваги деталей може бути вирішена шляхом заміни матеріалу на інтерметалідні сплави на основі алюмінідів нікелю, розробкою яких зараз займаються науково-дослідні інститути. З іншого боку, для лопаток турбін низького тиску ТНТ за рахунок роботи при нижчих температурах (до $900 \text{ }^\circ\text{C}$) доцільним є застосування матеріалів, основу яких складають алюмініди титану.

Інтерметалідні сплави системи Ti-Al – це широкий клас матеріалів, дослідження та розробка яких проводяться з 70-х років ХХ століття. На даний момент можна виділити три основні групи таких сплавів [7, 8, 9 – 11]:

1. α_2 - сплави: на основі фази $\alpha_2\text{-Ti}_3\text{Al}$;
2. γ - сплави: на основі поєднання фаз $\alpha_2\text{-Ti}_3\text{Al}$ та $\gamma\text{-TiAl}$;
3. Орторомбічні сплави: на основі θ -фази Ti_2AlNb .

Найбільше практичне застосування, а також ступінь вивченості мають сплави другої групи, основні етапи розробки яких представлені в табл. 1.1.

Ці сплави є перспективними з позиції їх застосування для деталей авіаційної техніки, оскільки вони мають унікальну комбінацію механічних

властивостей при низькій питомій вазі (порядку 3,9-4,2 г/см³). Зокрема, розроблені матеріали мають: високу температуру плавлення, стійкість до окислювання та корозії, меншу повзучість через нижчий коефіцієнт самодифузії [1], високу питому міцність [4, 7, 8, 9]. Однак жаростійкість цієї групи сплавів значно поступається сучасним нікелевим сплавам типу ЖС (ЖС6У, ЖС32, тощо), а їх застосовність для деталей ГТД обмежується температурним крихко-в'язким переходом, який становить, залежно від структури та легуючих компонентів для γ -TiAl сплавів, близько 700-800 °С [8, 12].

Таблиця 1.1 – Основні етапи розробки γ -TiAl сплавів

| Роки | Розробник | Склад сплавів, ат.% |
|-----------|-----------------------|---|
| 1988-1993 | General Electric, США | Ti-(47-48)Al-2(Cr або Mn)-2Nb |
| 1999-2005 | GKSS, Німеччина | Ti-(45-46)Al-(5-10)Nb-(0-0.4)C,B |
| 2005-2010 | GKSS, Німеччина | Ti-(42-45)Al-(2.5-7)(Nb,Mo,Cr)-(0.2-0.4)B |

Результати дослідження впливу температури на механічні властивості γ -сплаву TNM-B1 з розміром зерна до 40 мкм, підтверджують наявність тендітного переходу в зазначеному інтервалі температур (рис. 1.1).

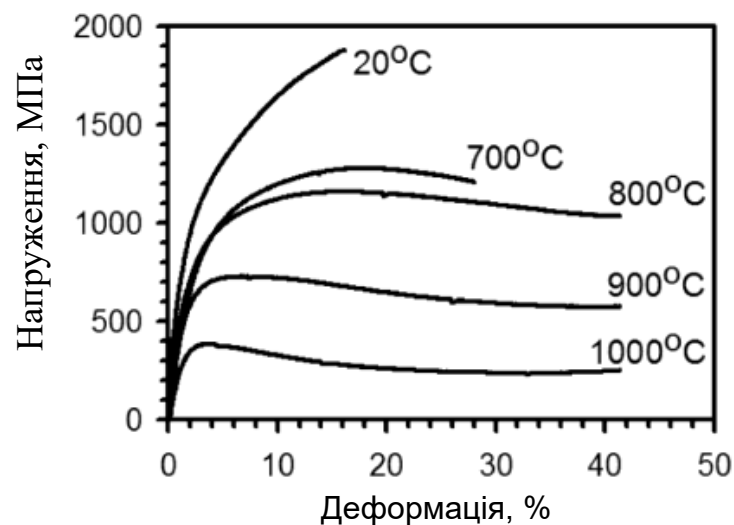


Рисунок 1.1 – Криві σ - ϵ при різних температурах сплаву TNM-B1 [37]

Для групи γ -сплавів в основному можна виділити три основні види структур пластинчаста, глобулярна, дуплексна. Дослідженнями встановлено, що найбільшою жароміцністю, близькою до сучасних нікелевих сплавів, мають γ -TiAl сплави, що мають повністю пластинчасту структуру з високою щільністю напівкогерентних пластів γ/γ і γ/α_2 фаз, проте для таких сплавів характерна дуже низька пластичність ($\delta < 0,5 \%$) за кімнатної температури.

Поєднання у сплаві γ і α_2 фаз підвищує тріщиностійкість виробів у порівнянні з чистими сплавами на основі γ фази, але при цьому дещо знижує стійкість до високотемпературної газової корозії через меншу концентрацію алюмінію. Як показали дослідження, підвищити пластичність таких сплавів при досягненні достатньої міцності можна шляхом проведення складної ступінчастої термічної обробки.

Іншою перспективною групою титан-алюмінієвих сплавів, що активно розроблялися на початку 1990-х років, є орторомбічні сплави. Основною перевагою даної групи сплавів є дещо краще поєднання властивостей при кімнатній температурі, зокрема вища пластичність (відносне подовження може досягати за певної структури до 18 %).

У той же час, по ряду параметрів орторомбічні сплави поступаються γ - сплавам. Основним обмежувачим фактором у цьому випадку виступає стабільність структури та пов'язаних з нею механічних властивостей за високої температури. Максимальна робоча температура орторомбічних сплавів нижче на 50-90 °С, ніж γ -сплавів у зв'язку зі зниженням властивостей міцності, викликаних змінами у фазовому складі.

Таким чином, ряд суттєвих обмежень, пов'язаних з високою складністю отримання оптимальної структури та хімічного складу матеріалу для забезпечення цілого комплексу необхідних механічних властивостей (що особливо актуально для лопаток ГТД, що працюють при підвищених температурах), значно ускладнює виробництво відповідальних важконавантажених деталей, що виготовлені із інтерметалідних матеріалів на

основі алюмінідів титану. Незважаючи на це, існує низка прикладів успішного використання даних матеріалів для лопаток турбін авіаційних ГТД.

Таким чином, можна стверджувати, що на даний момент не є можливим застосування даних матеріалів для лопаток турбін високого тиску, а також для перших ступенів турбін низького тиску сучасних авіаційних двигунів через високу температуру газового потоку (не нижче 1000 °С навіть перед турбіною низького тиску тиску) без застосування спеціальних методів захисту, таких як створення сучасних систем охолодження лопаток або застосування спеціальних жаростійких та теплозахисних покриттів.

1.2. Умови роботи лопаток турбін авіаційних двигунів

Надійність будь-якого авіаційного двигуна, звичайно, визначається надійністю окремих деталей та вузлів, що входять до його складу. Як правило, вузлом, що обмежує ресурс роботи всього ГТД у цілому є турбіна, що є наслідком її високого теплового навантаження, підвищених механічних та вібраційних навантажень. Саме пошкодження в турбіні у багатьох випадках є причиною відправки виробу на ремонт – зокрема, у 34 % випадків причиною виходу з ладу двигуна CFM 56-5 було пошкодження лопаток турбіни високого тиску (ТВТ). Дослідники зазначають, що «лімітуючим» елементом всього двигуна загалом було названо лопатку турбіни. Дослідження Лозицького Л.П., Авдошко М.Д. [13] показали, що дефекти гарячої частини двигуна «Аллісон» Т56-А-7 є причиною приблизно 30 % відмов, що є причиною його дострокового знімання та ремонту.

Обмеження працездатністю лопатки турбіни ресурсу двигуна пов'язане з тим, що на неї в процесі експлуатації впливає безліч різних факторів, що визначають умови роботи та характеристики двигуна – вібраційні навантаження, висока температура газового потоку, температурний градієнт по перерізу і висоті лопатки (рис. 1.2), знакозмінні навантаження, а також високотемпературна газова корозія. Дослідження причин виходу з ладу двигунів типу JT8D, проведені в дослідницьких інститутах та лабораторіях,

показали, що найчастішими видами дефектів, що спостерігаються на робочих лопатках турбіни, є прогари, тріщини та точкова корозія.

Дослідження, проведені даними інститутами і лабораторіями, дозволили встановити, що ерозійно-корозійні пошкодження були присутні на лопатках турбін усіх типів авіаційних двигунів літаків цивільної авіації – основною причиною такого пошкодження називається попадання в газовий тракт корозійно-агресивних компонентів – сполук сірки, та ін. (табл. 1.2).

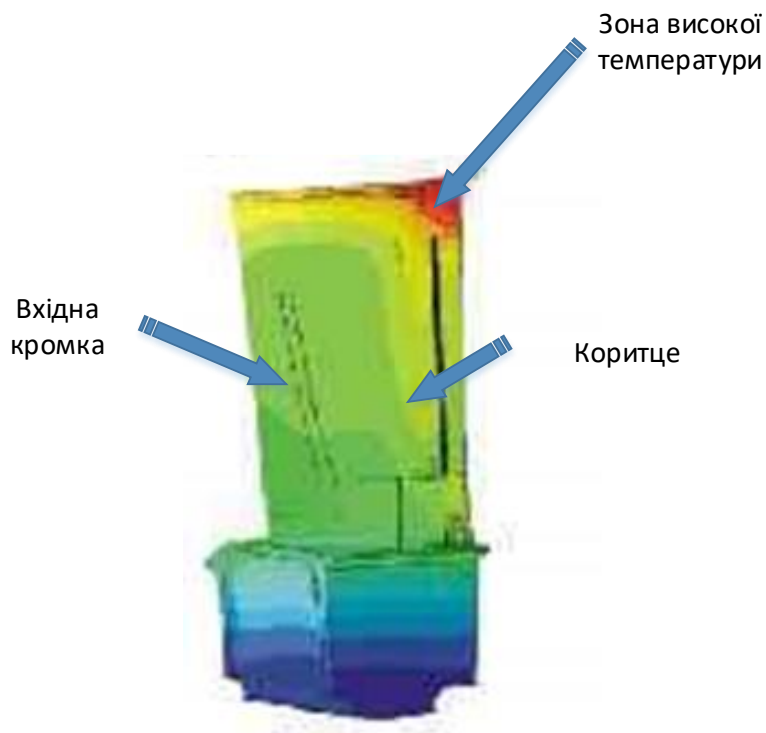


Рисунок 1.2 – Розподіл температури на поверхні лопатки першого ступеня ТВТ

Таблиця 1.2 – Шляхи потрапляння хімічних сполук у газовий тракт

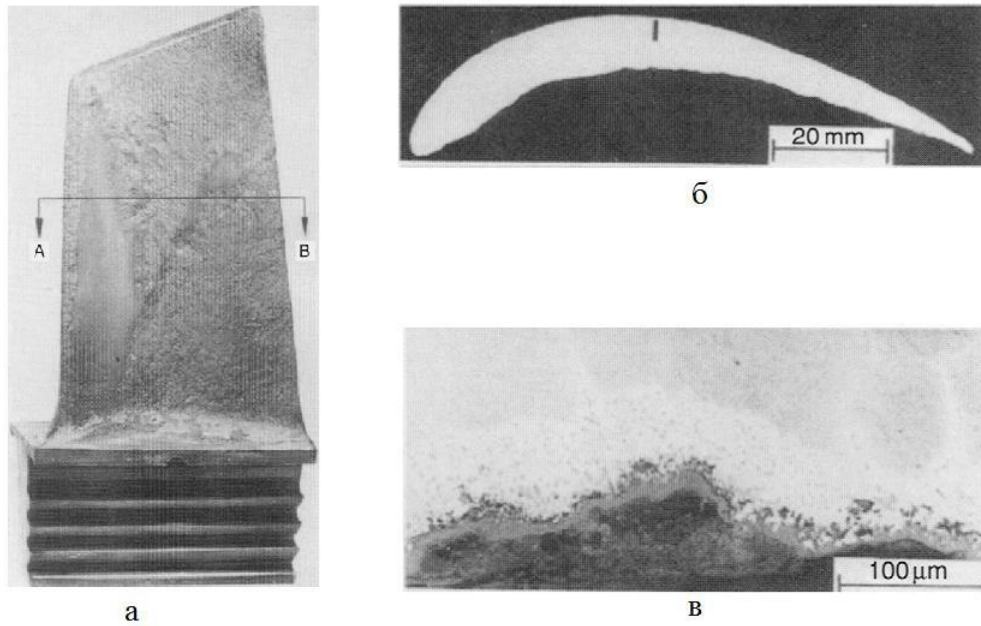
| Шляхи потрапляння хімічних сполук у двигун | Активні іони |
|--|--|
| З вприскуваною водою | $\text{Na}^+, \text{S}^{6-}, \text{Cl}^-$ |
| З пилом | $\text{Na}^+, \text{K}^+, \text{Pb}^{4+}$ |
| З мікробрудненням палива | $\text{Na}^+, \text{Pb}^{4+}, \text{V}^{5+}, \text{S}^4$ |

Основний шлях потрапляння агресивних компонентів у газовий тракт двигуна є повітряний потік, у якому містяться частинки пилу, піску та інших

видів домішок. Крім того, до стохастичних варіантів потрапляння в газовий тракт корозійно-активних сполук можна віднести авіаційне паливо, в якому можуть зосереджуватися домішки, дощова та вприскута у двигун вода, компоненти масел при пошкодженні лабіринтних ущільнень і трубопроводів. Найімовірніше потрапляння корозійно-активних сполук, що містять сульфати натрію в газовий тракт у вигляді пилу при експлуатації у певних районах із засоленим ґрунтом – зокрема, у солончакових пустелях. Таким чином, потрапляння агресивних компонентів у паливо можливе у разі неналежних умов зберігання та погано обладнаних для цих цілей приміщень.

Попадання агресивних компонентів у газовий тракт призводить до утворення на поверхні запалень корозії, в яких відбуваються інтенсивні зміни структури та хімічного складу матеріалу, що може спричинити пошкодження поверхні лопатки (рис. 1.3) [14]. Виникнення локального вогнища корозії може стати причиною виникнення втомної тріщини, або прискорити процес її розвитку в глиб матеріалу. Корозійний процес, таким чином, прискорює процес розміцнення поверхневого шару і призводить до зниження терміну роботи як окремої деталі, так і всього ГТД в цілому.

Основними видами (механізмами) корозії лопаток ГТД є оксидна, сульфідно-оксидна корозія, а також ванадієва корозія. Очевидно, що до високотемпературного окислення (оксидної корозії) схильні в тій чи іншій мірі всі деталі ГТД, що працюють при підвищених температурах – не тільки лопатки турбін високого та низького тиску, але й лопатки останніх ступенів компресора високого тиску, де температура може досягати 300 ... 800 °С. Виникнення осередків сульфідно-оксидної (і тим більше, ванадієвої) корозії носить для авіаційних ГТД, швидше ймовірнісний характер, і залежить від конкретних умов роботи того чи іншого двигуна. Слід зазначити, що сульфідно-оксидній корозії, піддаються і деталі ГТД літаків, що експлуатуються на приморських аеродромах. Як вже було зазначено, джерелом корозійно-агресивних компонентів може виступати вода, що вприскується у двигун.



а – загальний вигляд ушкоджень; б – зміна геометрії профілю; в – зміна мікроструктури

Рисунок 1.3 – Лопатка турбіни з нікелевого сплаву після напрацювання 27293 години при температурі 750 °С у складі стаціонарної газової турбіни

Найбільш актуальною є проблема сульфідно-оксидної корозії для лопаток стаціонарних ГТУ, що спалюють як рідке, так і газоподібне паливо, в якості яких можуть використовуватися конвертовані авіаційні двигуни. При цьому досить часто використовуються в конвертованих установках деталі і вузли, що вже вичерпали свій ресурс у складі авіаційного двигуна, що складно в тому числі з нижчими витратами на їх обслуговування [16]. У разі стаціонарних ГТУ причиною протікання сульфідно-оксидної корозії може бути наслідком попадання в газовий тракт пилу з навколишнього повітря та частинок ґрунту. З цією метою встановлення хімічного складу агресивних компонентів, що негативно впливають на термін служби деталей ГТД, було проведено аналіз відкладень фільтрів повітрязабірних камер встановлених на газокомпресорних станціях, а також аналіз відкладень, утворених на лопатках ТВТ (табл. 1.3) [17]. В рамках цієї роботи було встановлено, що конденсат

природного газу, що також потрапляє в газопровід, містить у великій кількості сірку, натрій і ванадій.

Актуальність проблеми руйнування поверхні лопаток, що виготовлені із інтерметалідних титан-алюмінієвих сплавів, в умовах високих температур, також підтверджується великою кількістю наукових досліджень, спрямованих на створення моделей високотемпературного окислення на повітрі матеріалів даної групи.

Таблиця 1.3 – Аналіз відкладень на фільтрах повітрязабірних камер та на робочих лопатках турбін

| Місце відбору проб | Вміст елементів, мас % | | | | | | | |
|--------------------|------------------------|------|------|------|------|-------|------|------|
| | S | Na | K | V | Al | Si | Ca | Fe |
| Фільтри ВПК | 2,20 | 0,69 | 0,06 | 0,42 | 2,74 | 20,53 | 8,00 | 6,11 |
| Робоча лопатка | 1,72 | - | - | - | - | - | 3,99 | - |

Базова модель окислення двокомпонентних сплавів, описана в роботі [18], була розроблена у дослідницькому центрі National Aeronautics and Space Administration (NASA). Ця модель враховує два типи матеріалів:

1. Один з компонентів (компонент А) сплаву не вступає в реакцію з киснем за даних умов (парціальний тиск кисню і температури), у той час як другий компонент більш активний по відношенню до кисню і утворює з ним стабільний оксид BO_n .

2. Обидва компоненти сплаву активні по відношенню до кисню і утворюють з ним оксиди AO_m і BO_n , при цьому оксид BO_n більш стійкий у цих умовах.

У таких системах можливі у свою чергу два основні варіанти механізму окислення: перший механізм (рис. 1.4 а, б) [19] має місце у разі переважання концентрації компонента А над В, другий механізм – у разі переважання концентрації компонента В над А (рис. 1.4 в, г). На рис. 1.4, N_B – об'ємний вміст компонента.

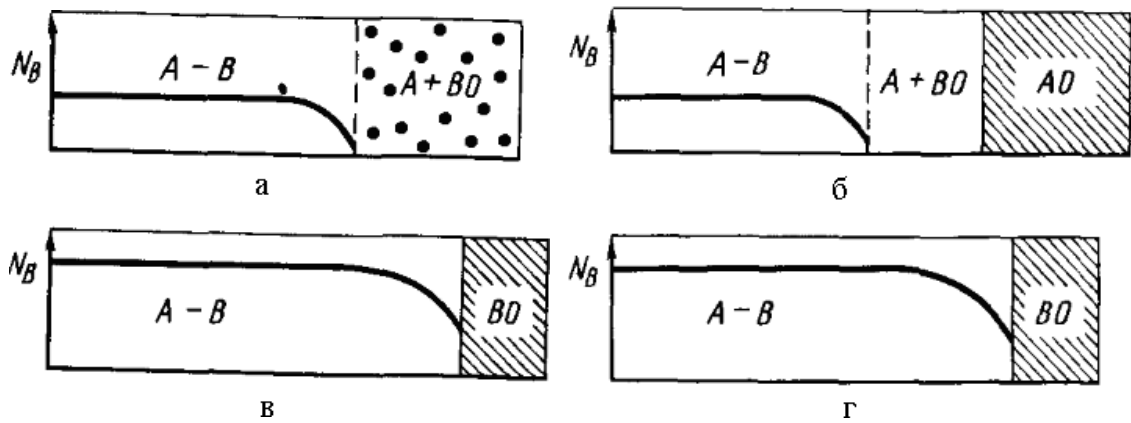


Рисунок 1.4 – Загальна модель окиснення двокомпонентних систем

Оскільки основні компоненти інтерметалідних сплавів – алюміній та титан – активно реагують з киснем при високих температурах, то для інтерметалідних сплавів на основі алюмінідів титану більш справедливим є другий варіант даної моделі (рис. 1.4 б, г). У разі, якщо концентрація компонента A превалює над концентрацією компонента, на поверхні формуватиметься переважно шар оксидів компонента A . Оксиди компонента B у цьому випадку формуватимуться в основному матеріалі, шляхом внутрішнього окиснення. У другому випадку (рис. 1.4 г), якщо переважає концентрація компонента, то на поверхні формується захисний шар оксидів BO_n . При цьому допускається, що в оксидній плівці присутній у невеликій кількості оксид менш активного по відношенню до кисню компонента A . Утворення оксидів компонента в поверхневому шарі призводить до утворення збідненої компонентом на межі «сплав – оксидний шар». Це в свою чергу провокує формування на цьому кордоні оксидів менш активного компонента.

Застосування даного механізму окиснення до сплавів на основі алюмінідів титану обмежується визначенням компонента, який у цих умовах утворюватиме стабільніші оксиди. У дослідженнях [7, 20] відносна стабільність компонентів оцінювалася за ентальпією формування оксидів, яка може бути визначена з діаграм Елінгема (рис. 1.4). На даній діаграмі, чим нижче розташована лінія $\Delta G(T)$, тим стабільніший оксид, який їй відповідає.

На основі досліджень стабільності оксидів при високих температурах, проведених у Юліхському дослідному центрі (нім. Forschungszentrum Jülich GmbH) авторами роботи [20] була отримана аналогічна діаграма, що відображає стабільність оксидів різних систем при певному парціальному тиску кисню і температурі (рис. 1.5) [2]. З рис. 1.5 б видно, що в умовах високотемпературного окислення термодинамічна стабільність оксидів алюмінію Al_2O_3 і титану TiO (який з високою швидкістю окислюється до TiO_2) знаходиться на одному рівні, отже, окислюватиметься насамперед той компонент, концентрація якого в сплаві вище. При дуже близькому вмісті алюмінію та титану значну роль відіграватимуть легуючі компоненти сплаву, підготовка поверхні та мікроструктура [7, 21].

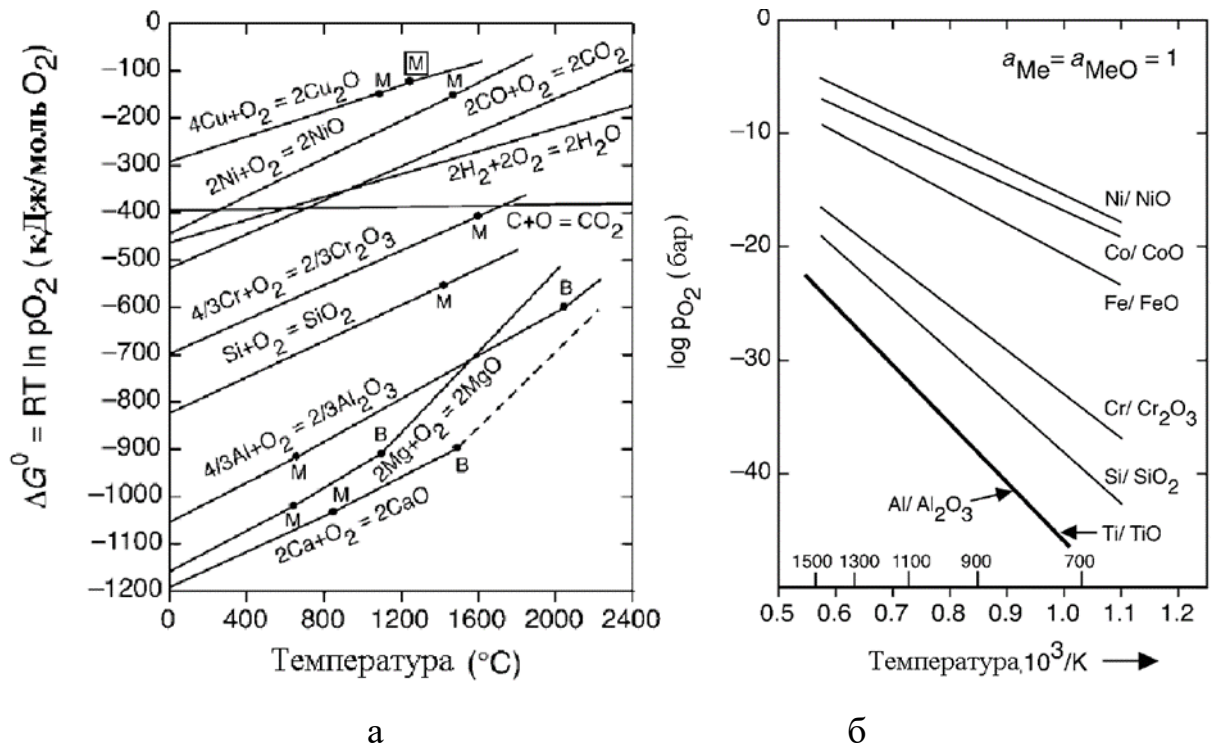


Рисунок 1.5 – Зміна вільної енергії Гіббсу (а) та парціального тиску кисню (б) від температури для реакцій утворення оксидів

В рамках тієї ж роботи [20] було описано модель процесу формування оксидного шару інтерметалідного сплаву на основі $\gamma\text{-TiAl}$ (рис. 1.6). Відмінною особливістю даної моделі є припущення про невисоку міцність адгезійної оксиду алюмінію, що утворився на стадії «А» і що зазнавав інтенсивного руйнування впродовж наступної стадії «В». Необхідно також

враховувати, що наведена модель, згідно з даними термодинамічної стабільності оксидів на рис. 1.6, справедлива тільки для інтерметалідних сплавів вміст алюмінію в яких досить високо для утворення шару оксиду Al_2O_3 .

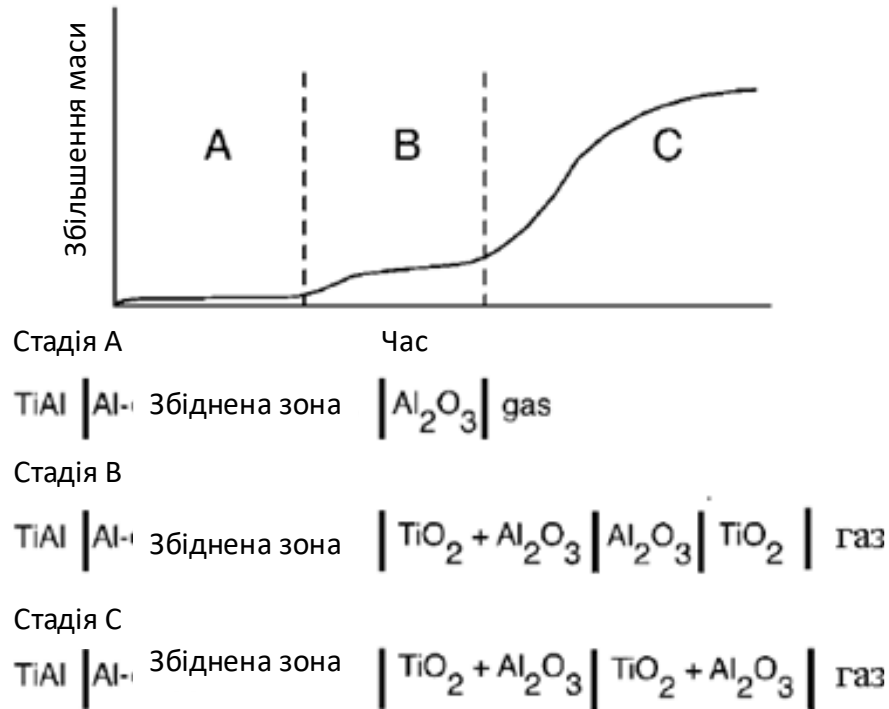


Рисунок 1.6 – Модель формування оксидного шару титан-алюмінієвого інтерметалідного сплаву

Вплив концентраційного співвідношення алюмінію і титану на структуру оксидного шару, що утворюється, частково відображено в роботі [22] (рис. 1.7). Структура оксидних шарів в даній моделі в основному узгоджується з базовою моделлю початкової стадії окислення [21] та даними термодинамічної стабільності оксидів [23].

