

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ «КИЇВСЬКИЙ
ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ «КИЇВСЬКИЙ
ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО» МО УКРАЇНИ
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Аболіхіна Олена Вікторівна

УДК 629.735:539.43

ДИСЕРТАЦІЯ

**Матеріалознавчі аспекти утворення та еволюції дефектів, що визначають
ресурс експлуатації алюмінієвих конструкцій літаків**

05.16.01 - металознавство та термічна обробка металів

13. Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ О.В. Аболіхіна

Науковий керівник Чернега Світлана Михайлівна доктор технічних наук,
професор

КИЇВ – 2018

АНОТАЦІЯ

Аболіхіна О.В. Матеріалознавчі аспекти утворення та еволюції дефектів, що визначають ресурс експлуатації алюмінієвих конструкцій літаків. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.16.01 – «Металознавство та термічна обробка металів». – Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", МОН України, Київ, 2018.

Дисертаційна робота присвячена вивченню еволюції дефектів в алюмінієвих сплавах систем легування Al-Zn-Mg-Cu, Al-Cu-Mg-Mn та встановленню їх зв'язку з структурними чинниками матеріалу, такими, як розмір та склад інтерметалідних фаз, обумовлених режимами термічної обробки, а також вивченню впливу великої кількості фізичних чинників на довгострокову поведінку елементів структури високоміцних алюмінієвих сплавів, та визначенню швидкості утворення корозійних пошкоджень в елементах конструкції крил літаків. Робота спрямована на забезпечення довготривалої безпечної експлуатації літаків.

Питання еволюції дефектів та металознавчих аспектів їх утворення було розглянуто для кувальних алюмінієвих сплавів В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3 системи легування Al-Zn-Mg-Cu, що застосовуються в силових елементах конструкції літаків, де має місце велика концентрація та локалізація напруг, яка може призвести до дуже швидкого їх руйнування. В цьому випадку зародження та розповсюдження руйнування може відбуватись навіть без попередньої дії корозії. Характерні місця жорстко регламентовані, і вони в першу чергу піддаються моніторингу при плановому технічному обстеженні літака.

Термічна обробка цих сплавів складається з повного циклу, що включає гартування та двоступінчасте старіння - фазове або коагуляційне. Сплав В93 було застосовано для виготовлення конструкцій після гартування та фазового старіння (Т1). Сплав В93пч був покращений за рахунок зменшення домішок

заліза та кремнію, а його термообробка полягала в коагуляційному старінні після гартування (Т3). Подальше вдосконалення шляхом введення домішки цирконію призвело до створення сплаву 1933, до якого було застосовано термообробку - гартування та коагуляційне старіння (Т3).

Методами електронної мікроскопії та рентгенівського хімічного мікроаналізу встановлено, що при промисловій термообробці сплаву В93 за режимом Т1 – гартування 450-465°C та двоступінчасте фазове старіння - 115°-125°C (6-10 год.), 165°-175°C (4-8 год.), по границях зерен при гартуванні, одночасно із зміцнюючими фазами, виділяються ланцюжки фази з підвищеним вмістом міді. Розмір окремих ланок ланцюжків досягає 1-5 мкм. Їх наявність обумовлює концентрацію напруг, які сприяють корозійному розтріскуванню. Виділення по границях зерен включень інтерметалідних фаз, що містять мідь, має негативний вплив на властивості та не відповідає ствердженням розробників сплаву.

Доведено, що зміна режиму термічної обробки на коагуляційне старіння (режим Т3 - гартування 450-465°C та двоступінчасте старіння 115°-125°C (6-10 год.), 180°-190°C (6-10 год.)) сприяла вищій стійкості до корозії сплаву В93пчТ3 у порівнянні зі сплавом В93Т1, що було обумовлено вмістом значно меншої кількості міді у виділеннях інтерметалідних фаз при гартуванні, утворенням при старінні зміцнюючих фаз, які не містять міді, більшою подрібненістю часток інтерметалідних фаз, що виділялися під час гарту.

При коагуляційному старінні сплаву 1933Т3, що відрізнявся від сплаву В93пчТ3 домішкою цирконію, виділення часток зміцнюючих фаз відбувалося переважно на етапі коагуляційного старіння. На межах зерен спостерігалися частки фаз $MgZn_2$, $Al_2Zn_3Mg_3$, Mg_2Si . Виділення часток інтерметалідних фаз з вмістом міді на межах зерен не відбувалося, що, очевидно, і зумовило найбільш високу стійкість сплаву до корозії.

Такі відмінності у структурі сплавів, обумовлені термічною обробкою, сприяли еволюції дефектів при переході від сплаву В93Т1 до сплаву 1933Т3 та

підвищенню корозійної стійкості, плинності, пластичності при дотриманні високої міцності.

Застосування методів рентгенівського мікроаналізу дозволило встановити присутність в тілі зерен всіх трьох сплавів грубих включень нерозчинних фаз протяжністю від 10 мкм до 300 мкм, наявність яких сприяє розвитку втомного руйнування при тривалих термінах експлуатації.

В результаті проведених досліджень запропоновано оригінальну узагальнюючу схему еволюції дефектів в алюмінієвих сплавах, що включає інкубаційний період утворення корозійного пошкодження, стадію корозійного розтріскування та її перехід до стадії втомного руйнування. Проаналізовано вплив структурних та зовнішніх чинників на тривалість кожної стадії.

Моніторинг дефектів, що сприяли передчасним руйнуванням деталей, показав, що сплав В93Т1 має низьку витривалість до знакозмінних та статичних навантажень, схильний до корозійного розтріскування навіть за відсутності дії агресивних середовищ. Сплав 1933Т3 виявився найбільш витривалим до статичних, динамічних, знакозмінних навантажень та не схильним до корозійного розтріскування.

Подальший розгляд питання еволюції дефектів та їх моніторингу в умовах експлуатації було продовжено для обшивок верхніх та нижніх панелей крил, які є найбільш відповідальними елементами конструкції літаків, хоча мають значно меншу навантаженість у порівнянні з конструкціями, виготовленими з кувальних сплавів. Для верхніх панелей, які під час польоту знаходяться в стиснутому стані, застосовується високоміцний сплав В95Т1 системи легування - Al-Zn-Mg-Cu, загартований і зістарений на максимальну міцність, а для нижніх панелей, що витримують у польоті розтягуючі навантаження - високоресурсний сплав Д16Т системи легування Al-Cu-Mg-Mn. Обшивки виготовляються з довгомірних пресованих або катаних напівфабрикатів - листів та плит, в яких напрямок видовжених зерен перпендикулярний діючим навантаженням (площина дії навантаження співпадає з поперечно-подовжньою площиною волокон в матеріалі). Зважаючи

на особливості конструкції - значну протяжність стиків, велику кількість кріпильних отворів та зони постійного випадіння конденсату в кесонах центропланів (закриті порожнини), найбільш вірогідні місця зародження корозійних пошкоджень – границі зерен, розташовані в проблемних ділянках перпендикулярно напрямку прикладення навантажень. Критичним фактором, що визначає ресурс роботи обшивок, є стоншення їх перерізу внаслідок корозійних пошкоджень. Зазначені особливості еволюції дефектів, а також відносно простий доступ до ушкоджених ділянок змінює стратегічний підхід до підвищення довговічності цих елементів конструкції. Акцент робиться на підвищення інкубаційного періоду утворення корозійних пошкоджень та втомних тріщин, що на першому етапі досягається нанесенням та поновленням через певний період експлуатації захисних покриттів. Проте, цей ефективний засіб не гарантує на 100% від виникнення корозійних плям в металевій матриці, тому іншим, не менш важливим засобом, який відтерміновує утворення критичних дефектів, є регламентні роботи, що передбачають знайдення та усунення пошкоджень на зовнішніх та внутрішніх поверхнях крил. В цьому випадку критичною умовою є забезпечення оптимальної кількості регламентних робіт, які, з одного боку, забезпечили б безаварійну роботу, з іншого – мінімізували капітальні витрати.

Запропонована в роботі методологія спрямована на оптимізацію регламентних робіт та базується на статистичній обробці даних про пошкодження панелей крил більш ніж 2000 літаків, що були задокументовані під час планових регламентних оглядів протягом 45 років експлуатації. Джерела корозії, які виникають в обшивках завдяки хімічній взаємодії кородуючої рідини з елементами структури, або в місцях, де контактують різномірні металеві пари, що мають різні пружні та пластичні властивості, є небезпечними, зважаючи на можливість виникнення та розповсюдження втомних тріщин під час навантаження.

В роботі розглянуті основні експлуатаційні чинники, що впливають на утворення та розвиток дефектів на поверхні обшивок крил літаків, визначені

характерні місця, які піддаються корозії. Найбільша кількість статистичного матеріалу зібрана для двох модифікацій літаків Ан-24 та Ан-26, що дозволило виконати оцінку швидкості розвитку пошкоджень в осередках корозії, які виникали на обшивках верхніх та нижніх панелей з сплавів В95Т1 та Д16Т, відповідно. В якості критерію було прийнято зміну максимальної глибини пошкоджень на дефектних ділянках поверхні, що виникали у період між суміжними попереднім і наступним технічними оглядами панелей, тобто без урахування інкубаційного періоду виникнення ушкодження. Показано, що між геометричними параметрами корозійного дефекту і часом існує лінійний зв'язок. Швидкість корозії визначається тангенсом кута нахилу прямої лінії.

Результатами статистичного аналізу великої кількості даних технічних оглядів у відповідних кліматичних зонах - розміру корозійних пошкоджень, тривалості експлуатації у польотах, терміну служби з початку експлуатації, інтенсивності експлуатації, кількості капітальних ремонтів, тощо - встановлено, що максимальний вплив на швидкість розвитку корозійних пошкоджень мають умови базування та терміни служби між суміжними ремонтами.

Методом регресійного аналізу отримані рівняння регресії, що визначають швидкість росту корозійних ушкоджень у різних кліматичних умовах та визначена максимальна пошкоджуваність обшивок крил старіючих літаків Ан-24, Ан-26 за рік експлуатації: Ці дані наведені нижче.

Обшивки нижніх панелей з сплаву Д16Т:

- помірний клімат - $y=(0.12\pm 0.015)x_1$;
- різко-континентальний клімат - $y=(0.23\pm 0.042)x_1$;
- промислові зони - $y=(0.33\pm 0.035)x_1$;
- морський клімат - $y=(0.34\pm 0.045)x_1$;
- мішані умови експлуатації - $y=(0.28\pm 0.037)x_1$;
- вологі тропіки - $y=(0.47\pm 0.056)x_1$.

Обшивки верхніх панелей з сплаву В95Т1:

- помірний клімат - $y=(0.12\pm 0.028)x_1$;
- морські та промислові зони - $y=(0.27\pm 0.014)x_1$;

- мішаний тропічний та помірний клімат - $y=(0.37\pm 0.025)x_1$;
- вологий тропічний клімат - $y=(0.51\pm 0.022)x_1 +$
- .. $+ (0.00024\pm 0.00018)x_2$.

де x_1 - термін служби між суміжними ремонтами; x_2 - інтенсивність польотів.

Таким чином, у випадку пошкоджень внутрішньої поверхні обшивок нижніх панелей центроплану з сплаву Д16Т, подовження терміну між ремонтами на 1 рік веде до збільшення максимальної глибини корозійних пошкоджень на ~ 0.12 мм в зоні помірного клімату, на ~ 0.23 мм в зоні різко континентального клімату; на ~ 0.33 мм в промислових зонах; на ~ 0.34 мм в зоні морського клімату; на ~ 0.28 мм в умовах мішаної експлуатації; на ~ 0.47 мм в зоні вологих тропіків. У випадку пошкоджень зовнішньої поверхні обшивок верхніх панелей з сплаву В95Т1, слід очікувати збільшення глибини корозії на ~ 0.12 мм в зоні помірного клімату, на ~ 0.27 мм в зоні впливу морських та промислових атмосфер, на ~ 0.37 мм в зоні мішаного - помірного та тропічного клімату, на ~ 0.58 мм в зоні вологих тропіків при інтенсивності польотів 300 пол./рік.

Новизна роботи полягає в наступному:

Вперше встановлено визначальну роль інтерметалідних фаз з міддю, що виділяються по границях зерен, в формуванні дефектів високоміцних алюмінієвих сплавів системи Al-Zn-Mg-Cu. Відзначено їх негативний вплив на властивості.

Даний науковий результат є оригінальним і раніше не отриманий розробниками цих сплавів.

- *Вперше показано еволюцію дефектів в алюмінієвих сплавах, що включає стадії: інкубаційний період утворення корозійного пошкодження, корозійне розтріскування та перехід до втомного руйнування. Проаналізовано вплив структурних, технологічних та природних чинників на тривалість кожної стадії для алюмінієвих сплавів, що використовуються в елементах конструкцій літаків.*

В літературі відсутня інформація про етапи формування дефектів, пов'язаних з корозією елементів конструкцій літаків. Багатофакторний аналіз впливу різних чинників на тривалість кожної з стадій цього процесу також раніше не проводився.

- *Вперше запропоновано методологію аналізу виникнення та розповсюдження корозійних ушкоджень, що полягає у визначенні найбільш небезпечних відкритих та закритих зон елементів конструкції літаків залежно від термінів та умов експлуатації.*

Запропонована методологія аналізу корозійних ушкоджень у відкритих та закритих зонах елементів конструкції літаків розроблена в процесі виконання дисертаційної роботи і не має аналогів.

- *Розвинуто уявлення про вплив агресивних середовищ на корозійні процеси в алюмінієвих сплавах, що деформуються. Вперше методами математичної статистики проаналізовано експлуатаційні чинники - кількість та інтенсивність польотів, термін служби, тощо, які впливають на розвиток дефектів при експлуатації літаків, отримано оригінальні рівняння регресії, що пов'язують глибину корозійних ушкоджень з термінами експлуатації між суміжними ремонтами та інтенсивністю польотів в залежності від кліматичних умов.*

Встановлено раніше невідомі закономірності процесу корозії та параметри рівнянь, які дозволяють визначити пошкодження обшивок крил літаків за рік експлуатації, прогнозувати швидкість зростання корозійних ушкоджень і, як наслідок, визначити термін служби до першого ремонту та між капітальними ремонтами, науково обґрунтувати тривалість між суміжними оглядами літаків у залежності від кліматичної зони їх базування. Одержані дані вперше застосовано для оптимізації періодів регламентних робіт усіх типів літаків. Це забезпечило безаварійну роботу елементів конструкцій, безперебійність польотів та мінімізацію витрат на їх обслуговування.

За своєю суттю та новизною одержаних результатів дисертаційна робота започатковує новий науковий напрям в матеріалознавстві - експлуатаційне матеріалознавство деформівних алюмінієвих сплавів.

Одержані результати статистичної обробки даних про пошкодження панелей крил більш ніж 2000 літаків протягом 45 років експлуатації та оцінки швидкості їх розвитку вперше застосовані для оптимізації періодів регламентних робіт як старіючих, так і нових типів літаків, що дозволило в 6 разів збільшити тривалість між суміжними технічними оглядами кесонів центропланів крил, забезпечити безаварійну роботу елементів конструкцій, безперебійність польотів та мінімізувати капітальні витрати на їх обслуговування

Отримані результати розташування осередків корозії на внутрішній поверхні обшивок крил літаків Ан-24 і Ан-26 використані для розробки карт ультразвукового контролю товщин нижніх панелей центропланів, що дозволило методами неруйнівного контролю надійно виявляти дефекти в кесонах крил та підвищило економічну ефективність експлуатації.

Отримані результати використані для прогнозу швидкості розвитку корозійних ушкоджень, для оцінки зниження міцності конструкції старіючих літаків і розробки ремонтних заходів при встановленні ресурсу та терміну служби літака.

Виходячи з отриманих значень максимальної величини корозійного ушкодження за рік, визначені терміни періодичності оглядів для нових типів літаків у процесі експлуатації з відповідними величинами запасів.

Загальна схема збору даних і аналізу корозійних ушкоджень, на підставі досвіду експлуатації діючого парку літаків, дозволяє вирішувати не тільки задачі підтримки льотної придатності, але й, на основі одержаної інформації, вирішувати питання забезпечення надійного протикорозійного захисту літаків нових перспективних розробок.

Результати досліджень промислових кувальних алюмінієвих сплавів, з точки зору схильності до корозійного розтріскування, застосовуються для вибору матеріалів з необхідним комплексом властивостей у нових конструкціях, враховуються при оцінюванні ресурсу конкретного елемента і всієї конструкції в цілому, а також використовуються для обґрунтування вимог щодо якості сплавів та удосконалення технології їх термічної обробки.

Ключові слова: гартування, фазове старіння, коагуляційне старіння, корозійне розтріскування, еволюція дефектів, мікроструктура, зміцнюючі фази, інтерметалідні сполуки, нижні та верхні панелі крил, рівняння регресії, регламентні роботи.

Список публікацій здобувача

1. Аболихина Е.В. Коррозия самолетных конструкций из алюминиевых сплавов /Е.В. Аболихина, А.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів - №6. – 2003. - С. 106-110. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus). (Особистий внесок - дослідження мікроструктури ушкоджених корозією зразків, вирізаних з елементів конструкції літаків. Аналіз схильності до корозії деталей, розташованих у різних вузлах та зонах літаків).
2. Утомне руйнування зварних зразків зі сплаву Т110. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр, В.М. Замков / Фізико-хімічна механіка матеріалів. - 2004. - Т. 40, №4. - С. 89-92. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus). (Особистий внесок - дослідження зламів з застосуванням оптичних мікроскопів та растрового електронного мікроскопу).
3. Аболіхіна О.В. Вплив титанового сплаву Т110 на його відпирність ударам індентора. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр / Фізико-хімічна механіка матеріалів. -2008. - Т. 44, №1. - С. 112-114. (Українське видання,

- яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus). (Особистий внесок - досліджено мікроструктуру та злами сплаву).
4. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость верхних панелей крыльев самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец, А.П. Еретин / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 27-38. (Особистий внесок - досліджено мікроструктуру зразків верхніх панелей з сплаву В95Т1, що мали корозійні пошкодження в умовах експлуатації).
 5. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей внутри кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец, А.П. Еретин. / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 76-91. (Особистий внесок - досліджено злами та мікроструктуру уражених корозією зразків з сплаву Д16Т).
 6. Аболіхіна О.В. Структура, міцність і пластичність напівфабрикатів із титанового сплаву ВТ22 / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів. - 2008. - Т. 44, №3. - С. 85-88. (Особистий внесок - досліджено мікроструктуру зразків сплаву ВТ22 в растровому електронному мікроскопі).
 7. Аболіхіна О.В. Деградація сплаву Д16Т при експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2011 р. - Вип. 31. - С. 4-7, (Особистий внесок - проаналізовано причини виникнення корозії на обшивках з сплаву Д16Т, визначено максимально небезпечні місця конструкції).
 8. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость конструкций из сплава Д16Т / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2013 р. - Вип. 41, ч. 2. - С. 4-9. (Особистий внесок - проаналізовано причини виникнення корозії на авіаційних конструкціях з сплавів Д16Т та В95Т1).
 9. Аболіхіна О.В. Прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на крилах літаків з сплавів В93Т1 і Д16Т / О.В. Аболіхіна,

- С.М. Чернега / Наукові нотатки". - 2017 р. - Випуск 59. - С. 9-14. (Особистий внесок - поставлені задачі дослідження, застосовано регресійний аналіз для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень).
10. Аболіхіна Е. Влияние условий эксплуатации на деградацию элементов конструкции из алюминиевых сплавов В95Т1 і Д16Т / Елена Аболіхіна, Светлана Чернега // Збірник наукових праць 5-ої Міжнародної конференції «Механіка руйнування матеріалів і міцність конструкцій». 24-27 червня 2014 р. - Львів, 2014. - С.737-742. (Особистий внесок - досліджено злами та мікроструктуру зразків сплавів Д16Т і В95Т).
 11. Особенности коррозии алюминиевых сплавов на деталях самолетов «Ан» / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега // International scientific conference Unitech-2009. - 20-21 November 2009. - Gabrovo, Bulgaria, 2009. – Volume II. – С. 219-224. (Особистий внесок - дослідження характеру та причин виникнення корозії на елементах конструкції з високоміцних алюмінієвих сплавів).
 12. Деградация сплава В95Т1 при эксплуатации самолетов Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега // International scientific conference Unitech-2010. - 20-21 November 2010. - Gabrovo, Bulgaria, 2010. – Volume II. – С. 219-224. (Особистий внесок - дослідження зразків зруйнованих в експлуатації деталей з сплаву В95Т1).
 13. Деградация сплаву В93Т у процесі експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега /4-я Международная научная конференция "Современные достижения в науке и образовании". - 11-18 сент. 2010 г. - Будва, Черногория. - С. 209-214. (Особистий внесок - дослідження мікроструктури високоміцних алюмінієвих сплавів в електронному скануючому мікроскопі).
 14. Коррозионная стойкость нижних панелей крыла самолетов Ан-24, Ан-26 из сплава Д16Т / С.М. Чернега, Е.В. Аболихина. //Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 3". 28-29

- грудня 2010 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2010. - С. 197-213. (Особистий внесок - дослідження мікроструктури сплаву Д16Т в електронному скануючому мікроскопі).
15. Повреждаемость коррозией элементов конструкции, изготовленных из сплава Д16Т. / Аболихина Е.В., Чернега С.М. //Тезисы 4-й международной конференции «HighMatTech». 7-11 октября 2013 г. – Киев, 2013. – С. 335. (Особистий внесок - аналіз причин виникнення корозії на авіаційних конструкціях з сплаву Д16Т).
 16. Деградация панелей крыльев самолетов Ан-24 из сплавов В93Т и Д16 в процессе длительной эксплуатации / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега // 7-я международная конференция «Материалы и покрытия в экстремальных условиях». 24–28 сентября 2012 г. –Кацивели, Автономная респ. Крым, Украина, 2012. - С. 153. (Особистий внесок - дослідження структури сплавів В95Т1, Д16Т та аналіз впливу умов експлуатації на її деградацію).
 17. Особенности возникновения коррозионных повреждений на элементах конструкции самолетов Ан-, изготовленных из алюминиевых сплавов //Міжнародна конференція "Прогрессивная техника и технология - 2012". 11-15 червня 2012 р. - Севастополь, 2012. - С. 149-150. (Особистий внесок - дослідження впливу умов експлуатації на деградацію структури сплавів В95Т1, Д16Т).
 18. Degradation aluminum alloy structures В95Т1 and Д16Т during long operation / E.V. Abolikhina, S.M. Chernega. // International scientific conference Unitech-2014. 21 – 22 November 2014. – Gabrovo. Bulgaria, 2014. – Volume III. – P. 152 – 156. (Особистий внесок - аналіз деградації структури сплавів В95Т1 та Д16Т).
 19. Dialectics of high forging alloys Al-Zn-Mg-Cu in terms of sensitivity to stress corrosion cracking / S. Chernega, O. Abolikhina. //IX International conference. Technical science. Industrial management. 07-10. 09. 2015. - Burgas. Bulgaria, 2015. - P.23-26. (Особистий внесок - дослідження деградації структури сплавів В95Т1 та Д16 в процесі довготривалої експлуатації).

20. Скорость развития коррозионных повреждений в элементах конструкции самолетов из сплавов Д16Т и В95Т1 в различных условиях эксплуатации / С.М. Чернега, Е.В. Аболихина. //5 Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах 5". 3-5 грудня 2015 р. - Київ, 2015. - С. 191-197. (Особистий внесок – застосування методів математичної статистики для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень).
21. Моделирование скорости роста трещин в элементах конструкции крыльев самолетов в условиях эксплуатации/ О.В. Аболіхіна, О.І. Семенець, С.М. Чернега // XIX міжнародна науково-технічна конференція «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» 19-22 червня 2018 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2018. - Т. 2. - С. 203-207. (Особистий внесок - виведення рівняння регресії для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень).
22. Диалектика развития высокопрочных ковочных сплавов системы Al-Zn-Mg-Cu с точки зрения чувствительности к коррозионному растрескиванию / С.М. Чернега, Е.В. Аболихина. //7 Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 7". 30 листопада - 2 грудня 2017 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. - С. 215-222. (Особистий внесок - дослідження мікроструктури кувальних сплавів системи легування Al-Zn-Mg-Cu в електронному мікроскопі).

ANNOTATION

Abolikhina O.V. Material-science aspects of formation and evolution of damages which define the resource exploitation of aluminum structures of airplanes. – Qualification scientific work with the manuscript copyright.

The thesis for a candidate of technical science degree in speciality 05.16.01 – Physical metallurgy and heat treatment of metals – National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2018.

This thesis is dedicated to the study of evolution of flaws in aluminium alloys of Al-Zn-Mg-Cu, Al-Cu-Mg-Mn alloying systems and to the determination of their connection with structural factors of the material such as the size and composition of intermetallic phases conditioned by heat treatment tempers, and also to the study of the effect of big number of physical factors on the long-term behaviour of structural elements of aluminium alloys, and to the determination of the rate of formation of corrosion damages in structural elements of the aircraft wing. The work is aimed at securing the long-term safe operation of airplanes.

The issue of evolution of flaws and metal-science aspects of their formation was examined for B93T1, B93пчT3, 1933T3 forging aluminium alloys of Al-Zn-Mg-Cu alloying system which is applied in the aircraft primary structural elements where we face large concentration and localization of stresses that can lead to their very rapid failure. In this case, origination and propagation of a failure can occur even without the previous effect of corrosion. Susceptible areas are strictly regulated and they are first of all subject to monitoring during scheduled inspection of the airplane.

Heat treatment of these alloys comprises a complete cycle including quenching and two-stage ageing: phase ageing or coagulation ageing. B93 alloy was applied for production of structures after quenching and phase ageing (T1). B93пч alloy was improved due to reduction of iron and silicon admixtures, and its heat treatment comprised coagulation ageing after quenching (T3). Further improvement by means of introduction of zirconium admixture caused creation of 1933 alloy with heat treatment: quenching and coagulation ageing (T3).

Using the techniques of electronic microscopy and X-ray chemical microanalysis, it was determined that during industrial heat treatment of B93 alloy using T1 temper: quenching 450-465°C and two-stage phase ageing 115°-125°C (6-10 hours), 165°-175°C (4-8 hours), chains of the phase with increased content of copper precipitated at the grain boundaries during quenching simultaneously with strengthening phases. The size of some links of the chains reached 1-5 mcm. Their presence stipulates for concentration of stresses which contribute to corrosion cracking. Precipitation of

inclusions of intermetallic phases containing copper at the grain boundaries does not correspond to the statements of developers of the alloy.

It was proved that change of heat treatment temper to coagulation ageing (T3 temper: quenching 450-465°C and two-stage ageing 115°-125°C (6-10 hours), 180°-190°C (6-10 hours)) contributed to higher corrosion resistance of B93пчТ3 alloy compared to B93T1 alloy, that was conditioned by much smaller content of copper in precipitation of intermetallic phases after quenching, formation of strengthening phases after ageing which did not contain copper, higher fragmentation of particles of intermetallic phases, which precipitated during quenching.

During coagulation ageing of 1933T3 alloy, which differed from B93пчТ3 alloy with the zirconium admixture, precipitation of particles of strengthening phases occurred mainly at the stage of coagulation ageing. At the grain boundaries we observed particles of $MgZn_2$, $Al_2Zn_3Mg_3$, Mg_2Si phases. Precipitation of particles of intermetallic phases with copper content at the grain boundaries did not occur, that obviously stipulated for the highest corrosion resistance of the alloy.

Such differences in the structure of alloys, conditioned by heat treatment, contributed to evolution of flaws during transition from B93T1 alloy to 1933T3 alloy and the increase of corrosion resistance, yield and plasticity while maintaining high strength.

Application of X-ray microanalysis techniques allowed to determine the presence of coarse inclusions of insoluble phases with the length of 10 to 300 μm in the grain body of all three alloys, which presence contributes to the development of fatigue failure during long-term operation.

As a result of conducted researches, there was proposed an original summarizing chart of evolution of flaws in aluminium alloys, which included a latent period of formation of corrosion damage, a stage of corrosion cracking and its transition to a stage of fatigue failure. The effect of structural and external factors on the duration of each stage was analyzed.

Monitoring of flaws which contributed to premature failure of parts showed that B93T1 alloy had low resistance to alternate and static loads, and was susceptible

to corrosion cracking even under the absence of aggressive environments. 1933T3 alloy appeared to be the most resistant to static, dynamic and alternate loads, and not susceptible to corrosion cracking.

Further examination of the issue of evolution of flaws and their monitoring in service was continued for wing upper and lower panel skins which are the most responsible structural elements of the airplane though they are much less loaded if compared to structural elements produced of forging alloys. For the upper panels, which are in compressed state during the flight, we apply B95T1 high-strength alloy of Al-Zn-Mg-Cu alloying system, quenched and aged to the maximum strength. And for the lower panels, which experience tensile loads during the flight, we apply Д16Т long-life alloy of Al-Cu-Mg-Mn alloying system. The skins are produced of long extruded or rolled products: sheets or plates, in which the direction of elongated grains is perpendicular to the acting loads (the area of action of the load coincides with the transversal-longitudinal area of fibres in the material). Taking into account the design features: considerable length of joints, big number of fastener holes and areas of permanent condensation in the torsion boxes of the wing centre section (closed cavities), the most probable areas of origin of corrosion damage are the grain boundaries located in problem areas perpendicular to the direction of application of loads. A critical factor which determines the life of skins is thinning of their crosscut due to corrosion damage. Stated features of evolution of flaws and also relatively easy access to damaged areas change the strategic approach to enhancement of durability of these structural elements. An emphasis is made on the increase of latent period of formation of corrosion damage and fatigue cracks that is achieved at the first stage by applying protective coatings and restoring them after certain interval of operation. However, this effective method does not ensure 100% guarantee from appearance of corrosion spots in the metal matrix, that is why there is another and not less important way to delay the appearance of critical flaws called scheduled maintenance which ensures detection and elimination of flaws on external and internal surfaces of the wing. In this case, a critical condition is to provide the

optimum amount of scheduled maintenance which from one side would ensure an accident-free operation and from the other side would minimize capital expenditures.

A methodology proposed in the thesis is aimed at optimizing the scheduled maintenance and is based on statistical processing of data concerning the damage of wing panels of over 2000 airplanes which were recorded during scheduled inspections during over 45 years of operation. The sources of corrosion, which originate in the skins because of chemical interaction of corrosive fluid with structural elements or in the points of contact of dissimilar metals which have different elastic and plastic behaviour, are dangerous due to a possibility of origin and propagation of fatigue cracks during application of loads. The thesis addresses the main operating factors which influence the origin and growth of flaws on the surface of the aircraft wing skins, and determines characteristic areas which are susceptible to corrosion. The largest amount of statistical data is accumulated for two versions of An-24 and An-26 airplanes that allowed evaluating the damage growth rate in the centres of corrosion which appeared on upper and lower panel skins of B95T1 and Д16Т alloys respectively. As a criterion there was taken the change of the maximum depth of damage on flawed surface areas which appeared in the interval between two successive inspections of panels, it means not considering the latent period of damage formation. It was shown that linear relation exists between the geometrical parameters of corrosion flaw and the time. The rate of corrosion is determined by the tangent of the angle of slope of the straight line.

Basing on the results of statistical analysis of a huge amount of data from inspections performed in certain climatic zones such as the size of corrosion damage, accumulated life, service life, intensity of flights, number of overhauls, etc., it was determined that climatic conditions and inspection intervals had the maximum effect on the corrosion damage growth rate (unlike the total time of operation).

Using the method of regression analysis, there were obtained the equations of regression which determined the corrosion damage growth rate for different climatic zones, and there was determined the maximum damageability of the aircraft wing skins during one year of operation: this data is shown below.

Lower panel skins of Д16Т alloy:

- moderate climate - $y=(0.12\pm 0.015)x_1$;
- continental climate - $y=(0.23\pm 0.042)x_1$;
- industrial zones - $y=(0.33\pm 0.035)x_1$;
- maritime climate - $y=(0.34\pm 0.045)x_1$;
- mixed operating conditions - $y=(0.28\pm 0.037)x_1$;
- humid tropics - $y=(0.47\pm 0.056)x_1$.

where x_1 is the life between overhauls.

Upper panel skins of B95T1 alloy:

- moderate climate - $y=(0.12\pm 0.028)x_1$;
- maritime and industrial zones - $y=(0.27\pm 0.014)x_1$;
- mixed tropical and moderate climate - $y=(0.37\pm 0.025)x_1$;
- humid tropical climate - $y=(0.51\pm 0.022)x_1 +$
 $+ (0.00024\pm 0.00018)x_2$.

where x_1 is the life between overhauls; x_2 is the intensity of flights.

Thereby, the increase of the time between overhauls by 1 year leads to the increase of the maximum depth of corrosion damage on the lower panel skins of the wing centre section by ~0.12 mm in moderate climate zones; by ~0.23 mm in continental climate zones; by ~0.33 mm in industrial zones; by ~0.34 mm in maritime climate zones; by ~0.28 mm under mixed operating conditions; by ~0.47 mm in humid tropics zones.

Using the similar procedure, there was determined the depth of corrosion damage of the external surface of the wing upper panel skins of B95T1 alloy. In this case we shall expect the increase in depth by ~0.12 mm in moderate climate zones; by ~0.27 mm in the zones of influence of maritime and industrial environments; by ~0.37 mm in the zones of mixed tropical and moderate climate; by ~0.58 mm in the zones of humid tropics with the intensity of flights of 300 flights/year.

The novelty of the thesis consists in the following. In fact, the thesis is the beginning of a new direction in materials science - operational materials science of deformable aluminum alloys.

Structural factors which play a determining role in the development of flaws in high-strength aluminium alloys of Al-Zn-Mg-Cu alloying system were set for the first time. There was noted an important negative role of inclusions of intermetallic phases containing copper at the grain boundaries that does not correspond to the statements of developers of the alloy.

There was proposed a summarizing chart of evolution of flaws in aluminium alloys, which included a latent period of formation of corrosion damage, a stage of corrosion cracking and its transition to a stage of fatigue failure. The effect of structural and external factors on the duration of each stage was analyzed for high-strength aluminium alloys used in the aircraft structure.

There were for the first time obtained the results of statistical processing of data concerning the damage of wing panels of over 2000 airplanes which were used for optimization of scheduled maintenance intervals, that from one side would allow to ensure an accident-free operation of structural elements, and from the other side to minimize capital expenditures for their maintenance.

Using the methods of mathematical statistics, there were for the first time analyzed the factors which have the biggest effect on the development of flaws during operation of airplanes. It was shown, that the time between adjacent inspections and the climatic zone with the content of sulfur dioxide or chlorides in the atmosphere, where the airplane was based, had the most substantial effect on corrosion processes.

For the first time the original equations of regression have been obtained using the methods of mathematical statistics, that relate the depth of corrosion damage to the terms between adjacent technical inspections and the intensity of flights depending on climatic conditions. It was determined that the maximum damageability of the aircraft wing skins from the alloy B95T1 during one year of operation in the conditions of temperate climate is 0.12 mm, in the conditions of industrial zones - 0.27 mm, in conditions of wet tropic climate - 0.51 mm. The equations of regression which determined the corrosion damage growth rate allowed to increase the duration

of interconnected technical inspections of the caissons of the center wing planes 6 times, to ensure continuity of flights and to obtain a significant economic effect.

Basing on the obtained results of the analysis, technical documentation was developed for ultrasonic inspection of the thickness of lower panels of the wing centre section of An-24 and An-26 airplanes and there were issued the recommendations for timely detection of damages of different structural elements. This will make it possible to operate these airplanes without disassembly of panels during not less than 10 years after preliminary inspection and despite the climatic zone where the airplane is based.

The obtained results were used to predict the corrosion damage growth rate, to evaluate the reduction of strength of the ageing aircraft structure, and to develop the repair works when determining their service life and time limits.

The results of corrosion growth rate analysis for different structural elements of the wing were used to adjust the inspection intervals and to determine the optimum time for renovation of anticorrosion protection of the analyzed area and group of airplanes, as well as other areas, groups and types of airplanes for which this area and group can be considered a prototype.

Basing on the obtained values of the maximum corrosion damage per year, there were determined the inspection start points for new aircraft types and their inspection intervals in service considering the appropriate safety margins.

General scheme of acquisition and analysis of corrosion damage data based on service experience of the available aircraft fleet allows solving both the problems of its continued airworthiness, and the problems of reliable anticorrosion protection of newly designed aircraft based on available data.

Research of the microstructure of industrial aluminium alloys in terms of susceptibility to corrosion cracking is taken into account when evaluating the life of a separate element and that of the entire structure, and it is also used for successful selection of materials with required set of features for existing and future aircraft structures.