У сплавах із відносно невисоким вмістом алюмінію (сплави на основі фаз α_2-Ti_3Al та поєднання α_2-Ti_3Al та $\gamma-TiAl$) насамперед формуватиметься оксидний шар компонента вищої концентрації – титану. Надалі через збіднення поверхневого шару титаном, який вступив у реакцію з киснем, формуватиметься переважно оксид алюмінію. При цьому передбачається утворення шарів оксиду алюмінію і титану, що чергуються, число і товщина яких залежить від тривалості витримки і температури.

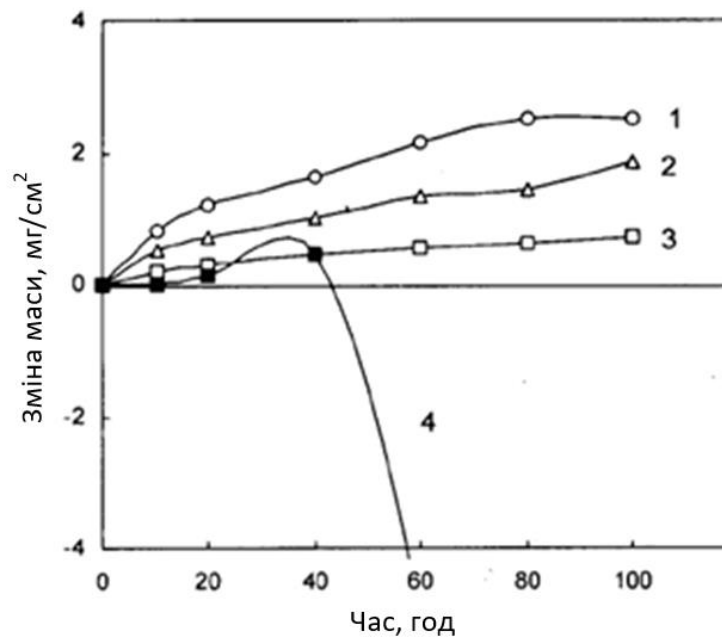


Рисунок 1.7 – Вплив співвідношення концентрації алюмінію та титану на структуру оксидного шару

Відомо [1, 7, 8, 24], що зі зростанням концентрації алюмінію змінюватиметься структура сплаву. З рис 1.7 видно, що з підвищенням вмісту алюмінію утворюються більш стійкі до фази окислюваності, TiAl і TiAl_3 . Найкращою стійкістю до високотемпературної газової корозії будуть сплави, основу яких становить фаза TiAl_3 . В даному випадку на поверхні формується шар оксиду алюмінію Al_2O_3 , що характеризується високою хімічною та термічною стабільністю. Дослідження інтерметалідних сплавів на основі алюмінідів титану показали [25, 26, 27, 28], що кращим поєднанням механічних властивостей володіють сплави на основі фаз $\alpha_2\text{-Ti}_3\text{Al}$ і $\gamma\text{-TiAl}$, на поверхні яких в умовах високотемпературного окислення буде формуватися і титану.

На даний момент проблемі високотемпературного окислення інтерметалідних сплавів та їх захисту приділяється досить велика увага в роботах вчених та фахівців різних країн, у той час як питання сульфідно-оксидної корозії інтерметалідних титан-алюмінієвих сплавів практично не вивчене.

В роботі [27] була вивчена стійкість до високотемпературної газової корозії сплавів з високим вмістом алюмінію (вище 48 %): Ti-50Al, Ti-48Al-2Cr-2Nb та Ti-50Al-10Cr. при температурі 900 °С у розплаві солей Na₂SO₄+K₂SO₄ (25 % мас.). Результати випробувань (рис. 1.8) [30] дозволили встановити, що інтерметалідні сплави з високим вмістом алюмінію додатково леговані хромом мають задовільну стійкість до сульфідно-оксидної корозії – на відміну від нікелевого суперсплаву K38G (Ni-16,3С2-8,8Мо-4Al-3,8Ti) поверхневий шар продуктів реакції зберігав свою міцність впродовж усього циклу випробувань.



1 – Ti-50Al; 2 – Ti-48Al-2Cr-2Nb; 3 – Ti-50Al-10Cr; 4 – K38G

Рисунок 1.8 – Приріст на зразках з інтерметалідних матеріалів в умовах сульфідно-оксидної корозії

Важливо відзначити, що невисока тривалість випробувань (100 годин) не дозволяє зробити висновок про стійкість цих матеріалів в умовах тривалої експлуатації. Лінійний характер зростання шару продуктів корозії сплавів хімічного складу Ti-50Al та Ti-48Al-2Cr-2Nb вказує на наступний факт – сформований шар продуктів корозії, основу якого, як зазначається в роботі, складають оксиди Al₂O₃ та TiO₂, а також сульфід TiS не надає бар'єрних властивостей на дифузію сірки та кисню до поверхні матеріалу. В умовах

тривалої експлуатації стабільне зростання продуктів корозії призведе до руйнування поверхневого шару під дією циклічних навантажень та внутрішніх напружень.

1.3. Вплив корозійних пошкоджень на експлуатаційні характеристики деталей та вузлів газотурбінних двигунів

Високотемпературна корозія значно впливає на пошкоджуваність лопаток турбіни, знижуючи їх ресурс і зменшуючи таким чином міжремонтне напрацювання двигуна і його надійність. Особливо пошкодження поверхневого шару внаслідок зазначених процесів знижує втомну міцність робочих лопаток ГТД, що пояснюється виникненням концентраторів напружень. Присутність відкладень (золи) на поверхні призводить до значного зниження їх довговічності, зокрема при напруженні в 320 МПа спостерігається зниження довговічності за критерієм міцності втомно до 10 разів у присутності золи на поверхні зразків [28], а за критерієм тривалої міцності до 2-3 разів (залежно від матеріалу).

Зміна розрахункової геометрії профілю, викликане корозійним пошкодженням поверхні при тривалій експлуатації, також є причиною розбалансування ротора та зміни характеру режиму коливання лопаток [29], що також призводить до зниження їх втомної міцності.

Крім іншого, корозійні ушкодження лопатки впливають і на ряд інших суттєвих характеристик ГТД, що обумовлено зміною геометрії профілю лопаток турбіни внаслідок пошкодження поверхневого шару деталі внаслідок наявності хімічних процесів між матеріалом лопатки та агресивними компонентами навколишнього середовища (рис. 1.9 та 1.10) [30]. Невідповідність геометрії профілю робочих лопаток, щодо розрахункових, негативно позначається на характеристиках виробу загалом. Дослідження та результати експлуатації вказують на те, що, навіть відхилення геометрії профілю від розрахункової на мікрорівні, пов'язане з погіршенням шорсткості з 4 до 40 мкм, знижує ККД окремої ступені турбіни на величину до 0.5 – 1 %.

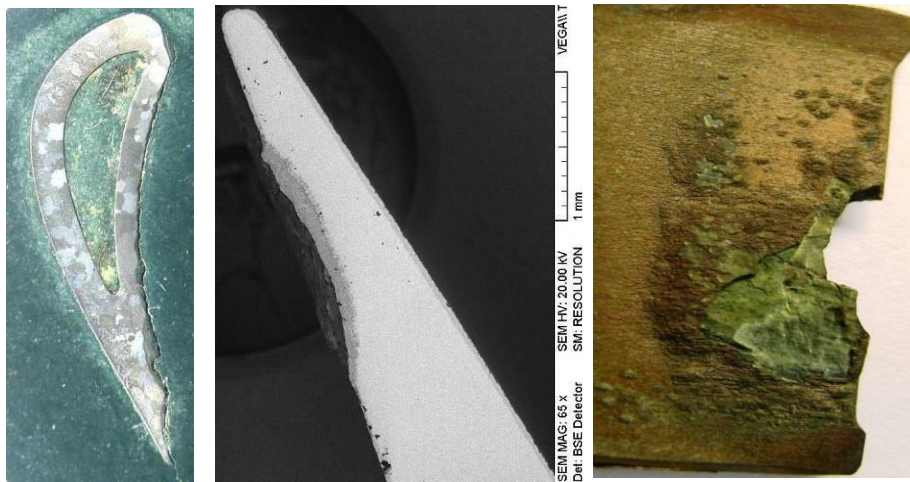


Рисунок 1.9 – Зміна геометрії профілю лопаток двигуна ТВЗ-117 після експлуатації

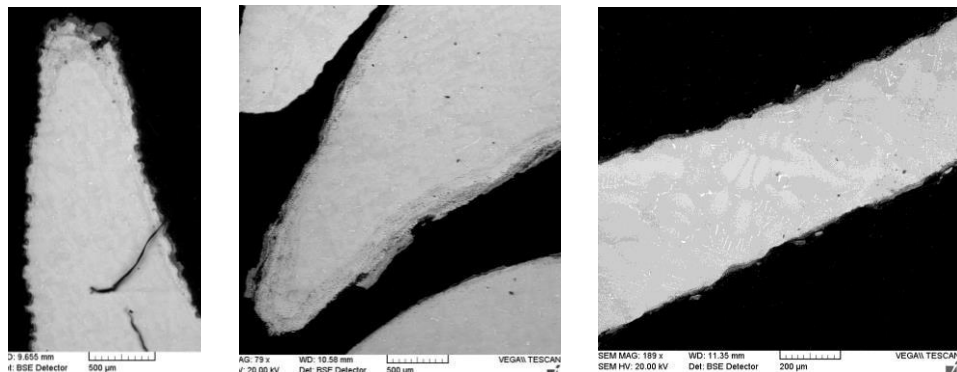


Рисунок 1.10 – Зміна геометрії профілю лопаток двигуна ТВЗ-117 після випробувань за умов високотемпературної корозії

Також зазначається, що зміна геометрії профілю в результаті пошкодження поверхневого шару лопатки та його забруднення корозійними нашаруваннями призводить також до зростання витрати палива.

Значний вплив корозійних пошкоджень лопатки позначаються на аеродинамічних параметрах лопатки.

Зокрема, в окремих роботах [31] були проведені випробування на динамічному повітряному стенді. Зазначається, що у результаті зміни геометрії проточної частини лопатки (наприклад, зміна профілю вихідної кромки, показане на рисунку 1.9 та 1.10) змінюється і кут виходу потоку газу, що позначається на таких параметрах як ККД ступені, витраті газу, а також впливає на осьове зусилля, що діє на робочі лопатки турбіни (рис. 1.11 та 1.12).

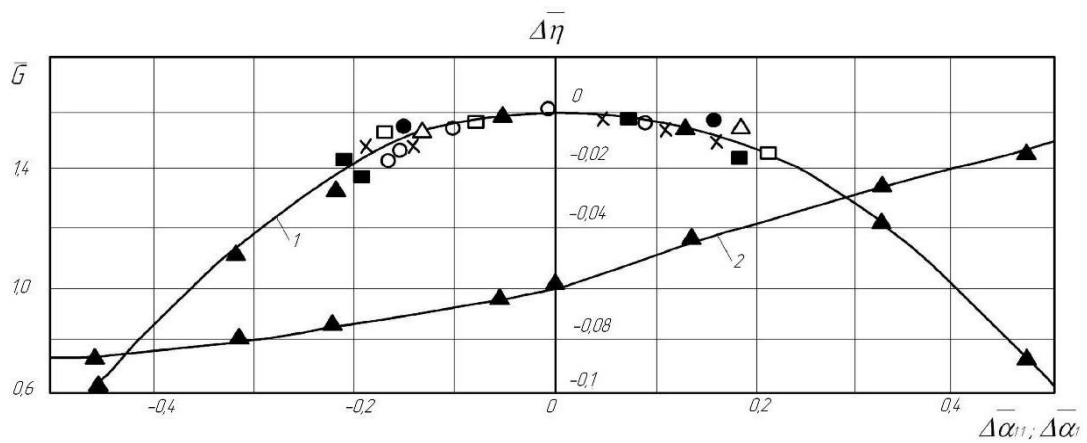


Рисунок 1.11 – Залежність внутрішнього ККД (1) та питомої витрати робочого тіла у турбіні (2) від величини зміни кута виходу потоку газу ($\Delta\alpha$)

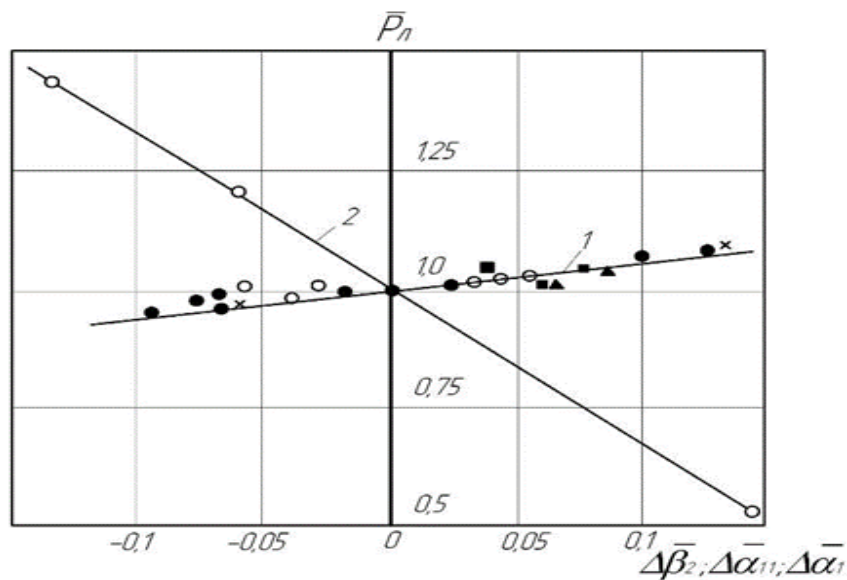


Рисунок 1.12 – Вплив зміни кута виходу потоку газу на осьове зусилля на робочу лопатку турбіни

Значний вплив також надає зміна макрогеометрії в зоні вхідної кромки. Подібні ушкодження (рис. 1.13) [32] призводять до зміни кута потоку газу на вході в решітку, що обумовлює зміну кута атаки та зниження ефективності роботи турбіни за рахунок збільшення профільних втрат окремих ступенів.

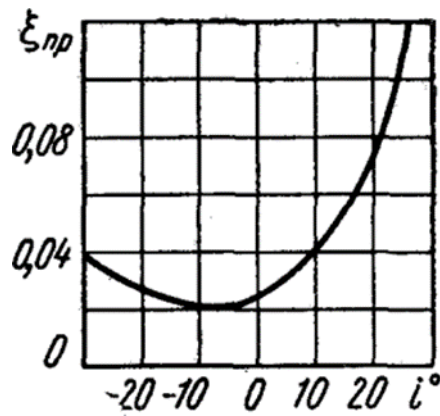


Рисунок 1.13 – Вплив зміни кута атаки на коефіцієнт профільних втрат

Корозійні процеси, що відбуваються на поверхні лопаток турбін можуть призвести до зменшення товщини профілю лопатки і радіусу входної кромки, це призводить до зниження ККД ступеня турбіни (рис. 1.14) [33], а також зменшує ефективний переріз і таким чином знижує тривалу міцність лопатки.

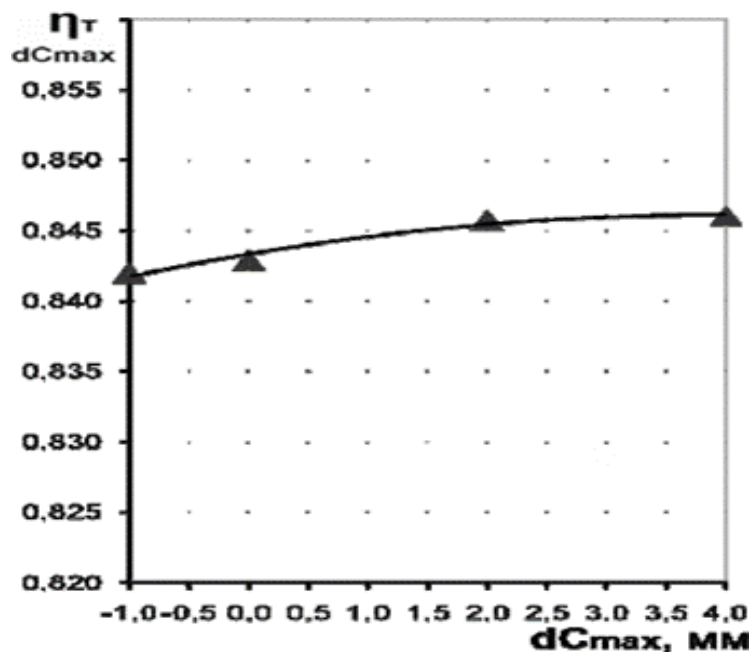


Рисунок 1.14 – Вплив зміни максимальної товщини профілю робочої лопатки на ККД ступеня турбіни

1.4. Аналіз методів підвищення стійкості лопаток турбіни до високотемпературної газової корозії

Одним із основних методів протидії високотемпературній газовій корозії поверхні лопаток турбін та компресора авіаційних газотурбінних двигунів на даний момент є нанесення захисних покриттів [34 – 37]. Згідно з

наявною класифікацією всі захисні покриття поділяються на дифузійні та конденсаційні.

Перша група виконується за технологією дифузійного насичення матеріалу поверхні лопаток. При цьому на поверхню лопатки наносять певним способом шар стійкішого до високотемпературної газової корозії матеріалу і проводять термічну обробку при високій температурі. В результаті поверхневий захисний шар являє собою суміш (дифузійну зону) вихідного матеріалу і корозійностійкого матеріалу. Залежно від методу нанесення захисного шару можна виділити твердофазне дифузійне насичення з порошків, хімічне осадження з парової фази (CVD-метод), золь-гель метод, гаряче занурення в розплав, шлікерний метод та інші [35].

При нанесенні конденсаційних покриттів на поверхні формується захисний шар, склад якого залежить від матеріалу підкладки. При цьому залежно від конкретної технології нанесення захисного покриття може передбачатися термічна обробка після нанесення покриття (зокрема, високотемпературний відпал у вакуумі). В даному випадку між покриттям та вихідним матеріалом утворюється аналогічна першому типу покриттів, дифузійна зона. Найбільшого поширення набули методи іонно-плазмового напилення у вакуумі, газотермічного плазмового напилення на повітрі, газополум'яне та електронно-променеве напилення [5].

До захисних покриття для лопаток турбін і компресорів так само є цілий комплекс вимог. Крім забезпечення зниження швидкості корозійних процесів порівняно з вихідним матеріалом, захисні покриття повинні мати термічну стабільність хімічного складу і структури, відповідний коефіцієнт термічного розширення, достатньою міцністю зчеплення з поверхнею підкладки. При цьому технології формування покриттів повинні забезпечувати відсутність дефектів в поверхні і забезпечувати доцільну економічність процесу нанесення покриття [14, 19].

Аналіз існуючих методів отримання багатокomпонентних захисних конденсаційних покриттів наведених у роботі [5] показує, що найбільш прийнятними стосовно лопаток авіаційних двигунів є:

- а) методи випаровування матеріалів у вакуумі (вакуумно-дуговий метод);
- б) плазмове напилення на повітрі.

В цій же роботі [5] зазначається, що електронно-променева технологія має невисоку відтворюваність параметрів покриття, що є наслідком великої кількості параметрів випаровування, що важко контролюються. Це в свою чергу призводить до високої складності та ціни обладнання. Детонаційне напилення не забезпечує необхідної точності і якостей покриття (таких як елементний та фазовий склад, товщина).

Незважаючи на невисоку точність і якість поверхні, що забезпечуються при реалізації напилення покриття плазмовим методом на повітрі, цей метод має дуже високу простоту, надійність і продуктивність, що обумовлює область його застосування для нанесення жаростійких покриттів товщиною понад 60...100 мкм на лопатки турбін. Інші важливі переваги даного методу, порівняно з вакуумно-дуговим, детонаційним та газополум'яними методами формування покриттів [38]:

- а) можливість отримання покриттів із будь-яких матеріалів без обмеження за температурою плавлення;
- б) нанесення покриттів на деталі будь-яких розмірів, а також локальне формування покриттів;
- в) невисокий термічний вплив на поверхню деталі;
- г) можливість керування умовами формування покриттів, енергетичним станом частинок шляхом гнучкого регулювання режимів роботи плазматрону.

З іншої сторони, основними перевагами вакуумно-дугового методу є [35, 39]:

- а) висока точність та відтворюваність процесу;
- б) низька пористість одержуваних покриттів;

в) можливість реалізації іонного очищення поверхні необхідної для підвищення структурної стабільності і адгезії покриття;

г) невисока шорсткість поверхні.

До недоліків процесу можна віднести високу складність і вартість обладнання – в середньому вище в 3...5 разів у порівнянні з методом твердофазного дифузійного насичення поверхні [5].

Що стосується зазначеної класифікації, можна виділити кілька основних підходів до захисту титан-алюмінієвих інтерметалідних сплавів від високотемпературної газової корозії:

1. Нанесення дифузійних покриттів на основі хімічних елементів або сполук, що мають високу спорідненість до кисню та високу хімічну та термічну стабільність оксидів. Основним завданням при реалізації даного підходу є створення поверхні рівномірного шару оксиду алюмінію, що перешкоджає дифузії кисню до поверхні матеріалу. Сюди можна віднести насичення поверхні такими компонентами, як Al, Si, Cr, Hf, Y, Nb, Mo, а також складними компонентами типу Al_2O_3 , Al_3Ti та іншими.

Приклад реалізації такого підходу описаний у низці робіт, у тому числі в роботі авторів S. Mirzamohammdi, R. Jafarian та ін [40]. Авторами було проведено дослідження впливу насичення поверхні алюмінієм на окислюваність γ -TiAl сплавів. Використовувалися зразки на основі сплаву Ti-47Al і Ti-47Al-2Cr, які після попереднього полірування піддавали алітуванню в суміші порошків Al і Al_2O_3 впродовж 6 годин при 950 °C у середовищі суміші газів аргону і водню.

Встановлено, що оксидна плівка на поверхні матеріалу системи TiAlCr зростає повільніше, ніж на зразку матеріалу на основі TiAl.

Алюмінідне покриття, одержуване за такою технологією досліджується у роботі [41]. В даному випадку вивчався α_2 -сплав хімічного складу Ti-25Al-10Nb-3V-1Mo після його алітування в суміші 2% Al+3% AlF_3 + Al_2O_3 . Випробування проводилися за температури 760 °C повітря. Незважаючи на позитивний ефект алітування (збільшення стійкості до 5 разів), у процесі

охолодження зразків на поверхні утворювалися тріщини, що пов'язано з високою крихкістю $TiAl_3$.

Застосування іншого методу (золь-гель) створення на поверхні захисного шару з оксидів алюмінію і кремнію показано в роботах [42, 43]. У першому випадку авторами був запропонований варіант захисного покриття для сплаву γ -МЕТ ($Ti-46,5Al-4Cr,Nb,Ta,B$) що складається з шарів Al_2O_3 і SiO_2 товщиною близько 1-2 мкм після термообробки, а в другому на хімічний сплав складу $Ti-46Al-7Nb-0.7Cr-0.1Si-0.2Ni$ тим самим способом наносили шар покриття з діоксиду кремнію товщиною близько 0,2 мкм.

Сутність «золь-гель» методу полягає в наступному: на поверхню сплаву наносять захисний шар у вигляді колоїдного розчину, або розпорошуючи його на зразок ("Spray Coat") або шляхом занурення зразка в розчин ("Dip Coat"), висушують для його перекладу в стан гелю, після чого потім відпалюють протягом певного часу для формування покриття.

До високотемпературної газової корозії не менше ніж у 4 рази для покриття $Al_2O_3+SiO_2$ та в 1,4 рази для покриття без оксиду алюмінію.

2. Нанесення конденсаційних захисних покриттів, з метою зниження інтенсивності дифузії кисню та інших корозійних агентів поверхні матеріалу підкладки, та з іншого боку, для перешкоди дифузії компонентів основного матеріалу на границі з навколишнім середовищем. Найбільш поширеними способами є вакуумно-дугове [7, 34] і магнетронне розпилення [44], а також газотермічне плазмове напилення повітря [44, 45].

В обох випадках найбільш доцільними є системи покриттів $NiCrAlY$, $CoCrAlY$, $NiAlCr$ [7], а при реалізації нанесення покриття у вакуумі також можна виділити системи $TiAlCr$, $TiAlCrY$, $TiAlAg$ [8].

Основною перевагою покриттів системи $Ti-Al-Cr-Me$ є близькість коефіцієнтів температурного розширення матеріалів покриття та підкладки, завдяки чому можна досягти більш високої міцності втоми деталі, особливо в порівнянні з алюмінієвими покриттями. Це підтверджується висновками, зробленими в роботі [22], де зазначається, що покриття системи $Ti-Al-Cr$ та $Ti-$

Al-Cr-Y показує найкращі результати при циклічних випробуваннях на стійкість до окислення, порівняно з покриттям Al_2O_3 , отриманим методом хімічного осадження. із парової фази.

У роботі [8] було проведено дослідження стійкості інтерметалідного сплаву γ Ti-45Al-8Nb з покриттями систем TiAlCrYN і TiAlAg на стійкість до високотемпературного окислення. Покриття було отримано методом іонного розпилення у вакуумі. Автором була проведена оцінка окислюваності гравіметричним методом в ізотермічних умовах за температур 750 і 850°C і часу витримки до 3000 годин, і було встановлено 2,5...5 кратне збільшення стійкості сплаву до високотемпературної корозії.

Вплив покриттів системи Al-Ti-N вакуумно-дуговим методом, що наносяться на підкладку, в середовищі азоту на стійкість сплаву до сульфідно-оксидної корозії (середа $H_2+H_2S+H_2O$, температура 850 °C) було вивчено в роботі [43]. Основною причиною цього можна вважати невисоку хімічну стабільність нітриду титану при підвищеній температурі: за даними роботи [44] нітриди титану та алюмінію (TiN і Ti_2AlN) окислюються майже з тією ж швидкістю, що і сам титан і перешкоджають утворенню безперервного шару оксиду алюмінію.

Більш ефективним способом підвищення стійкості до ВГК є формування таких нітридів у глибині матеріалу, а не на кордоні з навколишнім середовищем. При цьому в поверхні краще формувати нітриди хрому, дослідженню покриття на основі якого присвячена робота [45]. В роботі було досліджено зразки зі сплаву Ti-45Al-8Nb-0.2C, на які наносили покриття системи CrAlY методом плазмового розпилення в середовищі аргону і азоту. Оцінка стійкості до високотемпературної корозії проводилася гравіметричним методом після витримки за різних температур (750, 850, 950 °C) протягом 500 годин.

На підставі отриманих результатів, авторами [46] був зроблений висновок про високу корозійну стійкість даного покриття при температурах 750 і 850 градусів, завдяки, по-перше, формуванню шару TiN на межі

«підкладка-покриття» який перешкоджав дифузії титану в покриття, що в свою черга призвела до утворення на поверхні покриття суміші оксидів Al_2O_3 і Cr_2O_3 які мають підвищену стійкість до високотемпературної корозії.

3. До інших методів, що мають на меті модифікацію поверхневого шару інтерметалідних сплавів, з метою підвищення стійкості до високотемпературної газової корозії можна так само віднести іонну імплантацію, хімічну та електрохімічну обробку поверхні (зокрема, мікродугове оксидування).

Дослідження модифікації поверхні інтерметалідного сплаву методом іонної імплантації проводилося у роботі [44]. Було зазначено, що іонна імплантація бета-стабілізаторів Fe, Mo, W сплаву Ti-50.45Al-0.05Fe-0.007Si-0.016C дозволяє до 5-10 разів знизити інтенсивність деградації поверхні зразків в умовах високотемпературного окиснення. Цей ефект на думку авторів роботи пояснюється стимулюванням формування Al_2O_3 . Важливо також враховувати, що висока концентрація деяких бета-стабілізаторів у поверхні (зокрема, Nb) негативно впливає на механічні властивості інтерметалідних сплавів через виникнення внутрішніх напружень у поверхневих шарах та зниження пластичності. [22, 47].

Іншою перспективною технологією модифікації поверхні є імплантація атомів неметалів групи галогенів (переважно Cl, F). У роботах [48, 49] описаний ефект від іонно-променевої та іон-іммерсійної імплантації іонів фтору та хлору в поверхню зразків зі сплаву γ -MET (Ti-46.5Al-4Nb, Cr, Ta, V), які надалі піддавалися випробуванням на високотемпературну окислюваність протягом 1000 та 100 годин при температурі 900 °C.

Позитивний ефект від імплантації іонів фтору пояснюється так званим галогенним ефектом. Цей ефект полягає в тому, що іони групи галогенів (особливо фтор та хлор) після їхньої іонної імплантації в поверхню активують механізм селективного окислення алюмінію, що призводить відповідно до утворення суцільної плівки Al_2O_3 та уповільнення процесу окислення. Незважаючи на більш ніж 4-х кратне збільшення стійкості до

високотемпературної корозії в результаті іонної імплантації фтору поверхня, реалізація даної технології пов'язана з низкою технологічних труднощів, пов'язаних, у тому числі з високою токсичністю хлору та фтору в газоподібному стані.

Метод хімічної обробки поверхні титан-алюмінієвого сплаву описаний у роботі [50]. Автори даної роботи витримували зразки з γ -TiAl сплаву (Ti-54Al) в 0.3M розчині ортофосфорної кислоти протягом 1 хвилини з наступним сушінням протягом 24 годин на повітрі. Далі зразки випробовували в умовах ізотермічного окиснення при температурі 800 °C з періодичним зважуванням.-

Висновки до розділу 1

Очевидно, що властивості деталей з інтерметалідних сплавів залежать в першу чергу від їх хімічного складу та структури, і стійкість до високотемпературної газової корозії, особливо при близькій до температури граничної температури працездатності, не є винятком.

Наявні дослідження з титан-алюмінієвих сплавів дозволяють також припустити, що лопатки турбіни низького тиску двигуна Д-18Т будуть схильні до інтенсивної корозії навіть в умовах атмосферного повітря. Висока концентрація титану в матеріалі деталі може призвести до формування оксиду TiO_2 , який не має достатньої хімічної і термічної стабільності при високих температурах.

Ресурс будь-якого газотурбінного двигуна безпосередньо залежить від ресурсу кожної конкретної деталі, особливо обмежується ресурсом лопаток турбін, які працюють у дуже складних умовах. Так як високотемпературна газова корозія у багатьох випадках є причиною руйнування деталі, то жаростійкість лопатки турбіни зумовить ресурс всього виробу. Отже, питання підвищення ресурсу деталі шляхом захисту її поверхні від агресивного впливу довкілля за умов температури експлуатації є дуже актуальним.

Виходячи з цього необхідно вивчити вплив різних методів захисту поверхні на кінетику руйнування поверхні досліджуваної деталі з інтерметалідного сплаву в умовах високотемпературної газової корозії. При цьому літературний огляд існуючих технологій модифікації поверхні не дозволив виявити конкретний метод, який би забезпечив максимально підвищення стійкості лопатки ГНТ до високотемпературної корозії.

РОЗДІЛ 2

МЕТОДИКИ ДОСЛІДЖЕНЬ І МАТЕРІАЛИ ЛОПАТОК ТУРБИНИ НИЗЬКОГО ТИСКУ

2.1. Методика оцінки стійкості до високотемпературної газової корозії

2.1.1. Визначення стійкості до високотемпературної газової корозії

Оцінка інтенсивності руйнування поверхні лопатки ТНТ з інтерметалідного сплаву за умов високотемпературної газової корозії проводилася за гравіметричною методикою. Сутність її полягає в наступному. Зразки поміщалися в тиглі і витримувалися при високій температурі в атмосфері повітря з нанесеним шаром синтетичної золи або без нього впродовж певного часу.

Періодично зразки виймалися з печі, і після остигання та видалення шару золи зважувалися. За підсумками випробування будувалася залежність питомої приросту ваги від тривалості випробування. Питома приріст q визначався за формулою:

$$q = \frac{\Delta m}{S} \text{ (г/см}^2\text{)}, \quad (2.1)$$

де Δm – різницю між початковою масою зразка та масою в даний момент часу, г;

S – площа поверхні зразка, см².

Швидкість корозії (інтенсивність руйнування) q' за певний цикл оцінювалася як відношення питомої приросту ваги q до тривалості цього циклу t .

Окремо оцінювалася стійкість до окислювальної корозії (високотемпературне окислення) та сульфідно-оксидної корозії.

В обох випадках використовувалися тиглі з оксиду алюмінію (корунду) чистотою не нижче 95 % об'ємом 90 мл та 4,5 мл (рис. 2.1). Тигель більшого об'єму застосовувався для зручності завантаження/вивантаження зразків із

печі, а меншого об'єму для забезпечення контакту зразків зі стінками тигля не більше ніж по 4 точках.



Рисунок 2.1 – Тиглі об'ємом 90 мл (ліворуч) та 4,5 мл (праворуч)

Для випробувань зразків використовувалася камерна піч із двостороннім нагріванням LH 15/12 (рис. 2.2 а), оснащена контролером для автоматичного включення та вимкнення подачі струму на нагрівальні елементи залежно від режимів термічного циклу. Температура усередині печі контролюється термопарою NiCr-Ni з точністю виміру $+3\text{ }^{\circ}\text{C}$. Загальний час експозиції зразків у печі становив не менше 450...500 годин з тривалістю першого циклу 20 годин, а кожного наступного – 50...100 годин. Відповідно до вимог при часі витримки до 100 годин включно зразки завантажувалися в розігріту піч і вивантажувалися з гарячої печі. За часу витримки понад 200 годин допускалося охолодження зразків разом із піччю.

Після кожного циклу зразки, що охолоджувалися, зважували в тиглях (об'ємом 4,5 мл) і без них на аналітичних лабораторних вагах ANG-220С з точністю до 0,0001 мг (рис. 2.2 б).

При оцінці інтенсивності руйнування в умовах сульфідно-оксидної корозії використовувалася синтетична зола хімічного складу, зазначена в табл. 2.1. Для її отримання використовувалися такі порошки: V_2O_5 , NiO, CaO, Na_2SO_4 , Fe_2O_3 . Безпосередньо перед нанесенням порошків на зразок вони

змішувалися з етиловим спиртом для отримання суспензії в кількості 0,05-0,1 мл спирту на розрахункову кількість золи (порядку 25-30 мг).

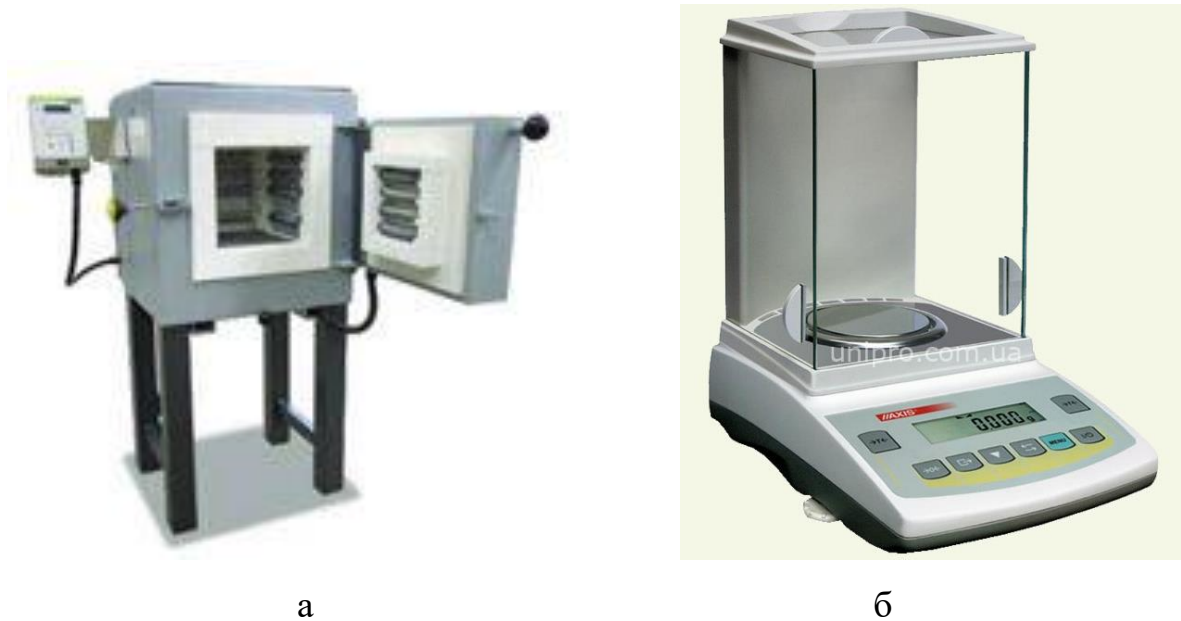


Рисунок 2.2 – Камерна піч LH 15/12 (а) та аналітичні ваги ANG-220C (б)

Після нанесення золи пензлем зразки завантажувалися в тиглі об'ємом 4,5 мл і висушували на повітрі впродовж 20 хвилин, потім зважувалися разом з тиглями для контролю підсумкової кількості золи.

Таблиця 2.1 – Хімічний склад синтетичної золи

| Компонент | Fe ₂ O ₃ | Na ₂ SO ₄ | CaO | NiO | V ₂ O ₅ |
|-----------------------|--------------------------------|---------------------------------|-----|-----|-------------------------------|
| Кількість, % вага. | 20,4 | 66,2 | 3,3 | 8,3 | 1,8 |

2.1.2. Дослідження хімічного та структурно-фазового складу інтерметалідного сплаву TNM-B1

Матеріал лопатки турбіни 5 ступені ТНТ двигуна Д-18Т відноситься до сплавів TNM групи. Діаграма стану наведена на рис. 2.3 [8]. Як видно з фотографії мікроструктури (рис. 2.4), для даного сплаву хімічного складу Ti-(43...44) Al-(<4%) Nb-(<1%) Mo-(<0.1%)В, С) характерна структура, близька до пластинчатої (“near-lamellar”) [7]. З метою підвищення пластичності лопатки при кімнатній температурі матеріал був легований ніобієм та

молібденом. У невеликій кількості (0,1...2 %) для покращення ливарних властивостей та підвищення виробничої технологічності лопаток ТНТ також присутній бор [51].

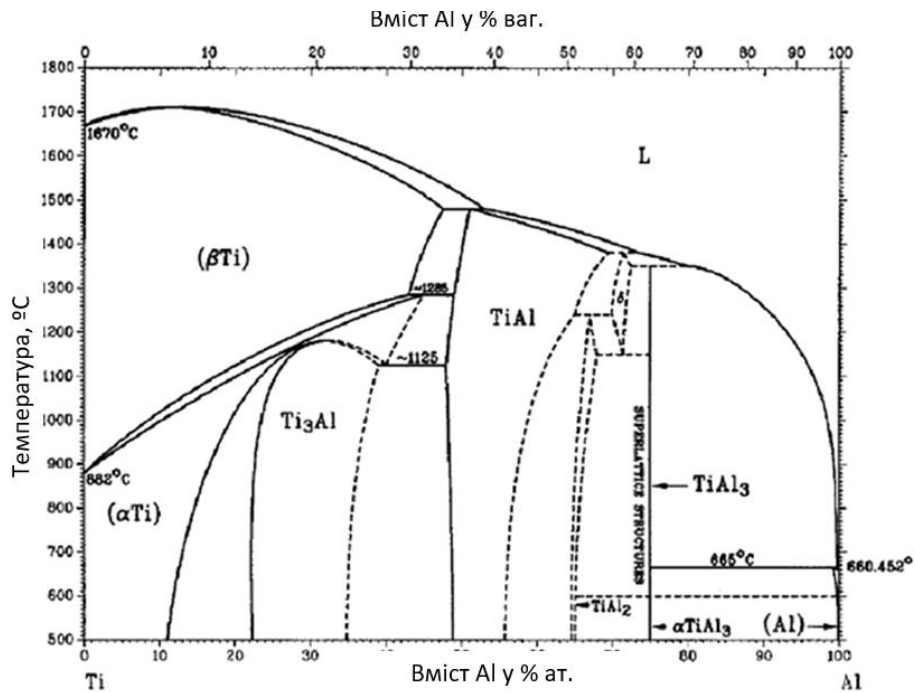


Рисунок 2.3 – Діаграма стану Ti-Al

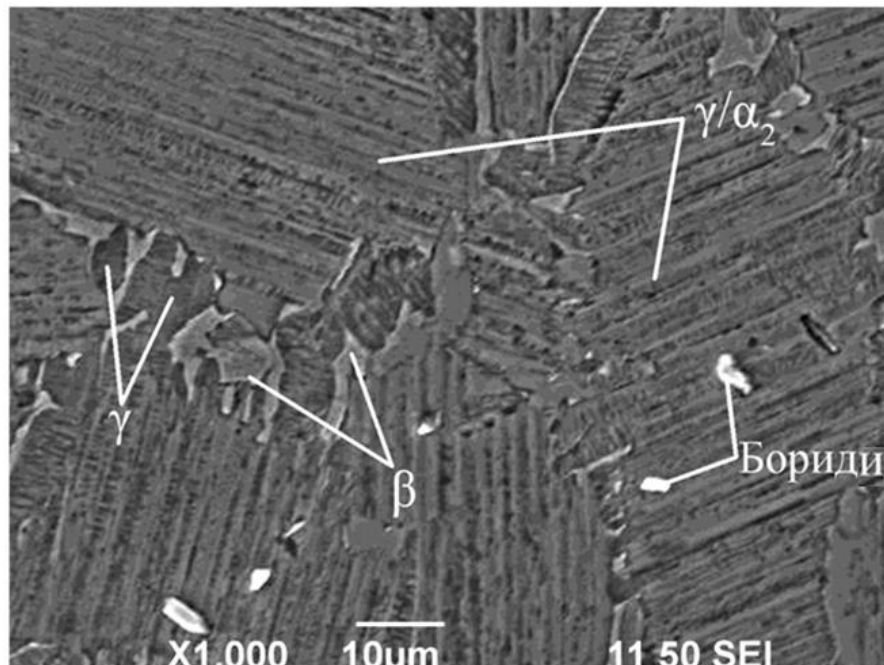


Рисунок 2.4 – Мікроструктура сплаву TNM-B1

Фазовий склад сплаву представлений такими основними компонентами: алюмініями титану γ -TiAl з тетрагональною $L1_0$ структурою та α_2 -Ti₃Al з

гексагональною DO_{19} структурою, а також у невеликій кількості Θ -фазою Ti_2AlNb [7]. Рентгенограма зразка у вихідному стані після шліфування представлена на рис. 2.5. Основою мікроструктури сплаву є зерна пластин γ/α_2 , які утворюються при затвердінні з рідкого стану за такими механізмами: а) $\alpha \rightarrow \alpha + \gamma \rightarrow \alpha_2 + \gamma$, б) $\alpha \rightarrow \alpha_2 + \gamma$, а також включення γ - фази та $\beta(B_2)$ -фази за межами пластин.

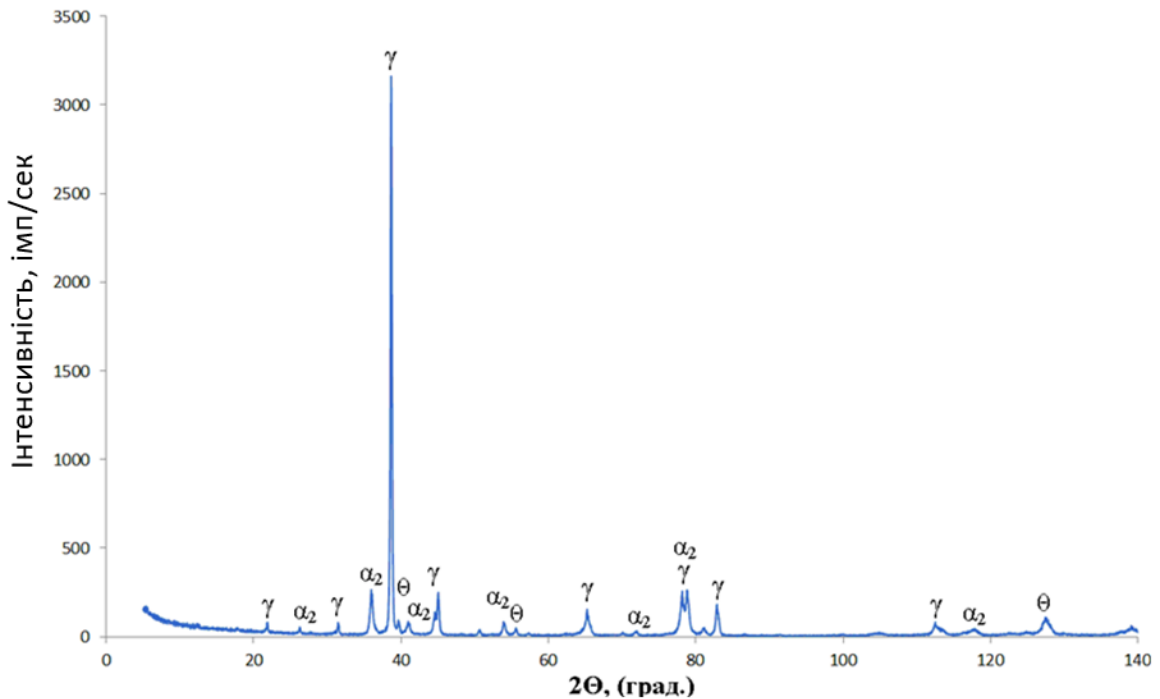


Рисунок 2.5 – Рентгенограма сплаву TNM-B1

Зразки для досліджень прямокутної форми та розміром $8 \times 8 \times 4$ мм вирізалися електроіскровим методом (рис. 2.6). Відсутність механічного впливу при електроіскровому різанні мідним дротом на верстаті A207.86 дозволяє отримувати зразки з мінімальним зміненим поверхневим шаром і відсутністю сколів, характерних для малих зразків із крихких сплавів.

З поверхні зразків видалявся дефектний шар методом тонкого полірування вручну на шліфувальному папері з абразивом оксиду кремнію. Кінцева шорсткість зразків склала не вище за Ra 0,8 мкм. Контроль шорсткості поверхні проводився на профілографі-профілометрі АБРІС (рис. 2. 7).

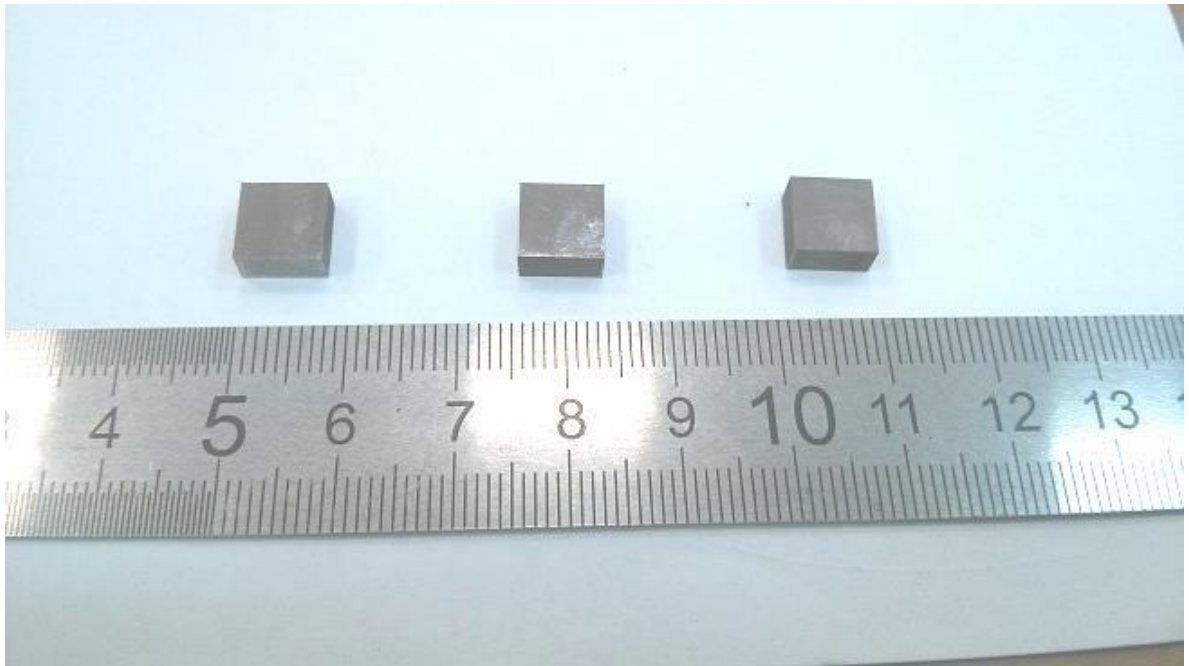


Рисунок 2.6 – Зразки для досліджень зі сплаву TNM-B1



Рисунок 2.7 – Профілограф-профілометр «АБРІС-ПМ7»

2.2. Методи дослідження структурно-фазового та хімічного складу поверхневого шару зразків

Для аналізу мікроструктури матеріалу, а також для визначення товщини та структури покриттів та продуктів корозії виконується металографічний аналіз зразків.

Металографічні дослідження поверхневого шару проводяться на мікрошліфах – поперечному та сферичному. Для отримання поперечного мікрошліфа зразки запресовувалися в смолу або заливалися сплавом Вуда. Далі зразки шліфувалися та полірувалися на шліфувально-полірувальному верстаті. При необхідності виявлення мікроструктури зразки хімічно обробляють, шляхом травлення розчином що містить 20% HNO_3 + 10% HCl .

Металографічний аналіз проводять:

- на інвертованому оптичному мікроскопі;
- на растровому електронному мікроскопі (РЕМ) у режимі вторинних та відбитих електронів.

З метою аналізу мікроструктури матеріалу, а також для визначення товщини та структури покриттів та продуктів корозії у роботі проводився металографічний аналіз зразків.

Металографічні дослідження поверхневого шару проводилися на мікрошліфах – поперечному та сферичному. Для отримання поперечного мікрошліфа зразки запресовувалися в смолу на устаткуванні Struers CitoPress або заливалися сплавом Вуда. Далі зразки шліфувалися та полірувалися на шліфувально-полірувальному верстаті (рис. 2.8). Для виявлення мікроструктури зразки піддавалися травленню розчином що містить 20% HNO_3 +10% HCl .

Металографічний аналіз проводився:

- на інвертованому оптичному мікроскопі обладнаному автономним блоком керування для виведення зображення на екран, його аналізу та обробки;
- на растровому електронному мікроскопі JEOL JSM-6490 LV у режимі вторинних (secondary) та відбитих (backscattered) електронів (рис. 2.9).

Для визначення концентрації хімічних елементів у поверхневій зоні досліджуваного зразка проводився кількісний мікрорентгено-спектральний аналіз (МРСА) на растровому електронному мікроскопі JEOL JSM-6490 LV.



Рисунок 2.8 – Шліфувально-полірувальний верстат



Рисунок 2.9 – Растровий електронний мікроскоп JEOL JSM-6490 LV

Основним елементом енергодисперсійного спектрометра є кремній-дрейфовий напівпровідниковий детектор рентгенівського випромінювання INCA X-act, що перетворює енергію рентгенівського випромінювання на напругу пропорційної величини. Система INCA Energy дозволяє визначати хімічний склад зразка, що вивчається в заданій оператором точці, а також розподіл елементів по певній області в режимі картування.

Для уточнення даних щодо хімічного складу окремих шарів не високої товщини (менше 5 мкм) проводився МРСА так званих сферичних шліфів, отриманих за допомогою приладу для сферичного полірування (рис. 2.10). Цей спосіб дозволяє більш просто і швидко отримати дані про хімічний склад та товщину покриття або оксидного шару в порівнянні з косими шліфами.