Key words: quenching, phase ageing, coagulation ageing, corrosion cracking, evolution of flaws, microstructure, strengthening phases, intermetallic compounds, wing lower and upper panels, regression equation, scheduled maintenance.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ		27
ВСТУП		28
РОЗДІЛ 1	СУЧАСНИЙ СТАН ПРОБЛЕМИ ДОВГОВІЧНОСТІ	40
	КОНСТРУКЦІЙ ЛІТАКІВ. УТВОРЕННЯ ТА РОЗВИТОК	
	ДЕФЕКТІВ В АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВАХ В ПРОЦЕСІ	
	ЕКСПЛУАТАЦІЇ (огляд літератури)	
1.1	Довговічність та безпека експлуатації літаків	40
1.1.1	Принципи, що забезпечують ресурс конструкції планера	41
1.2	Вимоги до властивостей авіаційних матеріалів	42
1.3	Вплив умов навантаження на вибір матеріалів верхніх та	43
	нижніх обшивок крил літаків	
1.3.1	Сплави системи легування Al-Zn-Mg-Cu в силовій	46
	конструкції планера літаків	
1.4	Основні види пошкоджень, що потенційно знижують	51
	міцність конструкції літака в експлуатації...	
1.5	Дефектоутворення в умовах дії навантаження і	53
	навколишнього середовища	
1.5.1	Класифікація дефектів, що виникають в умовах	53
	експлуатації	
1.5.2	Термодинамічна нестійкість металів у навколишніх	54
	середовищах	
1.5.3	Пітингова корозія	55
1.5.4	Міжкристалітна корозія (МКК)	57
1.5.5	Розшарувальна корозія	57
1.5.6	Механізм корозійного розтріскування (КР)	59
1.5.7	Корозійне розтріскування напівфабрикатів з алюмінієвих	61
	сплавів	
1.6	Швидкість протікання корозійних процесів	64

1.6.1	Чинники, що впливають на швидкість протікання корозійних процесів	64
1.6.2	Визначення швидкості корозії металів і сплавів	64
1.6.3	Електрохімічні методи дослідження кінетики корозійних процесів	65
1.7	Параметри, що визначають стан конструкцій в умовах експлуатації	66
1.7.1	Технологічні і конструктивні параметри	66
1.7.2	Експлуатаційні параметри	68
1.7.3	Макрокліматичні особливості районів базування	69
1.8	Попередження і контроль корозії, підтримка льотної придатності літаків	71
1.9	Моніторинг технічного стану літаків "Антонов"	74
1.10	Методи захисту авіаційних конструкцій з алюмінієвих сплавів від корозії	75
РОЗДІЛ 2.	МАТЕРІАЛИ І МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ	79
2.1	Високоміцні сплави системи легування Al-Zn-Mg-Cu та високоресурсні сплави системи легування AL-Cu-Mg-Mn	79
2.2	Методи дослідження	82
2.2.1	Метод растрової електронної мікроскопії	82
2.2.2	Метод рентгенівського хімічного мікроаналізу	84
2.2.3	Метод оптичної металографії	87
2.2.4	Метод механічних випробувань	88
2.3	Методологія статистичного аналізу пошкоджень	88
2.3.1	Ретроспективний аналіз корозійного стану елементів конструкції літаків	89
2.3.2	Аналіз впливу експлуатаційних чинників на утворення дефектів в обшивках крил літаків	90
2.3.3	Метод оцінки швидкості розвитку корозійних пошкоджень	92

2.3.4	Методи статистичного аналізу баз даних про корозійні пошкодження обшивок крил літаків Ан-24, Ан-26	93
2.3.5	Метод регресійного аналізу	94
	Висновки до розділу 2	95
РОЗДІЛ 3	МОНІТОРИНГ ДЕФЕКТІВ В КУВАЛЬНИХ СПЛАВАХ СИСТЕМИ ЛЕГУВАННЯ Al-Zn-Mg-Cu	96
3.1	Формування структури в сплавах В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3	96
3.2	Особливості дефектоутворення у сплаві В93Т1	99
3.2.1	Металографічне та фрактографічне дослідження зразків елементів конструкцій, зруйнованих в експлуатації	104
3.3	Утворення дефектів в сплаві В93пч після переходу до режиму коагуляційного старіння	107
3.4	Дефектоутворення в сплаві 1933Т3	113
3.5	Статистика руйнувань кувальних сплавів за період ~25 років	118
	Висновки до розділу 3	121
РОЗДІЛ 4	МОНІТОРИНГ ЕВОЛЮЦІЇ ДЕФЕКТІВ В ОБШИВКАХ ВЕРХНІХ ТА НИЖНІХ ПАНЕЛЕЙ КРИЛ ЛІТАКІВ	124
4.1	Ретроспективний аналіз корозійних пошкоджень на елементах конструкції літаків "Антонов"	126
4.2	Аналіз статистичних даних з пошкоджень крил літаків	127
4.2.1	Моніторинг дефектів в обшивках верхніх панелей. Критичні за умовами опору корозії місця конструкції	128
4.2.2	Моніторинг дефектів на нижніх панелях усередині кесонів центропланів	134
4.2.3	Критичні за умовами опору корозії місця конструкції нижніх панелей центроплану	136
4.2.4	Максимально ушкоджені корозією місця усередині баків-кесонів СЧК.	140
4.3	Оцінка швидкості розвитку корозійних пошкоджень	144

4.4	Аналіз впливу експлуатаційних чинників на швидкість розвитку пошкоджень	146
4.4.1	Вплив календарних і міжремонтних термінів служби	146
4.4.2	Вплив інтенсивності експлуатації на пошкоджуваність обшивок	147
4.4.3	Порівняльний аналіз корозійних пошкоджень на літаках Ан-24 і Ан-26	150
4.4.4	Залежність корозійного стану літаків від кількості капітальних ремонтів	151
4.4.5	Вплив заводського номера літаків (номера серії) на утворення і розвиток дефектів в обшивках верхніх і нижніх панелей	152
4.4.6	Вплив умов базування на утворення пошкоджень	153
4.5	Застосування методів математичної статистики для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень	156
4.5.1	Результати описової статистики	157
4.5.2	Аналіз залежностей між досліджуваними величинами	159
4.5.3	Перевірка гіпотези про рівність генеральних дисперсій	160
4.5.4	Розрахунок параметрів рівняння лінійної регресії	161
	Висновки до розділу 4	165
	ВИСНОВКИ	172
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	176
	ДОДАТОК А	192
	ДОДАТОК Б	198
	ДОДАТОК В	204
	ДОДАТОК Г	212

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

СЧК - середня частина крила;

ВЧК - від'ємна частина крила;

КР - корозійне розтріскування;

КВ - корозійна втома;

КР – капітальний ремонт;

т/о - технічний огляд літака;

РШК - розшарувальна корозія;

МКК - міжкристалітна корозія;

ЛФП – лакофарбове покриття;

нм - нанометр.

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження

Довготривала і безпечна робота елементів конструкцій літаків в умовах експлуатації значною мірою обумовлюється структурою і властивостями застосовуваних матеріалів та забезпечується оптимізацією режимів технологічних процесів. Подальше збільшення вагової ефективності, ресурсу і зниження експлуатаційних витрат на обслуговування планера неможливі без вдосконалення алюмінієвих сплавів і технології виготовлення їх напівфабрикатів.

Моніторинг еволюції дефектів під час експлуатації виробів є необхідним технічним засобом, який визначає надійність роботи та дозволяє встановити граничний термін їх експлуатації. В цьому сенсі добре опрацьовані питання експлуатації трубопроводів, будівельних споруд, автомобільної та сільськогосподарської техніки, залізничного транспорту, тощо. Але слід зазначити, що в цьому бурхливому потоці інформації авіаційна тематика представлена відносно малою кількістю публікацій, а їх переважна більшість є вузько направленою і не вирішує проблеми в цілому.

Серед фундаментальних напрацювань достатньо відомі роботи наукової школи академіка Й.Н. Фридляндера, але і вони були переважно сфокусовані на розробці нових матеріалів і значно менше стосувалися проблеми ресурсу літаків. Фундаментальні роботи, які б поєднували інформацію про металознавчі аспекти еволюції окремих дефектів з узагальнюючою картиною, яка отримана методами статистичного аналізу великої кількості дефектів, що еволюціонують протягом всього терміну роботи літаків, відсутні.

Проблема забезпечення високого рівня безпеки протягом усього терміну служби літаків повинна містити в собі не тільки своєчасний моніторинг корозійних, втомних, корозійно-втомних руйнувань і відмов, що ведуть до льотних подій, але й комплексну програму з оцінки кінетики ушкоджень,

прогнозування і визначення методів, об'ємів і термінів ремонту і профілактики, що забезпечують попередження дефектів.

Постановка цієї роботи є актуальною як з наукової точки зору, оскільки дозволяє встановити зв'язок структурних чинників матеріалу, таких, як розмір та склад інтерметалідних фаз, що обумовлені режимами термічної обробки, з еволюцією дефектів в алюмінієвих сплавах, та прогнозувати вплив великої кількості фізичних чинників на довгострокову (десятьки років) поведінку елементів структури матеріалу, так і з практичної, оскільки вирішення поставлених задач дозволяє визначати та оптимізувати умови реалізації технічних засобів, спрямованих на подовження термінів експлуатації літаків.

В цьому сенсі експериментальні напрацювання стосовно еволюції дефектів при експлуатації літаків є важливою складовою в побудові узагальненої картини впливу структури алюмінієвих сплавів та умов експлуатації літаків на довготривалість їх роботи.

Маючи в розпорядженні інформацію, що поєднує матеріалознавчі чинники з великою кількістю статистичної інформації стосовно моніторингу дефектів, можна обґрунтовано оцінювати залишковий ресурс елементів конструкції планера, призначати об'єми і терміни додаткових оглядів або доробок.

Наразі на підприємствах і в науково-дослідних організаціях ГА відсутні будь-які методики з прогнозування процесів розвитку дефектів на елементах конструкцій з алюмінієвих сплавів.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Дисертаційна робота виконана в лабораторії фрактографії ДП «Антонов» та на кафедрі металознавства та термічної обробки КПІ ім. Ігоря Сікорського.

Робота є продовженням тематики держбюджетних НДР, що виконувались на кафедрі металознавства та термічної обробки: «Поверхневі наноструктурні шари на виробках, що працюють при терті, отримані високоенергетичними методами та фрикційною обробкою» (номер державної реєстрації 0112U006105), «Розробка наукових принципів управління фазово-структурним

складом та властивостями алюмінієвих сплавів» (номер державної реєстрації 0105U001345).

Дослідження алюмінієвих сплавів виконувалось з метою забезпечення безпеки польотів повітряних суден та збільшення інтенсивності їх експлуатації. На ДП «Антонов» роботи виконувались у рамках державних і галузевих програм за постановами уряду. За розпорядженням Кабінету Міністрів України № 351 від 11.06.2003 р. "Про схвалення Концепції Державної програми забезпечення технологічної безпеки в основних галузях економіки" і Постановою Кабінету Міністрів України № 1331 від 08.10.2004 р. "Про затвердження Державної науково-технічної програми "Ресурс" розроблена комплексна програма для забезпечення високого рівня безпеки літаків на основі досліджень корозійних і корозійно-втомних руйнувань.

В основу дисертації також покладено матеріали, що узагальнюють дослідження, виконані автором у рамках реалізації стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року (Розпорядження КМУ №1656-р від 27.12.2008 р.) та галузевої науково-технічної програми "Продукція авіаційної промисловості".

Мета і завдання дослідження

Метою роботи є дослідження особливостей еволюції дефектів в силових елементах конструкції літаків Ан- різних модифікацій в залежності від терміну та інтенсивності експлуатації, місця базування, періодичності ремонту, особливостей зберігання тощо.

Для реалізації поставленої мети було передбачено вирішення наступних задач:

- Розробка науково-обґрунтованих підходів до аналізу еволюції дефектів.
- Дослідження основних мікромеханізмів еволюції дефектів та встановлення фізико-хімічних параметрів, які визначають її швидкість.
- Аналіз процесу корозійного розтріскування та визначення умов переходу до втомного руйнування.

- Використання методу фрактографічного аналізу для визначення джерела руйнування та встановлення найслабших структурних елементів, що сформовані при виробництві або під час експлуатації.
- Дослідження впливу умов експлуатації літаків на швидкість розповсюдження корозійних пошкоджень.
- Розробка методології статистичного аналізу.

Об'єкт дослідження: процеси зміни структури алюмінієвих сплавів В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3, В95Т1 та Д16Т під час експлуатації, що ведуть до утворення та еволюції дефектів та визначають ресурс літаків.

Предмет дослідження: закономірності процесів формування дефектів структури деформівних алюмінієвих сплавів систем Al-Zn-Mg-Cu та Al-Cu-Mg-Mn, що застосовуються в елементах силової конструкції планера та в конструкції крил літаків (обшивках панелей).

Методи дослідження

При проведенні досліджень були використані наступні методи: оптична мікроскопія, скануючий електронно-мікроскопічний аналіз, мікрорентгено-спектральний аналіз, методи математичної статистики і регресійного аналізу для обробки баз даних та отримання рівнянь швидкості розвитку корозійних пошкоджень.

Наукова новизна одержаних результатів

Вперше встановлено визначальну роль інтерметалідних фаз з міддю, що виділяються по границях зерен, в формуванні дефектів високоміцних алюмінієвих сплавів системи Al-Zn-Mg-Cu. Відзначено їх негативний вплив на властивості.

Даний науковий результат є оригінальним і раніше не отриманий розробниками цих сплавів.

- Вперше показано еволюцію дефектів в алюмінієвих сплавах, що включає стадії: інкубаційний період утворення корозійного пошкодження, корозійне розтріскування та перехід до втомного руйнування. Проаналізовано вплив структурних, технологічних та природних чинників

на тривалість кожної стадії для алюмінієвих сплавів, що використовуються в елементах конструкцій літаків.

В літературі відсутня інформація про етапи формування дефектів, пов'язаних з корозією елементів конструкцій літаків. Багатофакторний аналіз впливу різних чинників на тривалість кожної з стадій цього процесу також раніше не проводився.

- Вперше запропоновано методологію аналізу виникнення та розповсюдження корозійних ушкоджень, що полягає у визначенні найбільш небезпечних відкритих та закритих зон елементів конструкції літаків залежно від термінів та умов експлуатації.

Запропонована методологія аналізу корозійних ушкоджень у відкритих та закритих зонах елементів конструкції літаків розроблена в процесі виконання дисертаційної роботи і не має аналогів.

- Розвинуто уявлення про вплив агресивних середовищ на корозійні процеси в алюмінієвих сплавах, що деформуються. Вперше методами математичної статистики проаналізовано експлуатаційні чинники - кількість та інтенсивність польотів, термін служби, тощо, які впливають на розвиток дефектів при експлуатації літаків, отримано оригінальні рівняння регресії, що пов'язують глибину корозійних ушкоджень з термінами експлуатації між суміжними ремонтами та інтенсивністю польотів в залежності від кліматичних умов.

Встановлено раніше невідомі закономірності процесу корозії та параметри рівнянь, які дозволяють визначити пошкодження обшивок крил літаків за рік експлуатації, прогнозувати швидкість зростання корозійних ушкоджень і, як наслідок, визначити термін служби до першого ремонту та між капітальними ремонтами, науково обґрунтувати тривалість між суміжними оглядами літаків у залежності від кліматичної зони їх базування. Одержані дані вперше застосовано для оптимізації періодів регламентних робіт усіх типів літаків. Це забезпечило безаварійну роботу елементів конструкцій, безперебійність польотів та мінімізацію витрат на їх обслуговування.

За своєю суттю та новизною одержаних результатів дисертаційна робота започатковує новий науковий напрям в матеріалознавстві - експлуатаційне матеріалознавство деформівних алюмінієвих сплавів.

Практичне значення одержаних результатів

Результати досліджень промислових кувальних алюмінієвих сплавів, з точки зору схильності до корозійного розтріскування, застосовуються для вибору матеріалів з необхідним комплексом властивостей у нових конструкціях, враховуються при оцінюванні ресурсу конкретного елемента і всієї конструкції в цілому, а також використовуються для обґрунтування вимог щодо якості сплавів та удосконалення технології їх термічної обробки.

Отримані результати використані для прогнозу швидкості розвитку корозійних ушкоджень, для оцінки зниження міцності конструкції старіючих літаків і розробки ремонтних заходів при встановленні ресурсу та терміну служби літака.

Виходячи з отриманих значень максимальної величини корозійного ушкодження за рік, визначені терміни служби до першого огляду для нових типів літаків і періодичності їх оглядів у процесі експлуатації з відповідними величинами запасів.

Отримані результати розташування осередків корозії на внутрішній поверхні обшивок крил літаків Ан-24 і Ан-26 використані для розробки карт ультразвукового контролю товщин нижніх панелей центропланів, що дозволило, не знімаючи панелі, методами неруйнівного контролю надійно виявляти дефекти в кесонах крил та підвищило економічну ефективність експлуатації.

З урахуванням швидкості розвитку корозійних ушкоджень, було вдосконалено систему регламентних робіт всередині кесонів центропланів літаків Ан-24 і Ан-26. Експлуатація зазначених літаків без демонтажу панелей, незалежно від зони базування, замість двох років, на даний момент становить не менше 12 років, тобто в 6 разів збільшена тривалість між суміжними

розкриттями кесонів, що свідчить про одержання значного економічного ефекту.

Загальна схема збору даних і аналізу корозійних ушкоджень, на підставі досвіду експлуатації діючого парку літаків, дозволяє вирішувати не тільки задачі підтримки льотної придатності, але й, на основі одержаної інформації, вирішувати питання забезпечення надійного протикорозійного захисту літаків нових перспективних розробок.

Особистий внесок здобувача

Всі основні результати отримані автором особисто або при його особистій участі. Здобувач брала участь у плануванні, підготовці і проведенні досліджень, обробці і аналізі отриманих результатів, проведенні теоретичних розрахунків, написанні статей і підготовці матеріалів конференцій. Автором роботи самостійно були виконані металографічні та фрактографічні дослідження алюмінієвих сплавів на оптичних мікроскопах і растровому електронному мікроскопі. Метод рентгенівського мікроаналізу автор використовувала для встановлення елементного хімічного складу фаз. На підставі звітів про технічний стан літаків Ан-24, Ан-26, наявних на ДП «Антонов» і отриманих з авіаційних ремонтних заводів АРЗ 403, 412, 410, автором зібрані і накопичені бази даних з корозійного стану 2000 літаків середньої дальності (Ан-24, Ан-26, Ан-30) за 45 років їх експлуатації. Матеріали вибіркової сукупності були використані для встановлення зон, що максимально уражаються корозією, як на зовнішній поверхні крил літаків, так і в закритих порожнинах (кесонах) центропланів і СЧК. Автором розроблено методологію статистичного аналізу розвитку корозійних дефектів під час експлуатації, що дозволило одержати лінійне рівняння регресії з урахуванням індивідуальних параметрів літака та виконати прогнозування швидкості розвитку корозійних ушкоджень на елементах конструкції крил зі сплавів Д16Т и В95Т1 для різних кліматичних зон експлуатації.

Постановка задачі, обговорення результатів і висновків проводились спільно з науковим керівником д.т.н. С.М. Чернегою. Співавторами наукових праць є науковий керівник та науковці, спільно з якими проведені дослідження. У наукових працях, опублікованих у співавторстві, дисертанту належить фактичний матеріал і основний творчий доробок.

Апробація результатів дисертаційної роботи

Викладені в дисертаційній роботі наукові результати були представлені і обговорені на вітчизняних і міжнародних конференціях:

UNITECH-2009: International scientific conference 20 – 21 November 2009, Gabrovo, Bulgaria; UNITECH-2010: International scientific conference 21 – 22 November 2010, Gabrovo, Bulgaria; 4-ая Международная научная конференция "Современные достижения в науке и образовании" 11-18 сентября 2010 г., Будва, Черногория; 7-я международная конференция «Материалы и покрытия в экстремальных условиях» 24–28.09 2012 г., п.г.т. Кацивели, Автономная республика Крым, Украина; Міжнародна конференція "Прогресивна техніка. Технологія та інженерна освіта" 11-15 червня 2012 р., Севастополь,; 4-я Международная конференция HighMatTech-2013, 14-18 октября 2013 г., Киев; 5-а міжнародна конференція «Механіка руйнування матеріалів і міцність конструкцій» 24-27 червня 2014 р., Львів; UNITECH-2014: International scientific conference 21 – 22 November 2014, Gabrovo, Bulgaria; Науково - практична конференція "Матеріали і покриття в екстремальних умовах: теоретичні і експериментальні основи технологій виготовлення". 30 травня - 03 червня 2017 року. Луцьк. Україна; IX International conference Technical science. Industrial management 07-10.09. 2015, Burgas., Bulgaria; UNITECH-2014: International scientific conference 21 – 22 November 2014, Gabrovo, Bulgaria; 5-а Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 5" 3-5 грудня 2015 р., Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського; XVIII-а Міжнародна науково-технічна конференція «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта». Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського. 19.05.2018; Міжнародна науково-

методологічна конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 7", 30.11 – 2.12. 2017 р. Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського.

Публікації

За темою дисертації опубліковано 22 наукових праці, з них: 9 наукових праць у виданнях України, серед яких 4 роботи входять до видання, що має індекс Scopus, 12 тез доповідей на науково-технічних конференціях, 1 робота в інших виданнях України.

Структура та обсяг дисертації.

Дисертаційна робота викладена на 215 сторінках машинописного тексту, складається зі вступу, 4 розділів, загальних висновків, списку використаних джерел та 4 додатків. Обсяг основного тексту дисертації складає 122 сторінки друкованого тексту. Робота ілюстрована 10 таблицями, 64 рисунками та 2 схемами. Список використаних джерел містить 179 найменувань, з них 155 кирилицею та 24 латиницею.

У **вступі** розглянуто основні підходи до проблеми деградації дефектів в алюмінієвих конструкціях літаків. Сформульовано задачі, які потребують вирішення, новизна та практична цінність роботи.

У **першому розділі** проаналізовано сучасний стан проблем стосовно довговічності елементів конструкції літаків. Особливу увагу приділено алюмінієвим сплавам. Зазначається, що ці сплави використовуються в силових елементах кріплення, верхніх та нижніх панелях крил. Вказуються найбільш небезпечні ділянки та причини, що прискорюють процеси корозії на цих ділянках. Наведені існуючі дані стосовно закономірностей розвитку пошкоджень в алюмінієвих сплавах у зв'язку з їх вихідною структурою та зовнішніми факторами (температура, середовище тощо). Наголошується, що моніторинг дефектів є необхідним технічним засобом, який визначає надійність роботи елементів конструкцій та дозволяє встановити граничний термін їх експлуатації, а встановлення механізмів, що є відповідальними за розвиток дефектів, та виявлення найбільш вразливих структурних чинників дозволяє суттєво подовжити терміни безаварійної роботи деталей. Зазначено, що

авіаційній галузі питання моніторингу еволюції дефектів під час експлуатації виробів лишається практично не розглянутим. Існуючі напрацювання носять фрагментарний характер і в більшості випадків імітують лише особливості експлуатації окремих елементів конструкції та не відтворюють реальну картину.

В другому розділі обґрунтовано вибір матеріалів та методів досліджень. В якості матеріалів для досліджень були вибрані високоміцні алюмінієві сплави В93, В93пч 1933, В95 системи легування Al-Zn-Mg-Cu і високоресурсний сплав Д16Т системи легування Al-Cu-Mg-Mn, що застосовуються в силовій конструкції планера та в конструкції крил літаків - обшивках панелей.

Дослідження виконували на зразках, вирізаних з елементів конструкції, що піддавались заміні внаслідок виявлених дефектів критичних (як для експлуатації) розмірів, і були передані в лабораторію фрактографії для металографічного аналізу сплавів та визначення характеру і причин руйнувань. Коротко описані методи, що були застосовані для дослідження структури та фазового складу сплавів.

Для обшивок крил з сплавів В95Т1 і Д16Т було запропоновано методологію оцінки швидкості розвитку корозійних пошкоджень, що базувалась на графічній інтерпретації статистичної інформації технічного стану крил 2000 літаків середньої дальності (Ан-24, Ан-26, Ан-30), що отримана протягом 45 років експлуатації. Застосування методів математичної статистики дозволило отримати лінійне рівняння регресії для визначення швидкості розвитку корозійних дефектів у відповідних кліматичних зонах.

Третій розділ присвячено металознавчим аспектам дефектоутворення в кувальних алюмінієвих сплавах. Розглянуто кувальні сплави системи легування Al-Zn-Mg-Cu, що застосовуються в елементах конструкцій, де має місце велика концентрація та локалізація напруг, що може призвести до дуже швидкого їх руйнування. Досліджено особливості дефектоутворення в сплавах В93, В93пч, 1933, що піддавались термічній обробці - гартуванню та двоступінчастому фазовому (Т1) або коагуляційному старінню (Т3). Доведено, що виділення

ланцюжків часток інтерметалідних фаз на межах зерен сплаву В93Т1, до складу яких входить мідь, відбувається при сповільненому охолодженні пересиченого твердого розчину в процесі гарту, що спричиняє передчасні руйнування в експлуатації за механізмом корозійного розтріскування. Зменшення розмірів ланцюжків виділень при гарті, нижчий вміст в них міді та збільшення відстаней між цими частками позначилося на підвищенні корозійної стійкості сплаву В93пчТ3 і зумовило кращі експлуатаційні властивості. Дослідження сплаву 1933Т3, з застосуванням рентгенівського мікроаналізу, показали відсутність міді у складі дисперсних зміцнюючих фаз на межах зерен та її перехід у твердий розчин, що сприяло високій стійкості до корозії. Зазначено, що в матриці всіх трьох сплавів присутні скупчення грубих нерозчинних фаз з вмістом заліза та кремнію, які обумовлюють чутливість до надрізів і перекосів, знижену витривалість при повторно-статичних навантаженнях та можуть відігравати роль концентраторів напруг і сприяти зародженню тріщин втоми, або, адсорбуючи вологу з зовнішнього середовища, слугувати осередками зародження тріщин корозійного розтріскування та корозійної втоми.

В четвертому розділі розглянуто питання еволюції корозійних пошкоджень в обшивках верхніх та нижніх панелей крил літаків з сплавів В95Т1 та Д16Т, відповідно. Зважаючи на те, що обшивки панелей крил працюють в умовах менших навантажень, ніж силові елементи конструкцій, мають велику кількість кріпильних отворів, а в кесонах центропланів існують ділянки випадіння конденсату, то найбільш вірогідні місця зародження корозійних тріщин – границі зерен, розташовані в проблемних зонах перпендикулярно напрямку прикладення навантажень. Зазначені особливості еволюції дефектів, а також відносно простий доступ до ушкоджених ділянок змінює стратегічний підхід до підвищення довговічності цих елементів конструкції. Акцент робиться на підвищення інкубаційного періоду утворення дефектів, що на першому етапі досягається нанесенням та поновленням через певний період експлуатації захисних покриттів, та досягається на другому етапі

регламентними роботами, які передбачають знайдення та усунення дефектів. Оптимізація кількості регламентних робіт, які, з одного боку, забезпечили б безаварійну роботу, з іншого – мінімізували капітальні витрати, значною мірою залежить від швидкості розвитку корозійних пошкоджень. Запропонована в роботі методологія статистичного аналізу, яка базується на статистичній обробці даних про пошкодження панелей крил 2000 літаків, що отримані та задокументовані під час планових регламентних оглядів, дозволила встановити ступінь впливу різних чинників на виникнення корозії і отримати лінійне рівняння регресії з урахуванням найбільш вагомої функції індивідуальних параметрів літака. За допомогою отриманого рівняння спрогнозовано швидкість розвитку корозійних ушкоджень на елементах конструкції крил літаків Антонов стосовно різних термінів служби і умов експлуатації.

РОЗДІЛ 1

СУЧАСНИЙ СТАН ПРОБЛЕМИ ДОВГОВІЧНОСТІ КОНСТРУКЦІЙ ЛІТАКІВ. УТВОРЕННЯ ТА РОЗВИТОК ДЕФЕКТІВ В АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВАХ В ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ (Огляд літератури)

Підвищення інтенсивності експлуатації транспортних і пасажирських літаків, прагнення знизити витрати на обслуговування в експлуатації, істотно зростаюча вартість при створенні нових літаків обумовлюють необхідність посилення вимог до їх довговічності і ресурсу [1, 2].

1.1 Довговічність та безпека експлуатації літаків

Довговічність - одна з характеристик, що визначає економічну доцільність розробленої конструкції. Довговічність трактується як властивість виробу зберігати працездатність до граничного стану з необхідними перервами для технічного обслуговування і ремонтів. Показниками довговічності є кількість польотів з початку експлуатації або термін служби, що визначається як календарна тривалість використання виробу до моменту виникнення граничного стану [3].

Основний закон при проектуванні літаків - кожен елемент конструкції має бути захищений відповідним чином від зниження або втрати міцності в процесі експлуатації з будь-якої причини, включаючи атмосферні явища, корозію і знос [4,5]. Виконати повною мірою вимоги захисту авіаційної конструкції від дії корозії практично неможливо, оскільки антикорозійне покриття не є абсолютним захистом. Ресурс конструкції залежить від багатьох параметрів, проте, значною мірою, визначається чинником дії корозійного середовища [6-8].

1.1.1 Принципи, що забезпечують ресурс конструкції планера

На даний час існує два основних принципи проектування, що мають на меті запобігання руйнуванню - безпечний ресурс і підвищена живучість.

Принцип безпечного ресурсу (safe life). Термін служби елемента конструкції виражається часом або кількістю польотів до зародження тріщини, збільшення якої до критичної довжини може привести до катастрофічного руйнування. Основна мета при проектуванні за принципом безпечного ресурсу - запобігання появи тріщин небезпечного розміру протягом усього терміну служби літака [9].

Принцип підвищеної живучості (damage tolerance). Сучасні технології і досягнення науки дозволяють суттєво підвищити тривалість експлуатації об'єктів, що встановлена на стадії проектування, і визначалася за принципом безпечного ресурсу (safe life). Прагнення знизити масу конструкції, зберігаючи при цьому безпечну експлуатацію, та максимально використати економічну можливість літаків, обумовило впровадження нового підходу до визначення ресурсу на підставі принципу підвищеної живучості або допустимості ушкоджень (damage tolerance). Експлуатаційна живучість - це узагальнений термін, що характеризує властивості конструкції і способи гарантії її безпеки за умовами міцності, а також містить у собі допустимість ушкодження і безпеку руйнування (ушкодження). Таким чином, ресурс, що встановлюється за принципом підвищеної живучості - це час, протягом якого в об'єкті виникає певна кількість дефектів заданого розміру, з якими цей об'єкт можна безпечно експлуатувати в межах періоду між технічними оглядами або ремонтами. При такому підході можна суттєво збільшити термін експлуатації авіаційної техніки і одержати, відповідно, значний економічний ефект.

Принцип підвищеної живучості або безпечного пошкодження базується на постулатах механіки руйнування і дозволяє визначати граничний стан конструкції за наявності дефектів типу тріщин. З цього виходить, що частину технічного ресурсу літак експлуатується з допустимими пошкодженнями,

зниження міцності від яких мінімізується в процесі регламентних ремонтів [10,11].

Вимоги до забезпечення живучості авіаційних конструкцій при появі пошкоджень в експлуатації (тріщин, корозії і т. п.) закладені в Нормах міцності [12, 13], що передбачають комплекс заходів для збереження міцності літальних апаратів. Ці вимоги визначають залишкову міцність конструкції з пошкодженням і допустимі значення швидкості розвитку тріщин, що за наявності регламентних робіт, які виконуються в умовах експлуатації з певною регулярністю, забезпечує надійність експлуатації літального апарату.

1.2. Вимоги до властивостей авіаційних матеріалів.

У літакових конструкціях застосовують різні металеві матеріали: сталі, сплави алюмінію, магнію, титану, міді, тощо [14-18]. У багатьох вузлах і агрегатах авіаційних конструкцій металеві деталі контактують між собою і різнорідними рідинними і газоподібними середовищами [19, 20]. Основними рідинами, з якими контактують деталі авіаційних конструкцій, є волога, паливо. Основне газове середовище – атмосфера. Тому завданням конструкторів, виробників і фахівців, що експлуатують авіаційну техніку, є забезпечення тривалих термінів служби [21].

Подальше збільшення вагової ефективності, ресурсу і зниження експлуатаційних витрат на обслуговування планера неможливі без удосконалення алюмінієвих сплавів і технології виготовлення їх напівфабрикатів [22-28], або створення на їх основі нових, таких, що будуть забезпечені оптимальним комплексом властивостей залежно від умов вантаження в конструкції [29-39].

Протягом десятиліть задача удосконалення характеристик сплавів - підвищення корозійної стійкості, міцності та здатності чинити опір втомному руйнуванню, вирішувалась в декілька етапів:

1. Шляхом підвищення чистоти домішок заліза і кремнію (радикальний спосіб збільшення тріщиностійкості і пластичності до 40%) [40].
2. За допомогою термообробки, одним з найбільш поширених способів якої є старіння. Режим зонного старіння T1 застосовувався для досягнення найбільшої міцності сплавів. Перехід до фазового і коагуляційного старіння шляхом використання пом'якшувальних режимів T2 і T3, оптимізація хімічного складу дозволили значно знизити гартівні напруги, за рахунок невеликої втрати міцності значно поліпшити показники тріщиностійкості і стійкості сплавів до корозії [41].
3. За рахунок підвищення гомогенності сплавів, подрібнення легуючих домішок, зниження вмісту водню, зменшення кількості і диспергування неметалічних включень.
4. Шляхом розробки сплавів, легованих малою ефективною добавкою цирконію. Створення сплаву 1933 з високою в'язкістю руйнування, призначеного для кованих і штапованих напівфабрикатів (інтервал міцності 480-550 МПа). Однією з найважливіших проблем, для розв'язання якої застосовуються сучасні авіаційні матеріали, є забезпечення корозійної стійкості конструкцій з алюмінієвих сплавів [42-45]. У комплексі властивостей, якими повинен мати метал, обраний для виготовлення конкретної деталі, корозійна стійкість є характеристикою, без якої не можуть бути оцінені працездатність, ресурс і надійність конструкції [46-49]. Сплави, що мають контакт з агресивними атмосферами, та застосовуються для виготовлення елементів конструкцій літаків, повинні відповідати вимогам технічної документації [50, 51] за умов застосування відповідних захисних покриттів [52, 53].

1.3. Вплив умов навантаження на вибір матеріалів верхніх та нижніх обшивок крил літаків

Найбільш відповідальним і напруженим агрегатом літаків, у плані діючих навантажень, є крило (див. додаток А). Як несучий елемент, крило, в першу

чергу, сприймає на себе пориви повітря в неспокійній атмосфері. Використання об'єму крила для розміщення палива, навантаження на стоянках, експлуатація літаків з невідготовлених і ґрунтових злітно-посадних смуг призводять до того, що конструкція крила піддається різним навантаженням, іноді досить високим, і за наземних умов експлуатації. Типові навантаження діють на крило таким чином, що у польоті нижні панелі крила розтягуються, а верхні стискаються [54, 55]. На наземному етапі – навпаки.

З точки зору застосування матеріалів, такі характеристики, як межа плинності σ_{02} і тимчасовий опір $\sigma_{\text{в}}$ є визначальними для міцності конструкції [56-59]. Оскільки вірогідність руйнування в повітрі від змінних навантажень істотно вища, ніж на наземному етапі, а наслідки для нижніх панелей крила важчі, ніж для верхніх, то в транспортних літаках «Антонов», починаючи з Ан-8, для нижніх панелей застосовувався сплав Д16Т системи легування Al-Cu-Mg-Mn (рис. 1.1).



Рис. 1.1. Схема будови крила літака з вказівкою матеріалів, що застосовуються для обшивок верхніх та

Напівфабрикати з цього сплаву - довгомірні пресовані панелі [60, 61] та нижніх панелей.

листи [62, 63] - мають задовільні характеристики пластичності і опору втомі при порівняно невисокій ($\sigma_B=420\text{МПа}$) статичній міцності, в яких напрямком видовжених зерен перпендикулярний діючим навантаженням (рис. 1.2, площина дії навантаження співпадає з поперечно-подовжньою площиною волокон в матеріалі). Згодом цей сплав було покращено за рахунок підвищення чистоти домішок при литті злитків. Технологічні вдосконалення призвели до появи фактично нового матеріалу - сплаву 1163 (рис. 1.3 а), який і в нинішній час успішно використовується в нижніх обшивках крила і фюзеляжу [64-66].



Рис. 1.2. Макроструктура сплаву B95T1 (пресована панель). Чітко видно видовжені волокна, розташовані у напрямку деформації.

Високоміцний сплав B95T1 ($\sigma_{02}=490\text{ МПа}$) системи Al-Zn-Mg-Cu був застосований для верхньої поверхні крил літаків Ан-24, Ан-26, ... (рис. 1.3 б).

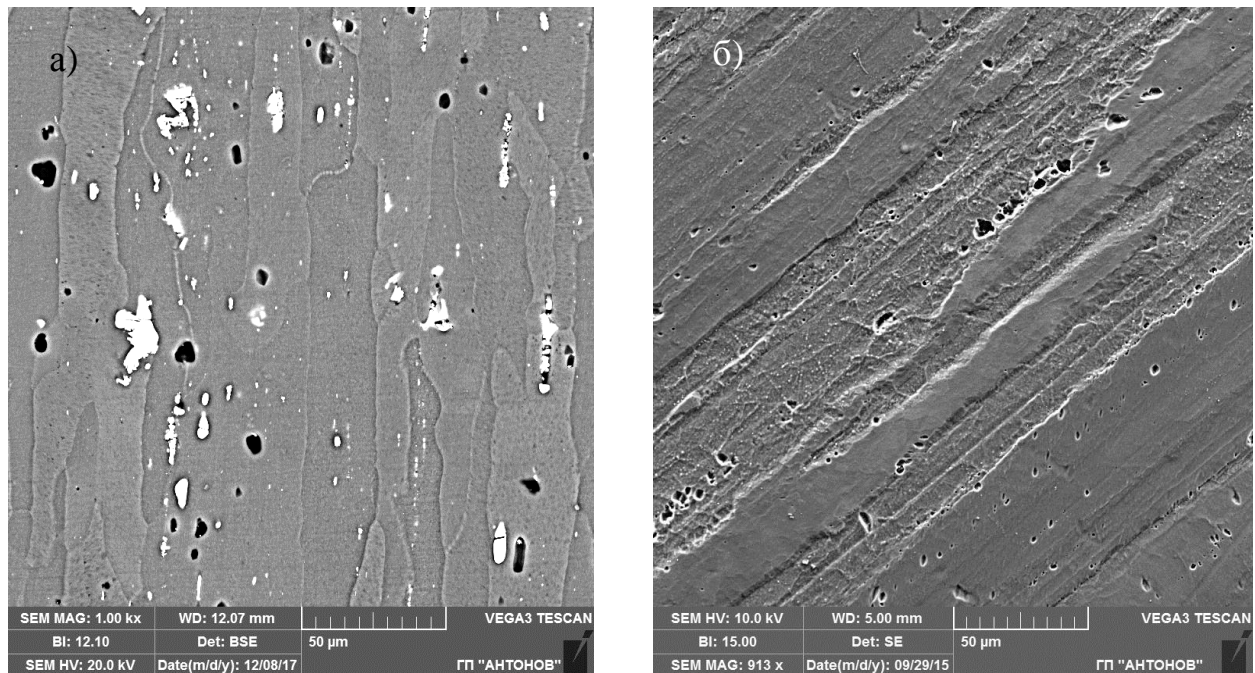


Рис. 1.3. Мікроструктура сплаву 1163Т (лист, б) та мікроструктура сплаву B95T1 (пресована панель, в).

Окрім алюмінієвого твердого розчину, сплав В95 і його модифікації В95пч, В95оч в рівноважному стані містять інтерметаллідні фази $M(MgZn_2)$, $T(Al_2 Mg_3Zn_3)$, $S(Al_2CuMg)$ [67, 68]. З нього виготовляють пресовані панелі і стрингери, а також всі види деформованих напівфабрикатів: листи, плити, профілі, труби, поковки, штампування. Профілі із сплаву В95 значно міцніші за плити. Це результат прес-ефекту, який обумовлений присутністю в сплаві В95 домішок марганцю і хрому. Як показала практика, сплав має низьку довговічність і тріщиностійкість при досить великому їх розсіюванні [69, 70].

1.3.1 Сплави системи легування Al-Zn-Mg-Cu в силовій конструкції планера літаків

Для масивних деталей силової конструкції планеру, що підлягають досить великим навантаженням, в літаках "Антонов" застосовуються високоміцні кувальні алюмінієві сплави В93Т1(Т2, Т3), 1933Т1(Т2, Т3) [71], які мають після термообробки максимальні значення міцності. Вимоги, що пред'являються до кувальних сплавів, обумовлені такими особливостями кованих напівфабрикатів, як складна конфігурація, масивні перетини, різкі перепади товщини, наявність зон з переплутаним волокном. В процесі експлуатації на деталі з кованих напівфабрикатів діють навантаження, прикладені у різних напрямках відносно волокна, тому кувальні сплави повинні мати мінімальну анізотропію властивостей, високу корозійну стійкість, хорошу прожарюваність [72-74].

Термічна обробка цих сплавів складається з повного циклу, що включає гартування та двоступінчасте старіння [75-79]. При ступінчастому старінні центрами зародження фаз слугують зони ГП. Попереднє зонне старіння призводить до диспергування і підвищення щільності часток зміцнюючої фази. При збільшенні температури і часу старіння на цьому рівні отримують різні стадії перестарювання сплавів і відповідне підвищення корозійної стійкості, в'язкості руйнування і електропровідності [80-82]. На стадії коагуляційного

старіння відбувається розпад пересиченого твердого розчину з виділенням фаз М - $MgZn_2$ або Т - $Al_2Zn_3Mg_3$, розташованих по границях зерен матеріалу, і формування приграничних зон, збіднених або вільних від виділень. Згідно І.Н. з дослідженнями Фрідляндера [83], чутливість до корозійного розтріскування старіючих алюмінієвих сплавів обумовлюється стадіями старіння. Високий опір корозійному розтріскуванню відповідає зонній стадії старіння і стадії коагуляції при старінні, погіршення характеристик корозії під навантаженням викликається фазовою стадією старіння з переважанням в структурі, поряд із зонами ГП, дисперсних часток метастабільних фаз.

У 1965-1976 р.р. сплав В93 в стані термообробки Т1 був широко використаний в конструкції літака Ан-22 "Антей". Легований невеликою кількістю заліза замість марганцю, хрому і цирконію, новий сплав повинен був забезпечити, поряд з високою міцністю і пластичністю ($\sigma_B \geq 480$ МПа, $\sigma_{0,2} \geq 440$ МПа), підвищену прожарюваність, однорідність і ізотропність механічних властивостей масивних штампувань. Згідно ствердженням розробників, для алюмінієвих сплавів з вмістом 6-9% відсотків цинку, мідь, збільшуючи ефект гарту, не бере участі у старінні, має зберігатися у пересиченому твердому розчині, збільшуючи його концентрацію, відносно подовження і корозійну стійкість [83].

З цього сплаву штампуванням були виготовлені практично всі габаритні деталі. Вперше були широко застосовані крупні штампування завдовжки до 5 м і масою до 1 т, що дозволило значно знизити витрату металу і забезпечило зниження ваги планера на 5 тон.

В процесі експлуатації елементи конструкції зі сплаву В93Т1 виявили сильну схильність до корозійного розтріскування. Перші корозійні тріщини з'явилися вже після п'яти років при нальоті, який не перевищував 1000 польотів, що стало серйозною проблемою забезпечення ресурсу і терміну служби цього літака (рис. 1.4, 1.5). Після зберігання близько 10 років, в елементах конструкції виявлялися тріщини від внутрішньої гартівної напруги. Відмічено випадок розкриття важеля коліс на дві половини в подовжньому напрямі. У звіті ВІАМ

[84], що був підготовлений через 25 років після початку застосування сплаву В93Т1, вказується, що у цього сплаву відсутній пороговий рівень напруги K_{Isc} . Цей висновок підтверджений досвідом експлуатації літака Ан-22. Сплав В93Т1 має також низькі ресурсні характеристики і низьку в'язкість руйнування.

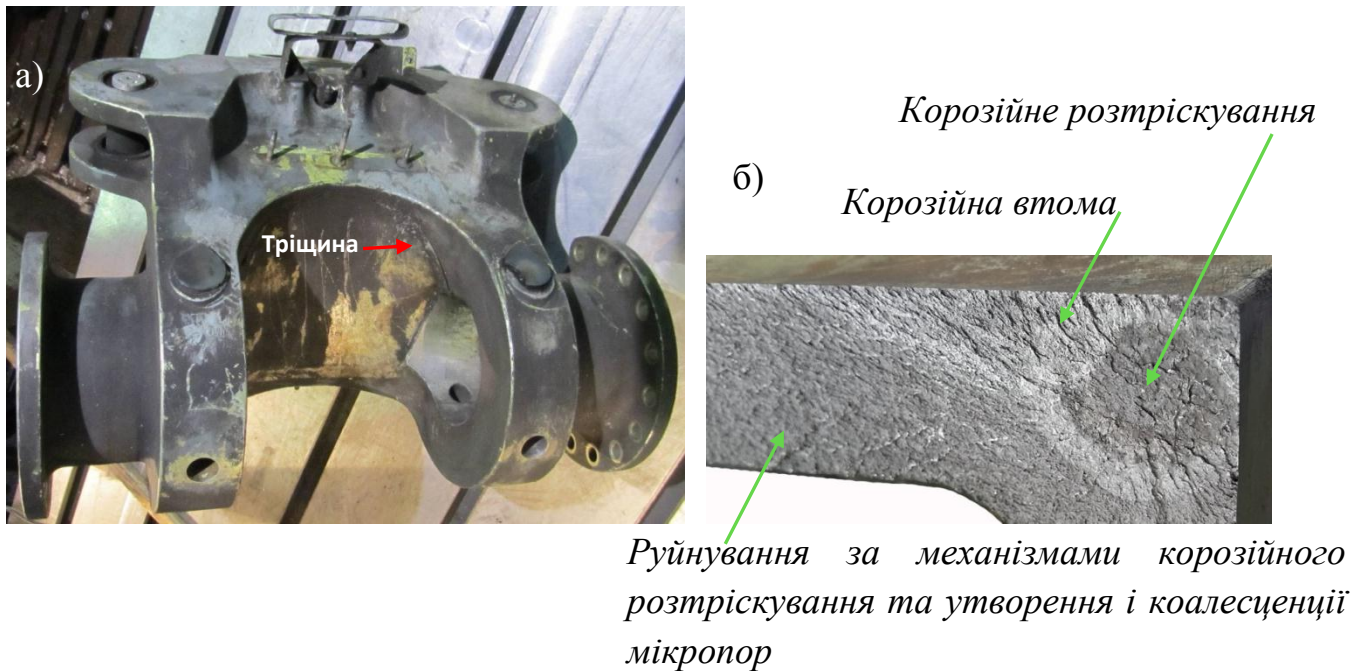


Рис. 1.4. Вид вилки поворотного важеля передньої стійки шасі з тріщиною (вказана стрілкою, а). Фотографія початкової ділянки зламу вилки, що ілюструє змішаний характер руйнування за механізмом корозійного розтріскування та корозійної втоми (б).

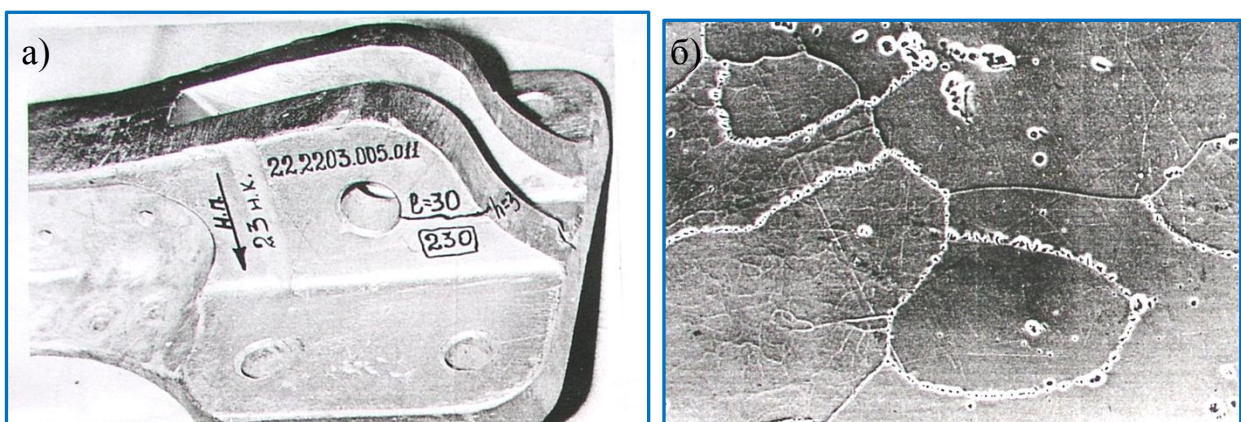


Рис. 1.5. Руйнування кронштейна монорельса закрилка з сплаву В93Т1 на літаку Ан-22 (а); виділення інтерметалідних фаз по границях зерен (б).

Подальший прогресс в галузі створення високоміцних алюмінієвих сплавів на основі системи Al–Zn–Mg–Cu пов'язаний оптимізацією хімічного складу та застосуванням пом'якшувальних режимів старіння T2 і T3, що дозволило створити сплав В93пчТ3, значно покращивши показники тріщиностійкості і стійкість до корозії. З застосуванням цього сплаву, випадків передчасних руйнувань елементів конструкції було значно менше. Через 12-15 років експлуатації в умовах агресивних атмосфер спостерігались руйнування за механізмами корозійного розтріскування корозійної втоми та втоми. Ціною втрати 40-60 МПа міцності і зменшення на 50-70 МПа межі текучості високоміцні сплави системи Al-Zn-Mg-Cu придбали досить високу стійкість проти корозійного розтріскування, проте, випадки передчасних руйнувань елементів конструкції мали місце, особливо, в умовах агресивних атмосфер. Сплав В93пчТ3 залишився чутливим до концентраторів напруги (рис. 1.6).



Рис. 1.6. Передчасне руйнування кронштейна з сплаву В93пчТ3 (а, б). Руйнування почалось біля кріпильного отвору в зоні максимальної концентрації напруг. Чинниками, що сприяли утворенню тріщини, послуговували rischi від механічної обробки в зоні цековки та корозійні виразки на поверхні деталі, що утворилися в умовах спільної дії морського клімату і промислових атмосфер (в).

Тому, наступним кроком в покращенні кованих алюмінієвих сплавів стало введення добавки цирконію, що призвело до створення нового сплаву 1933Т3 з високим рівнем властивостей міцності ($\sigma_B \geq 450-520$ МПа; $\sigma_{0,2} \geq 380-460$ МПа), в'язкості руйнування ($K_{Ic} \geq 37-44$ МПа $\cdot\sqrt{м}$), опору втоми, корозійної стійкості і високими характеристиками ресурсу. Критична швидкість охолодження сплаву 1933 при гарті була збільшена до 20°C/с (для сплаву В93 вона складала 3°C/с).

При подальшій обробці злитку (технологічні нагріви, термообробка, тощо) пересичений цирконієм твердий розчин розпадається з виділенням інтерметалідів цирконію, більш дисперсних, ніж марганцеві і хромові. Тому цирконій інтенсивніше, ніж інші перехідні метали, підвищує температуру рекристалізації алюмінієвих сплавів, призводить до збереження нерекристалізованої структури в пресованих і інших гарячедеформованих виробках після термообробки і тим самим обумовлює значне структурне зміцнення. Добавки цирконію перешкоджають утворенню грубозернистих структур в деформованих напівфабрикатах. Невеликі кількості перехідних металів, особливо хрому, ефективно підвищують стійкість сплавів проти корозії під напругою [85, 86].

Перші руйнування елементів конструкцій з сплаву 1933Т2, Т3 було зафіксовано після 20 років експлуатації в умовах агресивних атмосфер. Деталі мали більш високий ресурс і значно більшу корозійну стійкість, а кількість руйнувань була меншою порівняно зі сплавом В93пчТ3. Але сплав все ж лишився чутливим до концентраторів напруг. Зафіксовані випадки передчасних руйнувань високонавантажених деталей за механізмами втоми або корозійної втоми. Деталі виявились чутливими до перекосів в конструкції (навіть незначних), неспіввісності в пакеті, концентраторів напруг у вигляді рисок, корозійних пошкоджень, дефектів металургійного походження [87, 88].

На сьогоднішній день кувальні сплави залишаються основним конструкційним матеріалом для високонавантажених деталей в сучасній авіаційній техніці [89-91]. Враховуючи достатню технологічність і освоєність

сплаву 1933 в металургійному виробництві, очевидно, що можливості його використання далеко не вичерпані при подальшому поліпшенні характеристик, що дозволить застосовувати сплав в конструкціях літаків майбутнього.

1.4 Основні види пошкоджень, що потенційно знижують міцність конструкції літака в експлуатації

Експлуатаційні пошкодження конструкції планера літаків носять в тій чи іншій мірі випадковий характер, не досить надійно прогнозуються (особливо механічні пошкодження), не завжди запобігаються, і тому поява їх в експлуатації неминуча. Важливо зменшувати вірогідність виникнення таких пошкоджень, звести до мінімуму можливі негативні наслідки неминуче виникаючих експлуатаційних дефектів і забезпечити можливість їх виявлення і усунення до того, як їх можливий розвиток приведе до зниження рівня міцності нижче допустимого. Основними чинниками, що потенційно знижують міцність конструкції літака в процесі його експлуатації, є в тому, корозія і випадкові пошкодження (рис. 1.7).

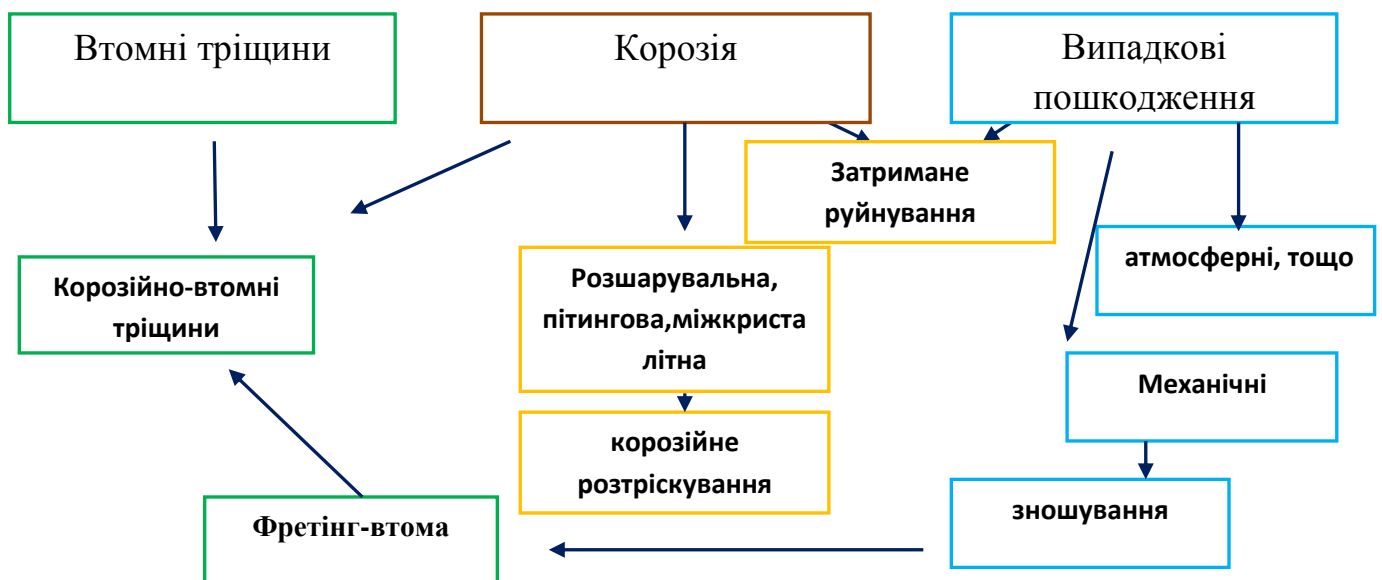


Рис. 1.7. Основні види пошкоджень конструкції в експлуатації.

Грунтуючись на аналізі результатів дефектації конструкцій при технічних обслуговуваннях парку літаків Ан-, можна дати орієнтовне співвідношення різних типів пошкоджень: втомні пошкодження - до 15%, корозія - ~70%, інші пошкодження - ~15%. Ці дані носять приблизний оцінювальний характер, але характеризують ступінь небезпеки того чи іншого чинника пошкоджуваності і свідчать про ступінь уваги до нього розробників і експлуатантів. Досвід експлуатації показав, що найбільш небезпечні втомні пошкодження основних силових елементів конструкції [92-94]. Завдяки комплексу заходів, що безперервно розвивається, забезпечується високий рівень безпеки авіаційних конструкцій за умовами втомної міцності [95]. Порівняно невелика кількість тріщин втоми, що розвиваються в умовах експлуатації - свідчення ефективності конструктивно-технологічних заходів, надійності методів розрахунково-експериментального забезпечення та обґрунтування встановлених ресурсів [96].

Корозійні пошкодження є найбільш масовими дефектами металічної силової конструкції [98]. Антикорозійні заходи не гарантують 100% захисту від корозії. Маючи значний об'єм знань відносно видів та механізмів корозійних уражень, сучасна наука не пропонує розробникам авіаційної техніки прийнятних методів прогнозування часу зародження корозії і швидкості її розвитку [99, 100]. Достатньо надійні розрахункові і експериментальні методи можуть бути використані тільки для оцінки залишкової міцності. Обґрунтовано розроблені програми запобігання і контролю корозії в більшості випадків забезпечують необхідний рівень безпеки від корозійних уражень, збільшуючи при цьому об'єм і трудомісткість необхідних контрольних-відновлюваних робіт в експлуатації [101]. При цьому позитивну роль має факт, що конструктивно-технологічні заходи, розроблені з метою забезпечення безпеки конструкції в разі виникнення втомних пошкоджень, забезпечують також і достатньо високий рівень толерантності конструкції до корозійних ушкоджень. Але все ж таки корозійні пошкодження на сьогоднішній день залишаються наймасовішими мало прогнозованими пошкодженнями конструкції.

1.5 Дефектоутворення в умовах дії навантаження і навколишнього середовища

1.5.1 Класифікація корозійних дефектів, що виникають в умовах експлуатації

Поєднання різних типів навантажень, що діють на елементи конструкцій, змінний характер корозійного впливу під час стоянок і у польоті сприяють виникненню корозійних пошкоджень різних видів. Корозія може супроводжуватися подальшим розвитком втомних або корозійно-втомних тріщин [102]. Опір корозії, в основному, визначається складом і структурою сплаву, обробкою його поверхні. Властивості алюмінієвих сплавів, найширше вживаних в авіаційній галузі, можуть деградувати з часом, особливо, за умов підвищених температур, в агресивному середовищі та дії інших чинників, пов'язаних з експлуатацією повітряного судна [103, 104].

При оцінюванні технічного стану конструкцій, уражених корозією, насамперед, необхідно визначити вид корозії. Це дає можливість, по-перше, звузити інтервал пошуків основних причин корозійного ушкодження конструкцій, по-друге, більш точно визначити вплив корозійних ушкоджень на несучу здатність елементів конструкцій, по-третє, розробити найбільш обґрунтовані заходи щодо відновлення несучої здатності і захисту конструкцій від корозії.

Класифікацію корозійних процесів і видів корозії використовують для розробки ефективних заходів з ремонту деталей, уражених корозією.

Залежно від механізму, виділяють хімічну та електрохімічну корозію. Електрохімічна корозія – найбільш масовий вид корозії, що поділяється на пітингову, розшарувальну, міжкристалітну, крозійне розтріскування та інші.

1.5.2 Термодинамічна нестійкість металів у навколишніх середовищах

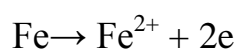
Термодинамічна нестійкість металів у навколишніх середовищах є першопричиною електрохімічної корозії. Електрохімічна корозія - найпоширеніший вид руйнування металів і сплавів при контакті з іншими металами та розчинами електролітів. Електролітами можуть бути пари води в повітрі, ґрунтові води, морська вода тощо. У цьому випадку відбувається перенос електронів, що зумовлює проходження окисно-відновних процесів – виникає гальванічний елемент [105, 106].

Поверхня будь-якого металу складається з безлічі короткозамкнених через сам метал мікроелектродів. Контактуючи з корозійним середовищем, гальванічні елементи, що утворюються, сприяють електрохімічному його руйнуванню. При цьому відновлення окисного компонента корозійного середовища протікає не одночасно з іонізацією атомів металу, і від електродного потенціалу металу залежать їхні швидкості.

Механізм електрохімічної корозії може протікати за двома варіантами – гомогенним або гетерогенним. Гетерогенний механізм електрохімічної корозії характерний для твердих металів з негомогенною поверхнею, наприклад, що мають сторонні включення.

Електрохімічна корозія ділиться на два процеси, що одночасно протікають (катодний і анодний) і кінетично залежать один від одного [108, 109]:

Анодний - іони металу переходять у розчин, відбувається реакція окиснення.



Катодний - надлишкові електрони асимілюються молекулами або атомами електроліту, які при цьому відновлюються. На катоді проходить реакція відновлення.

$\text{O}_2 + 2\text{H}_2\text{O} + 4\text{e} \rightarrow 4\text{OH}^-$ (киснева деполяризація в нейтральних, лужних середовищах)

$\text{O}_2 + 4\text{H}^+ + 4\text{e} \rightarrow 2\text{H}_2\text{O}$ (киснева деполяризація в кислих середовищах)

$2\text{H}^+ + 2\text{e}^- \rightarrow \text{H}_2$ (при водневій деполяризації).

Розчинення основного металу відбувається саме на анодах [110, 111].

Величина електродних потенціалів має дуже великий вплив на характер корозійного процесу.

Процеси електрохімічної корозії літакових конструкцій відбуваються в замкнених просторах і на відкритому повітрі в умовах помірного, морського, вологого тропічного клімату, промислових атмосфер.

Електрохімічна корозія спостерігається також при контакті двох різнорідних металів. В електроліті вони утворюють гальвано-пару. Більш електронегативний з них буде анодом. Анод у процесі буде поступово розчинятися. При цьому йде вповільнення або навіть повне припинення електрохімічної корозії на катоді (більш електропозитивному) [112, 113].

В алюмінієвих сплавах спостерігаються такі види електрохімічної корозії, як пітингова, міжкристалітна, щілинна, контактна, розшарувальна, корозійне розтріскування (КР) [114].

1.5.3 Пітингова корозія

Зародження пітинга при досягненні потенціалу пробою відбувається випадково не в одній, а в досить великій кількості точок, що переважно групуються поблизу катодних або анодних фаз. Корозія відбувається або випадковими шляхами, або шляхами, обумовленими характером структури (наприклад, уздовж кристалографічних площин), до зустрічі пітингів з фазовими складовими, розташованими в глибині металу [115, 116]. Ці складові орієнтують розвиток пітингових каналів. Отже, відбувається одночасний розвиток досить великої кількості точкових уражень, що утворюють складні сплетіння мікротунелів. При цьому в розрізі на мікрошліфі видні окремі крапки - проекції перетинів численних вузьких каналів. Розвиток множинних каналів в остаточному підсумку приводить до

порушення зв'язку між ними й утворенню більших корозійних виразок, які зазвичай і називають пітингом [117, 118] (рис. 1.8).

Пітингова корозія може відбуватися, в тому числі, по границях зерен. Такий розвиток пітингів для складнолегованих алюмінієвих сплавів є досить розповсюдженим. Міжкристалітне поширення пітинга в алюмінії, відповідно до результатів робіт Лякомба [119-120], можна пояснити угрупованнями заліза поблизу границь зерен, що обумовлене ефектом Киркіндала, внаслідок, наприклад, міграції вакансій до границь зерен. Вплив на міжкристалітний розвиток пітингової корозії може виявити й утворення порожнеч на границях через анігіляції вакансій.

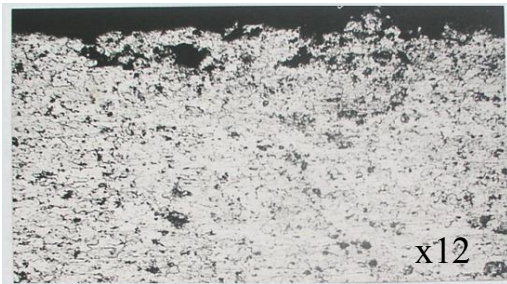


Рис. 1.8. Пітингова корозія обшивки фюзеляжу з сплаву Д16Т. Експлуатація літака проходила більше 30 років в умовах вологого тропічного клімату.

Зі збільшенням вмісту заліза в алюмінії, як правило, збільшується і концентрація кремнію, який також впливає на процес розвитку пітингової корозії. При збільшенні вмісту кремнію в сплаві до концентрації, коли він виділяється у вигляді окремих включень, корозійна стійкість погіршується. Це обумовлене тим, що частки вільного кремнію є катодами стосовно матриці. Інтенсивна локальна корозія виникає уздовж границь розділу - частка кремнію - твердий розчин [121].

Швидкість пітингової корозії уповільнюється в часі. В основному, це обумовлене утворенням малорозчинних вторинних продуктів корозії, які перешкоджають взаємодії ділянок металу, підданого корозії, з агресивним середовищем [122, 123].

1.5.4 Міжкристалітна корозія (МКК)

Найбільш загальне пояснення міжкристалітної корозії передбачає пасивний стан тіла зерна і стан пробою або активний стан границь зерен (рис. 1.9). У результаті на границях розчиняються інтерметалідні сполуки, що виділяються суцільною плівкою (сплави системи Al-Mg), ділянки збідненого твердого розчину (сплави системи Al-Cu) або зони, вільні від виділення (сплави системи Al-Zn-Mg-Cu).

Встановлено, що чутливість до міжкристалітної корозії зростає пропорційно вмісту катодних елементів заліза, кремнію і міді [124, 125].

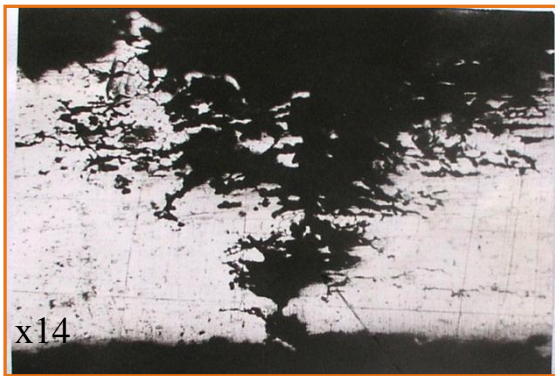


Рис. 1.9. Виразкова корозія в незахищеному анодуванні отворі обшивки фюзеляжу, що перейшла в міжкристалітну. Експлуатація літака відбувалася протягом 15 років в умовах морського клімату. Сплав Д16Т.

1.5.5 Розшарувальна корозія (РШК)

На високоміцних сплавах, підданих розшарувальній корозії, шляхи корозії поширюються по границях зерен, незважаючи на те, що сплав може бути не чутливим до МКК. В атмосферних умовах РШК піддані тільки ті сплави, які мають край низький опір КР у висотному напрямку [126]. Невелике підвищення опору КР запобігає чутливості до РШК. Роботами Фридляндера показано, що напівфабрикати, що мають сильно орієнтовану структуру тільки в напрямку уздовж напрямлення деформації, при рівновісній структурі в поперечному напрямку також мають підвищений опір РШК [127, 128]. Роль електрохімічних чинників у процесі РШК також має велике значення.

Закономірності протікання процесу РШК високоміцних алюмінієвих сплавів в атмосферних умовах можуть бути пояснені з урахуванням спільної дії зазначених вище чинників - структурного стану, чутливості до КР і електрохімічної неоднорідності реального напівфабрикату.

Розшарувальна корозія досить часто з'являється на пресованих панелях зі сплаву Д16 (рис.1.10). Схильність до цього виду корозії зростає у випадку затримки охолодження при гартуванні, яке приводить у сплаві Д16 до розпаду пересиченого твердого розчину і корозії по границях зерен, а це викликає втрати міцності і пластичності сплаву.

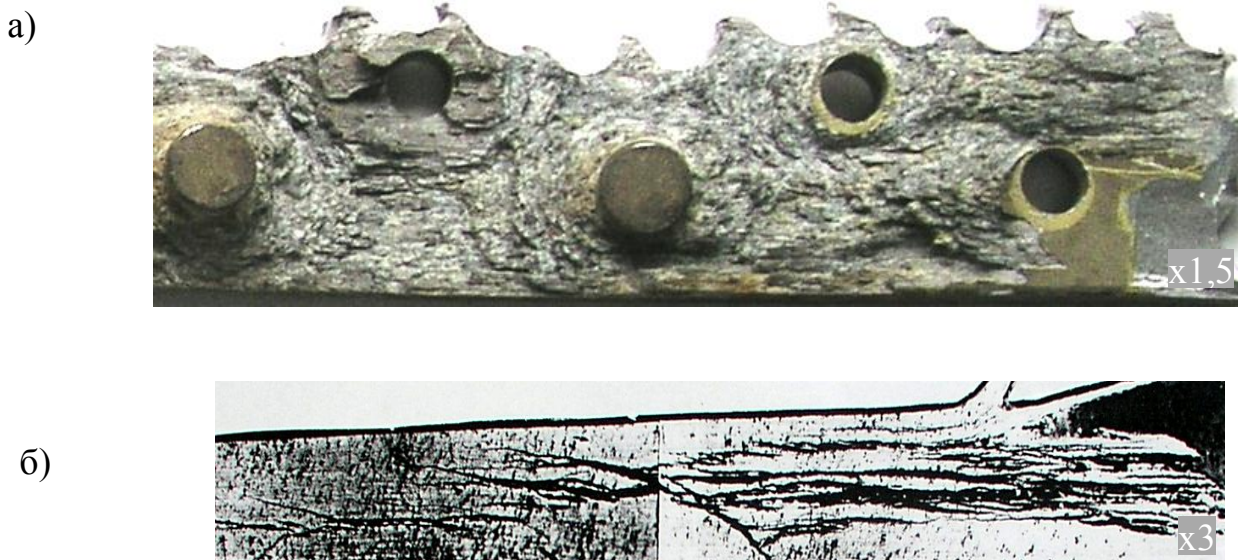


Рис. 1.10. Фрагмент елемента конструкції літака з сплаву В95Т1 (а) і з сплаву Д16 (б), пошкоджених розшарувальною корозією. Вологий тропічний клімат.

Корозійному розтріскуванню, звичайно, піддані всі види напівфабрикатів, однак, найбільш гостро проблема КР стоїть для великогабаритних штампувань і кувань високоміцних алюмінієвих сплавів, які при експлуатації можуть працювати у висотному напрямку, що найбільш слабкий за опором КР і іншим видам корозії.

1.5.6 Механізми корозійного розтріскування (КР)

Сукупність корозійних уражень, що виникають при одночасному впливі статичних розтягувальних напруг і корозійного середовища, називають корозійним розтріскуванням матеріалу. При цьому в матриці утворюється система міжзеренних і внутрішньозеренних тріщин, що поширюються з часом (рис. 1.11). Цей вид корозії може за короткий час призвести конструкцію до катастрофічного руйнування. Рівні напруг, при яких відбувається корозійне розтріскування, значно нижчі за межу текучості матеріалу, так що причиною руйнування можуть бути як прикладені, так і залишкові напруги. У найпростішому випадку КР характеризує процес, що полягає із чотирьох стадій: 1) розвитку корозії незалежно від рівня напруг, 2) появи під впливом напруг змін, що передують утвору корозійних тріщин, 3) утвору корозійних тріщин, 4) їх розвитку [129].

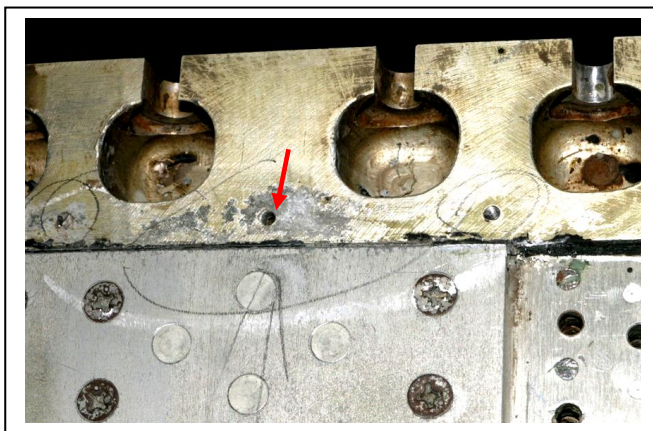


Рис. 1.11. Поверхнева корозія профілю роз'єму, що сприяла розвитку тріщини корозійного розтріскування в отворі. Тривала експлуатація літака Ан-12 в умовах морського клімату.

На сьогоднішній день немає єдиної теорії або навіть визнаної більшістю дослідників гіпотези про механізм КР алюмінієвих сплавів. Разом з тим, можна назвати декілька головних чинників, вплив яких навряд чи можна заперечувати. Серед них перше місце займає зміна дислокаційної структури в процесі збільшення навантаження, а саме утворення дислокаційних скупчень поблизу границь зерен і підвищення напруг у цих місцях. Далі впливає порушення пасивної плівки при адсорбції води, посилюване впливом деяких аніонів, особливо галоїдних. Крім того, також має місце виникнення крихкості при

проникненні атомарного водню, що утворювався в результаті електрохімічних реакцій на свіжостворених поверхнях під дією напруг і середовища.

Таким чином, якщо структура і склад сплаву такі, що існують (звичайно на границях зерен) майже безперервні ділянки сегрегацій або виділень, які за електрохімічними характеристиками відрізняються від матриці, тоді під дією навантажень прихована чутливість до міжкристалітної корозії може реалізуватися в міжкристалітне руйнування. Напруги можуть генерувати активні ділянки за рахунок руйнування захисної плівки на поверхні або, що, імовірно, найбільше важливо для безперервного поширення тріщини – за рахунок більш активного розчинення ліній ковзання, що утворилися. Перехід від механізму, в основі якого лежить існування в структурі сплаву активних ділянок, до механізму, у якому активні ділянки утворюються за рахунок деформації, може відбуватися не тільки внаслідок фізико-металургійних змін у стані сплаву, але також внаслідок змін умов корозійного середовища або швидкості деформації у вершині тріщини. Підвищення ролі напруг або деформації в процесі плавного переходу від одного механізму (попередньо існуючих у структурі сплаву активних ділянок) до іншого характерне для сплавів, у яких певною мірою знижується пластичність або підвищується значення границі текучості, так що локальна крихкість металу у вершині тріщини призводить до зменшення енергії, необхідної для розтріскування [130].