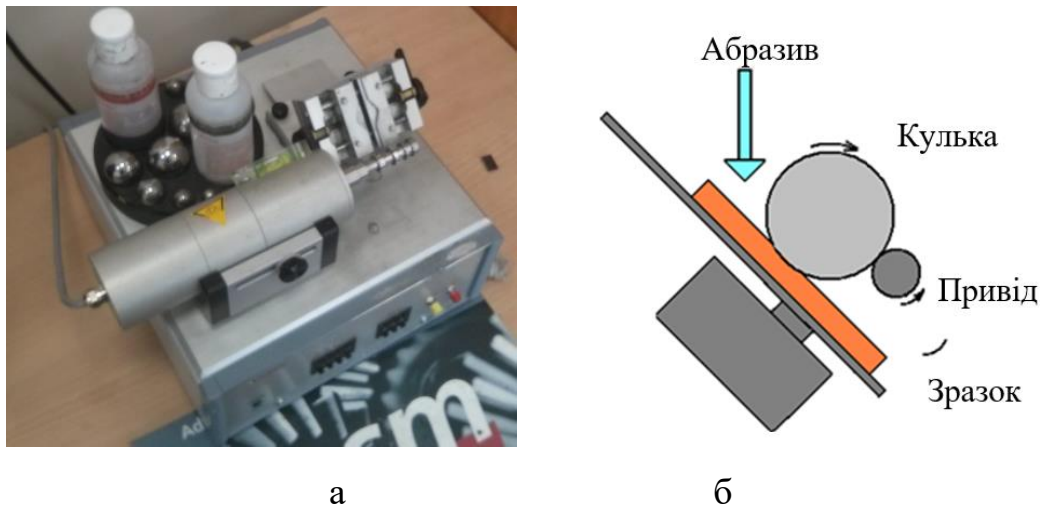
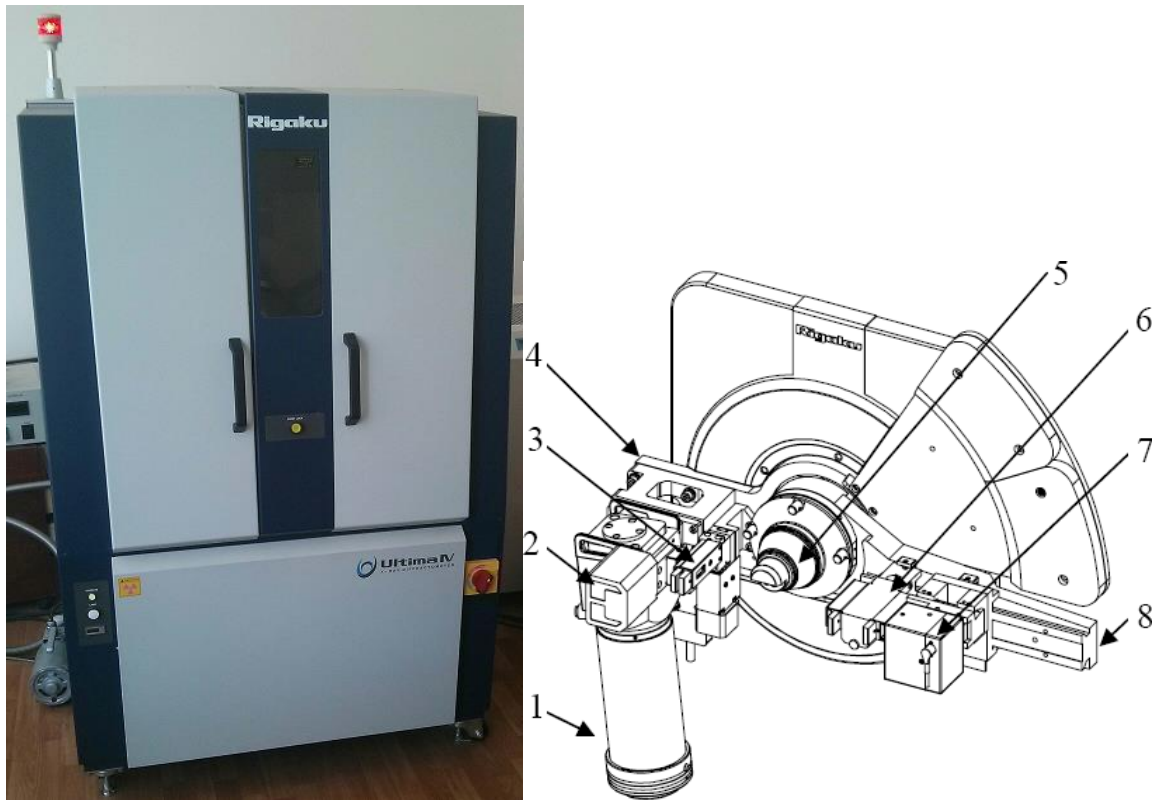


Рисунок 2.10 – Прилад для отримання «сферичних» шліфів (а) та схема процесу (б)

В даному випадку замість шліфувальних та полірувальних кіл використовуються кульки із зносостійкої сталі та абразив з розміром частинок від 0,2 до 1 мкм. Кулька з абразивом, обертаючись, формує поверхневий шар зразка. В результаті на зразку залишається заглиблення, розміри якої залежать від розміру використаної кульки та тривалості процесу.

Оскільки метод енергодисперсійного аналізу не дозволяє з достатньою точністю визначити наявність або відсутність тих чи інших фаз у матеріалі, то для цієї мети проводився також рентгеноструктурний (рентгенофазовий)

аналіз на рентгенівському дифрактометрі Rigaku Ultima IV (Японія), схема гоніометра якого наведена на рис. 2.11. б.



а

б

1 – рентгенівська трубка; 2 – затвор; 3 – щілинна коробка падаючого променя; 4 – ця-s важіль; 5 - пристрій для кріплення зразка; 6 – приймальна щілинна коробка; 7 – датчик; 8 – ця-d важіль

Рисунок 2.11 – Рентгенівський дифрактометр Rigaku Ultima IV (а) та схема гоніометра (б)

Отримані в результаті зйомки дифракційні картини, перетворені на рентгенограми, розшифровувалися з метою ідентифікації фазового складу речовини в програмі PDXL за допомогою картотеки рентгенограм PDF, складеної Міжнародним центром дифракційних даних. Наявність чи відсутність заданого з'єднання у зразку визначалося по 3-5 найбільш інтенсивним пікам [88].

Висновки до розділу 2

За результатами аналізу літератури і олюднення, що використовуються для дослідження металографічних характеристик матеріалів, було вибрано засоби, що дозволяли провести оптимальні металографічні дослідження структури матеріалів лопатки турбіни на основі інтерметалідного сплаву.

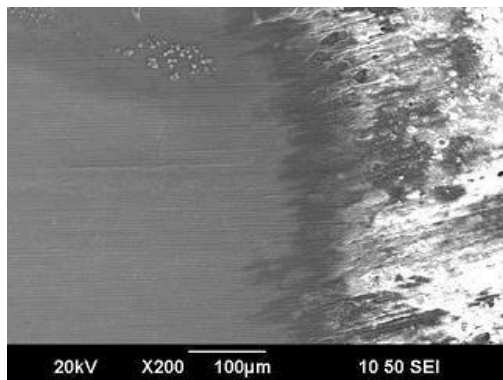
Всі металографічні дослідження в сучасних умовах проводяться з використанням сучасного лабораторного обладнання. Якість і надійність обладнання забезпечує її зручність в обслуговуванні, використання необхідних експериментальних параметрів. Всі ці засоби сприяють отриманню надійних, достовірних результатів дослідження за умов якісно проведених експериментів.

РОЗДІЛ 3

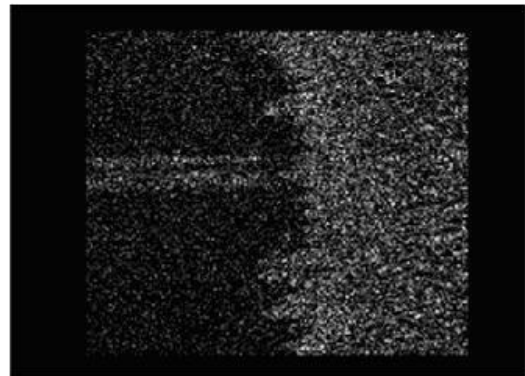
ДОСЛІДЖЕННЯ РУНУВАННЯ ПОВЕРХНІ ЛОПАТОК ТУРБІНИ НИЗЬКОГО ТИСКУ

3.1. Аналіз зміни структури та хімічного складу поверхні в умовах сульфідно-оксидної корозії

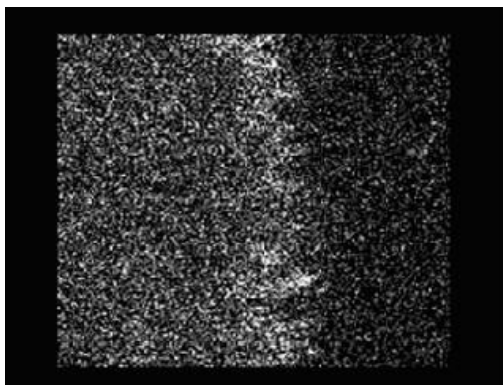
Для виявлення механізму корозійної дії агресивних компонентів золи на досліджуваний матеріал було проведено мікрорентгено-спектральний аналіз зразків у режимі гартування. Додатково для уточнення структури шарів та механізму їх формування були проведені випробування зразків після 3 годин (рис. 3.1) та 450 годин (рис. 3.2) витримки при температурі 800 °С в умовах сульфідно-оксидної корозії.



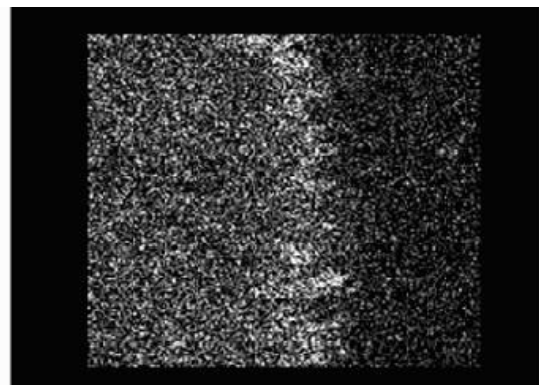
Вихідне зображення



Спектр кисню



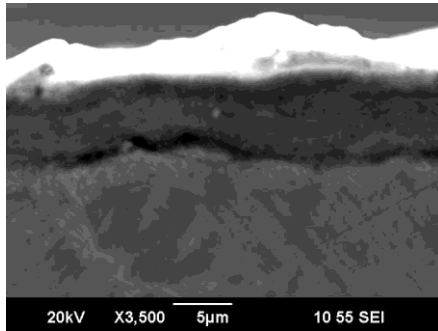
Спектр молібдену



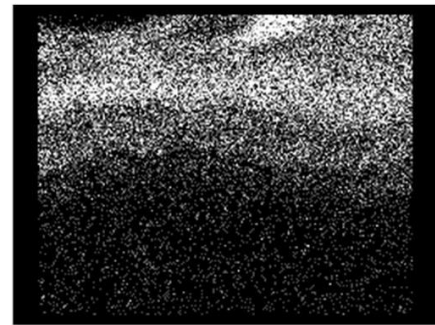
Спектр сірки

Рисунок 3.1 – Концентраційний пік сірки та молібдену після 3 годин витримки

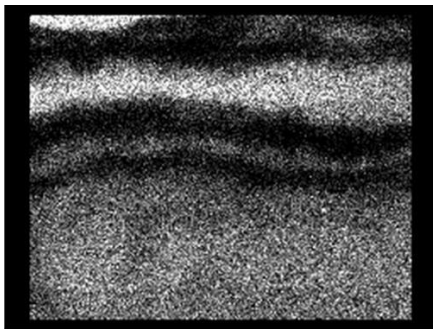
Хімічний та структурний аналіз показали, що на початковій стадії корозійного процесу зразків з нанесеним шаром синтетичної золи утворюється оксидний шар на поверхні інтерметалідного сплаву, схожий по структурі з оксидною плівкою, що утворилася в процесі простого окислення повітря. Це пояснюється більш високою активністю кисню в середовищі порівняно з сіркою, а також тим, що ізотермічні потенціали утворення оксидів алюмінію та титану вищі, ніж утворення сульфідів [14].



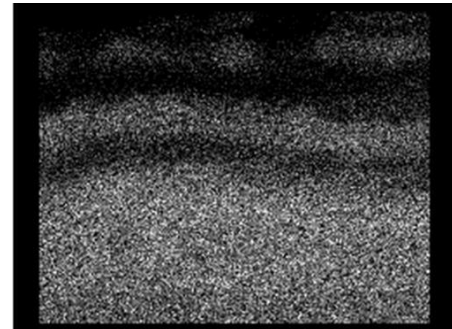
Вихідне зображення



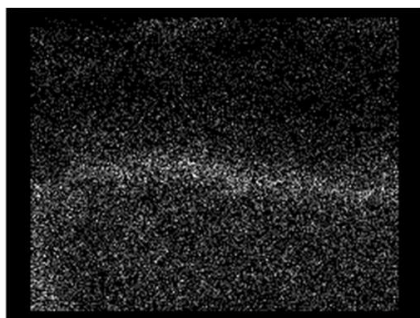
Спектр кисню



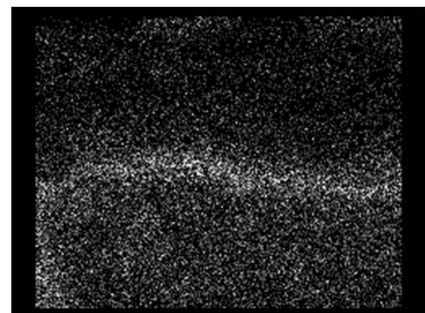
Спектр алюмінію



Спектр титану



Спектр молібдену



Спектр сірки

Рисунок 3.2 – Розподіл концентрації елементів у приповерхневому шарі зразка після витримки при температурі 800 °С із нанесеним шаром золи впродовж 450 годин

Встановлено, що на ранніх стадіях корозії спостерігається одночасний приплив сірки з шару золи в дифузійну зону основного матеріалу і нижню зону окисної плівки, а також зустрічна дифузія алюмінію з даної зони до поверхні, яка призводить до утворення шарів, що чергуються, оксиду алюмінію і, підвищення його концентрації у дифузійній зоні [53, 54]. Це призводить до значного зменшення концентрації алюмінію в нижній зоні оксидів і відносного збільшення концентрації оксидів титану в ній, а так само утворенню в дифузійній зоні сульфідів молібдену (і в меншій мірі ніобію). Його концентраційний пік спостерігається в тій же області, що і пік з'єднань сірки, як це видно з результатів аналізу хімічного складу поверхні на сферичному (рис. 3.1) та поперечному (рис 3.2) шліфах.

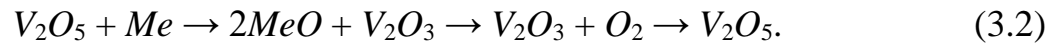
Дифузія алюмінію і титану під час випробувань призводить до формування пухкої верхньої (зовнішньої) зони, що характеризується сумішшю оксиду титану і алюмінію, а також до утворення в нижній (внутрішній) зоні, для якої в умовах простого окислення характерне переважання оксиду титану, прошарків завтовшки до 2 мкм. При кількісному точковому аналізі такі прошарки призводять до стрибкоподібної зміни концентрацій алюмінію та титану в окремих областях.

Надалі, зі зростанням окисної плівки, відбувається зменшення інтенсивності дифузії сірки і, як наслідок, зниження парціального тиску сірки. Це у свою чергу може призвести до перетворення сульфідів на оксиди за реакцією [55]:



Діоксид сірки, що знову утворився, так само вступає в реакцію з компонентами сплаву, дифундуючи при цьому глибше в поверхню сплаву.

На характер процесу корозії зразків також впливала оксид ванадію (V), який у мінімальній кількості був присутній у синтетичній золі, створюючи таким чином умови для ванадієвої корозії [19]. Оксид ванадію в процесі корозії сплаву є «транспортером» кисню, прискорюючи процес окислення компонентів сплаву за реакцією [19]:



На підставі проведених досліджень можна зробити висновок, що найбільш корозійно-активні компоненти синтетичної золи – сірка та ванадій – є каталізаторами процесу окислення сплаву, значно прискорюючи цей процес.

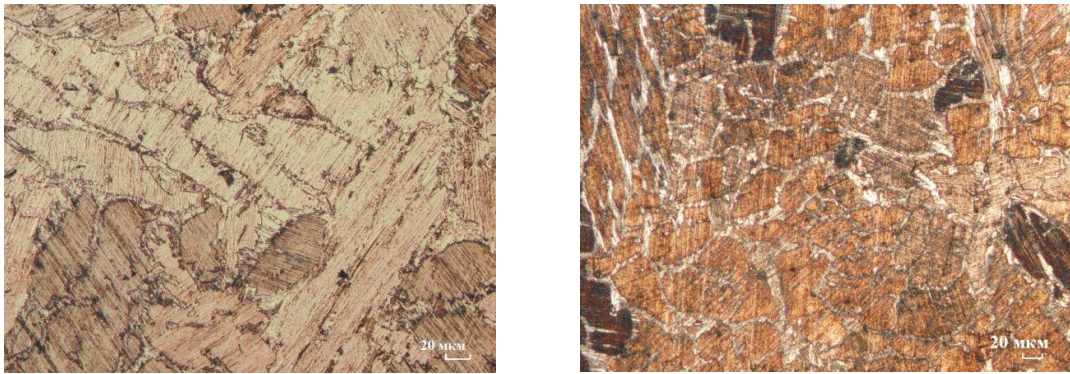
3.2. Вплив температури експлуатації на інтенсивність руйнування в умовах високотемпературного окиснення

Для встановлення закономірностей та особливостей процесу руйнування поверхні лопаток 5 ступені ТНТ з інтерметалідного сплаву на основі алюмінідів титану були проведені гравіметричні випробування на стійкість до високотемпературної корозії при температурі 800 і 850 °С в статичному повітряному середовищі.

Як було зазначено раніше, основними фазовими складовими матеріалу лопаток ТНТ у вихідному стані є зерна пластин γ/α_2 фаз із включеннями по межах γ -фази та $\beta(V_2)$ - фази. За результатами експозиції зразків за підвищеної температури було встановлено, що утворення нових фаз не відбувається, але змінюється співвідношення основних структурних складових: γ і γ/α_2 .

Зокрема, спостерігалось збільшення кількості глобулярної γ -фази по межах зерен, імовірно, за рахунок її утворення з пластинчастої фази, що призвело до подрібнення розміру γ/α_2 колоній на величину близько 46 % та 30 % від вихідного стану при витримці впродовж 1050 годин при температурі 800 °С та 850 °С (рис. 3.3).

Аналіз зміни швидкості зростання питомої маси зразків дозволив розділити процес корозії на дві основні стадії: перша – початкова стадія, друга – стадія рівномірно зростання плівки продуктів корозії (окисної плівки). Зміна характеру (стадії) процесу відбувається у певному інтервалі часу, що залежить від температури випробувань. При температурі 800 °С на початку стадії рівномірного зростання окисної плівки відповідає інтервал часу 400...450 годин, а при температурі 850 °С – 350...400 годин.



а

б

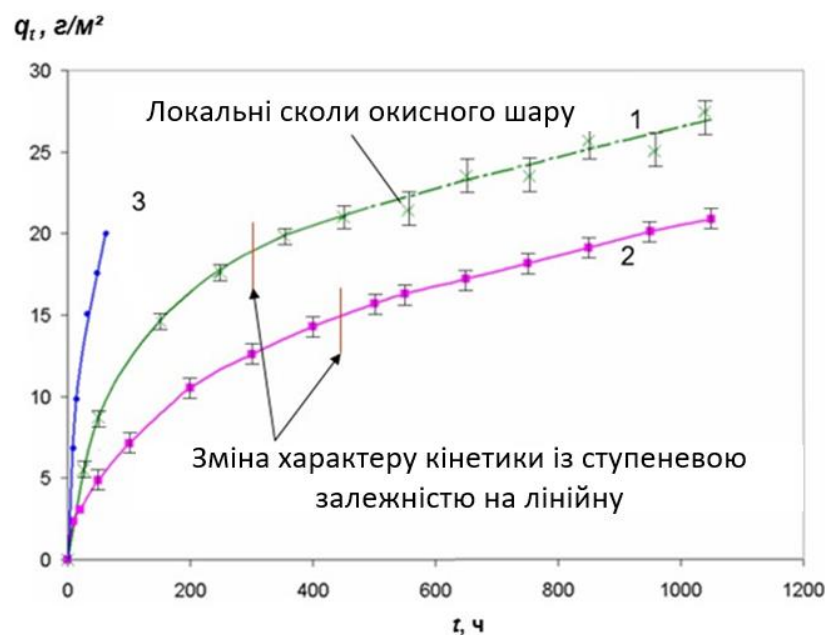
Рисунок 3.3 – Мікроструктура матеріалу лопаток у вихідному стані (а) та після термообробки на повітрі впродовж 1050 годин при 800 °С (б)

Апроксимація експериментальних даних дозволила отримати рівняння кривих кожної зі стадій. Так питома зміна маси (рис. 3.4) матеріалу q на початковому періоді окислення підпорядковується степенній залежності від часу t виду:

$$q = k \cdot t^{\beta}, \quad (3.1)$$

а на етапі рівномірного зростання окисної плівки – лінійної залежності:

$$q = b + k_2 \cdot t, \quad (3.2)$$



1 - 850 °С; 2 - 800 °С; 3 – 900 °С

Рисунок 3.4 – Зміна питомої маси зразків від часу за різних температур

Числові значення коефіцієнтів k_1 , k_2 , b , β , що характеризують корозійний процес досліджуваного матеріалу на повітрі, наведені в таблиці 3.1

Аналіз коефіцієнтів рівнянь показує, що коефіцієнт k_1 , який відображає темп корозійного процесу на початковій стадії, залежить від температури випробування: з підвищенням температури від 800 до 850 °С цей коефіцієнт збільшується в 2,4 рази при схожому значенні показника ступеня β , що вказує на підвищення інтенсивності корозії.

Таблиця 3.1 - Таблиця коефіцієнтів рівняння кінетики корозії зразків

| Температура випробування, °С | Стадія окиснення | Числові значення параметрів рівнянь | | | |
|------------------------------|---------------------------------------|-------------------------------------|---------|-------|------|
| | | k_1 | β | k_2 | b |
| 800 | початкова стадія | 0,7 | 0,5 | – | – |
| | рівномірного зростання окисної плівки | – | – | 0,010 | 10,7 |
| 850 | початкова стадія | 1,7 | 0,4 | – | – |
| | рівномірного зростання окисної плівки | – | – | 0,012 | 15,5 |

Коефіцієнт k_2 , що відображає темп корозійного процесу на стадії рівномірного зростання окисної плівки, меншою мірою залежить від температури випробувань, що свідчить про схожість швидкостей корозійних процесів на даному етапі. При цьому значення коефіцієнта b , який збільшується майже в 1,5 рази зі збільшенням температури, побічно вказує на більш високий темп корозії початкової стадії і відображає товщину шару оксидів, що утворилися до моменту часу, при якому відбувається зміна характеру динаміки корозійних процесів.

3.3. Вивчення структурно-фазових змін поверхневого шару зразків у процесі високотемпературного окиснення

З метою виявлення механізму корозійного процесу інтерметалідного сплаву в повітряному середовищі, проводився металографічний аналіз зразків після витримки температур 800 і 850 °С. На рис. 3.5 представлена структура окисного шару зразків після випробувань. Це вказує на те, що в процесі випробувань в атмосфері повітря відбувається утворення шару продуктів

корозії, що складається з декількох яскраво виражених зон – їх товщина представлена в таблиці 3.2.

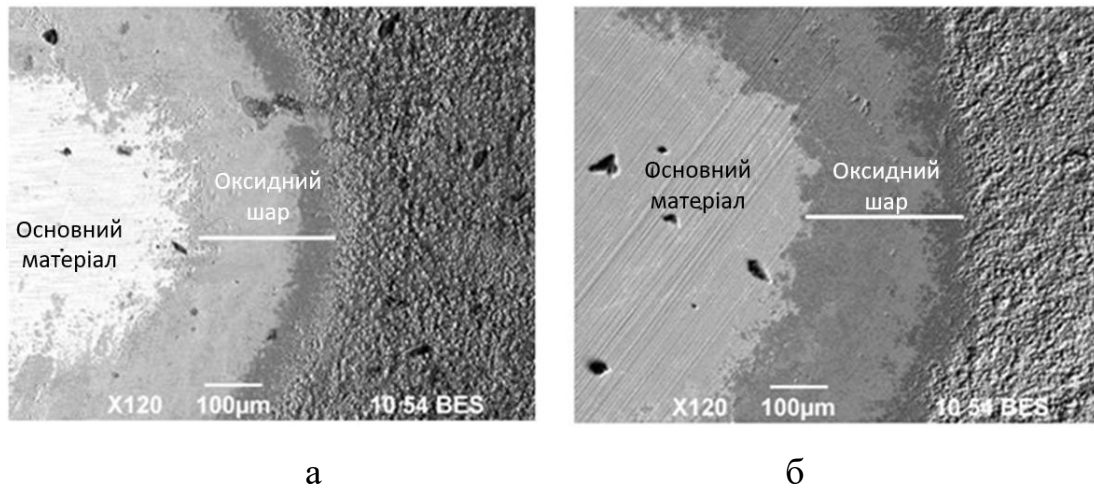


Рисунок 3.5 – Структура поверхневого шару зразків після випробувань при температурах 800 °С (а) та 850 °С (б)

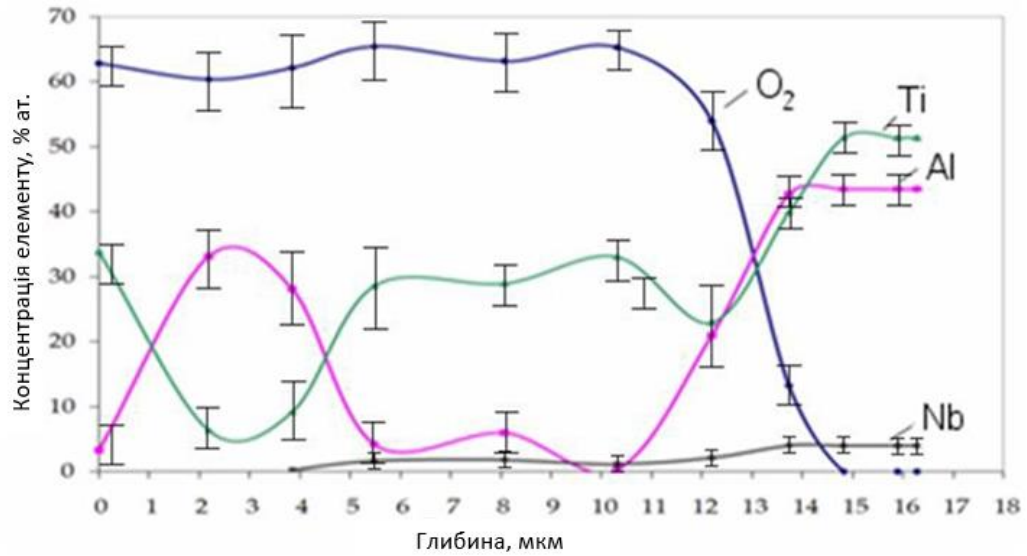
Таблиця 3.2 - Структура оксидного шару

| Температура випробування, °С | Товщина окремих зон оксидного шару, мкм | |
|------------------------------|---|------------|
| | верхня зона | нижня зона |
| 800 | 4,5 | 9,5 |
| 850 | 6,0 | 11,5 |

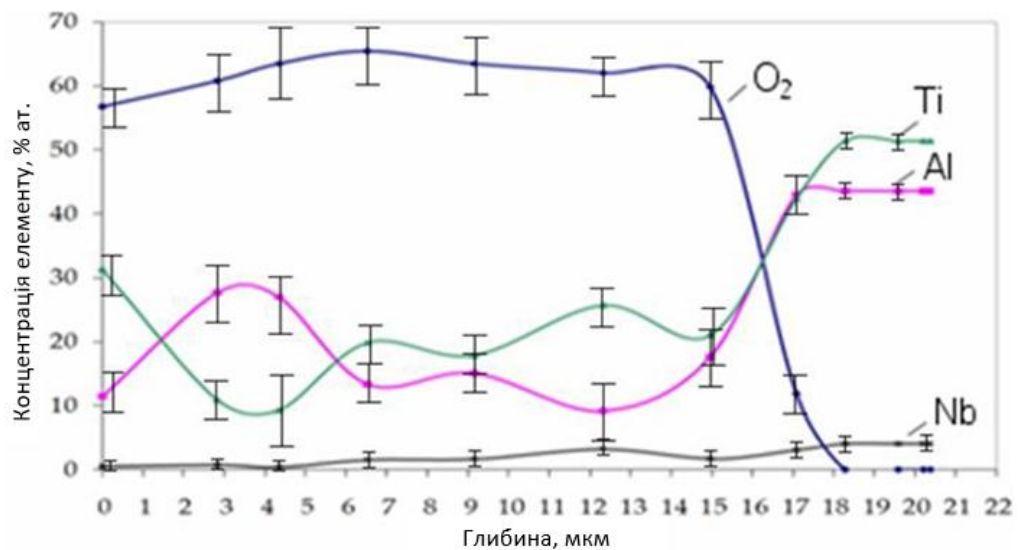
Як видно з таблиці 3.2 та рис. 3.5 товщина верхньої зони корозійного шару майже в 2 рази менша за товщину нижньої зони для обох температур випробувань. Крім цього, даних про товщині зон видно, що при температурі випробування 800 °С товщина всього корозійного шару в цілому, так і його окремих зон менше ніж при температурі 850 °С. Отримані дані про те, що підвищення температури випробувань на 50 °С призвело до утворення корозійного шару більшої товщини, свідчить про значну інтенсифікацію дифузійних процесів у досліджуваному матеріалі.

З метою дослідження хімічного складу вищезазначених зон корозійного шару було проведено мікрорентгеноспектральний аналіз зразків на

растровому електронному мікроскопі JEOL JSM-6490 LV, оснащеному енергодисперсійним спектрометром (рис. 3.6 та 3.7).



а

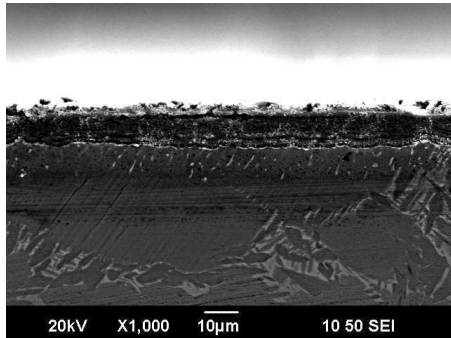


б

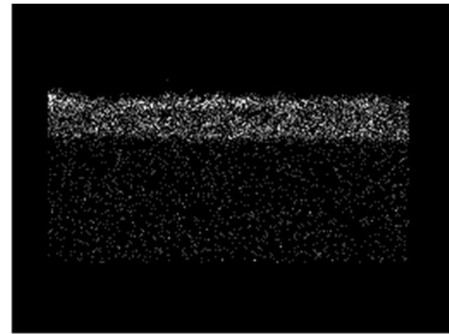
Рисунок 3.6 – Профілі концентрації елементів по глибині оксидного шару після експозиції при температурах 800 °C (а) та 850 °C (б)

З даних хімічного аналізу, а також мікроструктури оксидного шару зразків після термоекспозиції при 800 °C (рис. 3.6 а і 3.7) впливає, що верхня зона так само нерівномірна за хімічним складом – у зовнішній її частині спостерігається більш високий вміст титану щодо алюмінію, а внутрішньої – навпаки, концентрація алюмінію вища за концентрацію титану. При цьому в

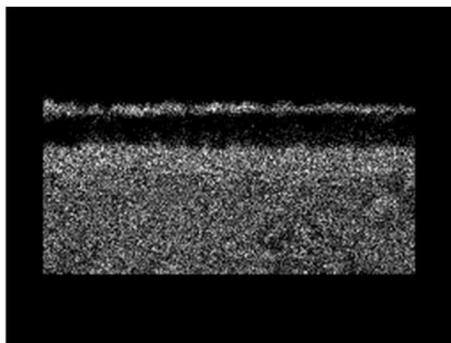
нижній зоні шару продуктів корозії концентрація титану знову переважає концентрацію алюмінію. Зміст ніобію в корозійному шарі має більш рівномірний характер. Видно, що підвищення температури випробування призводить до дифузії у верхню зону оксидного шару, де його концентрація становить близько 1-2 %, в той час як при температурі 800 °С його концентрація падає майже до нуля вже в нижній зоні на глибині порядку 4 мкм.



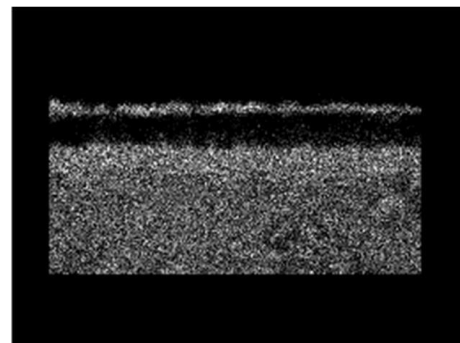
Вихідне зображення



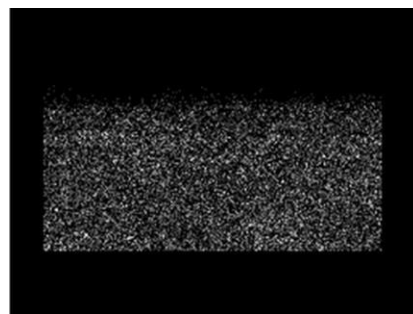
Спектр кисню



Спектр алюмінію



Спектр титану



Спектр ніобію

Рисунок 3.7 – Розподіл елементів у поверхневому шарі зразка після випробування за температури 800 °С впродовж 1050 годин

На підставі даних структури корозійного шару та його хімічного складу можна передбачити наступний механізм високотемпературної корозії поверхні лопаток ТНТ з інтерметалідного сплаву в умовах атмосфери повітря. Якісний та кількісний аналіз хімічних елементів показав, що основними компонентами шару продуктів корозії є кисень, алюміній та титан. Це дозволило припустити, що основним корозійним процесом в умовах атмосферного повітря є реакція окислення киснем компонентів сплаву. У такому разі основу механізму становить зростання окисної плівки, яка складається в основному з оксидів титану (IV) та алюмінію (III), а також меншою мірою оксиду ніобію. При цьому один з основних компонентів сплаву (титан або алюміній) окислюється в першу чергу, що призводить до зміни відносної концентрації цього компонента в даній області і запускає механізм окислення другого компонента, формуючи таким чином шари, що чергуються, з почерговим переважанням оксидів алюмінію і титану.

Відомо, що зростання оксидів на поверхні матеріалу визначається багатьма факторами, не тільки їх термодинамічної ймовірністю утворення, але і температурою, концентрацією елементів, що утворюють їх, якісним і кількісним складом домішок сплаву. Зокрема, алюміній і титан досить близькі термодинамічному потенціалу утворення оксидів [7, 20]. Їхня висока концентрація щодо інших компонентів сплаву – ніобію та молібдену – і більш висока спорідненість до кисню [56] призводить до формування переважно оксидів алюмінію та титану.

Відповідно до даних розподілу елементів у поверхневому шарі отриманих як у режимі кадрування (рис. 3.7), так і в точковому режимі (рис. 3.6) оксидний шар складається з декількох яскраво виражених зон. Нижня зона, найбільша за товщиною, характеризується співвідношенням оксидів TiO_2 до Al_2O_3 від 1:1 до 1:3, що залежить від тривалості високотемпературних випробувань. Встановлено, що у процесі витримки алюміній дифундує із цієї зони у сусідні області [57]. Це призводить до підвищення концентрації оксидів титану над концентрацією оксиду алюмінію. Дифузія алюмінію, у свою чергу,

призводить до деякої нерівномірності структури у верхній зоні: внутрішня частина її зони характеризується більшим вмістом оксиду алюмінію щодо оксиду титану, а основним компонентом зовнішньої зони на кордоні з навколишнім середовищем є оксиди титану.

В такому разі, дифузія алюмінію з нижньої зони оксидів і основного матеріалу, призводить до невеликого підвищення його концентрації в дифузійній зоні (рис. 3.8) на величину близько 5 ... 6 %. Таке підвищення концентрації алюмінію, а також ніобію (на 0,5...1 %) призводить до утворення між зоною оксидів титану та дифузійною зоною тонкого шару, товщиною не більше 1...2 мкм, що складається з оксиду алюмінію та меншою мірою оксидів ніобію. Наведені уявлення про процес утворення оксидного шару на поверхні досліджуваного інтерметалідного матеріалу відображені у моделі структури оксидного шару на рис. 3.9 та узгоджуються з моделями окислення титан-алюмінієвих сплавів, представлених у роботах [7, 8, 58, 59].

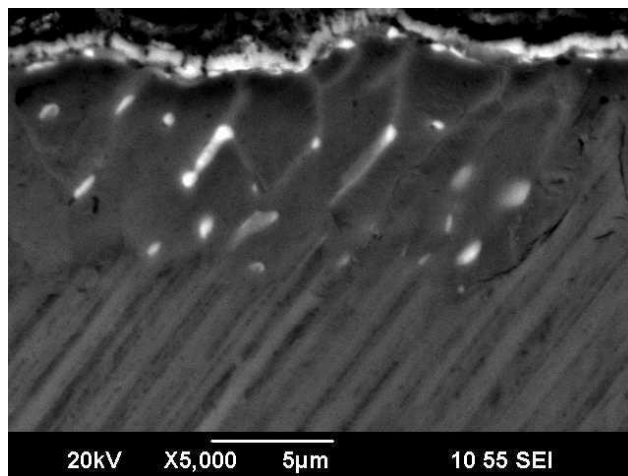


Рисунок 3.8 – Дифузійна зона в основному матеріалі зразка після термоекспозиції при 800 °С

Як видно з рис. 3.6 б основний легуючий компонент сплаву, ніобій, так само було виявлено в оксидному шарі. Присутність його у верхній зоні оксидів при температурі 850 °С (на відміну від 800 °С) пояснюється, по-перше, більшою дифузійною активністю, по-друге, недостатнім бар'єрним ефектом не суцільного шару оксиду алюмінію. Внаслідок високої дефектності оксидів практично не створюється перешкоди для дифузії ніобію на кордон із

навколишнім середовищем у верхню зону окисної плівки та утворення його оксидів (зокрема $Ti_2Nb_{10}O_{29}$) [60].

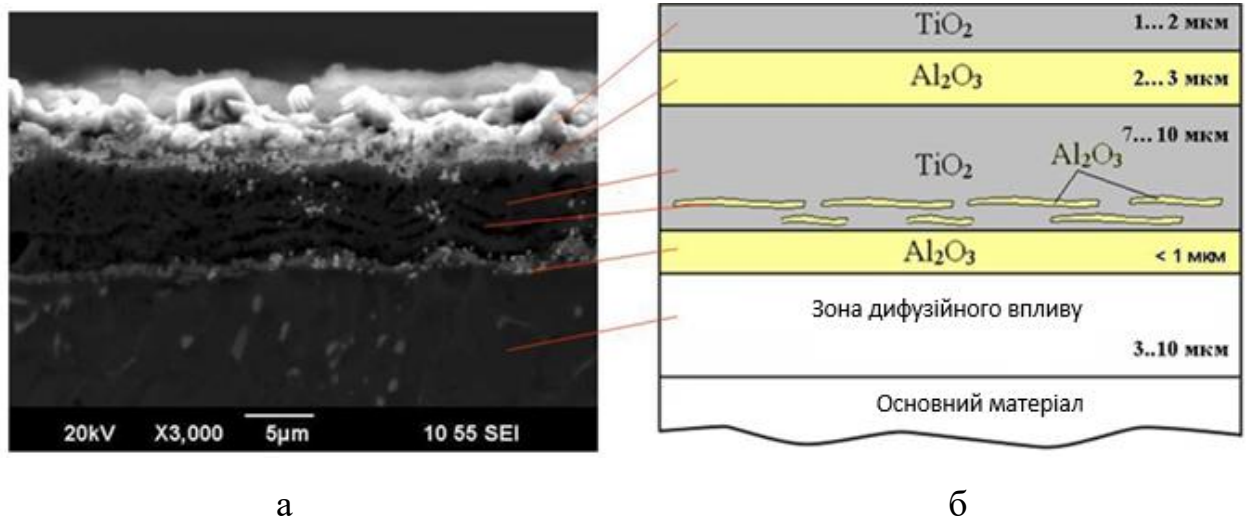


Рисунок 3.9 – Модель структури оксидних шарів із зазначенням переважних оксидів

Оксидний шар, що формується в умовах випробувань зразків при $800\text{ }^{\circ}\text{C}$, характеризувався відсутністю сколів, тоді як окислення зразків при температурі $850\text{ }^{\circ}\text{C}$ супроводжувалося періодичним руйнуванням окисної плівки та її подальшим відновленням. На рис. 3.4 дані про зміну маси зразків випробуваних за температури $850\text{ }^{\circ}\text{C}$ були отримані з урахуванням частинок оксидного шару, що відкололися під час термоекспозиції. Вивчення частинок окисної плівки, що відкололися, показало, що її руйнування починається в нижній зоні і відбувається на межі між шаром оксиду титану і розташованим нижче тонким шаром оксиду алюмінію – в області формування некогерентних оксидів TiO_2 і Al_2O_3 .

3.4. Вплив жаростійких покриттів на інтенсивність руйнування поверхні зразків в умовах високотемпературної газової корозії

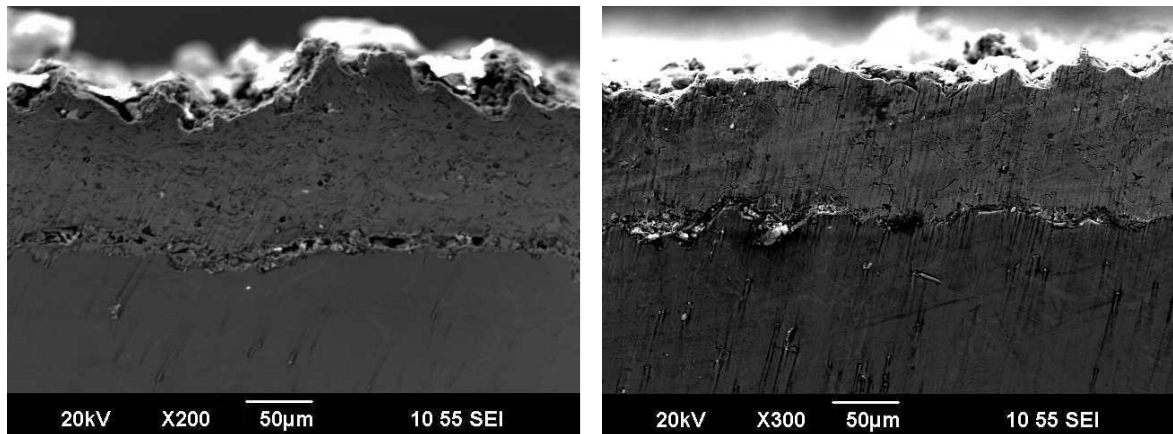
Аналіз низки робіт [5, 6, 14, 19, 18] присвячених підвищенню ресурсу деталей авіаційних ГТД дозволив встановити, що одним з основних методів захисту лопаток турбін від газової корозії, особливо коли присутня сульфідно-оксидної та ванадієвої корозії, є нанесення жаростійких покриттів на нікелевій

основі. У зв'язку з цим було обрано для подальшого дослідження такі покриття:

1) Покриття системи Ni-Al, що формується газотермічним методом із порошку грануляцією 60-120 мкм на установці УПУ-8М.

2) Покриття системи Ni-Al-Cr-Y, що формується газотермічним методом із порошку грануляцією 80-100 мкм.

Товщина покриттів обох систем на поверхні зразків становила 80-100 мкм. Структура поверхні та розподіл основних складових елементів покриття, отриманий у режимі кадрування, наведені на рисунках 3.10, 3.11 та 3.12 із зазначенням середньої концентрації елементів по всій товщині покриття % ат.

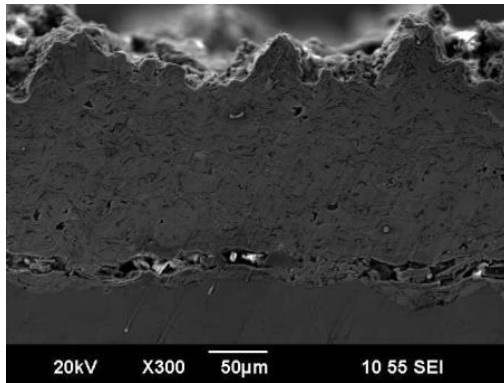


Ni-Al

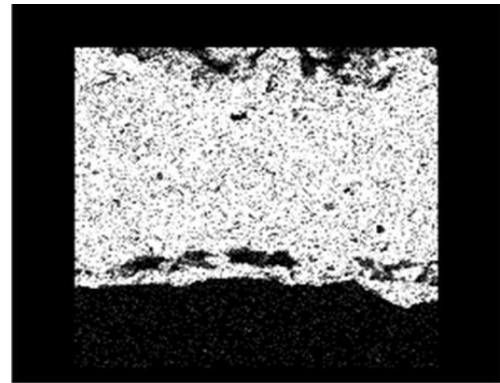
Ni-Cr-Al-Y

Рисунок 3.10– Структура поверхневого шару після нанесення покриття системи

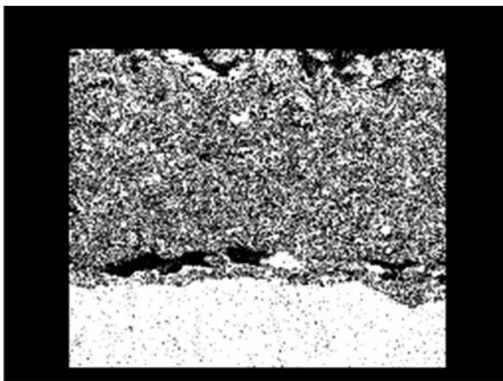
Дані рентгенофазового аналізу (рис. 3.13 та 3.14) дозволили встановити, що основу покриття у випадку системи Ni-Al становить алюміній Ni_3Al , а у випадку системи Ni-Cr-Al-Y – твердий розчин хрому в нікелі та фази Ni_3Cr та Ni_3Al . Схожість розташування та інтенсивностей піків на рентгенограмі є наслідком близькості параметрів кристалічних решіток нікелю та фаз Ni_3Al та Ni_3Cr – ГЦК тип з параметром решітки $a = 3,58$ для Ni_3Al та $a = 3,54$ для Ni_3Cr [7, 61]. Так як еталонні спектрограми зазначених фаз практично ідентичні, то точна розшифровка у випадку системи Ni-Cr-Al-Y неможливо (рис. 3.14).



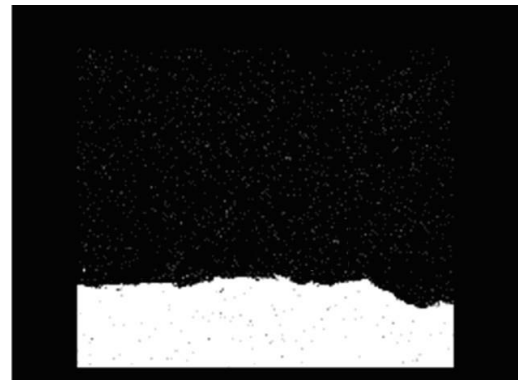
Вихідне зображення



Спектр нікелю (73 %)

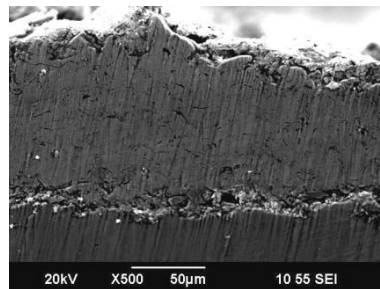


Спектр алюмінію (25 %)

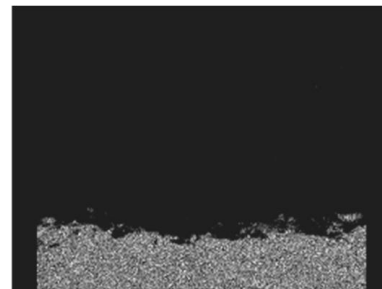


Спектр титану

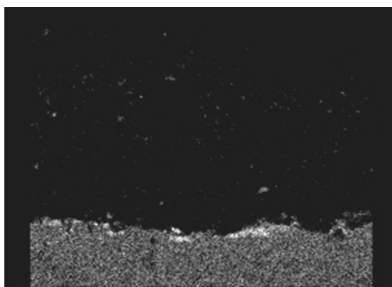
Рисунок 3.11 – Розподіл основних елементів на поверхні після нанесення покриття системи Ni-Al



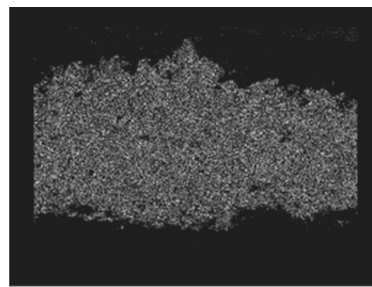
Вихідне зображення



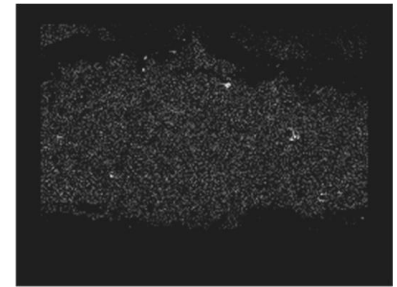
Спектр титану



Спектр алюмінію (7 %)



Спектр нікелю (74 %)



Спектр хрому (17 %)

Рисунок 3.12 – Розподіл основних елементів на поверхні після нанесення покриття системи Ni-Al

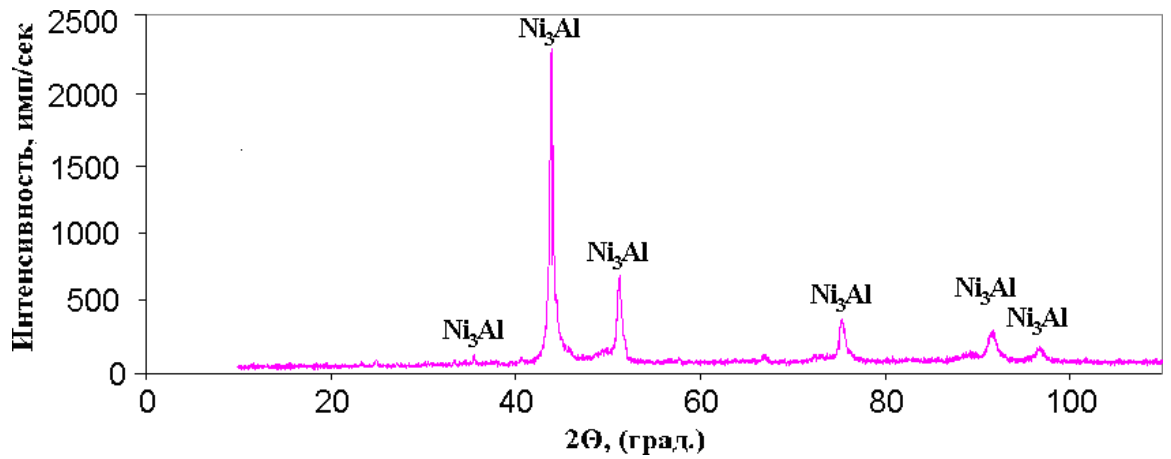


Рисунок 3.13 – Рентгенограма зразка із покриттям системи Ni-Al

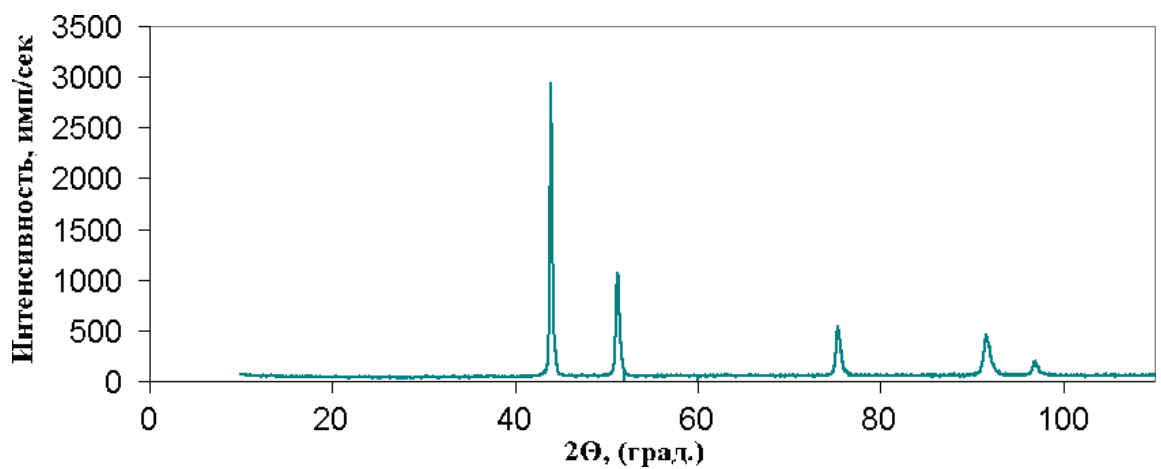
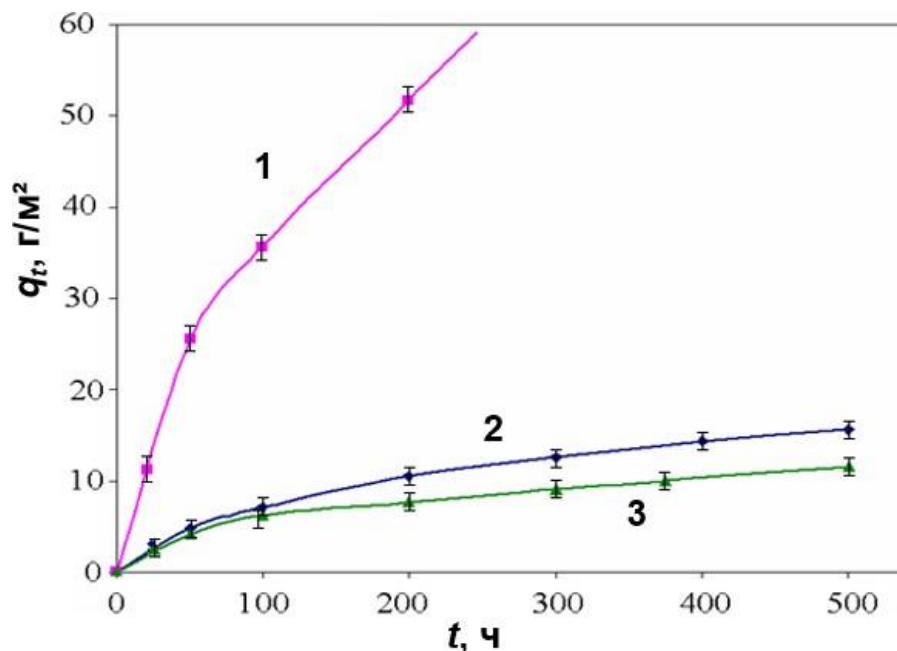


Рисунок 3.14 – Рентгенограма зразка із покриттям системи Ni-Cr-Al-Y

На зразках з покриттям надалі були проведені випробування на стійкість до оксидної та сульфідно-оксидної корозії. Результати гравіметричних випробувань зразків в умовах високотемпературного (800 °С) окислення на повітрі наведено на рис. 3.15 та в табл. 3.3.