Більшість корозійностійких сплавів своєю електрохімічною пасивністю зобов'язані відносно інертним плівкам, які утворюються на зовнішній поверхні металу. Якщо захисна плівка з якої-небудь причини руйнується, як, наприклад, при пластичній деформації розташованого під нею металу, то незахищений метал кородує доти, поки на ньому знову не утвориться захисна плівка, а подальша реакція пригнічується до нового руйнування плівки. Для здійснення такого механізму необхідно, щоб швидкість тріщиноутворення залежала від швидкості росту плівки, а також, імовірно, і від фізичних характеристик цієї плівки: її товщини, пластичності або крихкості, величини внутрішніх напружень, що виникають при її утворенні [131].

Розтріскування майже завжди носить міжкристалітний характер. Час до появи корозійного розтріскування значною мірою залежить від форми зерен і їх орієнтації стосовно діючих напруг. Опір корозійному розтріскуванню деформованих напівфабрикатів знижується у висотному напрямку, оскільки більшість границь зерен у цьому випадку розташовується перпендикулярно прикладеним напругам. Цей вплив усувають шляхом раціонального конструювання деталей.

1.5.7 Корозійне розтріскування напівфабрикатів з алюмінієвих сплавів

Опір алюмінієвих сплавів корозійному розтріскуванню в значній мірі залежить від напрямку волокна і виду термічної обробки [132, 43]. Для поковок, штампувань і пресованих профілів тих же сплавів і їх станів зберігаються приблизно ті ж закономірності, що й для плит. Для напівфабрикатів з алюмінієвих сплавів характерна значна анізотропія структури і властивостей. Вона проявляється на всіх напівфабрикатах – катаних, пресованих, кованих, волочених. Як правило, корозійна стійкість різко знижується у висотному напрямку. Особливо низький опір мають пресовані напівфабрикати та плити з сплавів Д16Т і В95Т1. Сплав В95пчТ1 має деякі переваги перед сплавом Д16чТ, що особливо помітно в середовищах з невисокою агресивністю. Катані напівфабрикати (листи, плити) мають більш високу корозійну стійкість у порівнянні з пресованими напівфабрикатами (панелі, профілі, полоси), поковками і штампуваннями [133, 47]. Пояснюється це можливістю появи в поковках, штампуваннях і пресованих профілях розтягувальних напруг (з урахуванням гартівних, технологічних, монтажних і робочих напруг) у висотному напрямку. У штампуваннях і поковках волокно переплутане. Крім того, в них зберігаються високі гартівні напруги, тому що вони не піддаються виправленню на відміну від правлених після гартування пресованих і штампованих напівфабрикатів (листів, плит, профілів). Гартівні напруги деякою мірою знижуються при штучному (коагуляційному) старінні в

результаті застосування пом'якшуючих високотемпературних режимів старіння T2 і T3. У пресованих і штампованих напівфабрикатах, як правило, зустрічається крупнокристалічний обідок. Міцність сплаву в зоні крупнокристалічного обідка знижується.

При неточному припасуванні деталей їх нерідко стягують болтами або заклепками; виникають монтажні напруги, які можуть досягати високих значень і діють протягом усього життя конструкції, становлячись, в деяких випадках, причиною корозійного розтріскування.

Розвиненню тріщин КР можуть сприяти також напруги, що виникають у процесі механічної обробки деталей. При обробці різанням створюються залишкові напруги. Розтягувальні напруги від механічної обробки можуть досягати 10-15 кгс/мм² [153, 58]. Вони сильно залежать від стану (ступіню зношування) різця.

Під час експлуатації деякі високоміцні алюмінієві сплави за певних умов можуть руйнуватися при напругах значно нижчих, ніж межа текучості, в результаті КР (корозійного розтріскування). Великі потенційні втрати несучої здатності конструкцій, що обумовлена КР, можуть бути оцінені за даними, наведеними в таблиці. 1 [135, 136, 43].

Таблиця 1.1

Порогові напруги для плит з алюмінієвих сплавів при корозійному розтріскуванні

№ п/п	Марка сплаву і стан термічної обробки	Порогова напруга, МПа		
		Д	П	В
1	2024T351 (Д16Т)	245	140	56
2	2124T851 (Д16чТ1)	350	350	210
3	7075T651 (В95Т1)	350	315	56
4	7075T7651 (В95Т2)	340	340	175
5	7075T7351 (В95Т3)	350	340	300
6	7475T7351 (В95Т1)	35	34	30

Оскільки таке розтріскування часто має місце при напругах, нижчих за рівень межі текучості, для аналізу цього процесу можуть бути застосовані основні положення лінійної механіки в'язкого руйнування. Основним в механіці руйнування є положення, згідно з яким швидке поширення механічної тріщини відбувається за умови, що коефіцієнт інтенсивності напруги у вершині тріщини буде рівним або декілька перевищувати критичне значення K_{Ic} , що характеризує в'язкість руйнування матеріалу.

Згідно з існуючими поглядами про розвиток корозійних пошкоджень в алюмінієвих сплавах, швидкість їх росту змінюється за параболічним законом, оскільки збільшення шару продуктів корозії, що вкриває осередок, зменшує доступ кисню до металу і процес певною мірою затухає (рис.1.12).

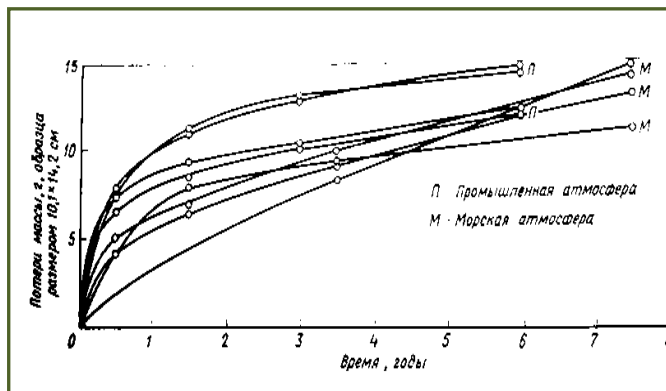


Рис. 1.12. Уповільнення втрати маси стандартних зразків в залежності від часу випробувань на корозію (Proceeding ASTM, т. 51, 500) [114].

Дослідження високоміцних авіаційних сплавів промислового виробництва, що передчасно руйнувались в умовах експлуатації, в літературних джерелах висвітлені недостатньо. Аналіз причин руйнувань авіаційних конструкцій, що поєднував би матеріалознавство, механіку руйнування та міцність, відсутній, хоча має важливе значення для правильної оцінки ресурсу конкретного елемента і всієї конструкції в цілому. Комплексний підхід до проблеми запобігання розвитку корозійних уражень дозволить удосконалювати технологію обробки матеріалів на всіх етапах виробництва та також успішно підбирати матеріали з необхідним комплексом властивостей для майбутніх конструкцій.

1.6 Швидкість протікання корозійних процесів

1.6.1 Чинники, що впливають на швидкість протікання корозійних процесів

Швидкість протікання корозійних процесів залежить від внутрішніх і зовнішніх чинників. Внутрішні чинники характеризують стан матеріалу. До них відносяться: положення в періодичній системі Д.І.Менделєєва, термодинамічна стійкість, хімічний склад і структура матеріалу, наявність внутрішніх напруг і характер обробки поверхні. Зовнішні чинники характеризують стан корозійного середовища. До них відносяться: Рн корозійного середовища, температура, тиск, концентрація розчиненого кисню, склад і концентрація нейтральних розчинів, швидкість руху середовища щодо металу. При зменшенні Рн розчину активність іонів H^+ зростає і, як правило, зростає швидкість корозії. Істотний вплив на швидкість корозії виявляє концентрація розчиненого в середовищі кисню. Кисень може виступати або в ролі пасиватора, або в ролі деполяризатора. Якщо кисень виступає в ролі пасиватора, то спочатку швидкість корозії зростає через втрати металу, викликані утворенням окисної плівки, а потім, при деякій концентрації кисню, коли вся поверхня покривається окисною плівкою, швидкість корозії буде падати. Якщо кисень виступає в ролі деполяризатора, то швидкість корозії буде рости у лінійній залежності від збільшення кількості розчиненого кисню.

1.6.2 Визначення швидкості корозії металів і сплавів

Швидкість корозії металів і металевих покриттів в атмосферних умовах визначається комплексним впливом ряду факторів: наявністю на поверхні фазових і адсорбційних плівок вологи, забрудненням повітря корозійно-агресивними речовинами, зміною температури повітря і металу, утворенням продуктів корозії та ін. Для визначення швидкості корозії в лабораторних

умовах використовують наступні методи: масові, об'ємні, фізичні, засновані на вимірі фізичних властивостей і величин, електрохімічні.

1.6.3 Електрохімічні методи дослідження кінетики корозійних процесів

Для встановлення кінетики корозійного процесу застосовують об'ємні способи визначення швидкості корозії.

При протіканні корозії з виділенням водню, її швидкість визначають за кількістю водню, що виділився, не визначаючи втрати металу, тому що кількість прокородованого металу пропорційна кількості виділеного водню. У тих випадках, коли процес протікає з відновленням кисню, швидкість корозії визначають за кількістю поглиненого кисню.

Електрохімічні методи дослідження дають відомості про швидкість корозії, а також про механізм протікання корозійного процесу. На основі кінетичної теорії корозії металів отримані рівняння, що дозволяють розрахувати потенціал металу, а також швидкість корозійного руйнування за відомими струмами обміну, коефіцієнтами переносу і рівноважними потенціалами анодної і катодної реакцій [107].

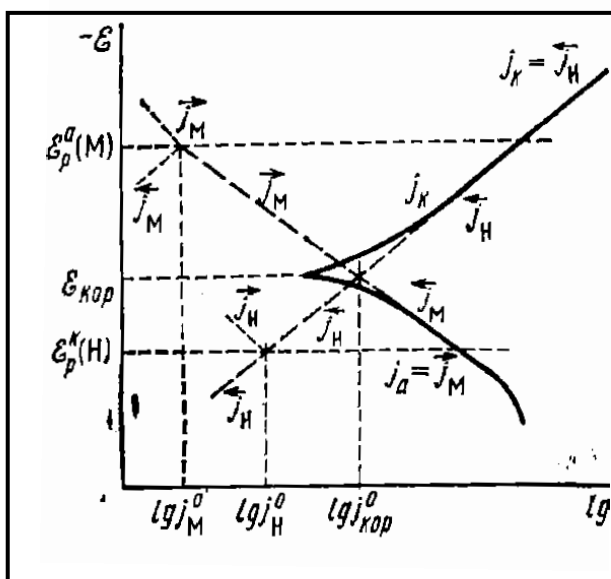


Рис. 1.13. Поляризаційна діаграма корозійного процесу, що протікає з водневою деполаризацією [122].

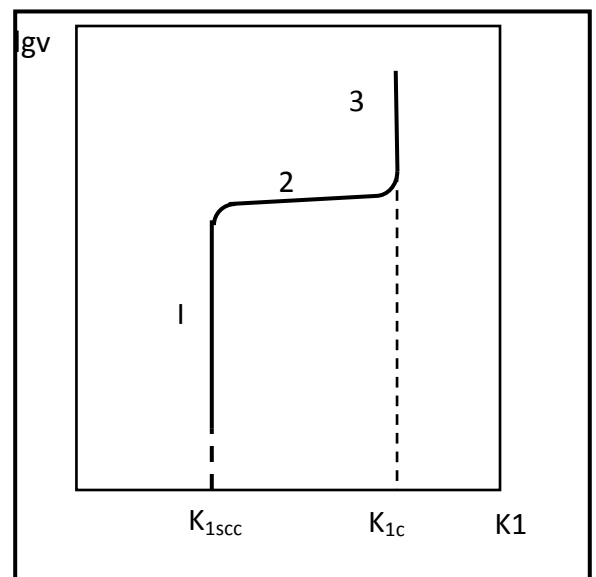


Рис. 1.14. Характерна кінетична діаграма корозійного розтріскування.

На практиці для встановлення швидкості розвитку корозійних ушкоджень у певному розчині користуються методом поляризаційних кривих - знімаються анодна і катодна поляризаційні криві, крапка перетинання яких дає на вісі абсцис швидкість корозії, а на вісі ординат – стаціонарний потенціал (рис. 1.13).

Залежність швидкості росту тріщини від коефіцієнта інтенсивності напруг описується діаграмою корозійного розтріскування, що характеризує статичну тріщиностійкість металів у корозійному середовищі (рис. 1.14).

Діаграма корозійного розтріскування складається із трьох ділянок 1 - 3 і обмежена праворуч критичним коефіцієнтом інтенсивності напруги K_{Ic} , при досягненні значення якого тріщина в повітрі розвивається спонтанно, а ліворуч – нижнім граничним значенням коефіцієнта інтенсивності напруг K_{Isc} . Тріщина не розвивається, якщо діючі напруги нижчі за порогове значення коефіцієнта інтенсивності напружень K_{Isc} [137].

Визначення швидкості корозії аналітичними методами має певні труднощі. Мала поверхня ускладнює використання таких зразків для вивчення процесів корозії в нейтральних середовищах. Результати, одержувані при корозійних випробуваннях, дуже мало наближені до умов експлуатації елементів конструкції через неможливість відтворення реальних умов, у яких працює конструкція [11].

Незважаючи на велику кількість публікацій, що присвячені оцінці корозійної стійкості конструкційних сплавів [131, 141-144], інформація про поведінку та деградацію властивостей високоміцних алюмінієвих сплавів авіаційного призначення в літературних джерелах майже відсутня [138-140].

1.7 Параметри, що визначають корозійний стан конструкцій

1.7.1 Технологічні і конструктивні параметри

До основних параметрів, що визначають корозійний стан конструкції літальних апаратів, можна віднести технологічні, конструктивні і

експлуатаційні. Технологічні і конструктивні параметри обумовлені особливостями технологічних процесів і конструктивних рішень, передбачених діючою конструкторською і технологічною документацією:

1. Конструктивні особливості елемента або вузла конструкції.
2. Наявність і ефективність антикорозійного захисту.
3. Особливості конструктивних рішень, прийнятих у процесі виконання капітальних ремонтів.

Для забезпечення максимальної корозійної стійкості елементів конструкції з різних алюмінієвих сплавів і напівфабрикатів слід підбирати режим термообробки, технологію виготовлення і складання вузлів [134].

У процесі виготовлення літаків Ан-24, Ан-26 клепокві з'єднання герметичної обшивки фюзеляжу з поздовжнім стрингерним набором були замінені клеєзварювальними. Перехід на клеєзварювальні з'єднання дозволив у багато разів зменшити кількість небезпечних концентраторів напруг у герметичній обшивці, що підвищило втомну міцність фюзеляжу, і замінити трудомістку клепку високопродуктивним зварюванням. В експлуатації виявилася низька корозійна стійкість клеєзварювальних з'єднань. Надалі, при виготовленні нових поколінь літаків, з урахуванням досвіду експлуатації, була передбачена оптимальна комбінація в одній конструкції як клепаних, так і зварених з'єднань.

У процесі експлуатації у вузлах кріплень деталей з різних сплавів неминуче створення гальванічних пар – алюміній – сталь, алюміній – титан, тощо. Ушкодження захисних покриттів деталей вузлів при наявності напруг (внутрішніх, монтажних і т.д.) сприяє прискореному розвитку корозійних процесів.

На поверхні дренажних, а також кріпильних отворів обшивки і силових елементів конструкції крила літаків Ан-24, Ан-26 не передбачений анодний шар. Це пов'язане з тим, що виконання і обробка отворів виконуються , по стиках, по приляганню, також не анодуються, тому що виконуються після

нанесення на поверхню елементів конструкції хімічних, гальванічних і інших захисних покриттів.

1.7.2 Експлуатаційні параметри

Експлуатаційні параметри обумовлені особливостями технічного обслуговування і тривалістю експлуатації літаків, а також умовами експлуатації. До експлуатаційних параметрів відносять:

- характер і величину навантажень, що діють на певний вузол або елемент конструкції;
- стан навколишнього середовища (атмосферна волога, конденсат, забруднена атмосфера промислових міст);
- схильність конструкційних сплавів В95Т1 і Д16Т до корозійного розтріскування в результаті впливу сукупних напруг, напруг від натягу і посадок, а також їх схильність до розшарувальної, пітингової і міжкристалітної корозії. У цьому випадку важливе значення має ступінь ефективності антикорозійного захисту і відповідних покриттів, у тому числі періодично поновлюваних.

Відомо, що в процесі експлуатації захисні покриття в місцях з'єднань зношуються, їхня стійкість до корозії знижується. У навантажених місцях конструкції зі збільшенням термінів служби літаків відмічаються випадки розтріскування ЛКП і поява мікротріщин в анодному і плакованому шарах [114]. Тому не менш важливими є обсяг, періодичність, зміст і якість ремонтно-відбудовних робіт, виконуваних в експлуатуючих і ремонтних підрозділах.

У внутрішніх порожнинах літаків, коли дренажні отвори внаслідок забруднення не забезпечують своєчасне видалення конденсаційної вологи, відбувається її скупчення (підпідлогова частина фюзеляжу, «застійні зони» крила та ін.). Умови підвищеної вологості викликають набрякання й відшарування лакофарбових покриттів. Конденсат збагачується корозійно-активними агентами, що різко інтенсифікують корозійні процеси.

Будь-які демонтажно-монтажні роботи на центроплані вносять додаткові пошкодження – подряпини, порушення покриттів, зминання і скручування м'яких паливних баків, що може призвести до їхньої негерметичності і сприяти появі корозії.

Поставлені на зберігання літаки не завжди консервуються в повному обсязі за регламентом. Зберігання відбувається при порожніх м'яких паливних баках та баках-кесонах, що сприяє до передчасного старіння і наступної негерметичності м'яких паливних баків, передчасному старінню і відшаруванню герметика в баках-кесонах СЧК і, як наслідок, виникненню корозії в елементах конструкції центропланів та СЧК.

В окремих випадках при проведенні ремонтів, як в експлуатації, так і на заводах ГА, мають місце порушення технології нанесення захисних покриттів після виведення осередків корозії.

Вплив зовнішнього середовища на матеріали різко інтенсифікується при механічному навантаженні. Це збільшує небезпеку корозійного пошкодження силового набору планера.

Використання в авіаційних конструкціях різнорідних матеріалів за наявності вологи створює умови для протікання електрохімічної (контактної) корозії.

У місцях з'єднань (болтових, заклепувальних, зварених і т.д.) мають місце процеси і явища, характерні для щілинної корозії і фретінг-корозії.

Сказане вище не вичерпує всіх чинників дії середовища і специфічних умов експлуатації, що впливають на корозійний стан авіаційних конструкцій, однак, свідчить про складність забезпечення міцності і ресурсу авіаційної техніки за умовами корозійної стійкості.

1.7.3 Макрокліматичні особливості районів базування

Умови експлуатації характеризуються макрокліматичними особливостями районів базування, корозійною агресивністю атмосфер і

умовами розміщення літаків. За ступенем впливу на метали корозійні середовища доцільно розділити на неагресивні, слабо агресивні, середньо агресивні і сильно агресивні [113]. Ступінь агресивності середовища стосовно конструкцій на відкритому повітрі, не захищених від безпосереднього взаємодії атмосферних опадів, визначається кліматичною зоною, а також концентрацією газів і пилу в повітрі.

Усі райони базування літаків поділяються на макрокліматичні зони:

- з помірним кліматом (середні температури $+40^{\circ}\text{C}$ - -40°C);
- з різко вираженим континентальним холодним кліматом (середні мінімальні температури можуть бути нижчі за -40°C з більшими перепадами протягом доби, наявністю вітрів, інею, зледеніння, дрібного сніжного пилу);
- з морським кліматом (присутність в атмосфері сірчистого газу, хлоридів);
- з вологим тропічним кліматом (характерна одночасна дія високої відносної вологості повітря і високих температур, інтенсивні опади і конденсація вологи, вплив біологічних чинників, інтенсивна сонячна радіація).

Корозійна агресивність атмосфери визначається умовами зволоження поверхні, оскільки при наявності в повітрі корозійно-активних агентів відбувається мінералізація і підкислення вологи. Тривалість зволоження для різних кліматичних районів становить від декількох десятків до декількох тисяч годин у рік. Чинники корозійної агресивності атмосфери мають помітні відмінності в різні періоди року [141, 142]. Корозійна агресивність атмосфер визначається за вмістом корозійно-активних сполук - сірчистого газу, хлоридів, аміаку, окислів азоту, твердих часток. До агресивних середовищ відносять морські середовища і, особливо, промислові атмосфери, що містять велику кількість кислих газів, таких, як двоокис сірки. Підвищена вологість атмосфери або конденсація можуть підсилити корозію в присутності хлоридів або кислих сульфатів. У приморських районах опади відносяться до хлоридно-натрієво-сульфатних і є досить агресивними. Сумарна кількість солей в опадах досягає декількох $\text{мг}/\text{м}^3$ [143, 144]. У промислових районах опади збагачуються сульфит- і сульфат-іонами, підкислюються, що веде до інтенсивного розвитку

корозії. Наприклад, досить присутності в атмосфері 0,01% сірчистого газу, щоб швидкість корозії зросла в 100 разів. Особливо це відзначається при відносній вологості повітря вище 75%, що значною мірою характерне для більшості промислових центрів. Крім того, у десятки разів збільшується швидкість корозії при періодичному зволоженні (при частому випадінні конденсату, тощо). У міській місцевості на поверхні деталей можуть осаджуватися вугільні частки, що попадають в атмосферу в результаті неповного згорання палива. Гальванічні процеси на таких центрах можуть приводити до сильної локальної пітингової корозії. Наявність вологи і її конденсація можуть прискорити руйнування поверхні [145]. Конденсація вологи в обмежених ємностях здатна привести до сильної корозії плямами, супроводжуваної утворенням сильного нальоту.

1.8 Попередження і контроль корозії. підтримка льотної придатності літаків

У рамках прийнятої концепції допустимості пошкоджень, корозія розглядається як один з видів випадкових ушкоджень. Вважається, що на відміну від втомних тріщин, час появи і темп розвитку яких можна оцінити розрахунками, практично неможливо розрахувати темп втрати несучої здатності конструкції при корозійних ушкодженнях. Ключовим елементом забезпечення експлуатації є періодичні огляди основних силових елементів конструкції на предмет своєчасного виявлення всіх видів пошкоджень, у тому числі корозійних.

В авіаційній промисловості існує загальна думка, що заходи щодо попередження і контролю корозії необхідні для всіх літаків з великим терміном служби і для нових поколінь літаків [146, 147]. Порядок контролю технічного стану конструкцій (виявлення тріщин, корозійних ушкоджень і інших дефектів) визначають за допомогою Програм технічних оглядів, розроблених індивідуально для старіючих літаків, або для кожної групи сучасних літаків, що експлуатуються в однакових кліматичних умовах. За результатами

контролю одержують інформацію про стан основних конструктивних вузлів, що вимагають безумовного контролю для забезпечення працездатності при ушкодженнях, а також визначаються допустимі розміри ушкоджень, при яких вузол зберігає працездатність, і максимальне ушкодження, що виявляється пропонованими методами контролю [148]. На ДП "Антонов" розроблені рекомендації з виявлення, усунення корозійних пошкоджень і посилення протикорозійного захисту елементів конструкції планера літаків в експлуатації і на капітальних ремонтах. Продукти пітингової, міжкристалітної та розшарувальної корозії на початковій стадії розвитку видаляються зачисткою з подальшим відновленням ЛФП. Повнота видалення цих продуктів контролюється вихрострумовим методом. Одноразові вибірки продуктів корозії в цьому випадку не знижують статичну міцність конструкції нижче необхідного рівня і не вимагають ремонту (рис. 1.15).

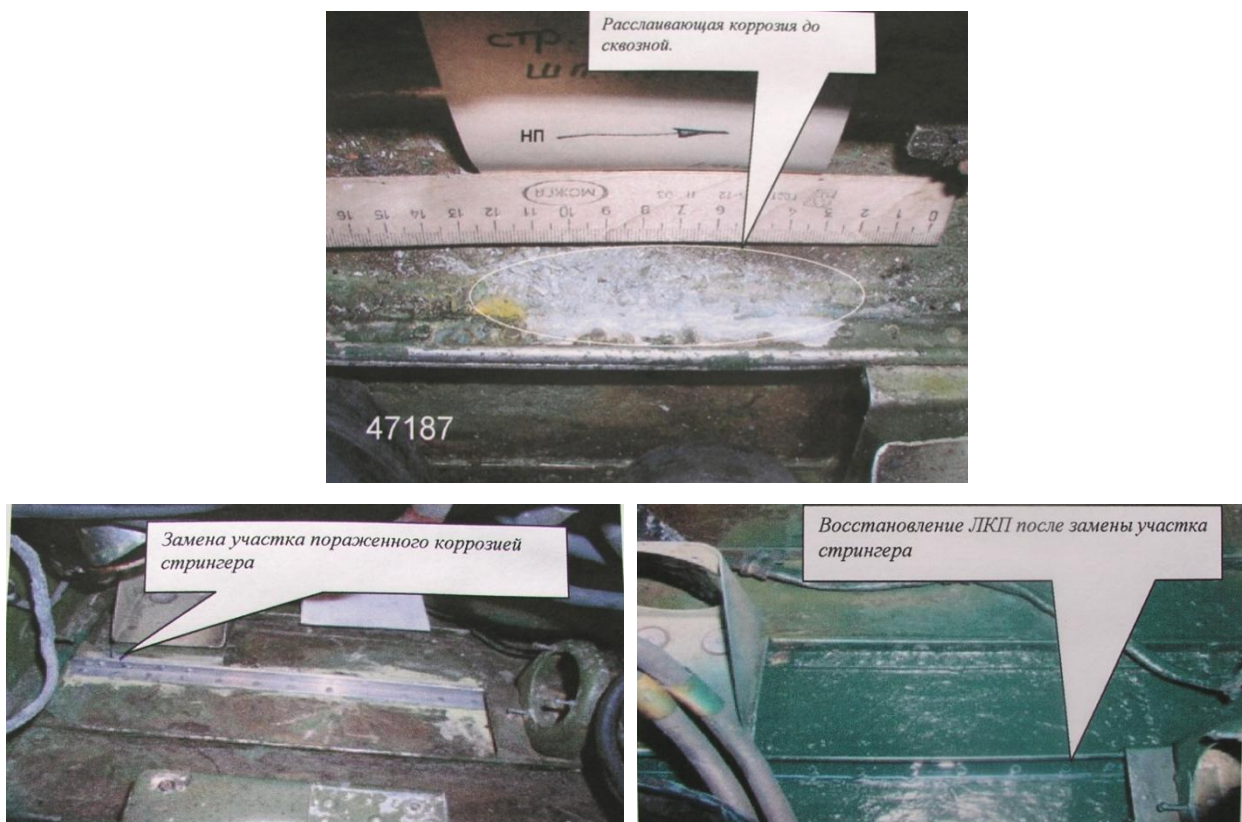


Рис. 1.15. Усунення корозійного пошкодження стрингера шляхом зачистки і відновлення ЛФП. Корозія виникла в умовах морського клімату на літаку Ан-24. Термін експлуатації ~ 39 років.

Регулярні огляди конструкції згідно з регламентами технічного обслуговування дозволяють своєчасно і надійно виявити корозійні пошкодження на початковій стадії їх розвитку. Важливу позитивну роль відіграє той факт, що конструктивно–технологічні заходи, розроблені для безпеки конструкції в разі виникнення втомних пошкоджень, забезпечують і досить високий рівень толерантності конструкції до корозійних пошкоджень.

При виконанні капітальних ремонтів літаків проводиться оцінка технічного стану елементів конструкції і усунення виявлених дефектів.

Концепція допустимості ушкоджень, як спосіб забезпечення міцності конструкції при тривалій експлуатації, прийнята для всіх типів літаків Ан.

Основним принципом стратегії технічного обслуговування є аналіз технічного стану літаків-лідерів і прогнозування міцності і ресурсу.

На даний момент ресурси літаків Ан-24, Ан-26 більше, ніж в 2 рази перевищили проектні. Досвід експлуатації за період 20 - 45 років, дозволяє створити бази даних і використовувати їх для встановлення причин появи корозії, її видів, способів усунення, а також для визначення впливу корозії на ресурсні характеристики конструкції [149-152].

Обмеження льотної придатності за календарним терміном служби (у вигляді призначених або міжремонтних термінів служби) обумовлене можливим зниженням характеристик міцності авіаційних сплавів і конструкцій, у тому числі, через накопичення корозійних ушкоджень або інших деградаційних процесів, величини яких, як правило, пропорційні календарній тривалості експлуатації. Цим пояснюється велике значення, яке останнім часом надається ретроспективному аналізу корозійного стану конструкцій, вивченню якісних і кількісних закономірностей розвитку корозійних процесів у різних умовах експлуатації і оцінці впливу корозійних уражень на працездатність і техніко-економічні показники конструкцій [153-156]. Велика увага приділяється також прогнозуванню залишкової працездатності конструкцій.

1.9 Моніторинг технічного стану літаків "Антонов"

Моніторинг еволюції дефектів під час експлуатації виробів є необхідним технічним засобом, який визначає надійність роботи конструкцій та дозволяє встановити граничний строк їх експлуатації. Призначений календарний термін служби літаків «Антонов» досягає в даний час 45 років. Міжремонтний календарний термін служби літаків досягає 12 років. Це накладає досить жорсткі вимоги до корозійного стану конструкції. Для реалізації даних вимог на ДП «Антонов» організовано постійний моніторинг технічного і, зокрема, корозійного стану повітряних судів, на базі якого визначаються загальні закономірності, прогнозуються типові місця корозійних пошкоджень різних елементів конструкції і розробляються методи усунення і профілактики корозії. Збір і систематизація даних про корозійні ушкодження дозволяють охарактеризувати технічний стан конструкції планера літаків, представити загальну картину розподілу експлуатаційних пошкоджень по елементах конструкції.

У таблиці Б.1 додатку, складеній на основі досвіду експлуатації літаків Ан за період 20 - 45 років, наведена інформація по видах корозії на елементах конструкції літаків, показані причини появи корозії, засоби її усунення і можливий вплив на ресурсні характеристики конструкції. Як випливає з таблиці, для різних типів літаків що експлуатуються в різних кліматичних зонах, характерне виникнення корозії в одних і тих же вузлах та деталях.

Узагальнення досвіду експлуатації літаків «Антонов» свідчить про те, що на всіх типах вже через 15 років спостерігаються корозійні ураження відповідних елементів конструкцій. Вихід з ладу відбувається як внаслідок непередбачених руйнувань, так і в результаті прогресуючого зносу і корозійних пошкоджень деталей. Найчастіше уражаються корозією авіаційні конструкції, що експлуатуються в несприятливих кліматичних і атмосферних умовах. Зони, які найбільше піддаються корозійним ураженням, мають характерні конструктивні особливості і виникають у специфічних умовах середовища. Характерними експлуатаційними пошкодженнями, які різко знижують

готовність техніки, є тріщини в обшивках, руйнування елементів силового набору та деталей у вузлах кріплень, пошкодження деталей систем управління польотом і посадочних пристроїв.

З Аналізу звітів з корозійного стану парку старіючих літаків Ан-24, Ан-26, Ан-30, що складаються щорічно ДП «Антонов» та надаються авіаційним ремонтним заводом ГА №410, виходить, що за останніх 5 років майже 40% літаків, які проходили технічні огляди, мають корозійні пошкодження конструктивних елементів і бортового устаткування. Тому розглядається можливість впливу процесів корозії на виникнення і поширення втомних і корозійно-втомних тріщин. Необхідно також враховувати, що майже 20% пошкоджень з'являється в експлуатації при нальотах, менших, ніж при еквівалентних лабораторних випробуваннях, а 80% експлуатаційних пошкоджень не спостерігається при проведенні ресурсних лабораторних випробувань [157].

Виходячи з практики експлуатації літаків різних модифікацій, на сьогоднішній день неможливо забезпечити стовідсоткову функціональну надійність виробів протягом всього терміну служби. Стан авіаційної техніки обумовлений складністю конструкцій, недостатньою системою протикорозійних заходів, неминучістю застосування в конструкції різнорідних матеріалів, їх структурною нестабільністю і неоднорідністю, складним багатofакторним впливом навколишнього середовища на повітряне судно, неоднорідною силовою навантаженістю конструкції [158, 159].

1.10 Методи захисту авіаційних конструкцій з алюмінієвих сплавів від корозії

Підвищення корозійної стійкості матеріалів можна добитися декількома способами. В першу чергу її визначає склад матеріалу. Але не менший вплив роблять і способи термічної і механічної обробки, наявність і властивості покриттів і, навіть, конструктивні особливості готового виробу, включаючи його герметичність і режими роботи [160].

Режими структурно-регламентованого старіння, що вдосконалюються протягом десятиріч, значною мірою можуть підвищувати стійкість до корозії і до утворення тріщин. Цей шлях підвищення опору до КР на даний час є найбільш надійним, оскільки інших методів стосовно до атмосферних умов, що дозволяють істотно знизити швидкість росту тріщин і збільшити граничний коефіцієнт інтенсивності напружень при корозійному розтріскуванні (K_{Isc}), доки не розроблено. Для правильної і довготривалої служби виробу важливо створити такі умови, щоб можна було нанести на нього захисні покриття під час виготовлення, та мати можливість відновлювати їх при обслуговуванні деталей. Найбільш значущий вплив на корозійну поведінку конструкції виявляють захисні покриття – плакування і анодирування.

У якості захисту від корозії алюмінієвих деталей із пресованих профілів, штампувань, кувань (панелі центроплана, стрингери, пояси лонжеронів, стінки лонжеронів, профілі рознімань, фітинги, кронштейни, ...) застосовується комплекс покриттів, що складається із анодованого шару (штучної окисної плівки, нанесеної на метал у результаті сірчанокислотного анодного окиснення), ґрунту і лакофарбового покриття [161-164]. Плакування застосовується до листів і має досить вагомі переваги перед лакофарбовими покриттями, здійснюючи електрохімічний (дистанційний) захист. При порушенні лакофарбового покриття, оголені місця залишаються без захисту, плакування ж надійно охороняє відкриті ділянки. Для здійснення електрохімічного захисту достатнє плакування завтовшки 40 мкм. Доки плакувальний шар електрохімічно захищає серцевину, зниження механічних властивостей може бути лише незначним. Помітне зниження механічних властивостей відбувається тільки при повному руйнуванні плакувального шару. Захисне покриття панелей середньої частини крила (СЧК) і від'ємної частини крила (ВЧК), виготовлених з листових матеріалів, складається із плакувального шару, як правило, більш м'якого металу, штучної окисної плівки, нанесеної на плакувальний шар, і лакофарбового покриття, що безпосередньо захищає конструкцію від впливу зовнішнього середовища.

Аналіз літературних джерел показав, що

1. Існують чисельні дані з видів та причин виникнення корозії на елементах конструкції літаків, відомі засоби її усунення, а в багатьох випадках визначено можливий вплив корозійних пошкоджень на ресурсні характеристики конструкції. Проте, дані про розташування та види корозії в закритих порожнинах кесонів центропланів і СЧК відсутні.
2. Жодні лабораторні імітації умов польоту не можуть наблизитись до реальних умов експлуатації. Для отримання реальної картини еволюції дефектів, необхідна багаторічна кропітка робота їх моніторингу, яка виконується безпосередньо на елементах конструкцій в період капітальних ремонтів, коли надається можливість безпосереднього доступу до пошкоджень.
3. В силових конструкціях літаків, на відміну від більшості менш навантажених конструкцій, доступ до пошкоджень достатньо складний, тому спостереження є досить коштовними, до того ж розтягнуті в часі на багато років. Експериментальні напрацювання стосовно еволюції дефектів структури є важливою складовою в побудові узагальненої картини впливу структури алюмінієвих сплавів та умов експлуатації літаків на довготривалість їх роботи.
4. В літературі відсутні дослідження, які пов'язували б моніторинг великої кількості дефектів, що виникають в умовах експлуатації літаків, з структурними чинниками матеріалу, включаючи фазовий аналіз та вплив структурного стану та на процеси дефектоутворення.
5. На момент постановки роботи розроблені загальні підходи до проблеми моніторингу еволюції дефектів під час експлуатації чисельних виробів, але в авіаційній галузі це питання лишається практично не розглянутим. Існуючі напрацювання для окремих елементів конструкції не узагальнені в межах кожного типу літаків, тому в більшості випадків імітують лише особливості експлуатації та не відтворюють реальну картину.
6. Прогнозування швидкості розвитку корозійних ушкоджень є тим необхідним засобом, що дозволяє визначати терміни служби до першого огляду

та періодичність оглядів у процесі експлуатації з відповідними величинами запасів для нових типів літаків і, особливо, для парку старіючих літаків.

Враховуючи сказане, *метою роботи* було дослідження особливостей еволюції дефектів в проблемних елементах конструкції літаків АН різних модифікацій в залежності від терміну та інтенсивності експлуатації, місця базування, періодичності ремонту, особливостей зберігання тощо.

РОЗДІЛ 2

МАТЕРІАЛИ І МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ

2.1 Високоміцні сплави системи легування Al-Zn-Mg-Cu та високоресурсний сплав системи легування Al-Cu-Mg-Mn

В якості матеріалів для досліджень були обрані наступні алюмінієві сплави:

- високоміцний сплав В95 системи легування Al-Zn-Mg-Cu та високоресурсний сплав Д16 системи легування Al-Cu-Mg-Mn, що застосовуються в обшивках верхніх та нижніх панелей крил літаків, відповідно (рис. 2.1 а);
- кувальні сплави В93, В93пч 1933 системи легування - Al-Zn-Mg-Cu, що застосовуються в силовій конструкції планера для виготовлення габаритних елементів кріплення (рис. 2.1 б).

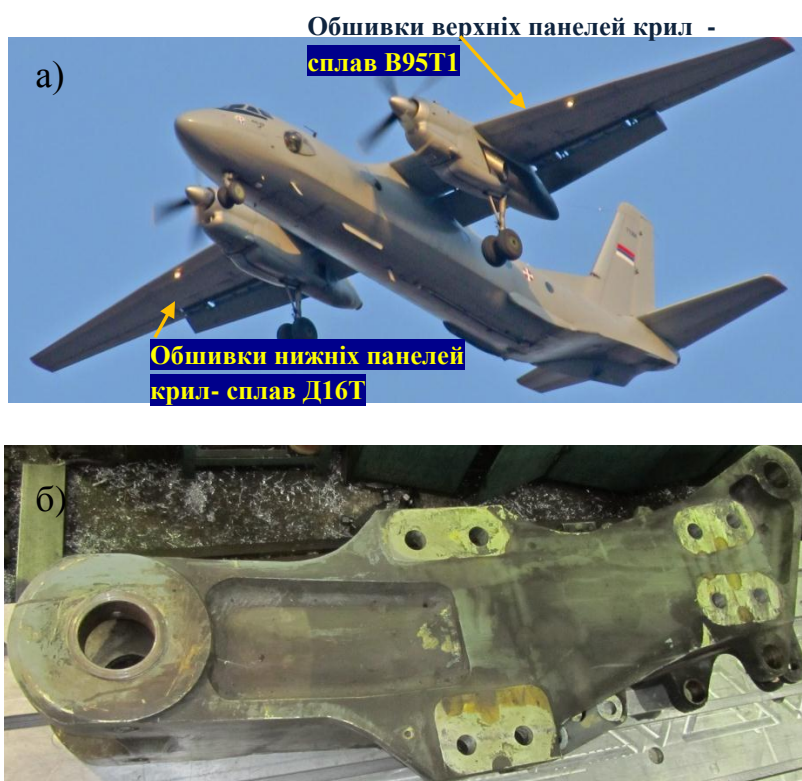


Рис. 2.1. Позначення розташування обшивок верхніх та нижніх панелей на крилах літака (а). Вид силового кронштейна з сплаву В93Т1, що застосовується в конструкції шасі і сприймає великі навантаження в процесі наземного етапу експлуатації літака (б).

Сплави проходять повний цикл термічної обробки, що складається з гартування та старіння (таблиця 2.1). Гарт алюмінієвих сплавів вказаних вище систем легування полягає в нагріві до температур, при яких надлишкові інтерметаллідні фази повністю або переважно розчиняться в алюмінії, витримці

при цих температурах і швидкому охолодженню до кімнатної температури для здобуття пересиченого твердого розчину. Суть гарту - насичення твердого розчину легуючими елементами і точковими дефектами до концентрацій, відповідних вибраній температурі нагріву.

Таблиця 2.1

**Основні зміцнюючі фази та режими старіння сплавів В93, В93пч, 1933, Д16
Д16ч, В95**

№ п/п	Назва сплаву/марка	Система легування	Основні зміцнюючі фази	Термообробка	
				Гартування T°	Старіння T°/t, год.
1	Кувальні/В93	Al-Zn-Mg-Cu	MgZn ₂ , Mg ₂ Si T(Al ₂ Mg ₃ Zn ₃)	450-465°C	фазове (Т1) 115°-125°C (6-10 год.), 165°-175°C (4-8 год.)
2	Кувальні/В93пч, 1933	Al-Zn-Mg-Cu	MgZn ₂ , Mg ₂ Si T(Al ₂ Mg ₃ Zn ₃)	450-465°C	коагуляційне (Т3) 115°-125°C (6-10 год.), 180°-190°C (6-10 год.)
3	Високоміцні/В95, В95пч	Al-Zn-Mg-Cu	MgZn ₂ , Mg ₂ Si T(Al ₂ Mg ₃ Zn ₃)	465-475°C	фазове (Т1) 115°-125°C (23-25 год.), 135°-145°C (15-17 год.)
4	Високореурсні/Д16, Д16ч, 1163	Al-Cu-Mg-Mn	CuAl ₂ , Mg ₂ Si S(Al ₂ CuMg). Присутні частки фаз T(AlCuMn), AlFeSi	490-500°C	природне (Т) витримка при кімнат. температурі >96 годин

Старіння - термічна обробка сплаву, підданого гарту, що полягає в нагріванні і витримці його при підвищеній температурі з подальшим охолодженням на повітрі (штучне старіння) або у витримці при кімнатній температурі (природне старіння) з метою здобуття більш рівноважного стану і необхідного комплексу властивостей [165].

Дослідження сплавів В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3 В95Т1, Д16Т виконували на зразках, вирізаних з елементів конструкції, що піддаються заміні внаслідок

виявлених дефектів критичних (як для експлуатації) розмірів, і переданих до лабораторії комплексу для виявлення структури, механічних характеристик, хімічного складу та причин руйнувань.

Хімічний склад сплавів визначали а плазмовому спектрометрі "Sa-2000" [166] (таблиця 2.2).

Таблиця 2.2

Хімічний склад сплавів В93, В93, 1933, Д16, Д16ч, В95

Сплав	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Zr	Пр.
В93	0,2	0,2-0,45	0,8-1,2	0,1	1,6-2,2	-	6,3-7,3	0,05 – 0,1	-	До 0,1
В93пч	0,1	0,15	0,8-1,2	0,1	1,6-2,2	-	6,3-7,3	0,06 - 0,08	-	До 0,1
1933	0,08-0,09	0,06-0,15	0,8-1,2	-	1,6-2,2	-	6,35-7,2		0,1-0,18	
Д16	0,5	0,45	3,8-4,9	0,3-0,9	1,2-1,8	0,1	-	0,05 – 0,1	-	До 0,1
Д16ч	0,2	0,3	3,8-4,9	0,3-0,9	1,2-1,8	0,1	-	0,06 - 0,08	-	До 0,1
В95	≤0,5	≤0,5	1,4-2,0	0,2-0,6	1,8-2,8	0,1-0,25	5,0-7,0	0,05	-	До 0,2

В процесі виконання дослідження вирішувались наступні задачі:

- Розробка науково обґрунтованих підходів до аналізу еволюції дефектів.
- Дослідження основних мікромеханізмів еволюції дефектів та встановлення фізико-хімічних параметрів, які визначають її швидкість.
- Аналіз процесу корозійного розтріскування та визначення умов переходу до втомного руйнування.

- Використання методу фрактографічного аналізу для визначення джерела руйнування та встановлення найслабших структурних елементів, що сформовані при виробництві або під час експлуатації.
- Дослідження впливу умов експлуатації літаків на швидкість розповсюдження корозійних пошкоджень
- Розробка методології статистичного аналізу пошкоджень.

2.2. Методи дослідження

Комплексний характер досліджень структури сплавів (після різних режимів термічної обробки) методами скануючої мікроскопії та рентгеноспектрального аналізу, оптичної мікроскопії з застосуванням методів механічних випробувань (контроль твердості, визначення границі міцності Бв) забезпечує достовірність отриманих результатів. Методи математичної статистики та регресійного аналізу застосовувались для обробки баз даних та отримання рівнянь швидкості розвитку корозійних пошкоджень.

2.2.1. Метод растрової електронної мікроскопії.

Дослідження особливостей мікроструктури деталей, морфології часток включень і вивчення будови зламів проводили в скануючому електронному мікроскопі Vega 3LMN (TESCAN Чехія) [167, 168]. з системою мікроаналізу Oxford Instruments (Англія).

Мікроскоп дозволяє одержати високоякісне відображення рельєфу поверхні у вторинних електронах (SE) (рис. 2.2), а також проводити вивчення тонкої структури часток фаз у відбитих електронах (BSE, рис. 2.3, 2.4 а) з урахуванням атомного номеру елемента у діапазоні збільшень - 30x-10000x (рис. 2.4 б).

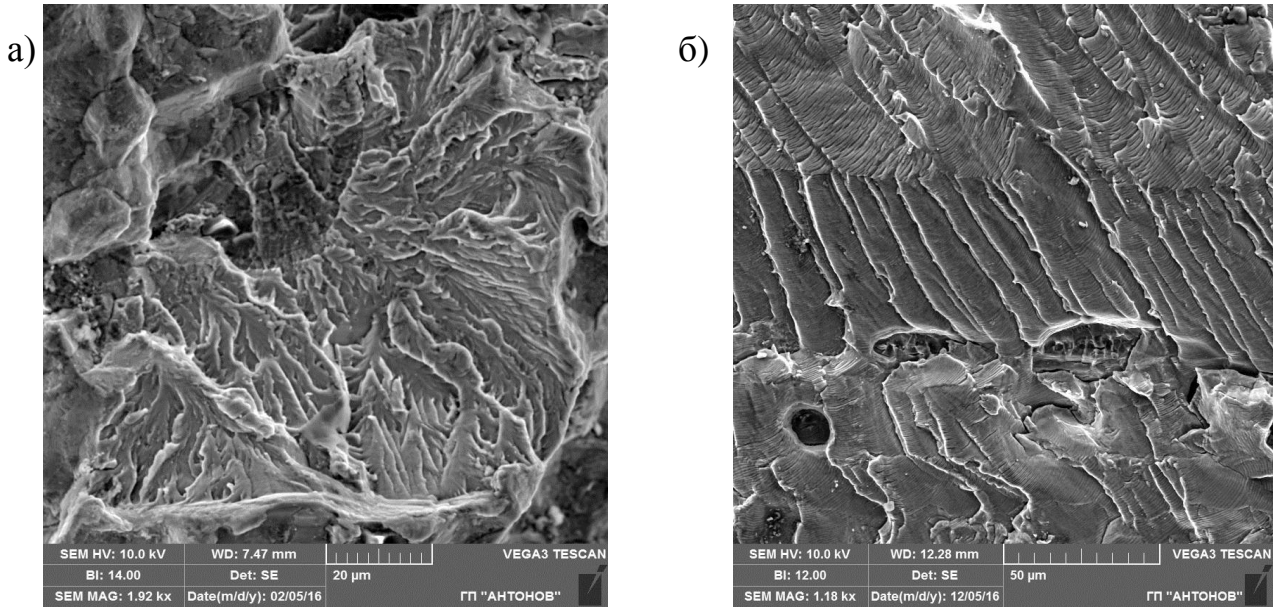


Рис. 2.2. Розвиток втомного руйнування сплаву Д16Т від осередку корозії на поверхні деталі (а). Мікрорельєф зламу сплаву 1933Т3, що утворився внаслідок корозійно-втомного руйнування (б).

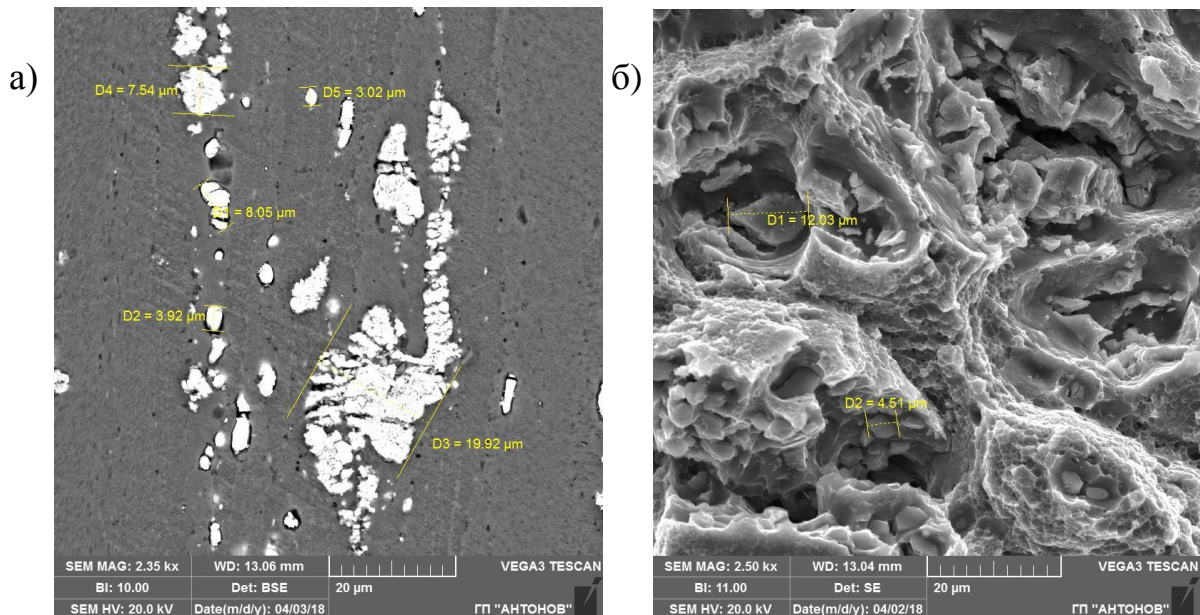


Рис. 2.3. Мікроструктура сплаву 2024Т3 (аналог Д16Т). Спостерігаються частки інтерметалідних фаз (а). Включення нерозчинних фаз у штучному зламi (б). Грубі частки подрібнені у процесі деформації напівфабрикату (пресована панель).

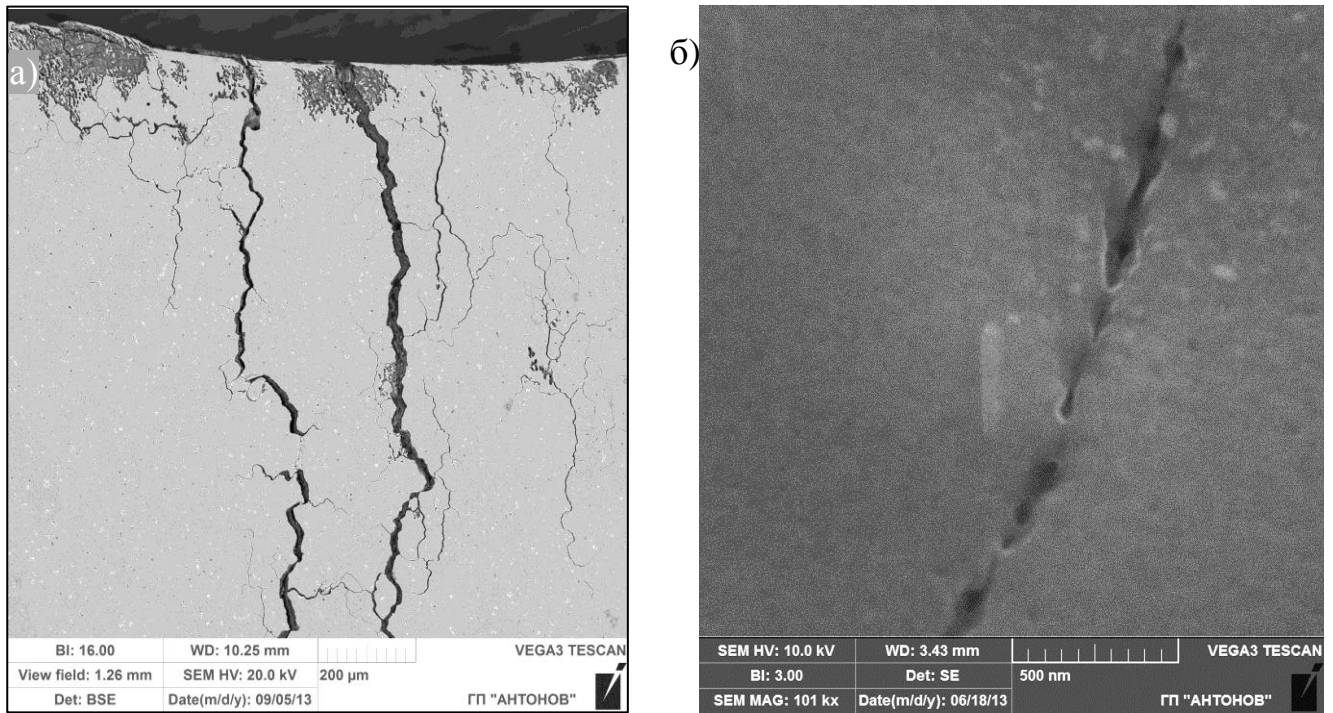


Рис. 2.4. Вид у відбитих електронах тріщин міжкристалітної корозії, що переходять у тріщини корозійного розтріскування. Сплав Д16Т (а). Мікроструктура сплаву 1933Т3 (x101000, б). Зображення у вторинних електронах показує що інтерметалідні фази за хімічним складом відрізняються від матриці.

2.2.2 Метод рентгенівського хімічного мікроаналізу

Якісний і кількісний хімічний елементний аналіз, дослідження фазового складу сплавів виконували на рентгенівському мікроаналізаторі Oxford X-max-50 (Англія) [169]. Застосування системи рентгенівського мікроаналізу дозволяє розпізнати та розділити більше 70 елементів (від бору до урану) в діапазоні концентрацій від 0,05 до 100 вагових %. Особливістю аналізу є локальність – максимальна область збудження складає 1 мкм.

Якісний та кількісний рентгенівський мікроаналіз алюмінієвих сплавів, що деформуються, виконували з метою встановлення хімічного елементного складу матриці та включень, вивчення морфології та складу інтерметалідних фаз і наявності міді у виділеннях по границях зерен.

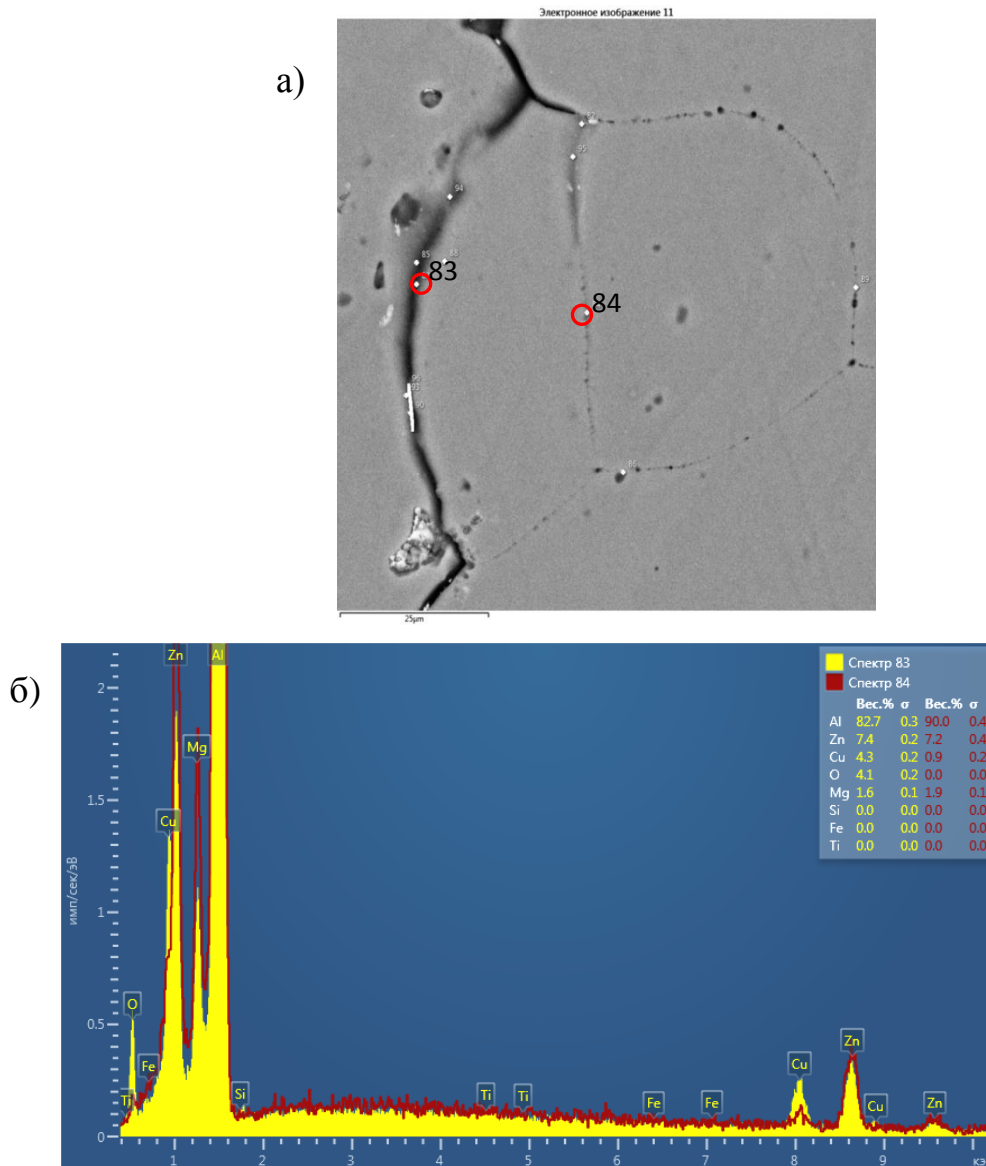


Рис. 2.5. Вид ділянки мікрошліфа з тріщиною міжкристалітної корозії (а). На (б) представлено спектри розподілу хімічних елементів у точках 83 і 84.

Робота приладу супроводжується застосуванням програмного забезпечення AZTEC Point & ID (Mapping і Quant Map, Feature), яке передбачає вибір аналізованої області у точці (рис. 2.5), дозволяє виконувати локальний хімічний аналіз за площею, накладати спектри розподілу хімічних елементів з метою їх порівняння, будувати карти ділянок зразків (рис. 2.6) для вивчення будови або розподіл сегрегацій включень, аналізувати розподіл хімічних елементів по профілю уздовж заданої лінії із заданим кроком здобуття спектрів (рис. 2.7), та, у разі необхідності, проводити вимірювання

геометричних параметрів включень - довжини, діагоналі, площі, кутів нахилу зерен і субзерен, тощо.

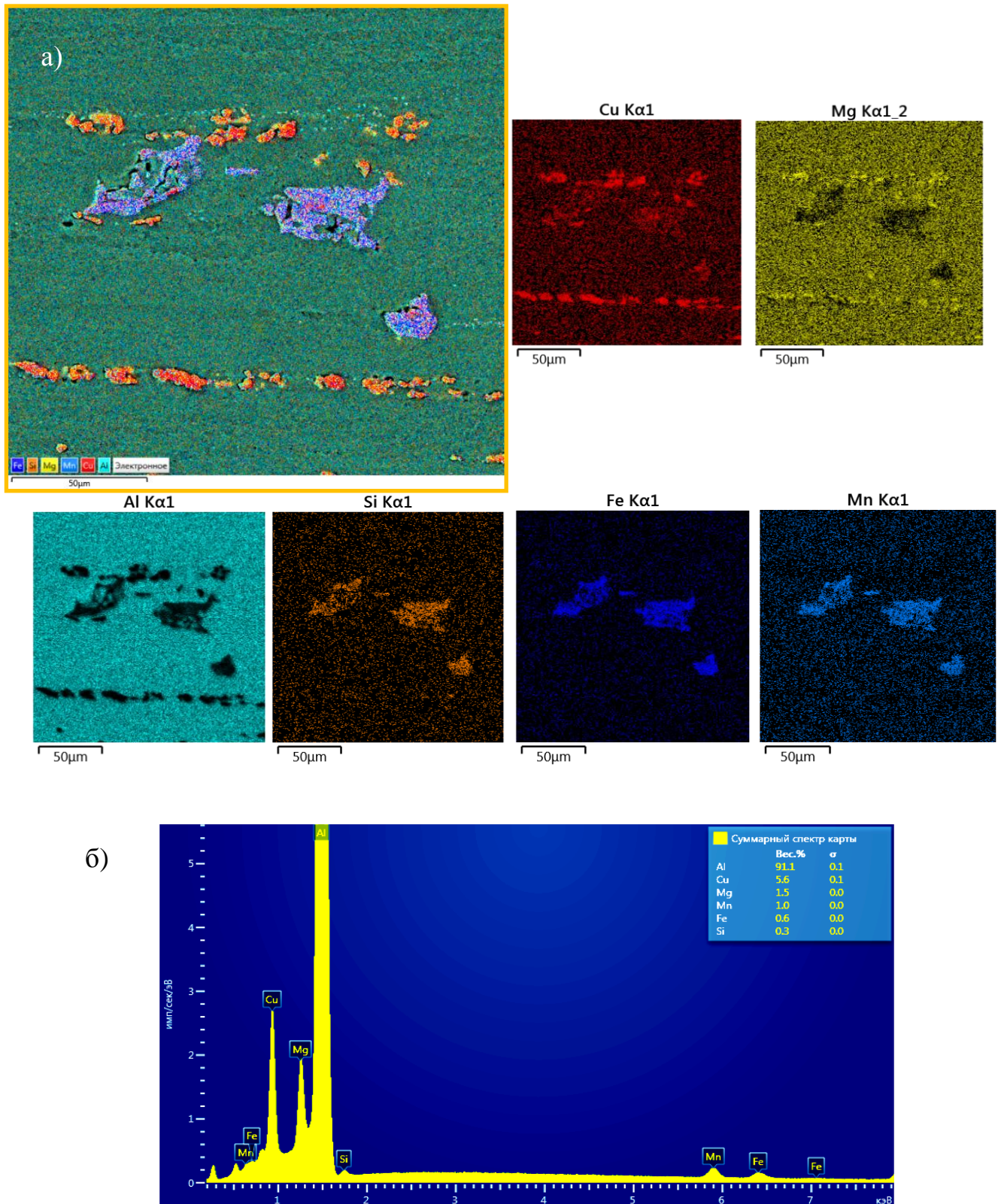


Рис. 2.6. Карты (а) і спектр (б) розподілу хімічних елементів на ділянці мікروشліфа, виготовленого з сплаву 2024. Карты застосовувались для загального фазового аналізу включень у сплавах.

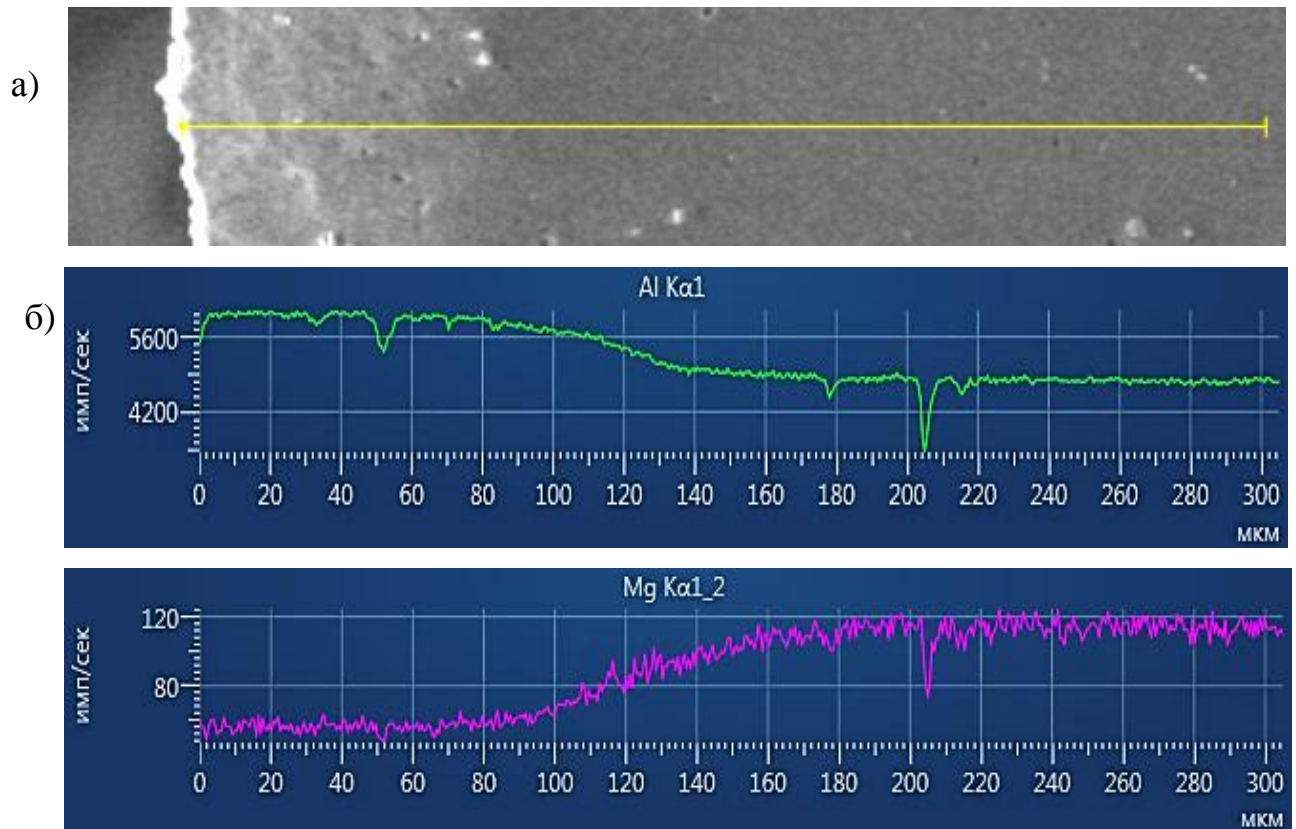


Рис. 2.7. Ділянка мікрошліфа алюмінієвого сплаву Д16Т (а), що має поверхневий шар плакування (а). Розподіл хімічних елементів Al та Mg уздовж лінії на мікрошліфі (б).

Об'єктами дослідження в СЕМ та енергодисперсійному спектрометрі слугували зразки шліфів і зламів високоміцних сплавів В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3, а також високоресурсного сплаву Д16Т.

2.2.3. Метод оптичної металографії

Вивчення зеренної структури, розподілу легуючих елементів і домішок, присутності тих чи інших фаз у твердому розчині виконували з використанням мікроскопів віддзеркаленого світла Opton, Mef-2, Neophot 21 [170 - 172].

Мікрошліфи виготовляли на шліфувально-полірувальному станку Tegrarol з застосуванням шліфувальних дисків та паст. Структуру виявляли шляхом хімічного травлення при кімнатній температурі. В якості травника

використовували суміш кислот: плавикової (HF) - 1%, соляної (HCl) - 1%, азотної (HNO₃) - 3%, дистильованої води (H₂O) -95%.

2.2.4. Метод механічних випробувань

Застосовували з використанням випробувальних машин [173]. Контроль твердості виконували відповідно до ГОСТ 9012-59 на твердомірі ТШ-2М (за методом Бринеля - кулькою Ø2,5 мм з навантаженням 186,5 кгс). Межу міцності B_B визначали з застосуванням випробувальної машини Zwick-1488.

2.3. Методологія статистичного аналізу пошкоджень

В процесі виконання роботи була розроблена та запропонована методологія статистичного аналізу пошкоджень, яка базується на статистичній обробці даних про корозійні пошкодження панелей крил більш ніж 2000 літаків, що отримані та задокументовані під час планових регламентних оглядів протягом понад 45 років експлуатації. Найбільша кількість досліджень виконана для двох модифікацій літаків Ан-24 та Ан-26.

Створення ефективних систем збору і обробки інформації про корозійний стан елементів конструкції літаків пов'язане з розробкою певних правил організації збору та обліку інформації, застосуванням методів її обробки, що забезпечують одержання об'єктивних даних.

У процесі виконання роботи обробка зібраної інформації здійснювалася за трьома напрямками:

1. Ретроспективний аналіз корозійного стану елементів конструкції крила, що включає створення баз даних і визначення місць конструкції, які максимально ушкоджуються корозією.
2. Аналіз впливу основних експлуатаційних чинників - загального терміну служби, терміну між капітальними ремонтами, кліматичних умов базування літаків, загальної кількості польотів, інтенсивності польотів, тощо на утворення

та розвиток дефектів в обшивках крил; визначення найбільш небезпечних місць на зовнішній та внутрішній поверхні обшивок, що піддаються корозії:

3. Оцінка швидкості розвитку корозійних пошкоджень в обшивках центропланів; застосування методів математичної статистики та регресійного аналізу для одержання рівнянь швидкості розвитку корозійних пошкоджень з урахуванням індивідуальних експлуатаційних параметрів літака; застосування одержаних результатів для прогнозування розвитку корозії в літаках Ан-24, Ан-26.

2.3.1 Ретроспективний аналіз корозійного стану елементів конструкції літаків

Найбільш об'єктивна і всебічна оцінка технічного стану елементів конструкції авіаційної техніки здійснюється в процесі її дефектації та ремонту на заводах цивільної авіації, або у процесі досліджень технічного стану при продовженнях міжремонтних термінів служби.

Розроблена на ДП "Антонов" форма збору інформації про корозійні ушкодження елементів конструкції крила і фюзеляжу включала нанесення ушкоджень та їх розмірів на відповідні схеми та була поширена на всі заводи ГА.

На підставі наявних документів складені бази даних для літаків Ан-24, Ан-26, Ан-30, що включають: номер літака (бортовий і заводський) із вказівкою фірми - власника і фірми - експлуатанта; дату випуску літака; номер капітального ремонту та дату його проведення або дату проведення регламентних робіт; номер заводу ГА, на якому виконувався капітальний ремонт; місця базування літаків; назву елемента конструкції, ушкодженого корозією; опис ушкодження з подальшим нанесенням на схеми відповідних елементів конструкції кількості, глибини, площі осередків корозії; календарний термін служби; наробку з початку експлуатації; термін служби між технічними оглядами; наробку між технічними оглядами; інтенсивність польотів; кліматичну зону; кількість попередніх капітальних ремонтів та номер заводу

ГА, на якому виконувався попередній капітальний ремонт. Результати оглядів літаків фіксувались у відповідних формах документації, виявлені корозійні ушкодження заносились у корозійний паспорт і були позначені на схемах відповідних елементів конструкції.

Для конкретизації зон і параметрів корозійних ушкоджень, поверхня панелей була умовно розділена на комірки. Кожна комірка являла собою ділянку обшивки, заточену між двома суміжними стрингерами і двома суміжними нервюрами.

За інтервал часу, протягом якого виникла корозія, ухвалювали термін служби між попереднім і наступним оглядами поверхні елементів конструкції, тобто, без урахування інкубаційного періоду виникнення пошкоджень.

2.3.2 Аналіз впливу експлуатаційних чинників на утворення дефектів в обшивках крил літаків

Розглядалися основні експлуатаційні чинники - загальний термін експлуатації, термін між капітальними ремонтами, кліматичні умови базування, загальна кількість польотів літака, інтенсивність польотів, кількість польотів між суміжними технічними оглядами, кількість капітальних ремонтів, номер заводу-виготовлювача - та їх вплив на утворення і розвиток дефектів на поверхні обшивок крил літаків. Було визначено найбільш характерні місця, які піддаються корозії.

Календарні і міжремонтні терміни служби. Під календарним терміном служби слід розуміти термін служби з початку експлуатації літака. Термін між технічними оглядами (т/о) - термін експлуатації літаків між попереднім і наступним капітальними ремонтами або між капітальним ремонтом і наступним технічним оглядом при виконанні регламентних робіт.

Для корозійних дефектів, що виникли, було прийнято допущення, що їх розвиток відбувається цілорічно. Різниця лише в інтенсивності впливу корозійного чинника в польоті і на стоянці для різних кліматичних зон.

Вплив термінів служби на корозійний стан елементів конструкції крила встановлювали графічно по масивах даних, побудованих у координатах "Глибина корозійного ушкодження - максимальний термін експлуатації літака (термін служби між т/о)", "Кількість осередків корозії - максимальний термін експлуатації літака (термін служби між т/о)", "Кількість осередків корозії – кількість польотів з початку експлуатації" без диференціації за кліматичними зонами. При цьому для кожного літака вибиралися максимальні значення глибини корозії в осередках.

Інтенсивність експлуатації. За інтенсивність експлуатації було прийнято середньорічний наліт літака. МГА була затверджена середньостатистична норма польотів, що складала для літаків Ан-24, Ан-26 - 1000 льотних годин (л. г.) або 1000 польотів (пол.) за один календарний рік.