З рис. 3.15 видно, що з двох систем покриттів тільки Ni-Cr-Al-Y позитивно впливає на інтенсивність руйнування поверхні в умови високотемпературного окислення при 800 °С. Як видно з ходу кривої 1 і константи швидкості корозії, що встановилася вже при витримці понад 100 годин і зберігалася до закінчення випробувань, покриття системи Ni-Al характеризується прискоренням корозійних процесів – майже в 17 разів. Більше значення приросту ваги вже на базі 100 годин (37 г/м² проти 8 г/м² у стані без захисту поверхні) вказує на те, що дане покриття не підвищує

стійкості до високотемпературного окислення навіть при невеликих витримках, близько 50-100 годин.



1 – система Ni-Al; 2 – вихідний стан; 3 – система Ni-Cr-Al-Y

Рисунок 3.15 – Зміна питомої приросту ваги зразків при температурі 800 °C

Таблиця 3.3 – Параметри кінетики високотемпературного окислення

| Метод обробки | Параметри кінетики | Числове значення |
|-----------------------------|--------------------|--------------------------|
| Вихідний стан | q_{500} | 15,7 г/м ² |
| | k_2 | 0,010 г/м ² ч |
| Покриття Системи Ni-Al | q_{500} | 103,5 г/м ² |
| | k_2 | 0,17 г/м ² ч |
| Покриття Системи Ni-Cr-Al-Y | q_{500} | 11,3 г/м ² |
| | k_2 | 0,009 г/м ² ч |

Як очевидно з положення кривих рис. 3.15, застосування покриття системи Ni-Cr-Al-Y дозволило підвищити стійкість до високотемпературного окислення, перешкоджаючи таким чином руйнування поверхні зразків. Грунтуючись на даних з питомого приросту ваги на базі 500 годин витримки (q_2) можна стверджувати, що даний метод в цілому підвищує жаростійкість лопаток 5 ступеня ТНТ в 1,4 рази (табл. 3.3).

На рис. 3.16...3.18 наведено результати аналізу структури поверхневого шару після окислення, а також розподіл концентрації основних елементів

системи «покриття-підкладка» за підсумками 500-годинної витримки. З розподілу кисню в обох випадках можна зробити висновок, що за 500 годин випробувань обидва покриття окислилися на всю товщину, що можна пояснити як високою спорідненістю алюмінію і хрому до кисню, так і присутністю останнього в закритих порах покриття. Важливо, що у присутність кисню переважно матеріалі встановлено було.

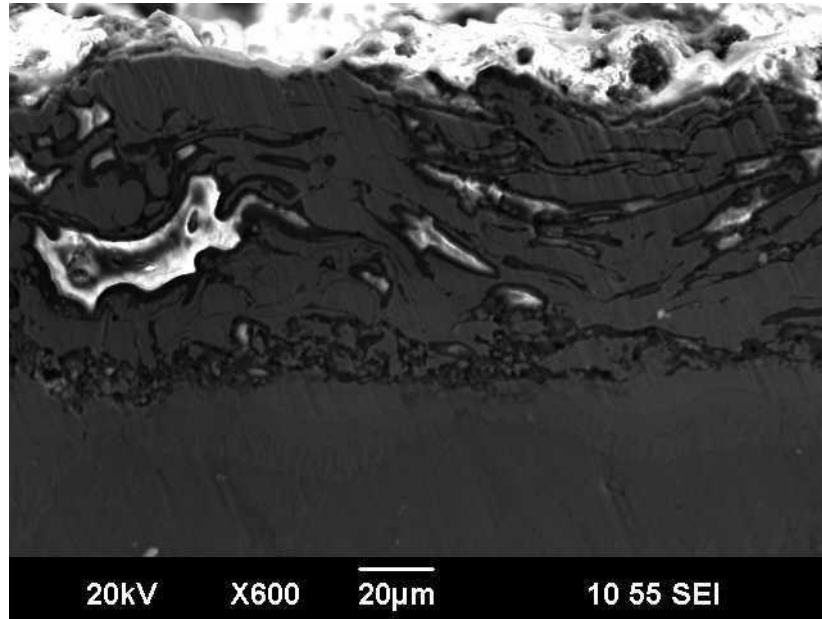


Рисунок 3.16 – Структура поверхневого шару зразка з покриттям системи Ni-Al після випробування в умовах високотемпературного окислення при температурі 800 °C впродовж 500 годин

Аналіз хімічного складу поверхні зразків з покриттям системи Ni-Al дозволив виявити значну неоднорідність розподілу алюмінію та нікелю після випробувань порівняно з вихідним станом, що, ймовірно, є наслідком високої активності дифузійної алюмінію в нікелі. Так як розподіл кисню практично ідентичний алюмінію (рис. 3.19), можна стверджувати, що формується в основному оксид Al_2O_3 .

Значне прискорення процесу окислення у разі покриття системи Ni-Al пояснюється його високою пористістю, обумовленою технологією формування, а також великим вмістом алюмінію [44, 45]. Його висока хімічна активність до кисню навіть за невеликого парціального тиску зумовлює дуже високу швидкість утворення оксиду Al_2O_3 [34]. У свою чергу, пористість

покриття забезпечує постійний приплив кисню до алюмінію в глибших шарах покриття, що є причиною збереження високої швидкості окиснення на другій стадії корозії.

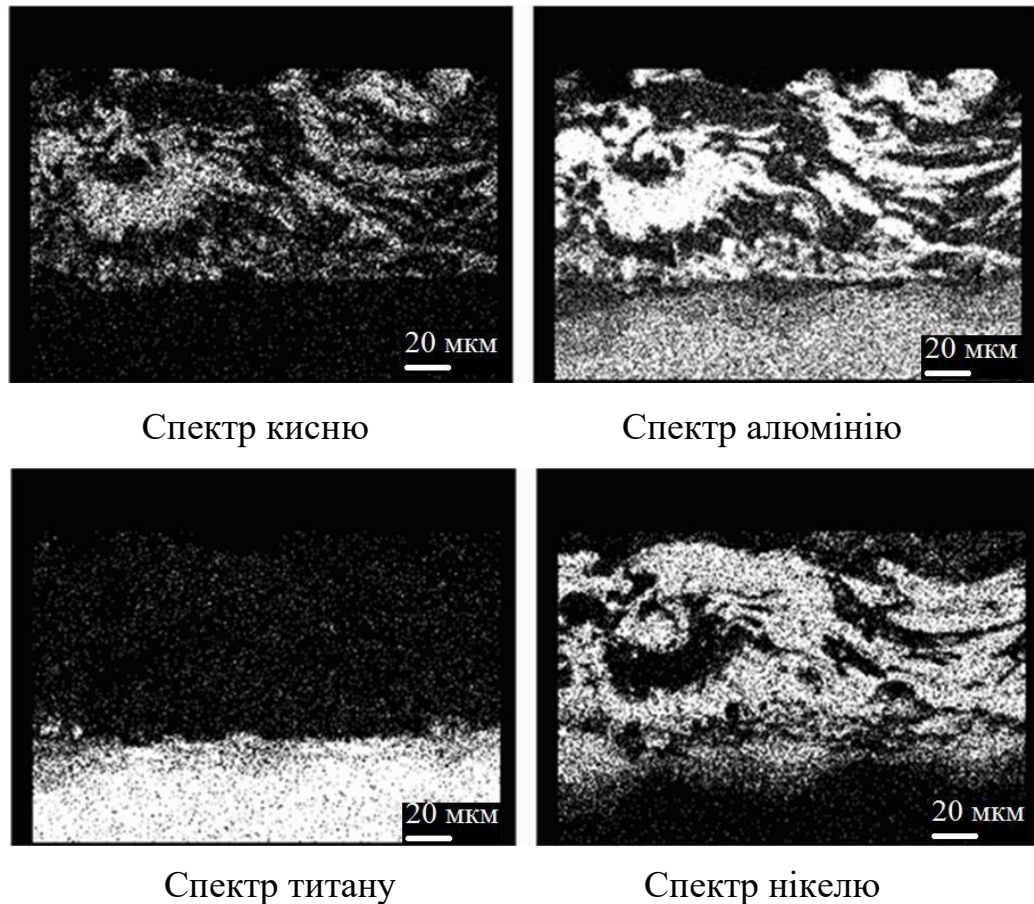


Рисунок 3.17 – Розподіл концентрацій елементів покриття та підкладки, отриманий із зразка на рис. 3.16 .

Аналіз структури поверхневого шару зразків також дозволив встановити, що в процесі високотемпературної витримки (800 °С, 500 годин) формується зона дифузійної дії, товщиною близько 10-30 мкм для системи Ni-Al (рис. 3.20) та 10-35 мкм для системи Ni -Cr-Al-Y.

Встановлено, що дана зона складається з двох підшарів, склад яких аналогічний для обох систем покриттів та представлений інтерметалідними сполуками нікелю з титаном та алюмінієм. Дифузія нікелю з покриття призводить до формування підшару №2, представленого переважно з'єднанням NiAlTi [63, 64]. З подальшим зростанням концентрації нікелю утворюється підшар №1, для якого характерне переважання сполуки Ni₂TiAl

[63]. Стехіометричний склад даних фаз відповідає середній концентрації нікелю, алюмінію та титану у кожному шарі, отриманої за допомогою енергодисперсійного аналізу (табл. 3.4). Поряд з дифузією нікелю в підкладку, спостерігається також зустрічна дифузія алюмінію з основного матеріалу в покриття, на що вказує зростання концентрації алюмінію в середньому покритті до 20 % ат.

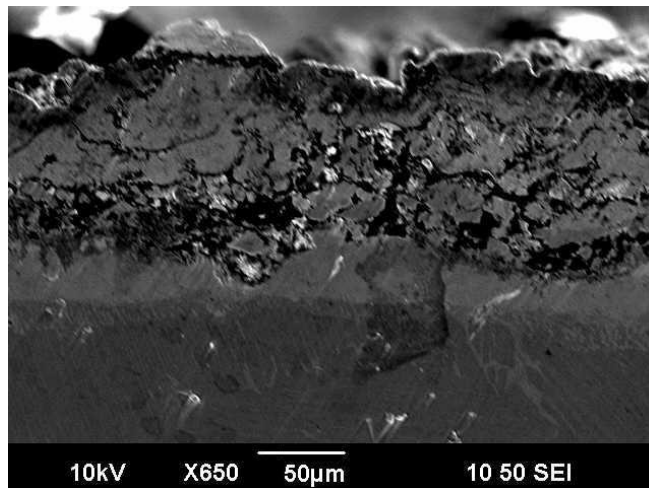


Рисунок 3.18 – Структура поверхневого шару зразка з покриттям системи Ni-Cr-Al-Y після термоекспозиції при температурі 800 °C повітря протягом 500 годин

Таблиця 3.4 – Концентрація елементів у дифузійній зоні рис. 3.20

| Підшар, № | Nb, % ат | Ti, % ат | Al, % ат | Ni, % ат |
|-----------|----------|----------|----------|----------|
| 1 | 1,5 | 24 | 25 | 49 |
| 2 | 3 | 35 | 39 | 22 |

На рис 3.21 наведено результати випробувань зразків з покриттями на стійкість до сульфідно-оксидної корозії за температури 800 °C. З розташування кривих 1 і 2 вище осі абсцис та їх позитивного кута нахилу випливає, що обидва покриття зберігають загальну структурну цілісність протягом усього часу термоекспозиції. У разі обох систем немає переходу корозійних процесів у катастрофічний режим, і має місце лінійна стадія рівномірного зростання шару продуктів корозії.

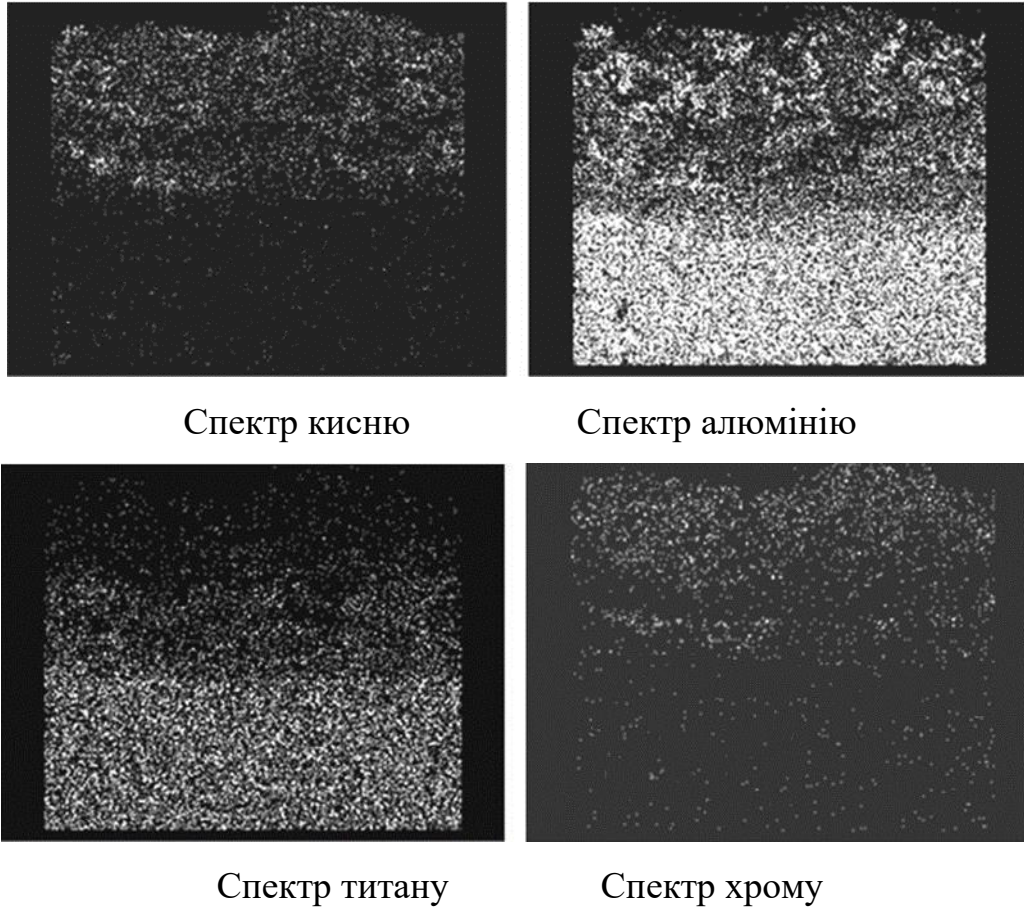


Рисунок 3.19 – Розподіл концентрацій елементів покриття та підкладки, отриманий із зразка на рис. 3.18

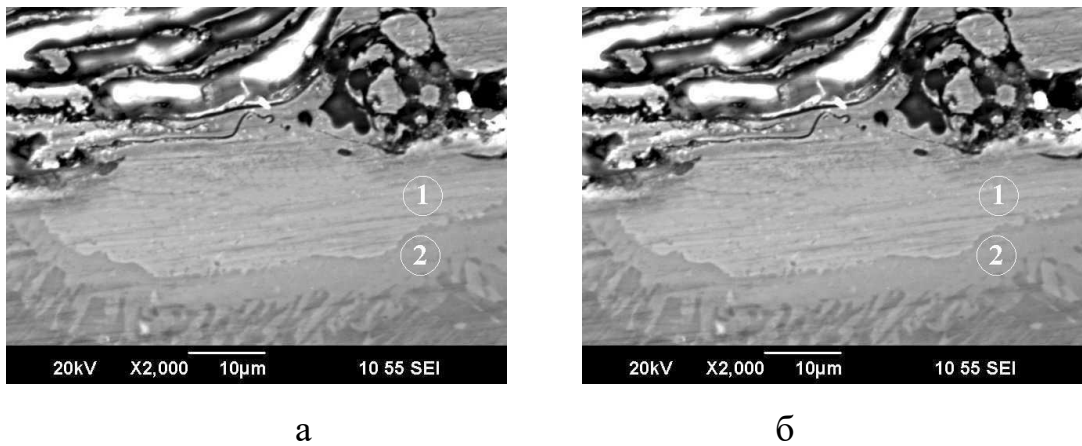
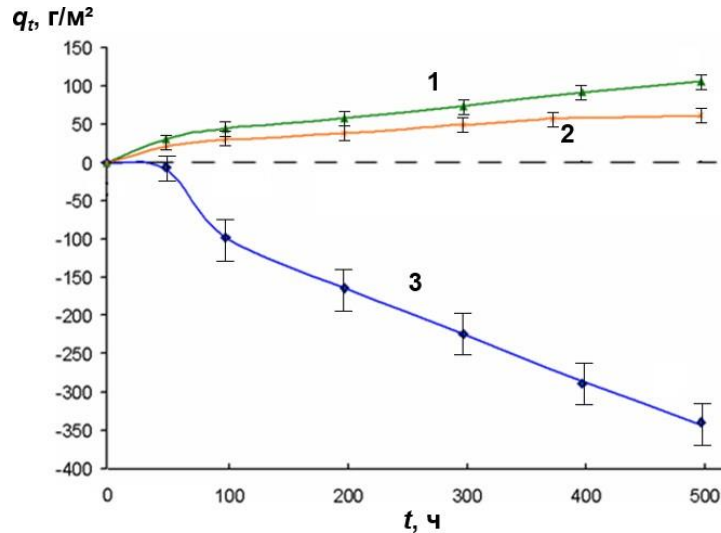


Рисунок 3.20 – Зона дифузійної взаємодії під шаром покриття системи Ni-Al у вторинних (а) та відбитих (б) електронах

Як видно з рис. 3.21, обидва покриття дозволяють значно знизити інтенсивність деградації поверхні лопаток ТНТ в умовах високотемпературної сульфідно-оксидної корозії. Грунтуючись на даних питомої приросту ваги

зразків на базі 500 годин можна стверджувати, що система Ni-Al підвищує корозійну стійкість в 3 рази, а чотирикомпонентне покриття Ni-Cr-Al-Y - в 6 разів, при врахуванні абсолютного значення аналогічного параметра для досліджуваного матеріалу $-339,7 \text{ г/м}^2$.



1 – система Ni-Al; 2 – система Ni-Cr-Al-Y; 3 – вихідний стан

Рисунок 3.21 – Динамка зміни маси зразків із нанесеним шаром золи при температурі 800 °C

Також значно менші абсолютні значення констант швидкостей корозії ($0,17$ і $0,09 \text{ г/м}^2$ для систем Ni-Al і Ni-Cr-Al-Y проти $0,6 \text{ г/м}^2$ у вихідному стані) вказують на зниження інтенсивності процесу в у разі обох систем покриттів. Металографічний аналіз та аналіз хімічного складу поверхні дозволили встановити, що в результаті випробування в присутності синтетичної золи структура поверхневого шару покриттів загалом аналогічна випробуванню в умовах без золи. У разі системи Ni-Al формуються в першу чергу оксиди алюмінію, що характеризуються нерівномірним локалізованим розподілом по товщині.

Висновки до розділу 3

Проведені дослідження зразків із матеріалу лопаток ТНТ дозволили встановити, що поверхня деталі характеризується низькою стійкістю до високотемпературної сульфідно-оксидної корозії. Кінетика процесу деградації в умовах високотемпературного окиснення підпорядковується статичній залежності, що супроводжується зменшенням швидкості зростання оксидного шару, лише до 450 годин. При більш тривалій витримці при температурі 800 °С швидкість окислення мало змінюється і кінетика процесу описується лінійною залежністю.

Оксидний шар, що формується на поверхні зразків, має низьку адгезійну і когезійну міцність, що призводить до його руйнування від виникаючих внутрішніх напружень в процесі термоекспозиції при температурах, близьких до граничних робочих (800-850 °С) для даного матеріалу.

З двох розглянутих у роботі газотермічних покриттів систем Ni-Al і Ni-Cr-Al-Y тільки друге позитивно впливає на стійкість високотемпературного окислення, підвищуючи її в 1,4 рази. Швидкість окислення покриття системи Ni-Al значно вища ніж у разі стану без захисту поверхні, що є наслідком високого вмісту алюмінію та пористості. Позитивний ефект у разі системи Ni-Cr-Al-Y пояснюється формуванням корозійностійких оксидів алюмінію, хрому та ітрію, що перешкоджають дифузії кисню до основного матеріалу.

В цілому можна зробити висновок, що системи покриттів Ni-Al і Ni-Cr-Al-Y дозволяють підвищити стійкість до сульфідно-оксидної корозії в 3 і 6 разів відповідно і забезпечують захист поверхні до 500 годин. При цьому формування сульфідів на межі покриття з основним матеріалом, а також формування оксидів титану в нижній зоні покриття, не дозволяє припустити більш тривалої стійкості до високотемпературної (800 °С) корозії у присутності синтетичної золи авіаційного палива.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА ПРАЦІ

Об'єктом дослідження є приміщення, де проводяться дослідження матеріалів в умовах високих температур. Дане приміщення повинно бути ізольоване від впливу шуму і вібрації, забезпечувати достатню освітленість. Приміщення оснащено устаткуванням для проведення металографічних досліджень виконання обробки результатів з використанням електронно-обчислювальної техніки. Забезпечення охорони праці в даному приміщенні повинно відповідати умовам роботи в наукових підрозділах.

4.1. Законодавство та нормативна база з охорони праці

Охорона праці – це система правових, соціально-економічних, організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних і лікувально-профілактичних заходів та засобів, спрямованих на збереження життя, здоров'я і працездатності людини у процесі трудової діяльності. (Закон України «Про охорону праці» від 14.10.1992 №2694-12).

Основними законодавчими актами України з питань охорони праці є: Конституція України, Закон України «Про охорону праці», «Кодекс законів України про працю», «Основи законодавства України про охорону праці», «Про санітарно-епідеміологічне забезпечення благополуччя населення», населення», «Про пожежну безпеку», «Про використання ядерної енергії та радіаційну безпеку».

Конституція України гарантує права працівників на безпеку їх праці. Таким чином, конституція характеризує вищий суспільний добробут в Україні людини, її життя і здоров'я, честь і гідність, недоторканність і безпеку, а також гарантує право на певні безпечні і здорові умови праці та право на відпочинок, а також право на щорічну оплачувану відпустку, тощо.

Закон України «Про охорону праці», прийнятий у 1992 році, визначає основні положення щодо реалізації конституційних прав громадян на охорону

їх життя і здоров'я під час трудової діяльності, регулює відносини між керівниками підприємств, організацій або уповноваженими ними органами та працівниками. про безпеку, гігієну та умови праці та вказує єдиний порядок організації охорони праці в Україні [65].

Охорона праці регулюється великою кількістю державних, міжгалузевих і галузевих нормативних актів.

Державні, міжгалузеві та галузеві нормативні акти з охорони праці – це правила, стандарти, норми, положення, циркуляри та інші документи, якими правовим нормам надано чинність, обов'язкову дію [66].

Стандарти, технічні умови та інші нормативно-технічні документи на засоби праці і технологічний процес повинні містити вимоги щодо охорони праці і затверджуватися органами державного нагляду за охороною праці.

Закон України «Про пожежну безпеку» визначає загальні законодавчі, економічні та соціальні основи забезпечення пожежної безпеки в Україні, регулює взаємовідносини державних органів, фізичних та юридичних осіб у цій сфері незалежно від виду діяльності чи власності [67].

Стимулювання охоронної діяльності є однією з головних умов профілактики виробничого травматизму. У той же час створення такої власне системи є досить складним для підприємства. Вирішення цієї проблеми можливе лише за умови діяльності штабів підприємств у сфері охорони праці.

На практиці стимулювання охорони праці на державному рівні регулюється законодавчими актами. Прикладами в даному випадку є – мізерні податки на охорону праці, пільги тощо.

Ліцензування та сертифікація – функція, спрямована на обмеження діяльності, пов'язані з потенційною небезпекою для здоров'я та життя працівників.

Основними завданнями системи контролю за охороною праці є [68]:

- 1) розроблення, затвердження та скасування нормативних актів;
- 2) професійний відбір;
- 3) навчання з охорони праці;

- 4) експертизи;
- 5) оцінка робочих місць за умовами праці та паспортною системою об'єктів;
- 6) регламент робочого процесу;
- 7) забезпечення техніки безпеки, технологічних процесів, будівель і територій;
- 8) забезпечення санітарних норм і гігієни умов праці;
- 9) попередження про виникнення небезпечних ситуацій.

На окремих етапах удосконалення системи контролю за охороною праці можуть виникати нові завдання.

Система управління охороною праці виконує багато функцій, спрямованих на вирішення багатьох проблем охорони праці, які мають відношення до організації та координації робіт у цій галузі.

4.2. Аналіз небезпечних і шкідливих факторів при нанесенні газотермічних покриттів

Випробування з метою оцінки умов, властивостей і особливостей газотермічного напилення проводили за допомогою модельної випробувальної установки. У нашому випадку були проведені випробування на високотемпературну газову корозію для оцінки всіх вищенаведених факторів для титанових сплавів.

Об'єктом аналізу вважається лабораторія, в якій знаходиться модельна випробувальна установка. Взагалі, існує маса небезпечних і шкідливих факторів, які можуть виникнути під час використання даного приладу в лабораторії.

Існує ймовірність появи в лабораторії небезпечних і шкідливих факторів, які спрямовані на суб'єкта, в нашому випадку це інженер:

- металовироби, заготовки та матеріали;
- незахищені елементи машин, механізмів і виробничого обладнання;
- відлітання осколків, елементів, деталей виробничого обладнання;
- підвищена запиленість та забруднення повітря в лабораторній кімнаті;

- підвищений рівень шуму, вібрації;
- підвищена електрична напруга, замикання ланцюга на тіло людини;
- підвищена статична електрика;
- відсутність або недолік природного освітлення;
- недостатнє освітлення робочої зони;
- знижена контрастність об'єктів на фоні;
- підвищена освітленість;
- хімічні речовини, що входять до складу застосовуваних матеріалів, палива, спеціальних рідин;
- фізичні перевантаження (статичні та динамічні) та нервово-психічні перевантаження (емоційні, перенапруження аналізаторів).

Усі небезпечні та шкідливі виробничі фактори поділяються на: фізичні, хімічні, біологічні та психофізіологічні.

В авіаційній промисловості існує велика кількість шкідливих і небезпечних речовин, які відрізняються за вмістом, умовами, способом і ступенем впливу на організм людини.

4.3. Методи зниження небезпечних і шкідливих факторів

У будь-якому випадку не можна виключати небезпечні та шкідливі фактори, що виникають при дослідженні в умовах високих температур, але при цьому необхідно впроваджувати деякі методи, які можуть допомогти зменшити шкідливий вплив на організм працівників.

Під час роботи в лабораторії необхідно перш за все дотримуватися всіх правил безпеки, які існують для кожного виду процесу. У нашому випадку інженер працює в лабораторії під впливом багатьох небезпечних і шкідливих факторів, які можуть виникнути під час роботи.

Для зниження рівня шкідливих і небезпечних предметів для інженера під час роботи в лабораторії необхідно враховувати, що перед початком роботи повинні бути встановлені спеціальні заходи захисту.