Інтенсивність польотів визначалась на момент останнього дослідження технічного стану у проміжку між поточним і попереднім капітальними ремонтами або суміжними технічними оглядами в експлуатації. Оцінка впливу інтенсивності польотів на корозійний стан літаків проводилась по масиву даних, побудованих у координатах «Середня глибина ушкодження за рік – інтенсивність польотів».

Умови експлуатації. Усі місця базування літаків були згруповані за макрокліматичними районами і зонами впливу агресивних атмосфер:

- зони помірного клімату - Україна, центральна частина Росії, Білорусія, Молдавія;
- зони з різко вираженим континентальним холодним кліматом – Якутськ, Сургут, Тюмень, ...;
- зони з морським кліматом – Прибалтика, Далекий схід, Крим, Архангельськ;
- зони з вологим тропічним кліматом - Куба, В'єтнам, Сомалі, ...;
- промислові зони - міста Москва, Київ, Тула, Іжевськ, ...;
- мішаний клімат - Україна - Гвінея, Башкирія - Судан, Британія – Камбоджа, тощо.

2.3.3. Метод оцінки швидкості розвитку корозійних пошкоджень

Швидкість корозії розглядається як випадковий процес, що включає інкубаційний період утворення пошкодження і період подальшого його розвитку. Якщо корозія виникла, то з часом експлуатації або зі збільшенням нальоту, швидкість її розвитку змінюється.

Метод базувався на графічній інтерпретації статистичної інформації великої кількості досліджень технічного стану зовнішньої та внутрішньої поверхні обшивок панелей крил літаків середньої дальності (Ан-24, Ан-26) у вигляді масивів в координатах "Глибина корозійного ушкодження – термін служби між технічними оглядами» для кожної кліматичної зони. В якості критерію швидкості розвитку корозійного ушкодження було прийнято зміну максимальної глибини пошкоджень в осередках корозії, значення якої відкладено по вісі ординат залежно від часу, що є періодом між попереднім і подальшим дослідженнями технічного стану панелей без урахування інкубаційного періоду пошкодження. Тобто, швидкість розвитку корозії визначалась як функція глибини h корозійного ушкодження від часу T . Для простоти інтерпретації масив отриманих даних було апроксимовано прямою лінією, тангенс кута нахилу якої - є середня швидкість розвитку корозії. За такою оцінкою апроксимуюча пряма мала досить високий коефіцієнт кореляції, але не було враховано ступінь впливу досить великої кількості не менш важливих експлуатаційних чинників, таких, як загальний термін експлуатації літаків, загальна кількість польотів, інтенсивність польотів, кількість капітальних ремонтів, дата випуску, завод-виготовлювач, тощо.

Для більш точного визначення та прогнозування швидкості розвитку корозійних ушкоджень з урахуванням всіх експлуатаційних чинників були застосовані методи математичної статистики та регресійного аналізу.

2.3.4 Методи статистичного аналізу баз даних про корозійні пошкодження обшивок крил літаків Ан-24, Ан-26

Статистичні методи дослідження впливу експлуатаційних чинників на швидкість розвитку корозії та одержання лінійного рівняння регресії для визначення і прогнозування швидкості розвитку корозійних уражень у відповідних кліматичних зонах застосовувались з використанням стандартного програмного забезпечення, вбудованого в ПК. Визначення швидкості розвитку корозії за даними експлуатації було засноване на завданні аналітичної залежності глибини корозійного ушкодження від кількості польотів або терміну експлуатації в наступних допущеннях:

1. Логарифм (\ln) довговічності утворення пошкодження підкоряється нормальному розподілу.
2. Швидкість росту пошкодження є випадковою величиною.
3. Швидкість розвитку пошкодження не залежить від моменту його утворення.

Застосування методу статистичного аналізу включає розв'язання наступних завдань:

- Попередню обробку даних, розрахунок характеристик їх положення і розсіяння.
- Встановлення кореляції між глибиною корозійних пошкоджень і різними чинниками (конструктивними і експлуатаційними), які надають або, імовірно, могли б надати вплив на виникнення і розвиток корозії.
- Визначення швидкості розвитку корозійних ушкоджень на елементах конструкції з урахуванням міри впливу визначених раніше конкретних чинників.
- Побудову лінійного рівняння регресії, що дозволяє здійснювати прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на зовнішній поверхні обшивок верхніх панелей із сплаву В95Т1 і нижніх панелей із сплаву Д16Т в різних кліматичних умовах.

Для характеристики статистичної інформації, представленої сукупністю даних, були застосовані наступні методи [174]:

- метод описової статистики;
- характеристика розсіювання і взаємного зв'язку змінних (кореляційний аналіз);
- регресійний аналіз.

Методи описової статистики та кореляційний аналіз більш докладно викладені в додатку В 1.1, В 1.2.

2.3.5. Метод регресійного аналізу

Було застосовано для визначення швидкості розвитку корозійних ушкоджень з урахуванням ступеня впливу конкретних експлуатаційних чинників та побудови лінійного рівняння регресії з використанням стандартного програмного забезпечення, вбудованого в ПК.

Регресійний аналіз було застосовано для встановлення аналітичного вираження зв'язку залежної випадкової величини Y – швидкості розвитку корозійного ушкодження - (що називається також результативною ознакою) з незалежними випадковими величинами X_1, X_2, \dots, X_m – експлуатаційними параметрами (що називаються також чинниками).

Сутність даного методу полягає в знаходженні параметрів a_i , при яких мінімізується сума квадратів відхилень емпіричних (фактичних) значень результативної ознаки від теоретичних, отриманих по обраному рівнянню регресії, тобто:

$$S = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y})^2 = \sum_{i=1}^n (y_i - a_0 - a_1x_1 - a_2x_2 - \dots - a_mx_{mi})^2 \rightarrow \min$$

Розглядаючи S у якості функції параметрів i проводячи математичне диференціювання, одержуємо та вирішуємо (див. додаток В.1.3) систему нормальних рівнянь з m невідомими (за числом параметрів a_i).

Для аналізу загальної якості рівняння лінійної багатofакторної регресії використовували множинний коефіцієнт детермінації R^2 . При оцінюванні

адекватності рівняння регресії було використано показник середньої помилки апроксимації. Значимість одержаних коефіцієнтів регресії перевіряли за допомогою t-критерію Стьюдента.

Одержане лінійне рівняння регресії дозволяє розраховувати та здійснювати прогнозування швидкості розвитку корозійних ушкоджень у відповідних елементах конструкції в різних кліматичних зонах. Більш докладно метод регресійного аналізу описано в додатку В 1.3.

Висновки до розділу 2

1. Проведення металографічного дослідження сплавів, що включає тонкий фазовий і структурний аналіз, та фрактографічного дослідження зламів з експлуатаційними пошкодженнями виконувалось з використанням методів скануючої мікроскопії з системою рентгенівського мікроаналізу. Застосування найсучаснішого програмного забезпечення AZTEC Point & ID, Mapping і Quant Map, Feature дозволило проводити якісний та кількісний аналіз сплавів у точці, за площею, по лінії (із заданим кроком здобуття спектрів), отримувати карти розподілу хімічних елементів по площі і профілю уздовж заданої лінії, вимірювати геометричні параметри елементів структури сплавів.
2. Розроблена та запропонована методологія статистичного аналізу пошкоджень, яка базується на статистичній обробці даних про корозійний стан панелей крил більш ніж 2000 літаків, що отримані та задокументовані під час планових регламентних оглядів протягом понад 45 років експлуатації.
3. Запропоновано методику одержання оригінального рівняння регресії для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень на елементах конструкції крил літаків з урахуванням їх індивідуальних параметрів.

РОЗДІЛ 3

МОНІТОРИНГ ДЕФЕКТІВ У КУВАЛЬНИХ СПЛАВАХ СИСТЕМИ ЛЕГУВАННЯ Al-Zn-Mg-Cu.

3.1 Формування структури в сплавах В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3

Алюмінієві сплави системи Al-Zn-Mg-Cu на сьогоднішній день залишаються основним конструкційним матеріалом для застосування в сучасній авіаційній техніці. Накопичені статистичні дані передчасних руйнувань в експлуатації елементів конструкцій, виготовлених з промислових алюмінієвих сплавів, і аналіз причин цих руйнувань свідчать про те, що властивості сплавів, отримані на дослідних партіях зразків в науково-дослідних інститутах, не повною мірою відповідають характеристикам матеріалу деталей, виготовлених в умовах широкого виробництва. Дослідження стійкості до корозії промислових сплавів в авіаційної галузі важливе для правильної оцінки ресурсу конкретного елемента і всієї конструкції в цілому [175].

В наступному розділі розглянуті кувальні сплави системи легування Al-Zn-Mg-Cu, що застосовуються в елементах конструкцій, де має місце велика концентрація та локалізація напруг, яка може призвести до дуже швидкого їх руйнування. Зародження та розповсюдження руйнування може відбуватись навіть без попередньої дії корозії. Характерні місця жорстко регламентовані, і вони в першу чергу піддаються моніторингу при плановому технічному обстеженні літака.

Властивості сплавів і виробів з них залежать від безлічі чинників і, перш за все, від хімічного складу.

В процесі аналізу хімічного складу фрагментів деталей із сплавів В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3, наведеного в таблиці 3.1, доведено, що він відповідає вимогам ГОСТ 4784-97 та ОСТ 1-90026-80.

Таблиця 3.1

Хімічний склад зразків сплавів В93, В93пч, 1933

Сплав	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Zr	Пр.
В93	0,2	0,2-0,45	0,8-1,2	0,1	1,6-2,2	-	6,3-7,3	0,05 – 0,1	-	До 0,1
В93пч	0,1	0,15	0,8-1,2	0,1	1,6-2,2	-	6,3-7,3	0,06 - 0,08	-	До 0,1
1933	0,08-0,09	0,06-0,15	0,8-1,2	-	1,6-2,2	-	6,35-7,2		0,1-0,18	

Не менше впливає на властивості сплавів термообробка. З її допомогою можна добитися зміни не лише міцності або здатності матеріалу чинити опір втомному руйнуванню, але і змінити його корозійну стійкість. Один з найбільш поширених способів обробки авіаційних матеріалів – гарт та старіння. Гарт алюмінієвих сплавів системи Al-Zn-Mg-Cu полягає в нагріві до температури 450-465°, при якій надлишкові інтерметалідні фази повністю або переважно розчиняються в алюмінії, витримці при цій температурі і швидкому охолодженні до кімнатної температури для здобуття пересиченого твердого розчину. Суть гарту - насичення твердого розчину легуючими елементами і точковими дефектами до концентрацій, відповідних вибраній температурі нагріву, а також у фіксації отриманого стану сплаву внаслідок різкого охолодження.

Старіння кувальних сплавів, залежно від температури і часу витримки, розрізняють зонне (Т), фазове (Т1) і коагуляційне (Т2, Т3). Зонне старіння протікає з виділенням двомірних пластинчастих утворень типа дисків - зон Гинье-Престона (ЗГП) - в межах кристалічної ґратки α-твердого розчину і супроводжується максимальним зміцненням сплаву. Зонне (штучне) старіння сплаву В93 за режимом Т1 проводять при температурі 115°-125°С протягом 6-10 годин (І рівень) та при температурі 165°-175°С протягом 4-8 годин. Коагуляційне («пом'якшувальне») старіння сплавів В93 і 1933 за режимами Т3 відбувається при температурі 115°-125°С протягом 6-10 годин (І рівень) і при температурі 180°-190°С протягом 4-10 годин (ІІ рівень). Призначення першого

рівня старіння (зонного старіння), який проводять при температурах нижче T_k (температури розчинення ЗГП), полягає в створенні великого числа центрів зародження зміцнюючої фази для забезпечення високих кінцевих властивостей напівфабрикатів (таблиця 3.2).

Таблиця 3.2

Режими термічної обробки кувальних сплавів В93, В93пч, 1933

№п/п	Сплав	Вид термічної обробки	Діапазон температур (час обробки)	
1	В93, В93пч, 1933	Гартування	450-465°C	
2		Старіння (режим)	I ступінь	II ступінь
	В93Т1	Фазове (Т1)	115°-125°C (6-10 год.);	165°-175°C (4-8 год.).
	В93пчТ3, 1933Т3	Коагуляційне (Т3)	115°-125°C (6-10 год.);	180°-190°C (6-10 год.)

Другий, коагуляційний рівень старіння протікає при температурах вище T_k . Частки формуються на дефектах, дислокаційних петлях, що утворилися в процесі старіння. При ступінчастому старінні центрами зародження фаз слугують зони ГП. Попереднє зонне старіння приводить до диспергування і підвищення щільності часток зміцнюючої фази. При збільшенні температури і часу старіння на цьому рівні отримують різні стадії перестарювання сплавів і відповідне підвищення корозійної стійкості, в'язкості руйнування і електропровідності (4, 5, 8). На стадії коагуляційного старіння кувальних сплавів відбувається розпад пересиченого твердого розчину з виділенням фаз М - $MgZn_2$ або Т - $Al_2Zn_3Mg_3$, розташованих по границях зерен матеріалу, і формування приграничних зон, збіднених або вільних від виділень (1). «Пом'якшувальне» старіння, в порівнянні з режимом Т1, забезпечує підвищений опір корозійному розтріскуванню, розшарувальній і

міжкристалітній корозії, а також задовільні характеристики конструкційної міцності при незначному (до 7% - 14%) зниженні рівня властивостей міцності матеріалу. Застосування напівфабрикатів в станах Т2 і Т3 приводить до істотного підвищення надійності і довговічності конструкцій.

Механічними випробуваннями встановлено, що механічні властивості зразків сплавів відповідають умовам ОСТ 1-90073-85.

3.2 Особливості дефектоутворення у сплаві В93Т1

Сплав В93 в стані термообробки Т1 (фазове старіння) у 1965-1976 роках. був широко використаний в конструкції найбільшого в світі турбогвинтового транспортного літака Ан-22 "Антей", призначеного для перевезення на великі відстані важкої і великогабаритної бойової техніки і військ. З цього сплаву були виконані практично всі габаритні деталі, що виготовляються штампуванням. Вперше були широко застосовані крупні штампування завдовжки до 5 м і масою до 1 т, що дозволило значно зменшити витрату металу і забезпечило зниження ваги планера на 5 тон. В процесі експлуатації зазначені елементи конструкції виявили сильну схильність до корозійного розтріскування.

При дослідженні мікроструктури зразків встановлена її відповідність загартованому та штучно зістареному стану. В сплаві спостерігались зерна α - твердого розчину та виділення інтерметалідних фаз, які були розташовані уздовж границь зерен у вигляді непереривних ланцюжків (рис. 3.1). Частина границь зерен вільна від виділень. В матриці виявлені сегрегації нерозчинних фаз протяжністю 10-300 мкм, витягнуті у напрямку деформації.

Методом електронної мікроскопії було доведено, що до складу ланок, які формують ланцюжки виділень по границях крупних зерен, входять по декілька фаз різної форми і складу, а їх спільний розмір в кожній ланці складає 1 - 5 мкм. На границях дрібних зерен відбувається переважне виділення поодиноких часток розмірами $\sim 100 - 500$ нм (рис. 3.2).

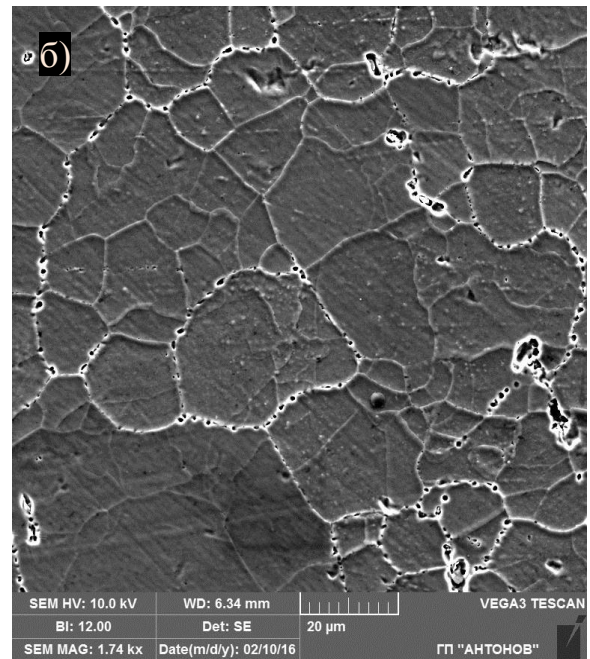
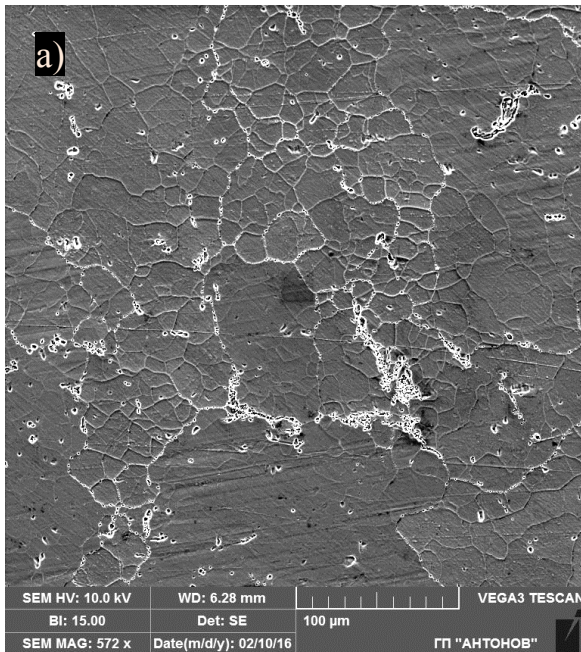


Рис. 3.1. Мікроструктура зразків сплаву В93Т1. Видно сегрегації включень інтерметаллідних сполук протяжністю 30 - 300 мкм, розташованих у напрямку деформації переважно всередині зерен (а). На висококутових границях спостерігаються ланцюжки дрібних інтерметаллідних включень (б).

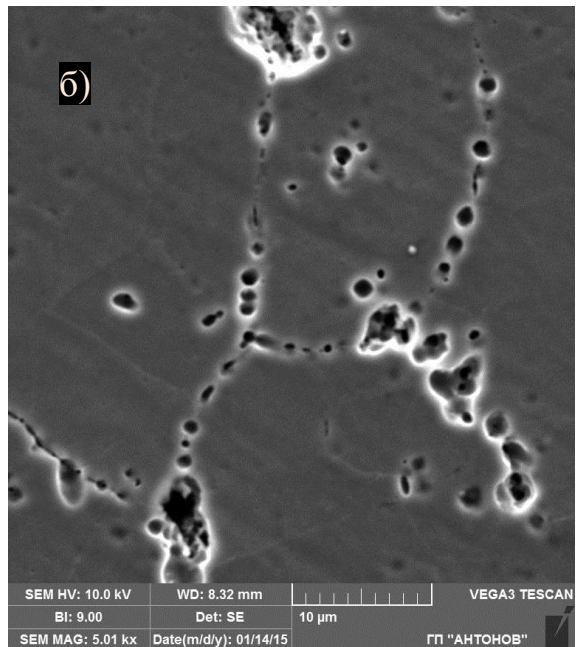
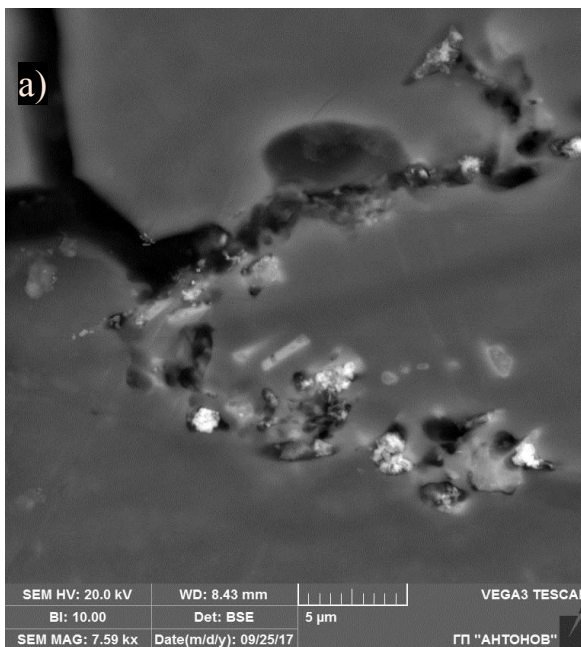
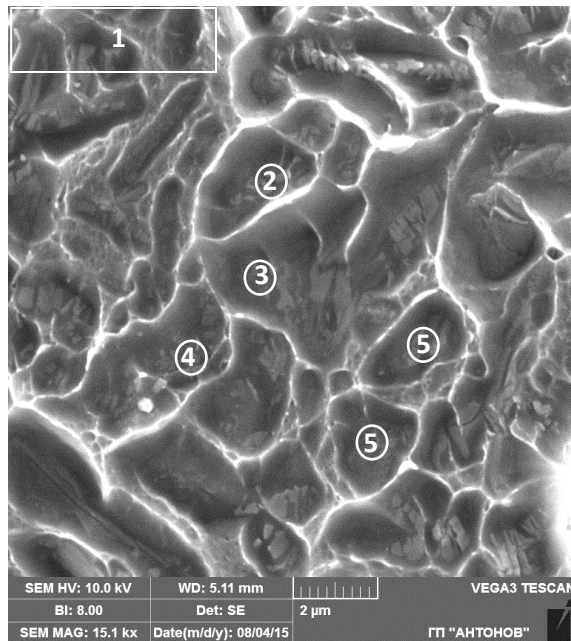


Рис. 3.2. Виділення фаз в сплаві В93Т1: а) на висококутових границях крупних зерен в одному ложі можуть міститися декілька включень сумарними розмірами ~1-5 мкм; б) на границях дрібних зерен відбувається переважне виділення поодиноких часток розмірами ~100 - 500 нм.

Методом рентгенівського мікроаналізу доведено, що окрім зміцнюючих фаз $MgZn_2$, $Al_2Zn_3Mg_3$, Mg_2Si , по границях зерен виділяється фаза, утворена міддю, цинком та магнієм. Дослідження хімічного складу інтерметалідних фаз проводили також на зламах, що були штучно одержані в лабораторних умовах (рис. 3.3). Виділення фаз на межах зерен не мали когерентного зв'язку з матрицею, кількість міді в них не була постійною, але перевищувала вміст у твердому розчині (рис. 3.4) і відповідала сполучі $Cu_mZn_nMg_p$.



Таблиця 3.3

Хімічний елементний склад фаз на межах зерен сплаву V93T1

№ сп.	O	Mg	Al	Si	Fe	Cu	Zn
1 По площі	0.51	1.62	90.32	0.001	0.00	1.13	6.42
2	0.44	1.79	87.69	0.00	0.00	1.50	8.58
3	0.85	1.92	86.06	0.00	0.00	2.03	9.14
4	0.51	1.58	88.53	0.00	0.00	1.54	7.84
5	0.87	1.74	87.64	0.22	0.00	1.61	7.93
6	0.62	1.66	87.56	0.00	0.00	1.78	8.37

Рис. 3.3 Виділення фаз на границях зерен сплаву V93T1. (Елементний склад виділень - у таблиці 3.3). Штучний злам.

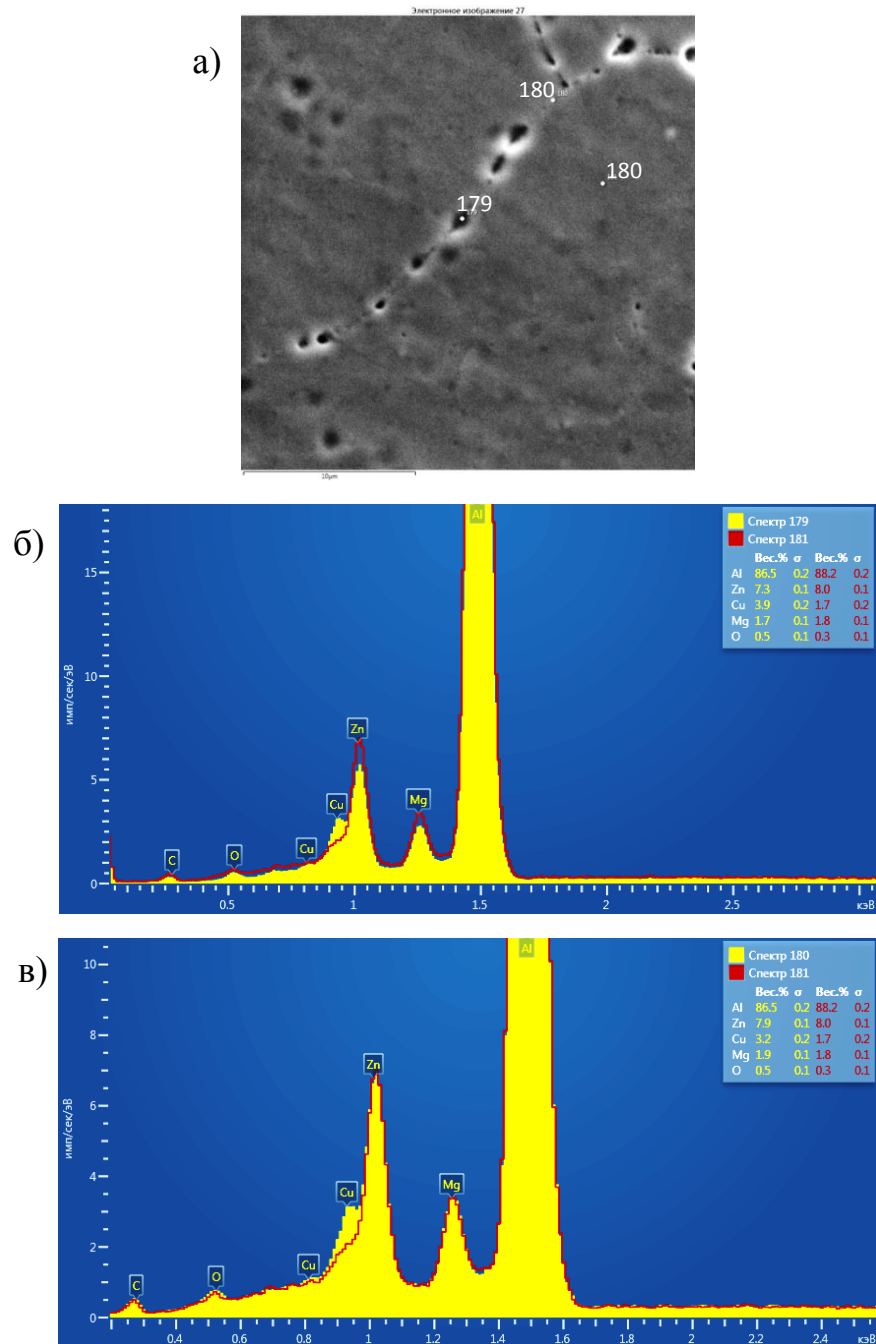


Рис. 3.4. Вид включень на межах подрібнених зерен сплаву B93T1 (а). Порівняння спектрів розподілу хімічних елементів у включеннях (спектри 179, 180) і в матриці (спектр 181 - б, в).

Згідно ствердженням розробників, для алюмінієвих сплавів з вмістом 6-9% відсотків цинку, мідь, збільшуючи ефект гарту, не бере участі у старінні, має зберігатися у пересиченому твердому розчині, збільшуючи його концентрацію, відносно подовження і корозійну стійкість [43].

Рентгенівським мікроаналізом встановлено, що до складу скупчень нерозчинних фаз, розташованих в матриці уздовж напрямку деформації, входять 2 групи хімічних елементів - алюміній, мідь і залізо, утворюючи умовну сполуку $Cu_aFe_bAl_c$, і кремній та магній, які утворюють сполуку Mg_2Si (рис.3.5).

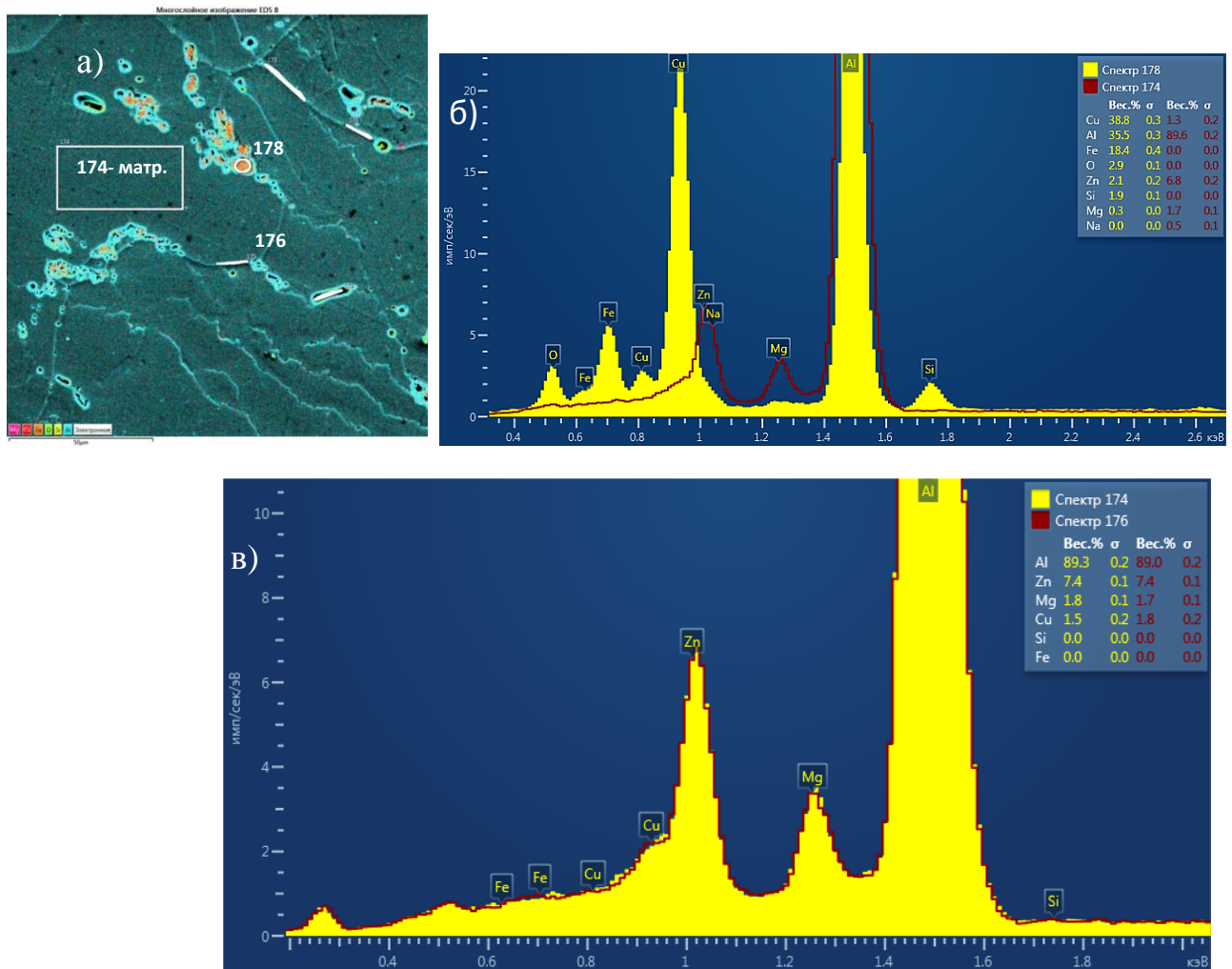


Рис. 3.5. Карта розподілу хімічних елементів на ділянці мікрошлифа зі скупченнями нерозчинних фаз (а); порівняння спектрів, що відповідають хімічному елементному складу в місці скупчення нерозчинних фаз і в матриці (спектри 178 і 174, б), на межі зерна і в матриці (спектри 176 і 174, в).

3.2.1. Металографічне та фрактографічне дослідження зразків елементів конструкцій, зруйнованих в експлуатації.

Дослідження мікрошліфів, виготовлених у зонах корозійного розтріскування, показало, що ширина порожнин їх розкриття максимальна в місцях скупчень нерозчинних інтерметалідних сполук заліза з міддю і алюмінієм або магнію з кремнієм. Руйнування починалися в місцях виходу включень на поверхню деталей утворенням тріщин міжкристалітної корозії, які під дією навантаження, трансформуючись у тріщини корозійного розтріскування, розвивалися напрямлено по розташованих уздовж границь зерен дискретних ділянках, якими є виділення часток інтерметалідних фаз (рис. 3.6).

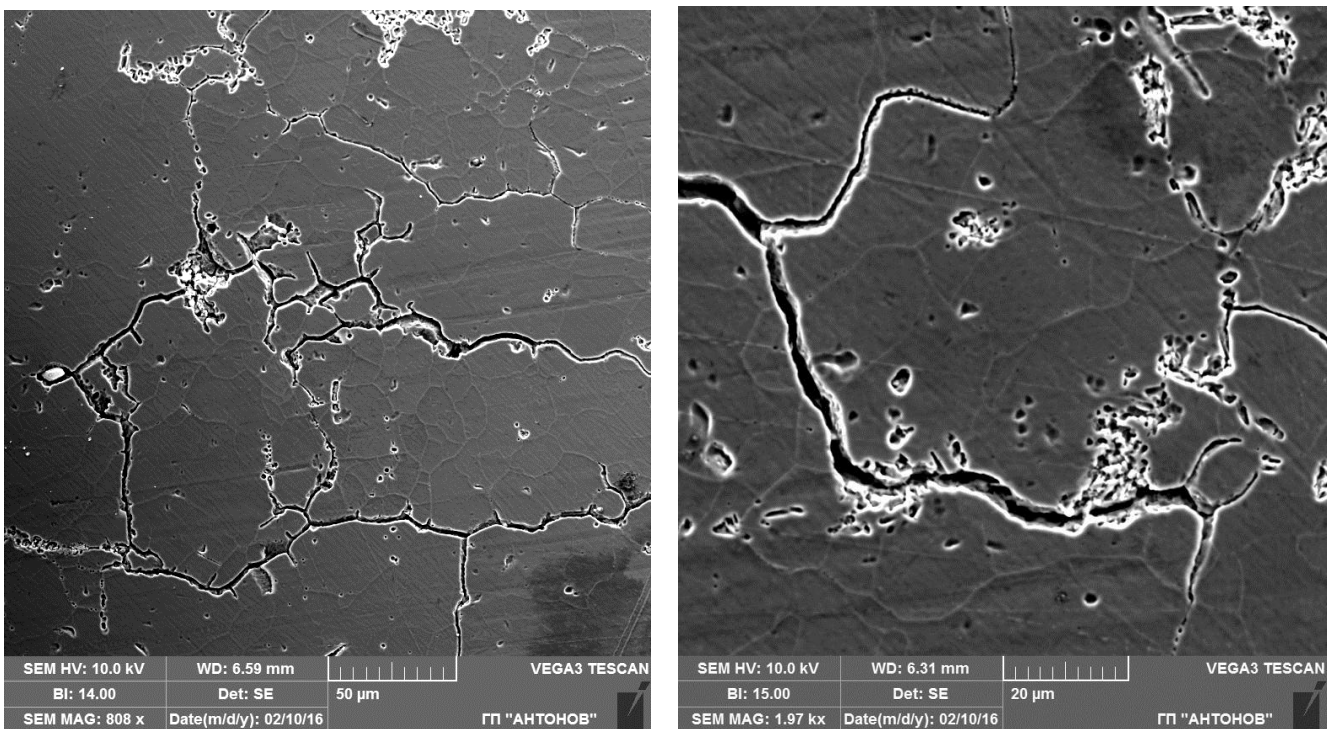


Рис. 3.6. Вид тріщин корозійного розтріскування. Тріщини зосереджені в місцях скупчень інтерметалідних сполук, мають широкі порожнини розкриття, що свідчить про найбільш інтенсивні корозійні процеси в цих місцях.

Поверхня зернограничних фасеток в зламах корозійного розтріскування вкривалась плівкою продуктів окислення при одночасному розчиненні

дисперсних фаз. Скупчення грубих нерозчинних включень, що містять, залізо і мідь або магній і кремній, піддаються окисленню в процесі корозії, але не розчиняються в матриці (рис. 3.7).

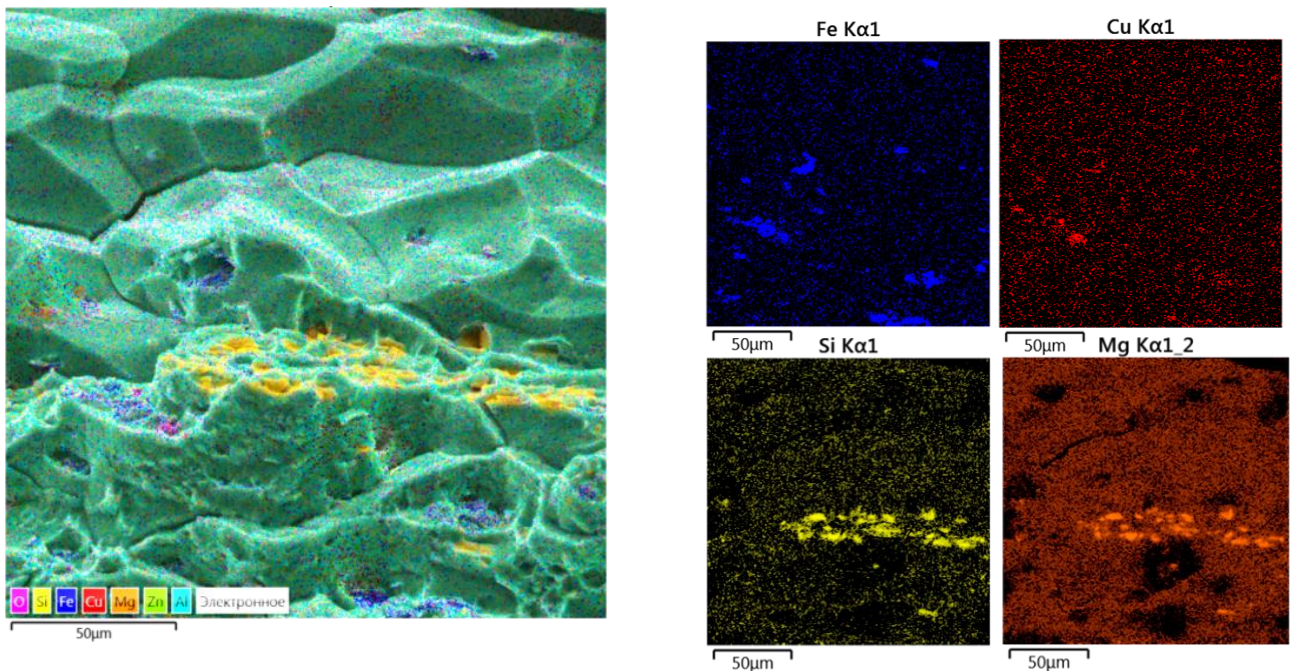


Рис. 3.7. Карта розподілу хімічних елементів на ділянці зламу, що утворився внаслідок корозійного розтріскування.

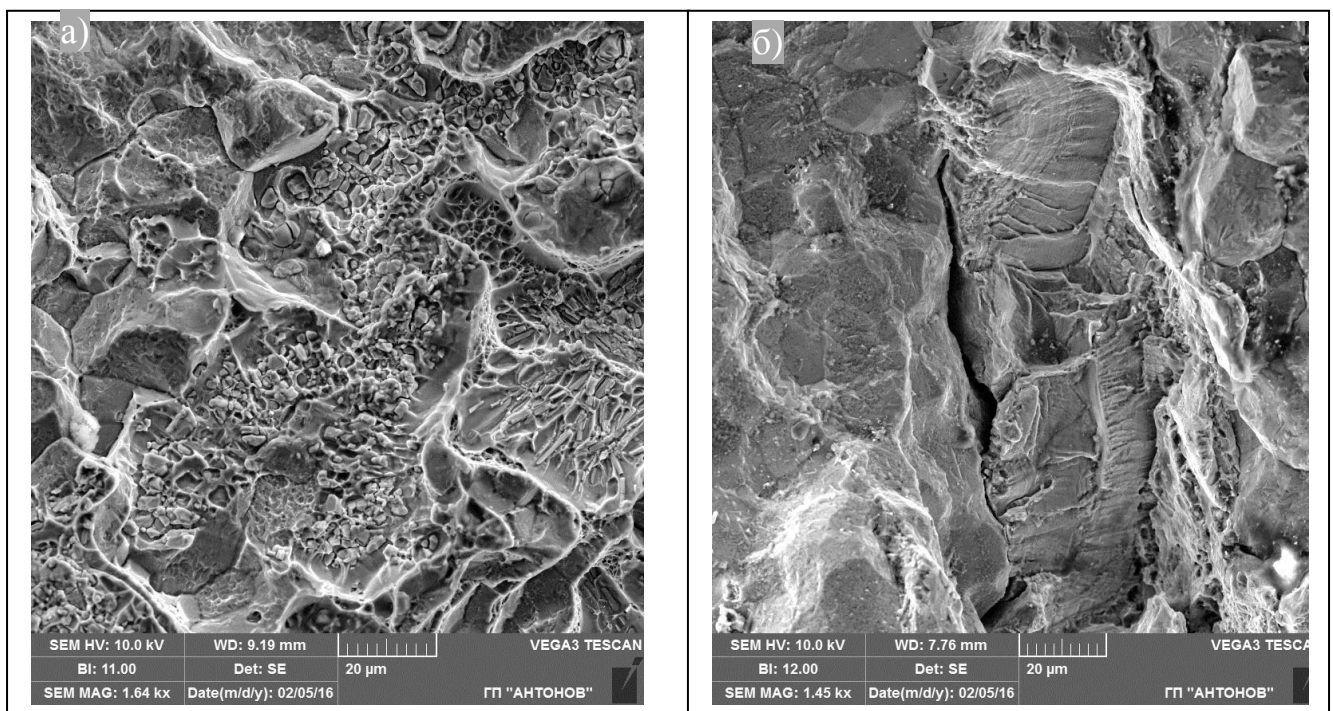
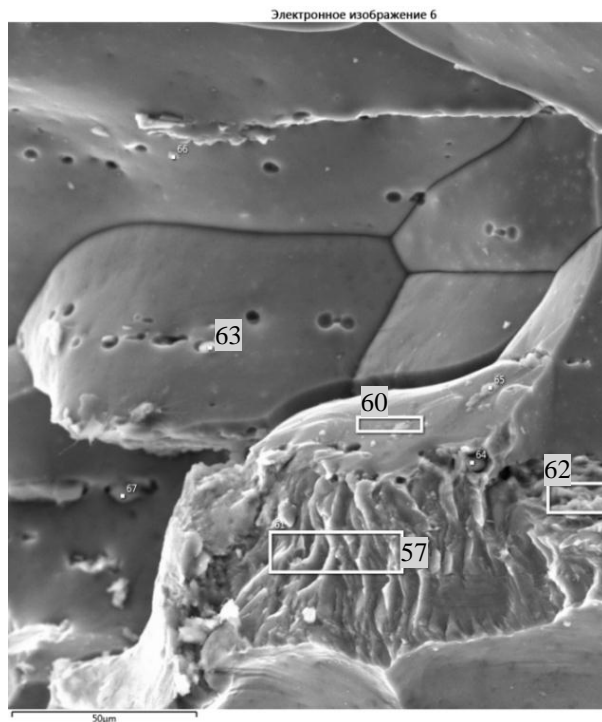


Рис. 3.8. Руйнування вилки на літаку Ан-22 за механізмом КР: а) фасетки міжзеренного руйнування і скупчення інтерметалідних сполук; б) руйнування за механізмом КР включає руйнування окремих фасеток за механізмом втоми.

Руйнування по таких включеннях відбувається за механізмом зародження мікропор, часто з утворенням малопластичних ямок. Скупчення фаз виконують роль концентраторів напруги і, в разі дії знакозмінних навантажень, сприяють розвитку тріщин корозійної втоми. У зламах корозійного розтріскування спостерігалися окремі локальні транскристалітні області втомного руйнування, що утворились внаслідок дії знакозмінних експлуатаційних навантажень (рис. 3.8).

Мікрорентгеноспектральним аналізом встановлено, що вміст міді на ділянках втомного руйнування значно нижчий, ніж у виділеннях інтерметалідних фаз на межах зерен та нижчий, ніж у твердому розчині (рис. 3.9).



Таблиця 3.4

Склад хімічних елементів на ділянках зламу 57, 60, 62, 63

Ділянка	Al	Zn	Mg	Cu	Fe	Si	O
57	90,3	7,9	1,8	0,0	0,0	0,0	0,0
60	82,2	7,1	2,1	0,9	0,0	0,9	6,9
62	61,2	4,0	4,4	1,0	5,4	3,5	20,6
63	44,5	7,7	20,5	1,0	0,0	14,9	11,4

Рис. 3.9. Хімічний елементний склад поверхні ділянок зламу, що утворились за механізмом КР (60), втоми (57) і зародження мікропор (62). Ділянка 63 - крупне включення.

Враховуючи, що зміцнюючими фазами, які утворились при старінні в даному сплаві, є субмікроскопічні сполучення, напівкогерентно пов'язані з матрицею, стає очевидним, що виділення часток інтерметалідних фаз на межах зерен, до складу яких входить мідь, відбувається при сповільненому

охладжуванні пересиченого твердого розчину в процесі гарту. Присутність часток з вмістом міді на поверхні границь зерен сприяє підвищенню твердості, але призводить до зниження пластичності і корозійної стійкості. Наявність ланцюжків виділень уздовж границь зерен і створення прилеглих зон, збіднених на легуючі елементи, сприяли виникненню між ними електрохімічного потенціалу та послужили основним чинником, що вплинув на схильність до корозійного розтріскування. Скупчення на межах зерен фаз, некогерентно пов'язаних з матрицею, також сприяли виникненню внутрішніх напруг, що з часом призводило до руйнувань навіть без впливу зовнішнього середовища.

Руйнування елементів конструкцій з сплаву В93Т1 за механізмом корозійного розтріскування почались вже через 5-8 років експлуатації, що стало серйозною проблемою забезпечення ресурсу літака Ан-22. Ці недоліки були частково подолані завдяки переходу до режиму коагуляційного старіння.

3.3. Утворення дефектів в сплаві В93пч після переходу до режиму коагуляційного старіння

Перехід до цього режиму було здійснено у сплаві В93пч за рахунок використання «пом'якшувального» старіння Т3 і оптимізації хімічного складу, що полягала у зменшенні вмісту заліза та кремнію. Дослідження мікрошліфів показало, що після гарту і старіння в матеріалі присутні зерна α - твердого розчину, ланцюжки більш дисперсних (1-2 мкм), ніж у сплаві В93Т1, інтерметалідних сполучень уздовж границь зерен та грубі частки і сегрегації нерозчинних фаз протяжністю до 250 мкм в матриці. Крупні зерна частково фрагментовані на більш дрібні зерна, на межах яких спостерігаються ще більш дисперсні виділення поодиноких часток розмірами 50-100 нм (рис. 3.10).

Згідно з результатами мікрорентгеноспектрального аналізу, до складу фаз, що виділяються по границях зерен у вигляді переривистих ланцюжків, входять зміцнюючі фази $MgZn_2$, $Al_2Zn_3Mg_3$ та фаза $Cu_mZn_nMg_p$. Дослідження

методами оптичної та скануючої електронної мікроскопії показали, що фази на межах зерен в сплаві В93Т1 і в сплаві В93пчТ3 відрізняються розмірами, проте, подібні за хімічним складом. Слід зазначити менший відсотковий вміст міді у цих виділеннях в сплаві В93пчТ3 (рис. 3.11). Поряд з фазами, що виділяються на межах зерен, рентгенівським мікроаналізом було підтверджено наявність приграничних зон, збіднених на легуючі елементи, які найкраще виявлялися в зламах штучно зруйнованих зразків з причини більш низької міцності обезлегованих мікроділянок (майже чистий алюміній (рис. 3.12)).

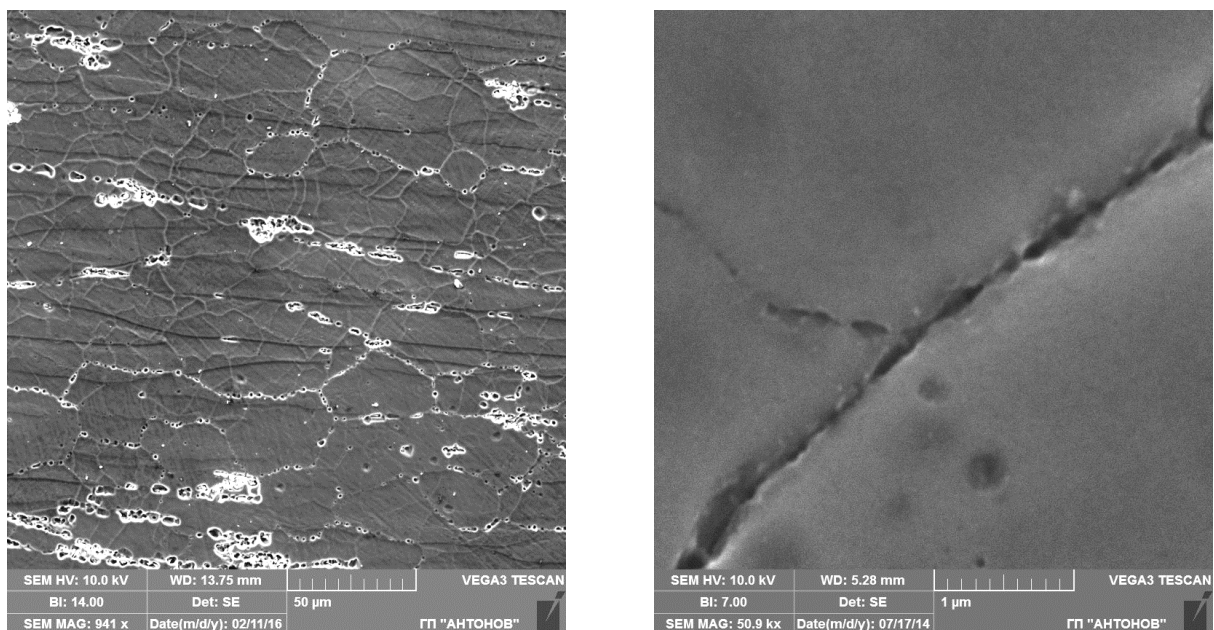
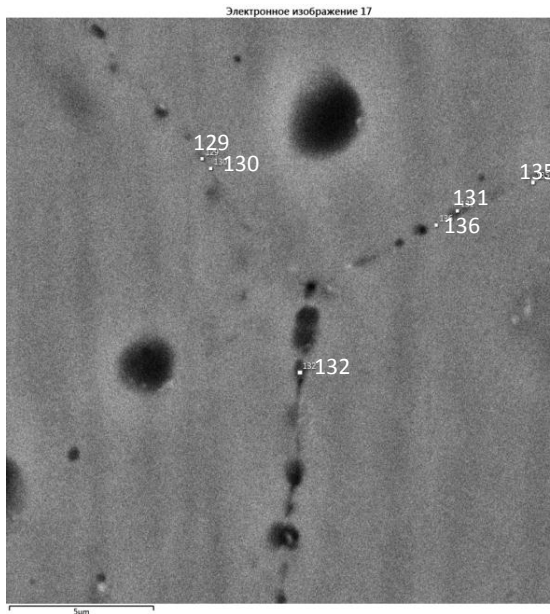


Рис. 3.10. Мікроструктура сплаву В93пчТ3.

Одержані результати підтвердили існуючу точку зору частини дослідників, що корозія в сплавах цієї системи розвивається по розташованих уздовж границь зерен дискретних і катодних по відношенню до матриці ділянках, таких, як скупчення часток інтерметалідних фаз, а також по безперервних анодних ділянках – збідненому твердому розчину. Тобто, розвиток корозійного процесу відбувається в результаті виникнення різниці потенціалів між виділеннями фаз на поверхні границь зерен і приграничними

зонами, що утворилися в результаті збіднення твердого розчину легуючими елементами.

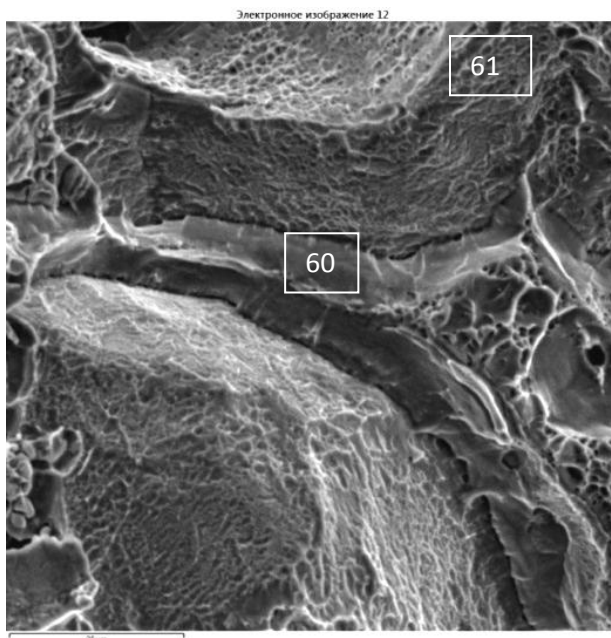
Таблиця 3.5.



Хімічний елементний склад у точках 129-132, 135, 136 на межах зерен

спек тр	O	Mg	Al	Si	Ti	Fe	Cu	Zn
129	0.65	1.79	89.25	0.00	0.00	0.00	0.93	7.38
130	0.00	1.90	90.17	0.00	0.00	0.00	1.14	6.79
131	0.00	1.97	90.02	0.00	0.00	0.00	1.22	6.79
132	0.00	2.02	89.04	0.00	0.20	0.00	1.03	7.71
135	1.01	1.85	89.05	0.00	0.00	0.00	1.07	7.02
136	0.53	1.84	90.10	0.00	0.00	0.00	1,12	6,4

Рис. 3.11. Виділення часток інтерметалідних фаз по границях зерен у сплаві В93пчТЗ.



Таблиця 3.6

Склад хімічних елементів на ділянках 60 і 61.

Номер спектру	Mg	Al	Si	Fe	Cu	Zn
60	1.10	91.52	0.00	0.00	0.68	6.70
61	1.9	89.7	0.00	0.00	1.3	7.1

Рис. 3.12. Ділянка штучного зламу сплаву В93пчТЗ. Спостерігається пригранична зона(ділянка 60), збіднена на легуючі елементи.

Згідно з результатами мікрорентгеноспектрального аналізу, до складу сегрегацій фаз, що не розчинилися при гарті, так само, як і в сплаві В93Т1, входять алюміній, мідь і залізо, та кремній і магній (рис. 3.13).

При руйнуванні за механізмом корозійного розтріскування злами були вкриті плівкою продуктів окислення і мали зернисту будову. Склад плівки - переважно окисли алюмінію з меншим вмістом окислів магнію та цинку. У плівці також можуть бути присутніми сірка або хлор з навколишнього агресивного середовища, що підсилюють розвиток корозійних процесів (рис. 3.14).

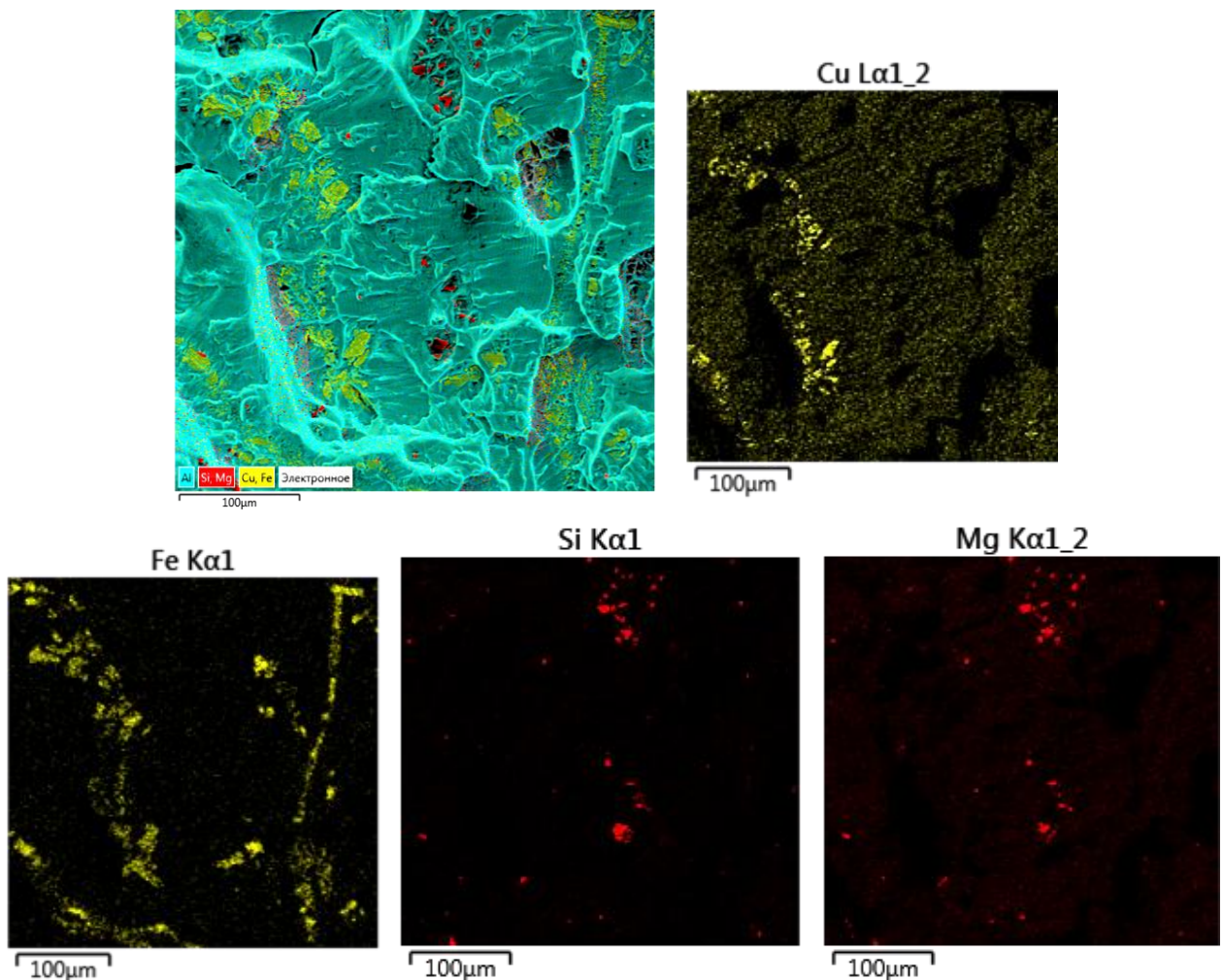


Рис. 3.13. Карта розподілу хімічних елементів на ділянці штучного зламу. Добре розрізняються фази з вмістом заліза і міді та магнію і кремнію.

Мідь в плівці продуктів корозії була відсутня, проте, її вміст виявлений під плівкою в матриці (рис. 3.15). У порожнинах корозійних мікротріщин було виявлено присутність часток, що не розчинилися, які містять мідь в кількостях,

більших, ніж в сплаві. Таким чином було показано, що мідь є каталізатором при корозійному розтріскуванні, хоча сама участі в процесі утворення плівки продуктів корозії не приймає. В таблиці 3.7 наведено склад хімічних елементів в плівці продуктів корозії, що вкриває фасетки зерен у зламі кроштейну, руйнування якого відбулось в умовах морських та промислових атмосфер. У плівці присутній досить високий вміст сірки з навколишнього середовища, яка сприяла розвитку корозійних процесів.

Таблиця 3.7

Хімічний елементний склад плівки продуктів корозії, ділянки 12-17

Номер спектра	O	Mg	Al	Si	S	Cu	Zn
12	57.57	0.70	30.21	0.00	7.63	0.00	3.89
13	27.08	1.25	62.89	0.00	3.43	0.00	5.35
14	44.02	0.98	43.15	0.00	7.34	0.00	4.51
15	49.95	1.09	35.76	0.00	9.51	0.00	3.70
16	23.19	3.04	63.25	0.32	3.67	1.01	5.51
17	5.03	1.69	84.52	0.00	0.35	1.14	7.27

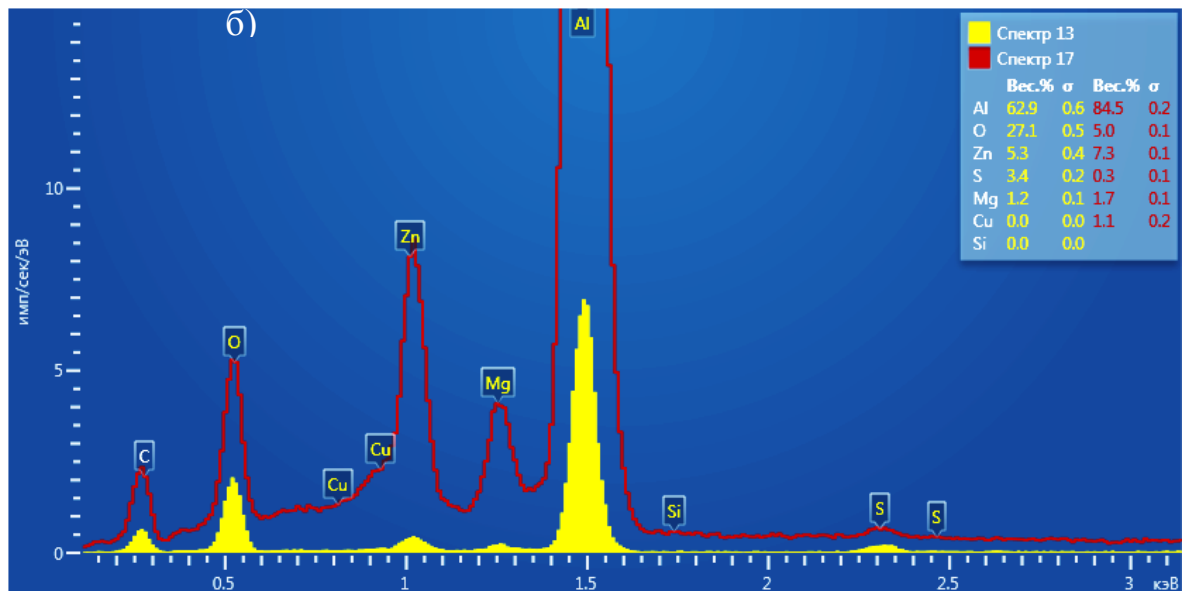
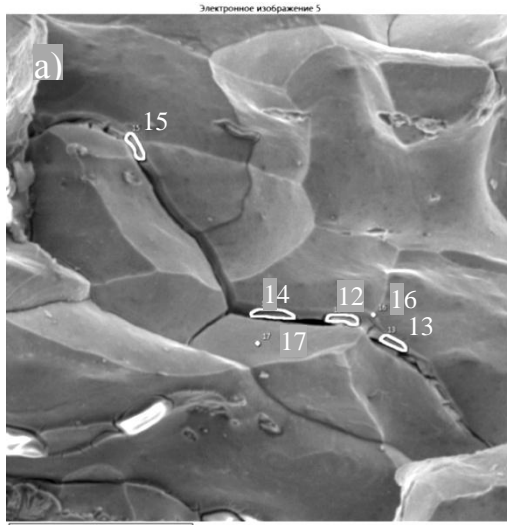


Рис. 3.14. Електронна фрактограма зламу, що утворився внаслідок корозійного розтріскування (а). Видно фасетки зерен, вкриті плівкою продуктів корозії, яка розтріскалась на окремих межах. На (б) порівняні спектри розподілу хімічних елементів у плівці продуктів корозії і в матриці.

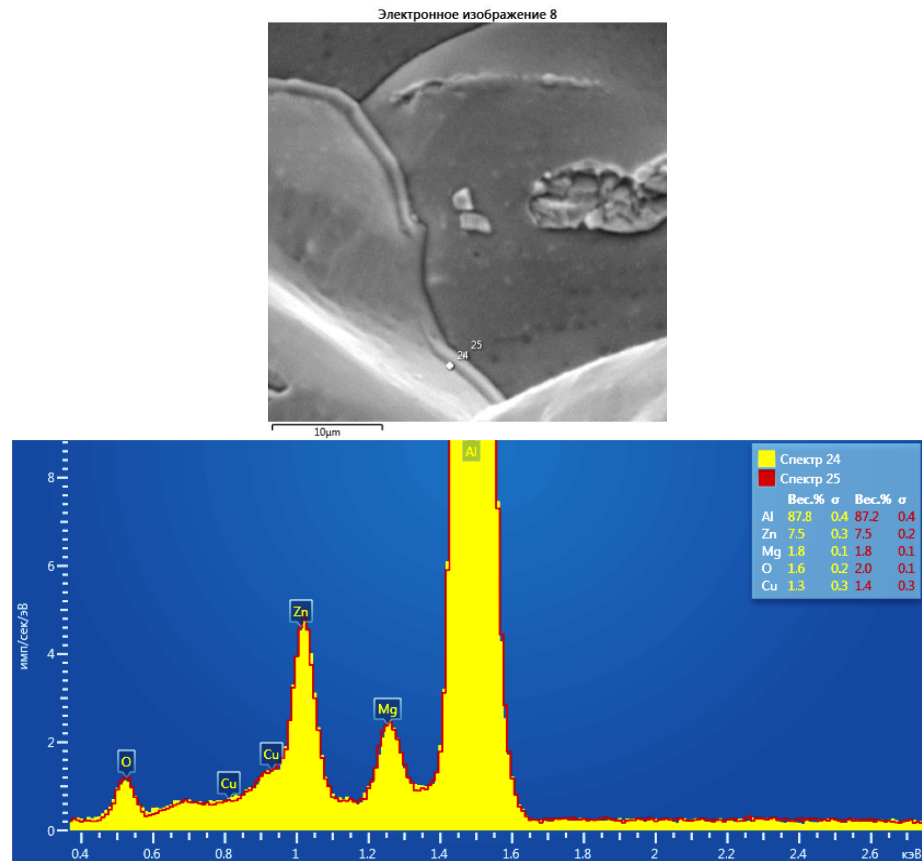


Рис. 3.15. Склад хімічних елементів у точках на межі між тонкою плівкою продуктів корозії і поверхнею зерна.

Зменшення розмірів часток зміцнюючих фаз, що виділяються на межах зерен при гарті, нижчий вміст в них міді, збільшення відстаней між цими частками позначилося на підвищенні корозійної стійкості сплаву В93пчТ3 і обумовило кращі експлуатаційні властивості. Випадків передчасних руйнувань елементів конструкції було значно менше, ніж в сплаві В93Т1. Через 12-15 років експлуатації в умовах агресивних атмосфер спостерігались руйнування за механізмами корозійного розтріскування, корозійної втоми та втоми. Ціною втрати 40-60 МПа по міцності і 50-70 МПа по межі плинності високоміцні сплави системи Al-Zn-Mg-Cu придбали досить високу стійкість до корозійного розтріскування. Ковані і штамповані деталі в стані термообробки Т3 були застосовані на літаках Ан-124, Ан-225.

Незважаючи на вищу стійкість до корозії, сплав В93пчТ3 все ж залишився чутливим до концентраторів напруги – розміри скупчень часток нерозчинних фаз змінилися незначуще. Тому наступним кроком в покращенні

структури кувальних алюмінієвих сплавів стало введення добавки цирконію, що призвело до створення нового сплаву 1933ТЗ. Проблемі дефектоутворення в цьому сплаві присвячений подальший підрозділ третього розділу дисертації.

3.4. Дефектоутворення в сплаві 1933ТЗ

Дослідження мікроструктури показало, що в сплаві 1933ТЗ крупні зерна фрагментовані на дрібні зерна (1-30 мкм), злегка витягнуті у напрямку деформації (рис. 3.16 а, б). Структура не рекристалізована. Досить дрібні включення до 0,5 мкм розташовуються уздовж границь зерен, незначна кількість їх міститься і у внутрішніх об'ємах. Дисперсність часток зміцнюючих фаз по границях мілких зерен ще вища, ніж в сплаві В93пчТЗ, і складає 30 – 50 нм (рис. 3.16 в, г). Форма часток - сферична або витягнута, очевидно, відповідає зміцнюючим фазам М ($MgZn_2$) і Т ($Al_2Zn_3Mg_3$), що виділяються при старінні [175]. Рентгенівським мікроаналізом наявності міді у виділеннях фаз на границях зерен не виявлено.

У внутрішніх об'ємах зерен містяться скупчення включень грубих фаз середньою протяжністю 10 – 100 мкм, в окремих випадках досягаючи довжини 200 – 300 мкм, розташовані уздовж напрямку деформації. Аналіз сукупності експериментальних даних про хімічний елементний склад цих скупчень, виконаний за допомогою рентгенівського мікроаналізу, показує, що вони, так само, як і в сплавах В93Т1 та В93пчТЗ, представлені двома групами хімічних сполук, що не розчинилися при гарті – перша утворена переважно алюмінієм, залізом і міддю - Cu_2FeAl_7 , друга група включень представлена магнієм і кремнієм - Mg_2Si (рис.3.17).

Перші руйнування елементів конструкцій було зафіксовано після 20 років експлуатації в умовах агресивних атмосфер. Передчасні руйнування відбувались за механізмами втоми або коррозійної втоми, а їх кількість була меншою у порівнянні з сплавом В93пчТЗ.

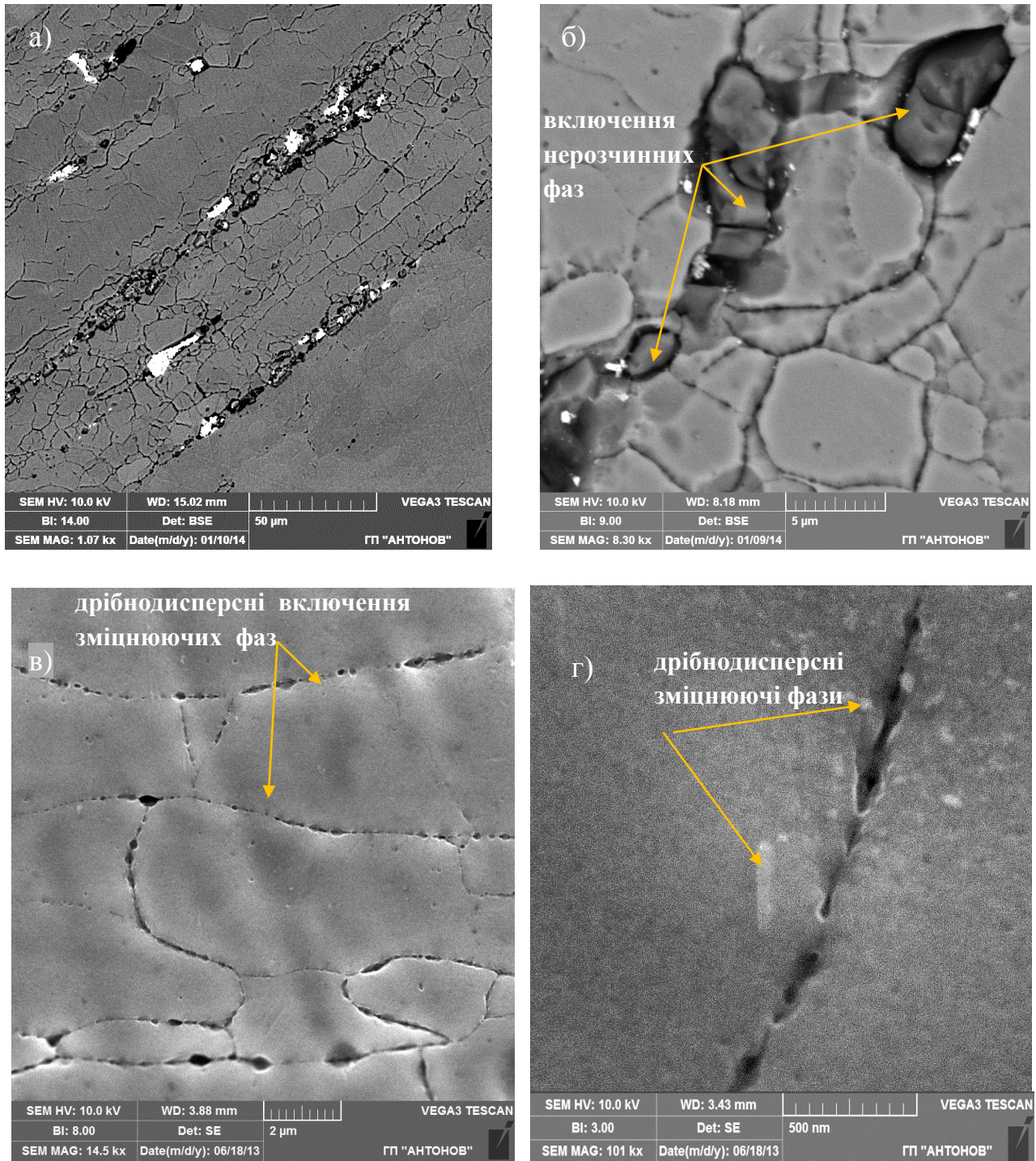


Рис. 3.16. Мікроструктура сплаву 1933ТЗ.

а) Зеренна структура видовжена в напрямку деформації. Сегрегації нерозчинних фаз розташовані в напрямку деформації і відрізняються за хімічним складом, про що свідчить різниця в кольорі (BSE –детектор).

б) На межах фрагментованих зерен розташовані дрібнодисперсні зміцнюючі фази, видно включення крупних фаз, що не розчинилися при гартуванні.

в, г) Дрібнодисперсні включення зміцнюючих фаз при збільшеннях $\times 14500$ та $\times 101000$ (SE –детектор).