Також необхідно враховувати такий момент, як людський фактор. Це означає, що підвищена сприйнятливість особистості до безпеки не є

достатньою умовою для нещасного випадку. Таку сприйнятливість не можна вважати необхідною умовою, оскільки чоловіки з підвищеною сприйнятливістю до небезпек зазвичай не є жертвами нещасних випадків. У той же час деякі працівники, які не схильні до небезпеки, іноді стають жертвами нещасних випадків. Тому необхідно впроваджувати методи профілактики не тільки індивідуальних якостей, а й виявляти фактори сприйнятливості.

Іноді причиною аварії може бути ризик. Особливо ризик спостерігається при наростанні втоми. Для зменшення таких факторів необхідно виключити або надзвичайно інтенсивну, або тільки сидячу роботу.

Найпростішим способом зниження небезпечних і шкідливих факторів є попередження працівників про небезпеку, яка може виникнути під час роботи. Це завдання має реалізовуватися на рівні навчання з охорони праці, що є однією з умов запобігання нещасним випадкам.

Існує багато проблем, які необхідно вирішити, щоб таким чином зменшити вплив небезпечних і шкідливих факторів, що діють на суб'єкт. Перш за все, розглянемо вентиляцію робочої зони. Вентиляційне обладнання встановлено на кожному підприємстві цивільної авіації. Його основне завдання – забезпечити чисте повітря в робочій зоні, яке залежить від концентрації токсичних речовин у повітрі. Вибір системи вентиляції в кожному конкретному випадку індивідуальний. У нашому випадку немає необхідності вводити спеціальну і складну систему вентиляції, тому що немає високої концентрації шкідливих речовин.

Більш важливим і шкідливим фактором в нашому випадку є вібрація і звук в лабораторії. Але одну з цих проблем неможливо вирішити, і це вібрація. Справа в тому, що експерименти проводилися на випробувальному модельному приладі. Цей пристрій імітує вібрацію і рух одночасно, але рівень вібрації вважається допустимим. Проблему такого шкідливого фактора, як звук, можна зменшити за допомогою гарнітури або беруші для інженера.

Розглянуто лише частину небезпечних і шкідливих факторів зниження.

Ознайомимося з удосконаленням і правильним застосуванням освітлення в лабораторії, ці дані вводяться в наступному підпункті.

4.4. Розрахунок освітлення робочого середовища в лабораторії

Однією з основних причин, що визначають прийнятні умови праці, є раціональне освітлення робочої зони та робочих місць. При правильному розрахунку освітлення очі працівника зможуть чітко без втоми розпізнавати предмети та робочі інструменти. Це забезпечує зниження виробничого травматизму та професійних захворювань очей. Погане освітлення може призвести до зниження якості виконуваних робіт [69].

Однією з причин низької ефективності є недостатнє освітлення робочих місць. У цьому випадку очі працівника сильно напружуються, неправильно розпізнають предмети, що обробляються, що призводить до зниження температури та якості роботи.

Освітлення робочих місць може бути наступним:

- штучні;
- природний;
- змішані.

Освітлення називається змішаним, якщо вдень світла недостатньо за нормами, природне освітлення виконується штучним.

Важливий гігієнічний вплив має природне освітлення, яке надає сильну тонізуючу дію на організм людини.

Достатня відсутність природного (сонячного) освітлення грубо діє на психіку людини, поширює тривожні відчуття, знижує інтенсивність обміну речовин, послаблює реакційну здатність організму, прискорює розвиток короткозорості та втоми. Тому санітарними нормами передбачено обов'язкове природне освітлення всіх виробничих, адміністративних та інших приміщень [70].

Недостатнє або надмірне освітлення негативно впливає на очі людини. Надмірне освітлення призводить до втомлюваності, яке характеризується швидким роздратуванням і різким болем очей, а також супроводжується

швидкою стомлюваністю і зниженням зорового сприйняття очей.

Освітленість робочих приміщень і робочих зон характеризується світловим потоком, світловою потужністю, інтенсивністю освітлення та яскравістю.

У робочій зоні залежно від умов напруженої роботи норма освітленості для застосування люмінесцентних ламп I ступеня становить $E_n=350$ лк. Напряга мережі 220 В. Передбачається встановлення лампових приладів типу ОДОР-2 з джерелами світла LF 36 Вт, підвішених на висоті $H_p=2.5$ м. Площа кімнати $S=a \cdot b=(6 \cdot 8)$ м². Коефіцієнт відбиття стелі $\rho_{\text{стелі}}=0.5$, стін $\rho_{\text{стін}}=0.3$, робочої поверхні $\rho_{\text{роб}}=0.1$. Коефіцієнт надійності $K=1.8$. Розрахувати потужність освітлювальної установки та кількість лампового приладу.

При вирішенні задачі ми використовуємо метод розрахунку питомої потужності. Зі спеціальної таблиці знаходимо питому потужність освітлювальної установки для напруги 220 В і $K_1=1.5$: $W=21.5$ Вт/м².

Врахуємо заданий коефіцієнт надійності $K=1.8$:

$$W_{\text{пит}} = W \frac{K}{K_1} \quad [\text{Вт/м}^2] \quad (4.1)$$

$$W_{\text{пит}} = 21.5 \frac{1.8}{1.5} = 25.8 \text{ (Вт/м}^2\text{)}$$

Знайдемо потужність для освітлювання установки в приміщенні.

$$W_{\text{сум}} = W_{\text{пит}} S \quad [\text{Вт}] \quad (4.2)$$

$$W_{\text{пит}} = 25.8 \cdot 48 = 1238.4 \text{ (Вт)}$$

Кількість необхідних лампових приладів

$$n = \frac{W_{\text{пит}}}{N P_{\text{л}}} \quad (4.3)$$

$$n = \frac{1238.4}{2 \cdot 40} = 15.48 \approx 16$$

де N – кількість ламп у ламповому приладі ОДОР-2, 2 шт.; $P_{\text{л}}$ – потужність лампи, Вт. Наближаючи до цілого числа, знаходимо кількість лампових приладів $n = 16$ шт. Цієї кількості лампових приладів достатньо для

забезпечення безпеки праці в лабораторії нанесення покриттів щодо достатнього освітлення робочої зони.

4.5. Пожежо- та вибухобезпека в лабораторії

Пожежна безпека - це стан об'єкта, при якому з установленою ймовірністю виключається можливість виникнення та розвитку пожежі та вплив на людей пожежонебезпечних факторів, а також забезпечується охорона матеріальних цінностей. Пожежна безпека забезпечується системами запобігання пожежі та протипожежного захисту [67].

Система запобігання пожежі - це комплекс організаційних заходів і технічних засобів, спрямованих на виключення можливості виникнення пожежі. Організаційно-технічні заходи щодо запобігання виникненню пожеж вже реалізуються на етапі проектування окремих об'єктів лабораторії. Для цього заздалегідь вивчаються особливості технологічних процесів і об'єктів, насамперед можливі причини та джерела виникнення пожежі [67, 71].

Для ситуації, що розглядається в дипломній роботі, для ліквідації пожежі та вибуху в лабораторії необхідно вжити наступних заходів безпеки:

У лабораторії є відповідальний за пожежну безпеку. Працівники повинні знати пожежну небезпеку речовин і матеріалів, які використовуються в лабораторії, і дотримуватися заходів пожежної безпеки при роботі з ними. Перед початком роботи за новою темою керівник повинен провести позаплановий інструктаж з питань пожежної безпеки, зафіксований у Журналі інструктажів.

Для запобігання пожежі та вибуху проводяться організаційні, експлуатаційні, технічні та охоронні роботи, а саме: інструктаж працівників з питань пожежної безпеки; інструктажі, лекції; справність експлуатації машин, внутрішнього транспорту, обладнання, будівель і територій; дотримання протипожежних правил і норм під час монтажу опалювальних та вентиляційних пристроїв; заборона куріння в заборонених місцях, проведення зварювальних та інших вогневих робіт у пожежонебезпечних зонах.

У лабораторіях комп'ютери зазвичай використовують для проведення

різних робіт, обробки результатів експериментів. А під час роботи за комп'ютером можливі такі аварійні ситуації [72]:

- короткі замикання;
- перевантаження;
- перехідний опір, що збільшується в електричних контактах;
- перенапруги;
- поява струму витоку.

У разі надзвичайної ситуації відбувається різке виділення тепла, що може спричинити пожежу. Статистика свідчить, що 20 % пожеж – це пожежі в електроустановках.

З метою запобігання виникненню пожеж і вибухів у лабораторії, збереження майна від знищення пожежею чи вибухом, а також життя людей у приміщенні лабораторії забороняється:

- виконувати роботи, пов'язані з виділенням отруйних речовин, вибухонебезпечних парів або газів у несправних витяжних шафах;
- перегороджувати проходи, виходи та підходи до основних засобів боротьби із різними горючими матеріалами та технікою, а також влаштовувати проходи між технікою шириною менше 1 метра;
- мити підлоги та обладнання гасом, бензином та іншими легкозаймистими рідинами та матеріалами;
- сушити легкозаймисті предмети на нагрівальних приладах;
- прибирати розлиті легкозаймисті рідини при запалених конфорках і включених електронагрівачах;
- зливати рідкі відходи в каналізацію;
- зберігати легкозаймисті та горючі рідини в кількості, що перевищує потребу заміни;
- залишати на робочому місці промаслені ганчірки та папір;
- зберігати в робочих приміщеннях будь-які речовини з невідомими властивостями пожежі;
- паління на робочому місці;

- залишати без нагляду робоче місце, запалені конфорки, інші нагрівальні прилади;
- проводити роботи у витяжній шафі, якщо в ній знаходяться матеріали та обладнання, не пов'язані з виконуваною операцією;
- нагрівати замерзлі труби, обладнання та інженерні комунікації паяльною лампою та іншими способами з використанням відкритого вогню;
- залишати без нагляду увімкнені телевізори, радіоприймачі та магнітофони;
- застосовувати для опалення нестандартні (саморобні) обігрівачі – електropечі та електричні лампочки
- лабораторне обладнання повинно бути встановлено так, щоб воно не перешкоджало евакуації. Мінімально допустима ширина проходів між обладнанням не повинна бути менше 1 м.
- у приміщеннях лабораторії нафтопродукти, горючі розчинники та інші легкозаймисті рідини повинні зберігатися в металевих ящиках, розташованих на протилежній стороні виходу з приміщення. Максимально допустима кількість цих рідин повинна бути записана в інструкції [67].

Після закінчення робочого дня відповідальний працівник повинен перевірити всі прилади та обладнання, газову та водяну арматуру, вимкнути загальний електричний вимикач і вентиляцію, видалити з приміщення лабораторії залишки горючих і легкозаймистих рідин, речовин і хімікатів, відпрацьовані рідини, відходи, сміття та ганчір'я, після чого зробити відмітку про це в спеціальному журналі.

У разі виникнення пожежі в приміщенні лабораторії необхідно негайно повідомити пожежну охорону за телефоном «101» із зазначенням точної адреси об'єкта, де виникла пожежа, прізвища винуватця, організувати гасіння пожежі наявними засобами, евакуювати людей і майно, а також організувати зустріч пожежних підрозділів.

Вибух – швидке екзотермічне хімічне перетворення вибухонебезпечного середовища, що супроводжується виділенням енергії та

утворенням стиснутих газів, здатних виконувати роботу.

В результаті вибуху речовина газифікується при сильному нагріванні, заповнюючи об'єм з величезним тиском. Вибух можливий лише при певній концентрації повітря-газу. Межі концентрації повітряного газу, при яких відбувається вибух, називаються межами концентраційного запалення речовини.

Запобігти початку вибуху можна шляхом виключення можливості утворення вибухонебезпечного середовища та початку джерела ініціювання вибуху.

Необхідно забезпечити запобігання утворенню джерела ініціювання вибуху:

- застосуванням вибухозахищеного обладнання;
- застосуванням швидкодіючих методів захисного відключення можливих електричних джерел ініціювання вибуху;
- обмеженням потужності електромагнітного та іншого теплового випромінювання.

Приміщення лабораторії повинні бути забезпечені первинними засобами пожежогасіння.

Всі лаборанти повинні знати розташування вогнегасників і вміти ними користуватися.

Одним із найефективніших основних засобів пожежогасіння є вогнегасник.

Вогнегасники, як основний засіб пожежогасіння, займають одне з головних місць у системі протипожежного захисту. Від ефективності та надійності вогнегасників, а також вмілого їх використання залежить не тільки характер подальшого розвитку пожежі, розмір збитків, які вони можуть завдати, а й життя людей. Пожежна статистика свідчить, що більшість пожеж зазвичай гасять до прибуття підрозділів пожежної охорони.

Вогнегасники [73]:

ВХПП-10, ВПП-5(з), ВП-9ММ – вогнегасники пінні хімічні ручні –

призначений для гасіння початкових вогнищ пожежі твердих матеріалів, а також різних горючих рідин на площі до 1 м², за винятком електроустановок під напругою, речовин, здатних при взаємодії з водою (хімічною піною) вибухати, горіти;

ВПП-10 та ВПП-5 – ручні повітряно-пінні вогнегасники – використовується для гасіння твердих речовин, горіння тліючих матеріалів і горючих рідин. Але не годиться для гасіння речовин, здатних горіти без доступу кисню, і електроустаткування під напругою;

ВП-5 (з), ВП-9 (з), ВП-50 та інші. – порошкові вогнегасники призначені для гасіння займань класів: А (горіння твердих речовин), В1 (горіння рідких речовин, нерозчинних у воді), С (горіння газоподібних речовин).

ВВК-2, ВВК-5 і ВВК-8 – ручний вуглекислотний вогнегасник – вогнегасники призначені для гасіння займань на залізничному та міському електротранспорті, пожеж в електроустановках під напругою до 1000 В, займань в музеях, картинних галереях, бібліотеках, архівах, банкових сховищах тощо;

ВВБ-3А і ВВБ-7А – ручні вуглекислотно-брометилові вогнегасники призначені для гасіння різних горючих речовин і тліючих матеріалів (бавовна-текстиль, ізоляційні матеріали), а також електроустановок під напругою не більше 1000 В. Вогнегасники не придатні для гасіння лужних і лужноземельних матеріалів, а також речовин, горіння яких проходить без доступу повітря (кіноплівка). Не рекомендується використовувати для гасіння металів, деяких металоорганічних сполук і гідридів металів, а також для припинення процесів горіння, в яких окислювачами є окиси азоту. Вогнегасники ефективно працюють в інтервалі температур від -60°C до +50°C.

Пожежний інвентар – покриті негорючим ізоляційним матеріалом, тканиною, ящики з піском, бочки з водою, пожежні відра, совки;

Пожежні знаряддя (гаки, ломи, сокири тощо).

На щитах допускається розміщення первинних засобів пожежогасіння.

Ручний пожежний інструмент на дошках необхідно періодично очищати від пилу, бруду і слідів корозії, а також потребує ремонту заточування кутників і фарбування інструменту для використання після пожежі або під час практики.

У випадках, коли неможливо виявити причини виникнення та розвитку пожежі, необхідно забезпечити вогневі випробування вибраних пожежних систем та обладнання на спеціальних навчальних зразках та будівництво в умовах, наближених до реальних.

Слід також зазначити, що пожежу на початковій стадії легко зупинити, використовуючи всі методи, спрямовані на локалізацію пожежі, виключаючи поширення вогню на великі площі та спеціальні рідини, які є легкозаймистими. Ефективність гасіння пожежі на цьому етапі залежить від правильного вибору засобів і засобів пожежогасіння, правильного використання цих засобів персоналом тощо.

Вимоги пожежовибухобезпеки в цілому включають вимоги до системи оповіщення про пожежу, протипожежного захисту (безпеки) і вибухопопередження та вибухозахисту.

Висновок до розділу 4

У даному розділі кваліфікаційної роботи були виділені та описані різні шкідливі та небезпечні виробничі фактори для інженера в лабораторії. Розглянуто заходи пожежо- та вибухобезпеки в лабораторному приміщенні. Також були проведені розрахунки освітленості робочого середовища для проведення робіт. У лабораторії було розраховано необхідну кількість ламп, у нашому випадку це 16 ламп.

У зв'язку з наявністю небезпечних і шкідливих факторів, які можуть впливати на інженера в лабораторному приміщенні, необхідно суворо дотримуватись правил техніки безпеки.

На основі проведеного аналізу небезпечних і шкідливих виробничих факторів, які можуть мати місце при випробуванні матеріалів при підвищених температурах, розроблено заходи щодо підвищення безпеки праці при виконанні робіт в лабораторії.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Питання впливу авіації на навколишнє середовище та здоров'я людини донедавна займали незначне місце в загальних обговореннях, що присвячені проблемам охорони навколишнього середовища [74]. Але усвідомлення громадськістю важливості екологічних проблем і занепокоєння шляхами їх вирішення спричинили прийняття відповідних політичних заходів у багатьох країнах, вони спрямовані на зменшення впливу авіації на навколишнє середовище. В останні роки екологічні проблеми на повітряному транспорті привертають набагато більше уваги, ніж раніше. Існує чітке бажання підтримувати та покращувати рівень якості навколишнього середовища, який досягнуто на сьогоднішній день у сфері повітряного транспорту [75].

Сьогодні практично всі питання, пов'язані зі світовою цивільною авіацією, вирішуються Міжнародною організацією цивільної авіації (International Civil Aviation Organization, ICAO). ICAO розробляє основні вимоги до експлуатації цивільної авіації, вони містять вимоги до сертифікації повітряних суден з точки зору впливу на навколишнє середовище, а також обмежує використання повітряних суден, що не відповідають екологічним вимогам [74, 76]. При цьому ICAO переважно не займається питаннями відшкодування екологічної шкоди від впливу літаків на навколишнє середовище, залишаючи ці питання на розсуд кожної окремої держави.

5.1. Специфіка впливу повітряного транспорту на навколишнє середовище

Повітряний транспорт утворив 895 мільйонів тон вуглекислого газу (CO_2) у 2018 році [76]. Це може здатися чималим, але це лише близько 2 % від 42 мільярдів тон CO_2 , які щороку генеруються діяльністю людини. Незважаючи на те, що кількість пасажирів збільшується в середньому на 5 % щороку, авіації вдалося обмежити зростання викидів приблизно вдвічі. Це

завдяки значним інвестиціям у нові технології та скоординованим діям із впровадження нових експлуатаційних процедур та інфраструктурних заходів [77].

Оскільки авіація зростає, щоб задовольнити зростаючий попит - особливо на швидкозростаючих ринках, що розвиваються - і коли інші сектори економіки скорочують викиди, частка авіації в загальних викидах, ймовірно, зросте.

Зростаючий вуглецевий слід є неприйнятним для будь-якої галузі, тому авіація, від виробників до аеропортів і авіакомпаній до управління повітряним рухом, наполегливо працює над обмеженням викидів парникових газів [78].

Якщо взяти до уваги пов'язані з енергетикою викиди CO₂ – без викидів від сільського чи лісового господарства, на які припадає близько чверті світових парникових газів – найбільший внесок у викиди CO₂ становить електроенергія (44 %). На другому місці – автомобільний транспорт із 17 %, за ним йдуть будівлі з 10 %.

Авіація, яка виробляє 2 % усього CO₂, спричиненого діяльністю людини, викидає менше, ніж металургійна промисловість (5 %) [76], виробництво цементу (4 %) і сектор судноплавства (3 %), і приблизно стільки ж, скільки сервери та кабелі передачі інтернет.

CO₂ – не єдиний парниковий газ, який викидають літаки. Вихлопні гази авіаційних двигунів складають від 7 % до 8 % CO₂ і водяної пари, близько 0,03% оксидів азоту, незгорілих вуглеводнів, монооксиду вуглецю та оксидів сірки, сліди гідроксильних груп і сполуки азоту, а також невеликі кількості частинок сажі (хоча промисловість майже виключила викиди сажі протягом року за останні кілька десятиліть) [78, 79]. Від 91,5 % до 92,5 % вихлопних газів авіаційних двигунів складають нормальний атмосферний кисень і азот.

Сліди водяної пари (зворотні сліди), створені літаками, також впливають, але дослідження не переконують щодо того, чи справляють вони нагрівання чи охолодження землі. За деяких метеорологічних умов вони можуть залишатися в атмосфері та утворювати «перисті» хмари, що може

вплинути на зміну клімату [74]. Наприклад, деякі дослідження показують, що ці хмари можуть мати різні ефекти охолодження та зігрівання залежно від того, вдень чи вночі здійснюються польоти. Цей тип дослідження може визначити, чи є якісь потенційні переваги від зміни типу експлуатації. У цій сфері ведеться більше роботи, а авіаційна промисловість допомагає досліджувати вплив зворотних слідів на зміну клімату, включаючи встановлення обладнання для дослідження атмосфери на великій висоті на деяких пасажирських літаках.

Авіація має більший вплив, ніж інші галузі через висоту, на якій відбуваються викиди. Найзначніший парниковий газ, CO₂, не має додаткового впливу через різницю у висоті, вплив однаковий. Однак інші викиди, такі як оксид азоту та водяна пара, можуть мати більший ефект на великих висотах. Вчені називають це «множником» [80].

Останні дослідження показують, що авіаційні викиди CO₂ слід помножити в 1,9 рази, щоб врахувати додатковий вплив цих інших газів на висоті. Однак важливо розуміти, що більшість інших викидів також виділяють гази, відмінні від CO₂, і для визначення загального впливу зміни клімату (також відомого як радіаційний вплив) потрібен множник. Ставка для автомобільного транспорту, наприклад, у 1,5 рази перевищує викиди CO₂.

Якщо взяти до уваги ці викиди, крім CO₂, і мультиплікатор, Міжурядова група експертів зі зміни клімату (Intergovernmental Panel on Climate Change – IPCC) оцінює, що на авіацію припадає близько 3 % загального антропогенного впливу на клімат. Однак деякі експерти кажуть, що використання множника під час розрахунку викидів окремих рейсів є недоцільним, оскільки це інструмент для опису довгострокових впливів [77]. Інші сектори, як правило, не враховують вплив, відмінний від CO₂, під час розрахунку викидів вуглецю.

5.2. Шляхи зменшення впливу авіації на навколишнє середовище

Авіація прагне співпрацювати, щоб усунути свій вплив на навколишнє середовище [81].

У 2008 році авіація стала першою галуззю, яка прийняла глобальну загальногалузеву ціль кліматичних заходів.

У жовтні 2021 року світова авіаційна галузь зробила ще один крок далі у своїх кліматичних зобов'язаннях, заявивши, що до 2050 року вона досягне нульового чистого викиду вуглецю за допомогою прискорених заходів підвищення ефективності, енергетичного переходу та інновацій у авіаційному секторі та в партнерстві з урядами в усьому світі [82].

Уряди також підтвердили свою підтримку нульового чистого викиду вуглецю до 2050 року для авіації, ухваливши подібну мету під час 41-ї Асамблеї Міжнародної організації цивільної авіації в жовтні 2022 року.

Чисті нульові викиди вуглекислого газу до 2050 року мають велике значення, оскільки це підтримує мету Паризької угоди щодо обмеження глобального потепління до 1,5 градусів порівняно з доіндустріальним рівнем. Вчені сходяться на думці, що це значно зменшить серйозність шкоди від зміни клімату [82].

Авіаційна промисловість досягла значного прогресу в ефективності використання палива та CO₂, зменшивши вдвічі кількість палива, що використовується на політ, порівняно з 1990 роком. Іншими словами, ваш сьогоднішній політ генерував би лише 50 % CO₂ порівняно з тим самим польотом у 1990 році. Це було досягнуто завдяки технологічному прогресу та вдосконаленню експлуатації та інфраструктури [76].

Від початкової концепції інженери працюють над тим, як зробити новий літак ефективнішим. Насправді авіація є одним із найбільш технологічно передових та інноваційних секторів у світі.

На відміну від наземних транспортних засобів, які не потребують такої економії палива, оскільки вони можуть часто запраплятися – літаки далекого сполучення повинні перевозити все паливо на борту. Воно дороге, важке і потребує багато часу для зберігання [83]. Його вага обмежує радіус дії літака, і його потрібно зберігати в баках, що впливає на розмір крила та зменшує максимальне навантаження.

Кожне нове покоління літаків має двозначне підвищення паливної ефективності, до 20 % більш економне, ніж попереднє. Це призвело до того, що сучасні літаки виробляють на 80 % менше CO₂ на крісло, ніж перші реактивні літаки 1950-х років. Але є ще багато роботи [78].

Нові технології на горизонті мають потенціал для значного скорочення викидів парникових газів від авіації, а рішення, які впроваджуються сьогодні, обіцяють подальшу економію. Навіть додаткові заощадження пропонують значні переваги в цілому.

Ефективність палива має вирішальне значення для майбутнього авіаційної промисловості не лише з екологічних, але й з фінансових причин. Паливо становить понад 30 % експлуатаційних витрат авіакомпанії.

Щоб формалізувати та доповнити кероване ринком підвищення паливної ефективності, Міжнародна організація цивільної авіації погодила стандарт викидів CO₂ у лютому 2016 року, який застосовуватиметься до всіх нових конструкцій літаків з 2020 року та новостворених існуючих моделей з 2023 року [76].

До братів Райт мало хто вірив у можливість польотів на двигуні. Цей інноваційний дух зберігся, і він керує відповіддю галузі на екологічні виклики. Наприклад [80],

- Авіації вдалося відокремити зростання викидів від фактичного зростання. У той час як авіасполучення зростає в середньому на 5 % щорічно, зростання викидів CO₂ нині нижчий і становить приблизно 3 %;
- Новіші літаки, такі як Airbus A350 і Boeing 737MAX, споживають у середньому менше трьох літрів на 100 пасажирських кілометрів. Це паливо можна порівняти з паливом компактних автомобілів, хоча літаки подорожують набагато далі та швидше;
- Літаки наступного покоління запропонують додаткові покращення паливної ефективності та викидів;

- Турбогвинтові літаки, такі як серії Q400 і ATR, можуть стати більш економічною альтернативою реактивним літкам на менших відстанях.

Сьогодні інженери та дослідники вносять поступові та часті вдосконалення, які забезпечують значну загальну економію. Наприклад, пристрої на кінцях крил, які авіакомпанії та виробники встановлюють на нові літаки, підвищують аеродинамічну ефективність і зменшують використання палива.

Виробники все більше використовують легкі матеріали, такі як вуглецеві композити, для створення літаків і компонентів. У літаках Boeing 787 і 777X, Airbus A380, A220 і A350XWB використовуються передові матеріали та технології, що забезпечує виняткове підвищення екологічності. Виробники двигунів також використовують передові матеріали та процеси, такі як виробництво шару присадок для розробки нових двигунів [74, 76].

Технологія нових літаків може або покращити спалювання палива за рахунок аеродинамічної ефективності (головним чином планера), або зменшити фактичне спалювання (головним чином пов'язане з двигуном). У поєднанні ці елементи створюють новий літак зі зниженим впливом на навколишнє середовище.

Термін служби літаків становить близько 25-30 років, впродовж яких вони подолають мільйони кілометрів і перевезуть мільйони пасажирів або тон вантажу. Через тривалий час розробки, проектування та виробництва сучасних літаків, як правило, виникають «хвилі» нових літаків, які надходять у повітряний флот. Зараз ми перебуваємо в середині такої хвилі, коли в систему надходить низка нових моделей літаків, які замінюють старі, менш економічні [82].

Незважаючи на те, що зараз виробники аерокосмічної галузі знаходяться на дуже ранніх стадіях досліджень і розробок, вони досліджують можливість впровадження повністю електричних і гібридно-електричних літаків [84].

З розвитком акумуляторних технологій збільшення накопичення енергії може зробити комерційні польоти з електричним приводом реальністю. Кілька

маломасштабних екземплярів уже демонструють, як його можна використовувати для тренувальних польотів і експлуатації двома людьми.

У короткостроковій перспективі електричні двигуни [84], ймовірно, будуть обмежені експлуатацією так званих «повітряних таксі», які, як очікується, почнуть працювати в невеликій кількості міст приблизно з 2023-2025 років. Вони забезпечать приміські рейси для 2-4 осіб, щоб уникнути заторів на наземному транспорті.

У довгостроковій перспективі кілька компаній, включаючи Zunum і Wright Electric, розробляють більш знайомі концепції комерційних літаків. Це будуть регіональні короткомагістральні реактивні літаки, які потенційно можуть бути введені в експлуатацію приблизно до 2035 року, хоча необхідні додаткові дослідження.

Прагнення максимізувати радіус дії та корисне навантаження (пасажирів або вантажів), одночасно зменшуючи вагу акумуляторів і щільність енергії, що накопичується, є складним завданням. Існує також багато досліджень щодо гібридних варіантів – поєднання ефективності рідкого екологічного авіаційного палива з ефективністю електричної тяги. У майбутньому це може бути варіант для польотів середньої та дальньої відстані.

Розробка альтернативних видів авіаційного палива може стати ключем до сталого розвитку повітряних перевезень, що зробить величезний внесок у галузеву стратегію скорочення викидів [80]. Використання альтернативних видів палива може зменшити викиди CO₂ приблизно на 80 % порівняно з викопним паливом без істотних змін у системах подачі палива чи двигунах. Також проводяться дослідження видів палива, які можуть мати негативний цикл викидів.

Відтоді як у 2008 році відбувся перший випробувальний політ комерційного літака на біопаливі, галузь і наші партнери провели величезну роботу. Сертифікація через агенцію глобальних стандартів палива ASTM дозволила нам працювати на біопаливі, і з 2011 року було здійснено чверть мільйона польотів на альтернативно-традиційній суміші палива.

Сучасні технології дозволили виробляти екологічно чисте авіаційне паливо з сировини, яка обмежує ризик ненавмисних екологічних і соціальних наслідків, таких як конкуренція з необхідним виробництвом продуктів харчування та вирубка лісів.

Досліджуючи лише біопаливо другого покоління (паливо, яке можна виробляти з різних типів нехарчової біомаси), авіаційна промисловість має намір не повторювати помилок, зроблених з паливом першого покоління під час транспортування, очікуючи, що поставки будуть повністю стійкими.

Деякі приклади сировини, яка зараз використовується для виробництва екологічно чистого авіаційного палива [81 – 83] включають:

- Використані жири та олії, такі як кулінарна олія та сало;
- Рослини, вирощені в солоній воді;
- Тверді побутові відходи або відпрацьовані гази;
- Целюлозні відходи;
- Водорості;
- Непродовольчі культури, вирощені на маргінальних землях або в сівозміні з продовольчими культурами.

Головною перевагою біопалива є те, що воно є паливом, що входить до складу палива, тобто має ті самі властивості, що й авіаційне паливо, яке використовується сьогодні, тому його можна просто змішувати з поточним паливом.

Авіаційна промисловість співпрацює через такі групи, як Група користувачів екологічного авіаційного палива (SAFUG) і схеми сертифікації сталого розвитку, такі як Круглий стіл зі стійких біоматеріалів (RSB), щоб переконатися, що будь-яке паливо, яке використовується в галузі, насправді є екологічним [80].

На кожному етапі експлуатації літака є можливості зменшити спалювання палива та, як наслідок, викиди.

Авіакомпанії можуть економити паливо за допомогою більш ефективних процедур і заходів щодо зменшення ваги. Вони можуть

варіюватися від забезпечення чистоти двигунів літака до розробки, та використання процедур для нових надходжень [76]. Авіакомпанії можуть вирулювати до злітно-посадкової смуги, використовуючи лише один двигун замість двох.

Коли літак стоїть біля виходу на посадку в аеропорту, він повинен бути оснащений електроживленням, щоб забезпечити кондиціонування повітря та електрику, а також запустити двигуни. Всі аеропорти мають бути оснащені стаціонарними наземними установками електричного живлення і попереднього кондиціонування повітря, що дозволить пілотам вимикати APU, заощаджуючи паливо та знизити шум під час перебування на землі.

Аеропорти також повинні працювати над підвищенням енергоефективності обладнання для наземного обслуговування (пристрої для завантаження багажу, вантажівки для громадського харчування, пасажирські автобуси), використовуючи природний газ або електроенергію.

Під час руління літака від перону до злітно-посадкової смуги повинні бути запроваджені методики, такі як руління з одним двигуном, або розробити, наприклад пристрої для самостійного керування, які дозволяють літакам досягти злітно-посадкової смуги, не використовуючи повну потужність двигуна.

Аеропорти, авіакомпанії та постачальники аеронавігаційних послуг повинні впровадити так звані «зелені вильоти» [76], коли літаки зможе злітати та набирати висоту з однаковою швидкістю, щоб швидше досягти найефективнішої фази польоту – круїз-польоту.

Висновки до розділу 5

Авіаційний транспорт є однією з галузей громадського виробництва, що призначений для задоволення потреб населення у перевезеннях. У той самий час, в цілому, транспорт є одним із основних збудників навколишнього середовища.

Питання впливу авіації на навколишнє середовище та здоров'я людини донедавна займали незначне місце в загальних дискусіях, присвячених проблемам охорони навколишнього середовища. Але усвідомлення громадськістю важливості екологічних проблем і занепокоєння шляхами їх вирішення спричинили прийняття урядами багатьох країн відповідних політичних заходів, спрямованих на зменшення впливу авіації на природу. Тому останнім часом екологічні проблеми при експлуатації повітряного транспорту привертають набагато більше уваги, ніж раніше. Існує щире бажання підтримувати та покращувати рівень якості навколишнього середовища, досягнутий на сьогодні.

Сьогодні практично всі питання світової цивільної авіації вирішуються Міжнародною організацією цивільної авіації та її підрозділами. ІКАО розробляє основні вимоги до експлуатації цивільної авіації, включаючи вимоги до сертифікації повітряних суден з точки зору впливу на навколишнє середовище, а також обмежує використання повітряних суден, які не відповідають екологічним вимогам. При цьому Міжнародна організація цивільної авіації майже не займається питаннями відшкодування екологічної шкоди від впливу літаків на навколишнє середовище, залишаючи ці питання на розсуд кожної окремої держави.

Багато країн Європи та Північної Америки мають економічні механізми компенсації шкідливого впливу цивільної авіації на навколишнє середовище. На жаль, в Україні цим питанням приділяється недостатня увага.

Практично відсутні теоретико-методологічні підходи до еколого-економічної оцінки впливу цивільної авіації на навколишнє середовище. Вони потребують подальшого поглиблення та доповнення теоретико-методологічні

положення щодо створення механізму компенсації еколого-економічної шкоди від авіатранспортних процесів.

Використання новітніх технологій у виробництві та експлуатації повітряного транспорту дозволить значно знизити викиди CO₂ та рівень шуму, що виникають при використанні авіаційної техніки.

Розробка та впровадження нових підходів у використанні рушійної сили, таких як електричні авіаційні двигуни дозволить кардинально змінити вплив авіації на довкілля.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. Встановлено, що експлуатація лопаток турбін авіаційних ГТД, у тому числі з інтерметалідних сплавів, в умовах високих температур та агресивних середовищ призводить до руйнування їхньої поверхні внаслідок протікання процесів високотемпературної оксидної та сульфідно-оксидної корозії, що створює необхідність дослідження та розробки способів.

За результатами аналізу сучасних методів захисту поверхні лопаток ГТД від високотемпературної газової корозії, з урахуванням особливостей складу їхнього матеріалу, вибрано: дифузійне легування поверхні Al, Cr, Si та їх сполук; газотермічне нанесення жаростійких покриттів на нікелевій основі; комбіноване вакуумно-плазмове покриття, що складається з жаростійкого підшару на нікелевій основі та корозійно-стійкого алюмінієвого шару; хімічна обробка поверхні у розчині ортофосфорної кислоти.

2. Вивчено особливості руйнування поверхні лопаток турбіни 5 ступеня з інтерметалідного сплаву TNM-B1 в умовах тривалого (до 1050 годин) високотемпературного (800-850 °C) окислення та корозії. Встановлено, що досліджувані лопатки мають низьку стійкість до високотемпературного окислення і не забезпечують опір до високотемпературної сульфідно-оксидної корозії через недостатню когезійну міцність оксидного шару, що формується на їх поверхні. Показано, що в присутності синтетичної золи після 100 годин настає стадія катастрофічної корозії, що призводить до інтенсивного пошкодження поверхні.

3. Досліджено кінетику процесів високотемпературного окислення та корозії поверхневого шару лопатки турбіни після її модифікації різними способами. Виявлено, що в умовах високотемпературного окислення лопатки зі сплаву TNM-B1 найбільш оптимальним методом захисту поверхні лопаток ТНТ є комбіноване вакуумно-плазмове покриття системи Ni-Co-Cr-Al-Y + Al-Co-Si-Y, що забезпечує триразовий

зростання стійкості (з урахуванням 500 годин). Показано, що найкращим способом захисту поверхні лопатки в умовах високотемпературної сульфідно-оксидної корозії є газотермічне плазмове напилення покриття системи Ni-Al-Cr-Y, що забезпечує підвищення її стійкості до корозії до 6 разів (на базі 500 годин).

4. Встановлено, що комбіноване вакуумно-плазмове покриття системи Ni-Co-Cr-Al-Y + Al-Co-So-Y підвищує довговічність матеріалу лопатки ТНТ з інтерметалідного сплаву при циклічному навантаженні в 2,7 рази, термічну втому не менше ніж у 5 разів у порівнянні зі станом без захисту поверхні та не надає негативного впливу на тривалу міцність.

СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ**ДЖЕРЕЛ**

1. Кудрін А. П. Ремонт повітряних суден та авіаційних двигунів / А. П. Кудрін, Г. М. Зайвенко, Г. А. Волосович, В. Д. Хижко: Підручник. – К.: НАУ, 2002. – 492с.
2. Norris G., Warner M. Boeing 787 Dreamliner. US: MBI Publishing, 2009. 160 p.
3. Arai M. Measure of Gamma Ti Aluminide for aero-engine application // 4th International Workshop on Titanium Aluminides, 2011. P. 25–26. URL: <http://s1.q4cdn.com/411066846/files/GFE%20-%20Titanium%20Aluminides%20Workshop.pdf> (дата обращения 21.03.2015).
4. Bewlay B.P., Weimer M., Kelly T. The science, technology, and implementation of TiAl alloys in commercial aircraft engines // UK: MRS Proceedings, 2013. Vol. 1516. P. 49–58.
5. Черновол М. И. Повышение качества восстановленных деталей машин / М. И. Черновол, С. Е. Поединок, Н. Е. Степанов. – К.: «Техника», 1989. – 168с.
6. Підтримання льотної придатності повітряних суден (ICAO Doc. 9760) / [С. О. Дмитрієв, О. В. Попов, В. О. Максимов та ін.] // навчальний посібник / – Київ: НАУ, 2022. – С. 208.
7. Appe F., Oehring M. Gamma Titanium Aluminide Alloys. Science and Technology. US: Wiley-VCH, 2011. 745 p.
8. Leyens C., Peters M. Titanium and titanium alloys. US: Wiley-VCH, 2013. 514 p.
9. Chen W., Li J.W., Development of Ti₂AlNb Alloys: Opportunities and Challenges // Advanced Materials and Processes, 2014. Vol. 5. P. 23-27.
10. Hagiwara M., Emura S., Araoka A. Enhanced Mechanical Properties of Orthorhombic Ti₂AlNb-based Intermetallic Alloy // Metals and Materials International, 2003. Vol. 9. P. 265-272.

11. Wang W., Zeng W., Li D., Microstructural Evolution and Tensile Behavior of Ti₂AlNb Alloys Based α_2 -phase Decomposition // Materials Science and Engineering, 2016. Vol. 662. P. 120-128.

12. Imayev V.M., Imayev R.M., Khismatullin, T.G. Mechanical properties of the cast intermetallic alloy Ti–43Al–7(Nb,Mo)–0.2B (at. %) after heat treatment // The Physics of Metals and Metallography, 2008. Vol. 105. P. 484–490.

13. Лозицкий Л.П., Авдошко М.Д., О распределении некоторых показателей надежности // Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей, 1971. С. 19–23.

14. Steinmetz P., Wright I.G., Galerie A. Improvement of High-Temperature Oxidation of Titanium Alloys by Dipping in a Phosphoric Acid Solution // Materials Science Forum. 2008. Vol. 595. P. 17–22.

15. V. K. Berdin, M. V. Karavaeva, R. M. Kashaev, and S. K. Nurieva, “Formation of a microcrystalline structure in large workpieces made of the VT6 titanium alloy under complex loading,” Tekhnol. Legk. Splavov, No. 4, 47–52 (2004).

16. Meher-Homji C.B., Gabriles G., Gas Turbine Blade Failures – Causes, Avoidance and Troubleshooting // Proceedings of the 27th Turbomachinery Symposium, 1998. P.129–180.

17. Appe, F. and Oehring, M., Gamma titanium aluminide alloys, Science and Technology, New Jersey: Wiley–VCH, 2011.

18. CHRISTODOULOU, L., PARRISH, P. A., and CROWE, C. R., 1988, In High Temperature/High Performance Composites, MRS Symp. Proc. 120: 29–34.

19. Naeem M.T., Jazayeri S.A, Rezamahdi N. Failure Analysis of Gas Turbine Blades // Proceedings of The 2008 IAJC-IJME International Conference, 2008. URL: http://www.ijme.us/cd_08/PDF/120_ENG_108.pdf (дата обращения: 21.03.2015).

20. Quadackers W.J., Rahmel A., Schutze M., Fundamentals of TiAl Oxidation – A Critical Review // Materials and corrosion, 1995. Vol. 46. P. 271–285.

21. Rakowski J.M., Meier G.H., Pettit F.S., The effect of surface preparation on the oxidation behavior of gamma TiAl-base intermetallic alloys // Scripta Materialia, Vol. 35. P. 1417–1422.

22. Yang M.-R., Wu S.-K. Oxidation Resistance Improvement of TiAl Intermetallics Using Surface Modification // Bulletin of the College of Engineering, 2003. Vol. 89. P. 3–19.

23. Rahmel A. and Spencer P. J., Thermodynamic Aspects of TiAl and TiSi₂ oxidation: The Al-Ti-O and Si-Ti-O phase diagrams // Oxidation of Metals, 1990. Vol. 35. P. 53–68.

24. Loretto M.H., Godfrey A.B., Hu D. The influence of composition and processing on the structure and properties of TiAl-based alloys // Intermetallics, 1998. Vol. 6. P. 663–666.

25. Appel F., Wagner R. Microstructure and deformation of two-phase-titanium aluminides // Material Science and Engineering, 1998. Vol. 22. P. 187–268.

26. Kim Y.-W. Effects of microstructure on the deformation and fracture of γ -TiAl alloys // Material Science and Engineering, 1995. Vol. 192. P. 519–533.

27. Tang Z., Wang F., Wu W. Hot-Corrosion Behavior of TiAl-Base Intermetallics in Molten Salts // Oxidation of Metals, 1999. Vol. 51. P. 235–250.

28. Smyslov, A.M., Bybin, A.A., and Dautov, S.S., Hightemperature gas corrosion of TNM-B1 intermetallide alloy, Russ. Eng. Res., 2015, vol. 35, no. 10, pp. 750–753.

29. Selected Papers from the 3rd Grabchenko's International Conference on Advanced Manufacturing Processes (InterPartner-2021), September 7-10, 2021, Odessa, Ukraine

30. Yang M.-R., Wu S.-L. Oxidation Resistance Improvement of TiAl Intermetallics Using Surface Modification // Bulletin of the College of Engineering, 2003. Vol. 89. P. 3–19.

31. Богуслаев А. А. Контактное взаимодействие сопряженных деталей ГТД / В. А. Богуслаев, Л. И. Ивченко, А. Я. Качан, В. Ф. Мозговой. – Запорожье: Изд-во ОАО «Мотор Сич», 2009. – 328с.

32. Федоров В. В. Кинетика повреждаемости и розрушения материалов. – Ташкент: ФАН, 1985. – 175с.
33. Маркевич К. В. Восстановление изношенных деталей авиационной техники: Конспект лекций / К. В. Маркевич, В. Г. Панамарчук. – К.: КИИГА, 1979. – 50с.
34. Tamarin Y. Protective Coatings for Turbine Blades, US: ASM International, 2002. 300 p.
35. Streiff R. Protection of materials by advanced high temperature coatings // Journal de Physique IV, 1993, Vol. 4. P. 16–41.
36. Bose S. High Temperature Coating, Elsevier, 2007. 299 p.
37. Тадольдер Ю. Об изнашивании технически чистых металлов в абразивной среде. Автореф. канд. дис. – Таллин, 1966. – 34с.
38. Виноградов А.М. Метод плазменного напыления порошковых покрытий // Проблемы современной науки и образования, 2015. №35. С. 31–33.
39. Тит В. А. Поверхностные явления при контактном взаимодействии поверхностей трения деталей топливо-гидравлических систем / В. А. Тит, В. Ф. Лабунец, А. В. Косянчук // Проблемы тертя та зношування: Наук. техн. зб. – К.: НАУ, 2011. Вып. 56.- С. 167-172.
40. Jafarian H. R., Mirzamohammdi S., Sabour A., Investigation on Microstructure and Oxidation Behavior of Cr-modified Aluminide coating on γ -TiAl alloys // Physicochemical Mechanics of Materials, 2011. Vol. 4. P.47–51.
41. Kung S-C. High-Temperature Coating for Titanium Aluminides Using the Pack-Cementation Technique // Oxidation of Metals, 1990. Vol. 34. P. 217–228.
42. Wallace T.A., Bird R.K., Development of Oxidation Protection Coatings for Gamma Titanium Aluminide Alloys //NASA Technical Reports, 2003. URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20040012943.pdf> (дата обращения: 21.03.2015).

43. Malecka J., Krzak-Ros J., Preparation of SiO₂ Coating by Sol-gel method to improve high temperature corrosion resistance of a γ -TiAl // *Advances in Material Science*, 2012. Vol. 12. P. 5–12.

44. Попов В. С. Связь между износостойкостью и энергией разрушения упрочняющей фазы сплавов // *ФХММ*. – 1971. – №1. – С. 41-47.

45. Лучка М. В. Износостойкие диффузионно-легированные композиционные покрытия / М. В. Лучка, М. В. Киндрачук, П. И. Мельник и др. – К.: Техника, 1993. – 143с.

46. Dudziak T., Datta P. K., Mayrhofer P. H. High Temperature Oxidation Resistance of CrAlYN-Coated Ti₄₅Al₈Nb // *Oxidation of Metals*, 2011. Vol. 75. P. 359–376.

47. Przybylski K., Prazuch J. High temperature oxidation behavior of TiAl₈Nb alloy // *Archives of metallurgy and materials*, 2013. Vol. 58. P. 477–480.

48. Schütze M., Donchev A., Recent Advances in the Understanding of the Halogen Effect for Oxidation Protection of TiAl // 4th International Workshop on Titanium Aluminides, 2011. P. 30–31. URL: <http://s1.q4cdn.com/411066846/files/GFE%20-%20Titanium%20Aluminides%20Workshop.pdf> (дата обращения 21.03.2015).

49. Yankov R., Kolitsch A. Oxidation protection of TiAl alloys by plasma-based ion implantation of fluorine // 4th International Workshop on Titanium Aluminides, 2011. P. 31–32. URL: <http://s1.q4cdn.com/411066846/files/GFE%20-%20Titanium%20Aluminides%20Workshop.pdf> (дата обращения 21.03.2015).

50. Brou S.Y., Siab R., Bonnet G. On dipping of γ -TiAl in low-concentration phosphoric acid solution and consecutive oxidation resistance at 800 oC // *Scripta Materialia*, 2007. Vol. 56. P. 517–520.

51. Feng C.R., Michel D.J., Crowe C.R. The Effects of Boron in TiAl/Ti₃Al // *Scripta Metallurgica*, 1989. Vol. 23. P. 1707–1711.

52. Smyslov, A.M., Bybin, A.A. & Dautov, S.S. High-temperature gas corrosion of TNM-B1 intermetallide alloy. *Russ. Engin. Res.* 35, 750–753 (2015). <https://doi.org/10.3103/S1068798X15100202>

53. Smyslov, A.M., Bybin, A.A. & Dautov, S.S. Influence of surface calorizing of TMN-B1 intermetallic alloy on the resistance to high-temperature oxidation and gas corrosion. *Russ. Engin. Res.* 36, 648–651 (2016). <https://doi.org/10.3103/S1068798X16080207>

54. Smyslov, A.M., Bybin, A.A. & Dautov, S.S. Features of Intermetallic Alloy TNM-B1 High-Temperature Oxidation. *Met Sci Heat Treat* 58, 268–272 (2016).

55. Черновол М. И. Повышение качества восстановленных деталей машин / М. И. Черновол, С. Е. Поединок, Н. Е. Степанов. – К.: «Техника», 1989. – 168с.

56. Springer Handbook of Materials Measurement Methods – 2006 ISBN : 978-3-540-20785-6.

57. Berdin, N.V., Betsofen, S.Y., Smyslov, A.M. et al. Formation of a Microcrystalline Structure in a VT5-1 Alloy during Uniaxial Compression at 800 and 900°C. *Russ. Metall.* 2020, 330–339 (2020). <https://doi.org/10.1134/S0036029520040047>

58. Leyens C., Gedanitz H. Long-term Oxidation of Orthorhombic Alloy Ti-22Al-25Nb in Air Between 650 and 800 oC // *Scripta Materialia*, 1999. Vol. 8. P. 901–906.

59. Meier G. H., High Temperature Oxidation and Corrosion of Intermetallic Compounds // *Materials Science and Technology*, 1992. Vol. 8. P. 331–338.

60. Jewett T.J., Ahrens B., Dahms M. Phase equilibria involving the τ -L12 and TiAl₂ phases in the Ti-Al-Cr system // *Intermetallics*, 1996. Vol .4. P. 505–587.

61. Steinmetz P., Wright I.G., Galerie A. Improvement of High-Temperature Oxidation of Titanium Alloys by Dipping in a Phosphoric Acid Solution // *Materials Science Forum*. 2008. Vol. 595. P. 17–22.

62. Jewett T.J., Ahrens B., Dahms M. Phase equilibria involving the τ -L12 and TiAl₂ phases in the Ti-Al-Cr system // *Intermetallics*, 1996. Vol .4. P. 505–587.

63. Kim D.J., Seo D.Y. Cyclic Oxidation Behavior of a Beta Gamma Powder Metallurgy TiAl–4Nb–3Mn Alloy Coated with a NiCrAlY Coating // Surface & Coatings Technology, 2012. Vol. 206. P. 3048–3054.

64. Xu Y., Miao Q., Liang W.P. Interdiffusion Performance and Oxidation Behaviours of NiCrAlY/Al Coatings on γ -TiAl // Surface Engineering. 2014. Vol.30. P.64–70.

65. Закон України «Про охорону праці».

66. Закон України «Основи законодавства України про охорону здоров'я».

67. Закон України «Про пожежну безпеку».

68. Буріченко Л.А., Гулевець В.Д. Охорона праці в авіації. – К.: НАУ, 2003. – 448 с.

69. ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення».

70. ДСН 3.3.6.042-99 Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень.

71. НПАОП 0.00-6.03-93 «Порядок опрацювання та затвердження власником нормативних актів про охорону праці, що діють на підприємстві». Наказ Держнаглядохоронпраці від 21.12.1993 р. № 132.

72. НПАОП 0.00-1.28-10 «Правила охорони праці під час експлуатації електронно-обчислювальних машин». Наказ Держгірпромнагляду від 26.03.2010р. № 65.

73. Пожежна безпека. Способи практичного застосування вогнегасників [Електронний ресурс]. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://studfile.net/preview/4474249/>.

74. NASA. Green aviation: a better way to treat the planet. Available from: <http://www.aeronautics.nasa.gov/pdf/green_aviation_fact_sheet_web.pdf>.

75. Корсак К. Основи екології: Навчальний посібник/ Костянтин Корсак, Ольга Плахотнік; МАУП. — 3-тє вид., перероб. і доп.. — К.: МАУП, 2002. — 294 с.

76. Airport sustainability: global trends and S4GA impact [Електронний ресурс] // Airfield Lighting Company. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://solutions4ga.com/airport-sustainability-global-trends-and-s4ga-impact/>.

77. Abdul-Wahab, S. A., Zurigat, Y. H., & Bortmany, J. N. (2005). Gas turbine emissions and environmental impact of efficiency boosting techniques. *International Journal of Environment and Pollution*, 23(3), 273-288. <https://doi.org/10.1504/ijep.2005.006867>

78. Царенко О. Основи екології та економіка природокористування: Навч. посібн. для студ. вузів/ Олександр Царенко, Олександр Несветов, Микола Кадацький,. — 2-е вид., стереотипне. — Суми: Університетська книга, 2004. — 399 с.

79. Навчальний посібник/ Мін-во освіти і науки України, Ужгородський нац. ун-т. – Сухарев С. Основи екології та охорони довкілля: Навчальний К.: Центр навчальної літератури, 2006. — 391 с.

80. Parker R. From blue skies to green skies: engine technology to reduce the climate-change impacts of aviation. *Technol Anal Strateg Manage* 2009;21: 61e78.

81. Запольський А. Основи екології: Підручник для студентів техніко-технологічних спеціальностей вищих навчальних закладів/ Анатолій Запольський, Анатолій Салюк,; Ред. К. М. Ситник. — К.: Вища школа, 2003. — 357 с.

82. The world's airlines made a joint pledge Monday (4 October) to reach “net zero” carbon emissions by 2050, as the aviation industry ramps up efforts to curb its contribution to global warming. // EURACTIV. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.euractiv.com/section/aviation/news/world-airlines-commit-to-net-zero-co2-emissions-by-2050/>.

83. Основи екології: Навчальний посібник для вищих навчальних закладів/ О. М. Адаменко, Я. В. Коденко, Л. М. Консевич; Ін-т менеджменту та економіки «Галицька академія». — 2-е вид.. — К.: Центр навчальної літератури, 2005. — 314 с.

84. How electric airplanes could help reduce air travel emissions [Электронный ресурс] // Mario Picazo, The Weather Network. – 2019. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.theweathernetwork.com/ca/news/article/how-electric-airplanes-could-help-reduce-air-travel-emissions>.