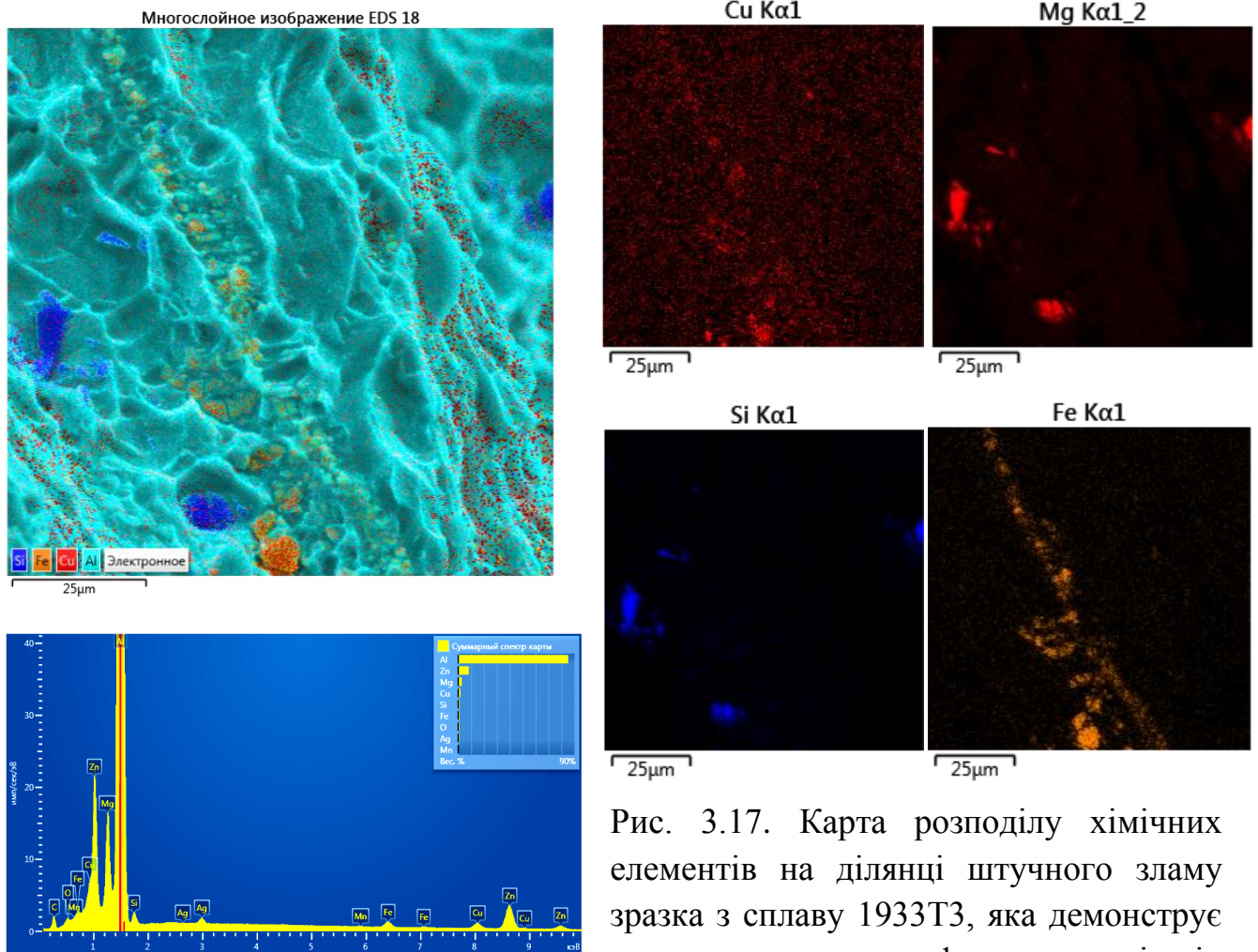


Рис. 3.17. Карта розподілу хімічних елементів на ділянці штучного зламу зразка з сплаву 1933Т3, яка демонструє склад нерозчинних фаз у внутрішніх об'ємах зерен.

Осередками корозійно-втомних тріщин зазвичай слугували корозійні виразки (рис. 3.18), що утворювались в місцях виходу на поверхню деталей скупчень грубих інтерметалідних сполук, які виконували роль додаткових концентраторів напруг. Руйнувань за механізмом корозійного розтріскування не відбувалось, незважаючи на те, що експлуатація літаків часто проходила в умовах агресивних атмосфер.

Дослідження зламів штучно зруйнованих зразків показали наявність транскристалітного в'язкого мікрорельєфу, що утворився за механізмом зародження та коалесценції мікропор. Руйнування окремих ділянок відбувалось по менш міцних приграничних зонах, збіднених на легуючі елементи (рис. 3.19 а). Присутності малопластичного сотового мікрорельєфу [176] в сплаві 1933Т3

не виявлено, що свідчить про досить високу його пластичність. Ознаками пластичності сплаву також може слугувати наявність смуг серпантинного ковзання на стінках глибоких ямок (рис. 3.19 б), досить висока у порівнянні з попередніми сплавами В93Т1 та В93пчТ3 (рис. 3.19 в, г).

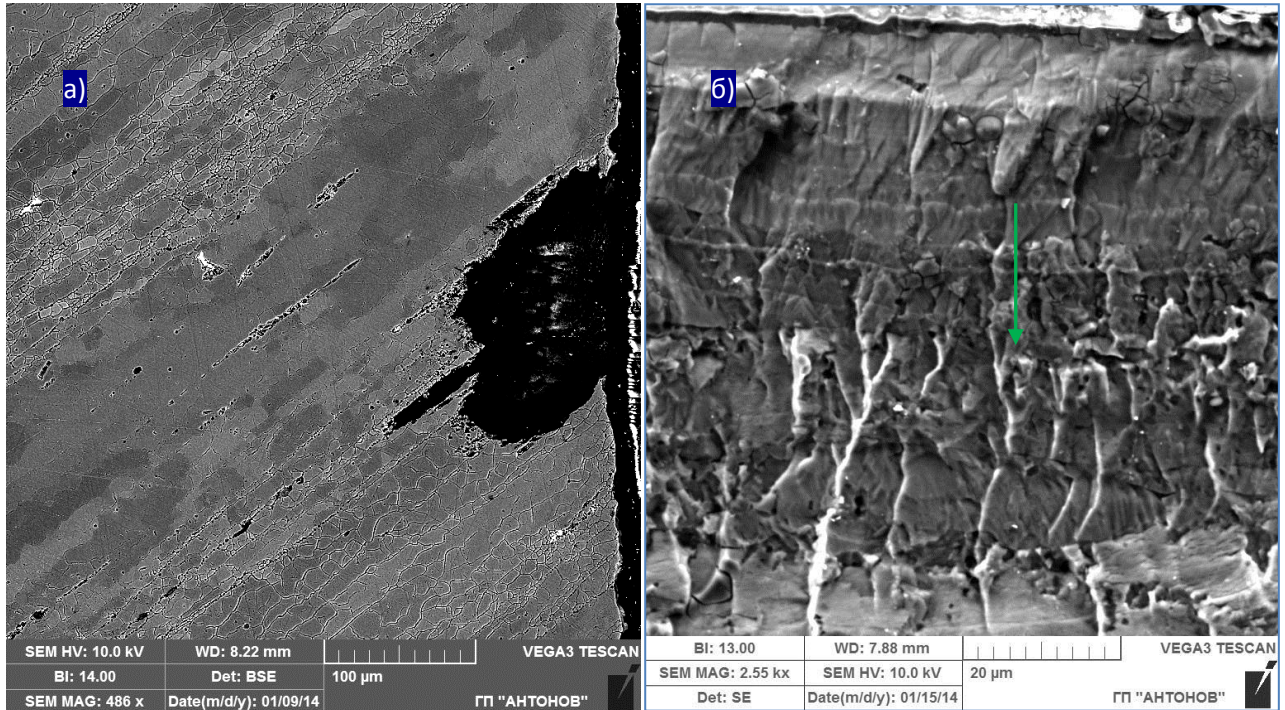


Рис. 3.18. Вид корозійної виразки, що утворилась у провусині кронштейну, демонтованого з літака Ан-124 (а). Вид початкової ділянки зламу провусини кронштейна (б).

Режим термічної обробки сплаву 1933Т3 виявився найбільш оптимальним і таким, що виділень часток з вмістом міді на межах зерен при гартуванні не відбувається. Таким чином, відсутність міді у складі фаз по границях зерен та її перехід у твердий розчин сприяли високій стійкості до корозії. Зміцнення сплаву відбувалося на етапі коагуляційного старіння за рахунок виділення дрібнодисперсних часток зміцнюючих фаз, які не містять міді. Але в сплаві присутні досить крупні сегрегації нерозчинних фаз, що відіграють роль концентраторів напруги і, в разі дії знакозмінних навантажень, сприяють розвитку тріщин втоми та корозійної втоми.

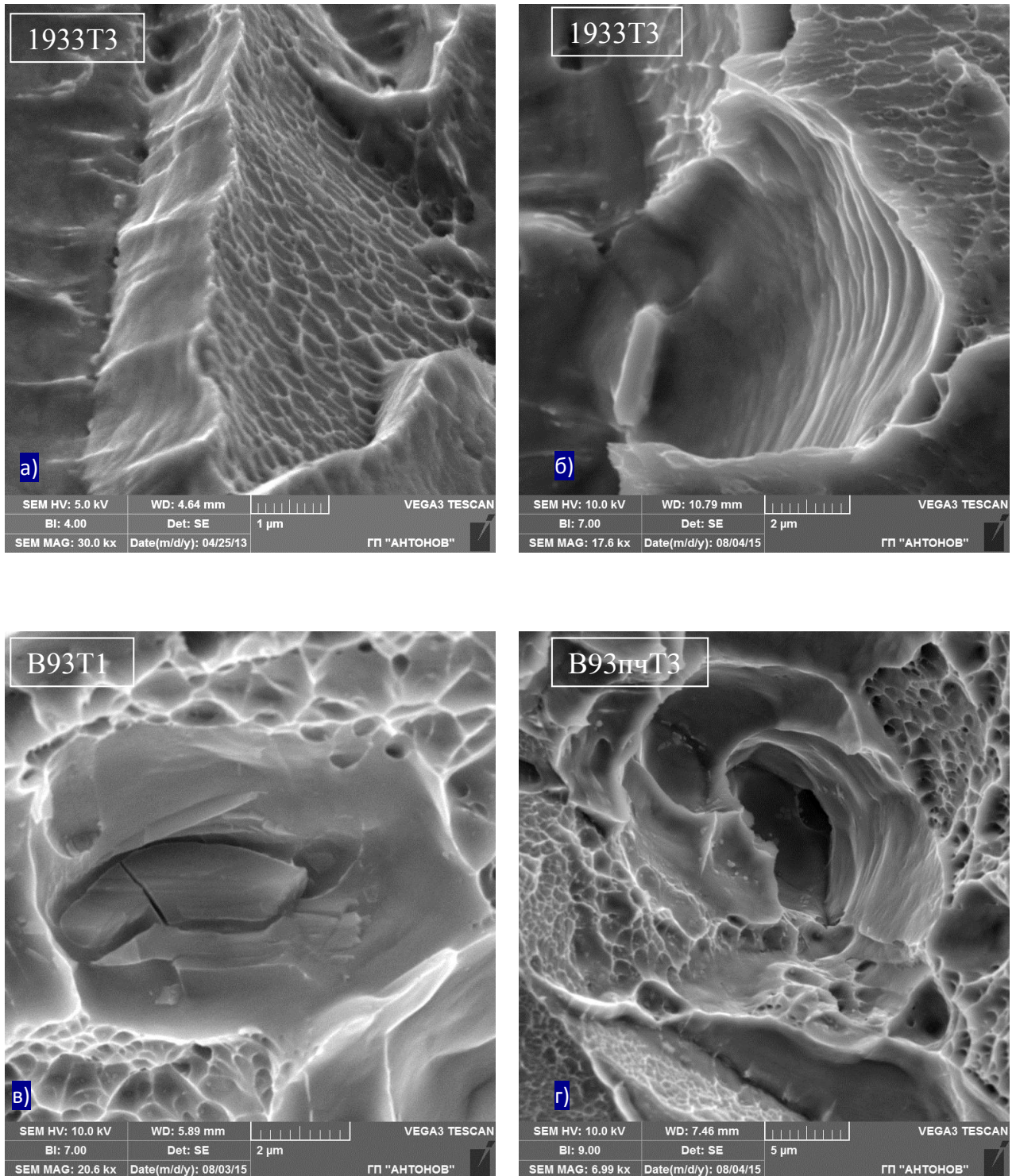


Рис. 3.19. Вид зон, збіднених на легуючі елементи, дотичних до границь двох зерен, у штучно зруйнованому зразку сплаву 1933Т3 (а). Вид глибокої ямки у зламі зразка з сплаву 1933Т3, зруйнованого за механізмом коалесценції мікропор (б). Вид глибоких ямок у зламах штучно зруйнованих зразків з сплаву В93Т1 (в) і В93пчТ3 (г). На донцях ямок розташовані крупні включення; вид і кількість ліній ковзання на стінках свідчать про більш низьку локальну пластичність цих сплавів.

3.5 Статистика руйнувань кувальних сплавів за період ~25 років

Згідно з статистикою руйнувань:

- ~87% деталей із сплаву В93Т1, які поступали на дослідження, руйнувалися за механізмом корозійного розтріскування і лише ~13% - за змішаним механізмом корозійного розтріскування і корозійної втоми. Чисто втомних руйнувань сплаву не зафіксовано навіть при втомних випробуваннях.
- Загальна кількість руйнувань деталей із сплаву В93пчТ3 була значно меншою за сплав В93Т1, які відбувались за механізмами втоми, корозійної втоми та корозійного розтріскування. ~ 66% - втомні руйнування; ~ 34% деталей руйнувалися в умовах дії агресивних середовищ - порівну за механізмом корозійної втоми та механізмом корозійного розтріскування.
- Відмов в роботі деталей із сплаву 1933Т3 було менше за сплав В93пчТ3, але з них: ~88% відбувалося в результаті втоми і лише ~12% - зруйнувалося від корозійної втоми (експлуатація літаків відбувалась в умовах агресивних атмосфер). Руйнувань за механізмом корозійного розтріскування не зафіксовано [177].

За результатами металографічних досліджень та моніторингу дефектів в елементах конструкції протягом 25 років експлуатації побудована графічна залежність термінів експлуатації деталей від розміру часток фаз, що виділялися на великокутових границях зерен при гарті та старінні сплавів (рис. 3.20). З графіку видно, що розмір та склад часток, що виділяються при термічній обробці по границях зерен, впливає на механізм руйнування деталей.

Аналіз одержаних результатів показує, що при виділенні на межах великокутових зерен ланцюжків фаз в вмістом міді, розмір яких перевищує 3,5 мкм, руйнування елементів конструкцій відбувається переважно за механізмом корозійного розтріскування. Якщо до складу ланцюжків виділень на межах зерен входять тільки зміцнюючі фази М або Т, розмірами менше 0,5 мкм, за

відсутності фази з вмістом міді, руйнування відбувається тільки за механізмами корозійної втоми або втоми.

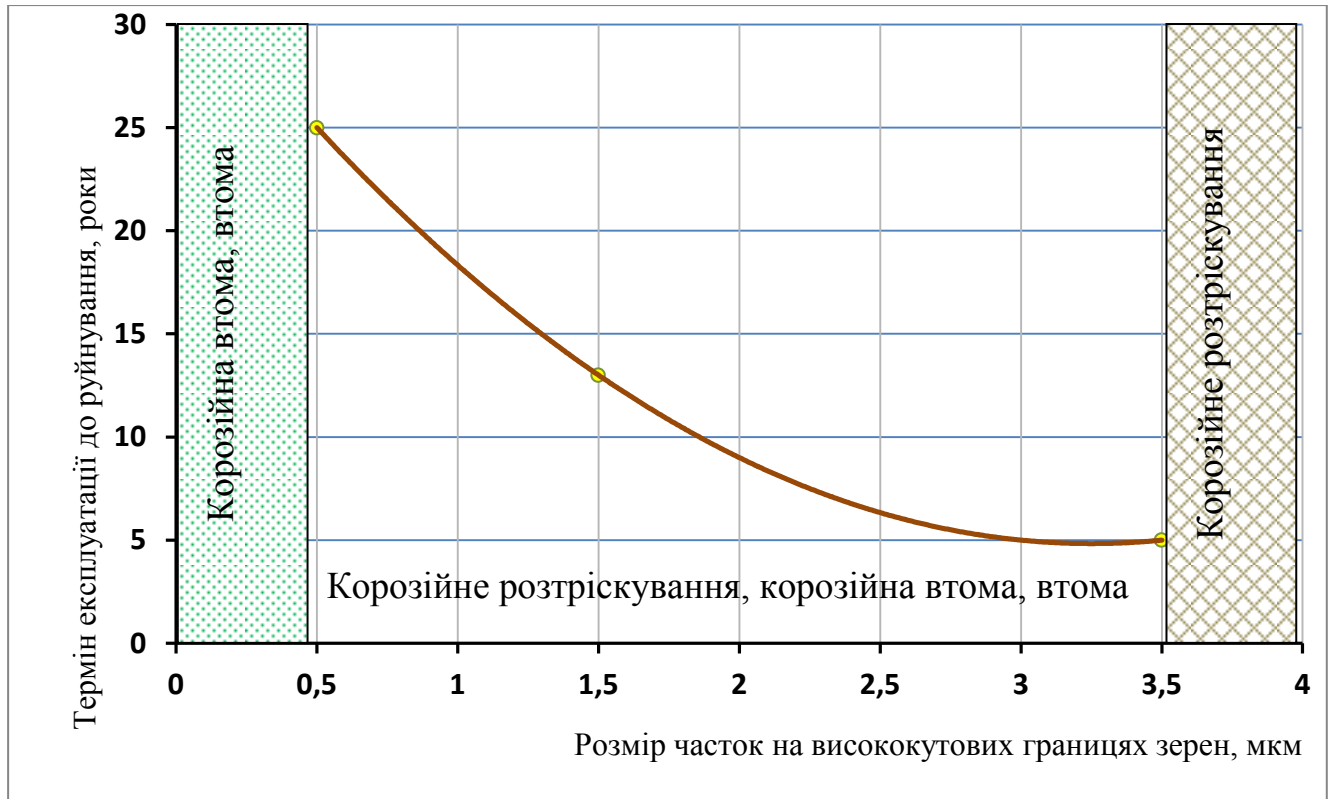


Рис. 3.20. Залежність термінів експлуатації елементів конструкцій від розміру часток фаз, що виділялися на висококутових границях зерен при гарті та старінні

Зв'язок особливостей мікроструктури кувальних сплавів, що вдосконалювалась в процесі оптимізації режимів термічної обробки, з еволюцією дефектів в умовах дії високих навантажень і корозійного середовища, представлено діаграмою 3.21.

Діаграма показує, що розмір часток інтерметалідних фаз на межах зерен та наявність в них включень міді впливає на довговічність елементів конструкцій з сплавів системи легування Al-Zn-Mg-Cu.

Крупні сукупні розміри фаз з вмістом міді по границях зерен, що виділялись при гарті, нерівномірність їх розподілу та наявність значних залишкових напруг привели до низької корозійної стійкості сплаву В93Т1 з

Крупні сукупні розміри фаз з вмістом міді по границях зерен, що виділялись при гарті, нерівномірність їх розподілу та наявність значних залишкових напруг привели до низької корозійної стійкості сплаву В93Т1 з залишкових напруг привели до низької корозійної стійкості сплаву В93Т1 з найменшим інкубаційним періодом утворення дефектів та найменшою тривалістю розвитку тріщин переважно за механізмом корозійного розтріскування.



Рис. 3.21. Зв'язок мікроструктури з еволюцією дефектів в алюмінієвих кувальних сплавах.

Зменшення розмірів фаз з вмістом міді, що виділялись при гарті та коагуляційному старінні на межах зерен у сплаві В93пчТ3, сприяло збільшенню

інкубаційного періоду утворення пошкоджень та збільшенню стадії докритичного розвитку пошкоджень за механізмами корозійного розтріскування, корозійної втоми та втоми.

Наявність виділень дрібнодисперсних зміцнюючих фаз М і Т по границях зерен у сплаві В93Т3 за відсутності міді, що відбувалися переважно на етапі коагуляційного старіння, та фрагментована зеренна структура, очевидно, зумовили найбільш високу стійкість до корозії. Сплав має найбільший інкубаційний період розвитку пошкоджень та найбільшу стадію докритичного розвитку тріщин за механізмами корозійної втоми та втоми. Моніторинг дефектів, що виникали в умовах експлуатації, не зафіксував руйнувань за механізмом корозійного розтріскування.

Слід також зазначити досить велику кількість дослідницьких робіт, що проводилися на базі ДП "Антонов" з метою заміни малогабаритних деталей з кувальних сплавів на стійкі до корозії титанові сплави. Проведені втомні та статичні випробування показали значну чутливість титанових сплавів російського виробництва до концентраторів напруг [16-18], схильність до газонасичення, в деяких випадках, навіть при механічній обробці. Враховуючи відсутність у промисловому виробництві інструкцій ВІАМ, жорстко регламентуючих розміри та розташування структурних чинників, таких як границі β -зерен, колонії α -фази, та в зв'язку з більшою питомою вагою і високою вартістю титанових сплавів, алюмінієві сплави системи легування Al-Zn-Mg-Cu залишаються основним конструкційним матеріалом для високонавантажених деталей в сучасній авіаційній техніці.

Висновки до розділу 3.

1. При промисловому виробництві сплаву В93Т1 (гартування - 450°-465°С, фазове старіння - 115°-125°С (6-10 год.); 165°-175°С (4-8 год.)) відбувалось його зміцнення:

- при фазовому старінні за рахунок утворення зон ГП і метастабільних зміцнюючих фаз М - $MgZn_2$ або Т - $Al_2Zn_3Mg_3$,

- при гарті за рахунок виділень з пересиченого твердого розчину часток зміцнюючих фаз та фаз з підвищеним вмістом міді по границях зерен. Присутність таких часток на межах зерен збільшила ефект термічної обробки і забезпечила приріст міцності, проте, наявність у їх складі міді, досить крупні сукупні розміри і нерівномірність розподілу привели до низької корозійної стійкості сплаву і до виникнення значних залишкових напруг. Згідно з ствердженням розробника, в сплаві з вмістом цинку 6-9% мідь повинна знаходитися в пересиченому твердому розчині для підвищення відносного подовження і корозійної стійкості.

2. Термічна обробка сплаву В93пчТ3 (гартування - 450° - 465° С, коагуляційне старіння - 115° - 125° С (6-10 год.); 180° - 190° С (6-10 год.)) сприяла вищій стійкості до корозії, що було обумовлено меншими сукупними розмірами фаз, які виділялись по границях зерен при гарті, та меншим вмістом в них міді.

3. При термічній обробці сплаву 1933Т3 (гартування - 450° - 465° С, коагуляційне старіння - 115° - 125° С (6-10 год.); 180° - 190° С (6-10 год.)) виділення часток зміцнюючих фаз М - $MgZn_2$ або Т - $Al_2Zn_3Mg_3$ на межах зерен відбувалося переважно на етапі коагуляційного старіння. Відсутність міді у виділеннях по границях зерен, фрагментація зеренної структури, яка обумовила високу дисперсність зміцнюючих фаз, очевидно, зумовили найбільш високу стійкість сплаву до корозії.

4. Корозія в сплавах В93Т1 та В93пчТ3 розвивалась в результаті виникнення електрохімічного потенціалу між розташованими уздовж границь зерен скупченнями часток інтерметаллідних фаз і збідненим твердим розчином.

5. Незважаючи на явну перевагу сплаву 1933Т3 над попередніми сплавами, в його мікроструктурі присутні досить грубі первинні включення нерозчинних фаз, що мають низьку пластичність і здатні служити концентраторами напруги на етапі зародження тріщин.

Результати експериментальних досліджень даного розділу наведено в таких публікаціях:

1. Аболіхіна О.В. Утомне руйнування зварних зразків зі сплаву Т110. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр, В.М. Замков / Фізико-хімічна механіка матеріалів. -2004. - Т. 40, №4. - С. 89-92. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus).
2. Аболіхіна О.В. Вплив титанового сплаву Т110 на його відпирніть ударам індентора. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр / Фізико-хімічна механіка матеріалів. -2008. - Т. 44, №1. - С. 112-114. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus).
3. Аболіхіна О.В. Структура, міцність і пластичність напівфабрикатів із титанового сплаву ВТ22 / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів. - 2008. - Т. 44, №3. - С. 85-88.
4. Диалектика розвитку высокопрочных ковочных сплавов системы Al-Zn-Mg-Cu с точки зрения чувствительности к коррозионному растрескиванию / С.М. Чернега, Е.В. Аболихина. //7 Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 7". 30 листопада - 2 грудня 2017 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. - С. 215-222.
5. Dialectics of high forging alloys Al-Zn-Mg-Cu in terms of sensitivity to stress corrosion cracking / S. Chernega, O. Abolikhina. //IX International conference. Technical science. Industrial management. 07-10. 09. 2015. - Burgas. Bulgaria, 2015. - P.23-26. (Особистий внесок - дослідження деградації структури сплавів В95Т1 та Д16 в процесі довготривалої експлуатації).

РОЗДІЛ 4

МОНІТОРИНГ ЕВОЛЮЦІЇ ДЕФЕКТІВ В ОБШИВКАХ ВЕРХНІХ ТА НИЖНІХ ПАНЕЛЕЙ КРИЛ ЛІТАКІВ.

Для верхніх панелей, які під час польоту знаходяться в стиснутому стані, використовується високоміцний сплав В95Т1 системи легування - Al-Zn-Mg-Cu, загартований і зістарений на максимальну міцність, а для нижніх панелей, що витримують в польоті розтягуючі навантаження - високоресурсний сплав Д16Т системи легування Al-Cu-Mg-Mn.

Обшивки виготовляються з довгомірних пресованих або катаних напівфабрикатів - листів та плит, в яких напрямок видовжених зерен перпендикулярний діючим навантаженням (площина дії навантаження співпадає з поперечно-подовжньою площиною волокон в матеріалі). Мікроструктури сплавів наведені на рис. 4.1

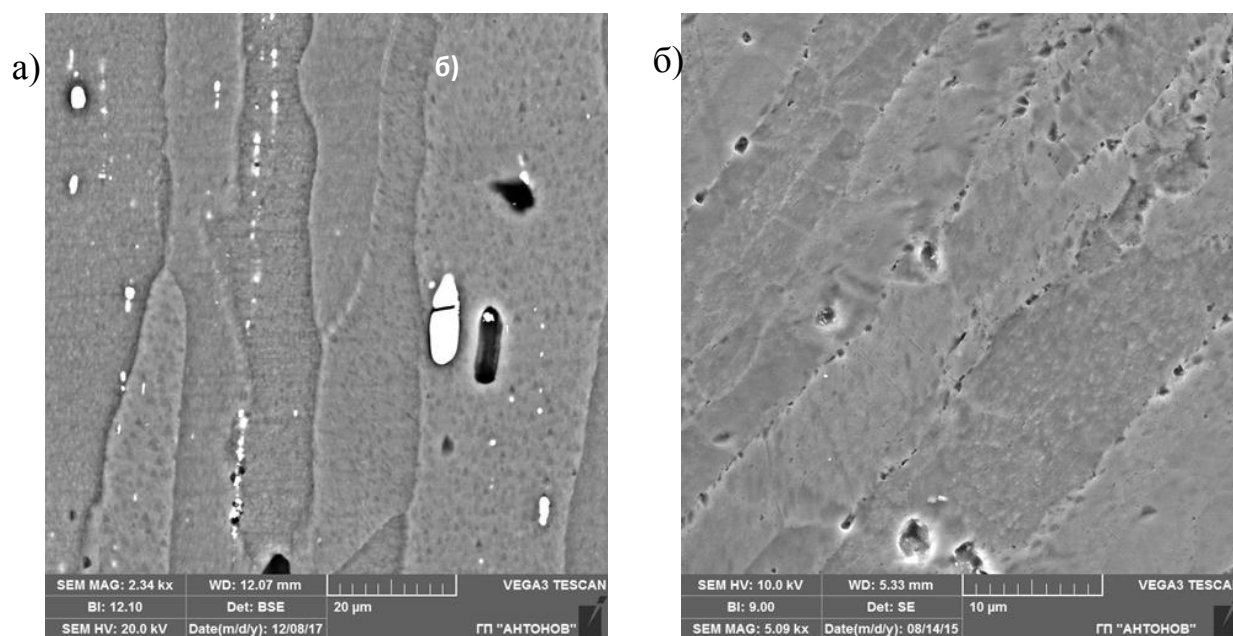


Рис. 4.1. Мікроструктура сплаву Д16Т (а) мікроструктура сплаву В95Т1 (б).

Як відомо [159], корозійні пошкодження обшивок загальною корозією завглибшки до 20% товщини можуть викликати зниження циклічної

довговічності за критеріями появи втомної тріщини в п'ять-вісім разів і сприяти передчасному руйнуванню. При цьому основний ефект зниження циклічної довговічності обумовлений зменшенням площі поперечного перетину зразків внаслідок корозії. Зміна властивостей матеріалу і концентрація напруги в зонах з корозійними дефектами можуть призводити до додаткового зменшення циклічної довговічності на 20-40% порівняно з циклічною довговічністю, визначеною з урахуванням зменшення площі поперечного перетину, відповідного глибині корозійних пошкоджень.

Зважаючи на те, що обшивки панелей крил працюють в умовах менших навантажень, ніж силові елементи конструкцій, мають велику кількість кріпильних отворів, а в кесонах центропланів існують зони випадіння конденсату, то найбільш вірогідні місця зародження корозійних тріщин – границі зерен, розташовані в проблемних зонах перпендикулярно напрямку прикладення навантажень. Критичним чинником, що визначає ресурс роботи обшивок, є стоншення їх перерізу внаслідок корозійних пошкоджень (рис. 4.2).

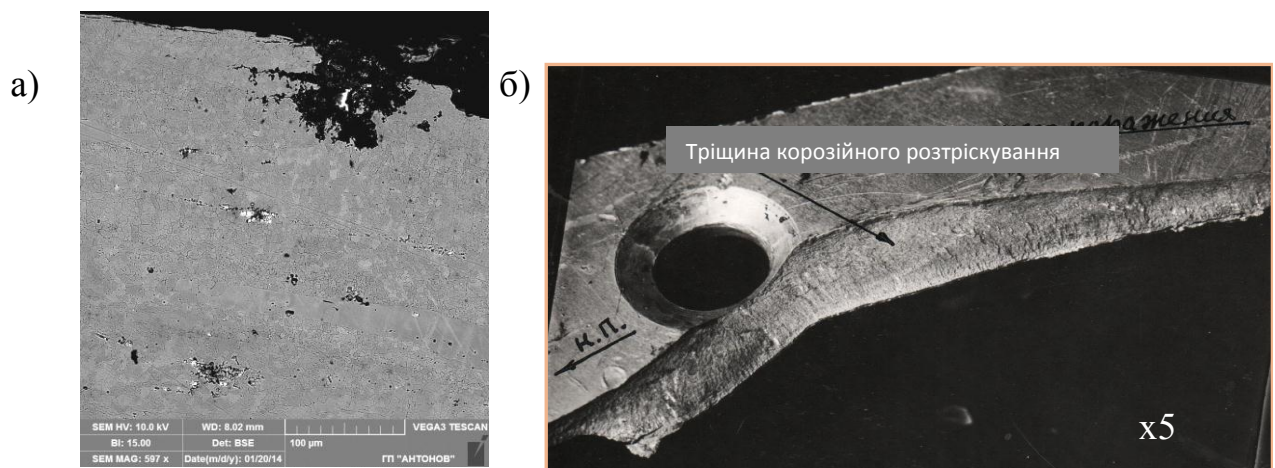


Рис. 4.2. Поверхнєве ушкодження панелі внаслідок виразкової корозії (а); руйнування обшивки за механізмом корозійного розтріскування (б).

Зазначені особливості еволюції дефектів, а також відносно простий доступ до ушкоджених ділянок змінює стратегічний підхід до підвищення довговічності цих елементів конструкції. Акцент робиться на підвищення

інкубаційного періоду утворення корозійних пошкоджень та втомних тріщин, що на першому етапі досягається нанесенням та поновленням через певний період експлуатації захисних покриттів. Проте, цей ефективний засіб не гарантує на 100% від виникнення корозійних плям в металевій матриці, (особливо враховуючи знакозмінні навантаження на крила), тому іншим, не менш важливим засобом, який відтерміновує утворення критичних дефектів, є регламентні роботи, що передбачають знайдення та усунення пошкоджень на зовнішніх та внутрішніх поверхнях крил. Очевидно, що ефективність цього засобу збільшується зі збільшенням кількості регламентних робіт (оглядів). В такому випадку головною умовою підтримки належної міцності конструкції буде виявлення корозійних пошкоджень на ранній стадії їх утворення з метою недопущення стоншення перерізу обшивок внаслідок корозії або втоми більше, ніж на 15% від початкової товщини. Оскільки плановий технічний огляд в умовах експлуатації, що передбачає частковий демонтаж планера, є кошовною технологічною операцією (десяток тисяч доларів) існує потреба в оптимізації кількості регламентних робіт, яка, з одного боку, забезпечила б безаварійну роботу, з іншого – мінімізувала капітальні витрати.

Запропонована в роботі методологія базується на статистичній обробці даних про пошкодження панелей крил більш ніж 2000 літаків, які отримані та задокументовані під час капітальних ремонтів та планових регламентних оглядів.

4.1 Ретроспективний аналіз корозійних пошкоджень на елементах конструкції літаків "Антонов"

На ДП «Антонов» започатковано загальну схему збору і аналізу корозійних пошкоджень на підставі досвіду експлуатації парку літаків, яка дозволяє вирішувати не лише завдання підтримки його льотної придатності, але й, на основі отриманої інформації, вирішувати питання забезпечення надійного протикорозійного захисту літаків нових перспективних розробок. Моніторинг

корозійного стану літаків спрямовано на вдосконалення "Програми контролю і запобігання корозії", що відповідає сучасним вимогам та здійснюється протягом всього терміну експлуатації.

Обробка накопичених даних з корозійного стану літаків «Антонов» - Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-32, Ан-72, Ан-124, Ан-225 (див. таблицю Б1 додатку) дозволила виявити ряд закономірностей і причин появи корозійних пошкоджень, виділити максимально несприятливі відносно корозії зони, характерні для літаків різних поколінь і модифікацій. Аналіз причин виникнення осередків корозії підтверджує наявність якісних і кількісних закономірностей розвитку корозійних процесів в різних умовах експлуатації. Дані таблиці Б1 додатку використані для оцінки впливу корозійних пошкоджень на працездатність конструкцій.

4.2 Аналіз статистичних даних з пошкоджень крил літаків «Антонов»

Джерела корозії, які виникають в обшивках крил завдяки хімічній взаємодії кородуючої рідини з елементами структури, в місцях, де контактують різномірні металеві пари, що мають різні пружні та пластичні властивості, в навантажених місцях конструкції, що піддаються дії специфічних умов навколишнього середовища є небезпечними, зважаючи на можливість виникнення та розповсюдження втомних тріщин під час навантаження. Найбільша кількість досліджень виконана для двох модифікацій літаків Ан-24 та Ан-26.

На ДП "Антонов" зібрана і оброблена інформація з корозійного стану крил ~ 2000 літаків Ан-24, Ан-26 за період експлуатації 1985 р. - 2015 р. У наявному банку даних містяться відомості про результати технічних оглядів зовнішньої поверхні обшивок крил ~ 1200 літаків, а також відомості про результати технічних оглядів внутрішньої поверхні обшивок ~ 800 центропланів, що відбувались під час розтинів кесонів.

Термін служби літаків з початку експлуатації складав від 7 до 36 років, періодичність технічних оглядів в середньому - ~3 - 16 років (включаючи як капітальні ремонти, так і регламентні роботи в експлуатації). Діапазон нальоту при виявленні корозійних пошкоджень склав у середньому від 1000 до 40000 годин з початку експлуатації для обох модифікацій літаків. Інтенсивність нальоту варіювалася в середньому від 300 до 1200 годин на рік. На даний час літаки Ан-24 пройшли від 5 до 12, а літаки Ан-26 від 2 до 9 капітальних ремонтів.

Аналіз банку даних показав, що максимальна кількість корозійних пошкоджень виявляється на центропланах літаків, значно рідше ушкоджуються елементи конструкції середньої частини крил, випадків пошкоджень від'ємної частини крил зафіксована найменша кількість (конструктивно-технологічні особливості будови крил літаків Ан-24, Ан-26 див. у додатку А). Пошкодження фіксувались як на зовнішній, так і на внутрішній поверхні обшивок (в кесонах центропланів та СЧК) з сплавів В95Т1 та Д16Т, відповідно.

4.2.1 Критичні за умовами опору корозії місця конструкції обшивок верхніх панелей крил літаків Ан-24, Ан-26 з сплаву В95Т1

Зовнішня поверхня панелей знаходиться під впливом атмосферних явищ - опадів, вітру, що переносить пісок і пил, сонячної радіації, конденсату та ін. Експлуатація літаків з пошкодженнями зовнішньої поверхні обшивок проходила переважно в умовах вологих тропіків та кліматичних зон з вмістом в атмосфері сірчистого газу, хлоридів (морські або промислові зони).

Хімічний елементний склад зразків, вирізаних з обшивок сплаву В95Т1, визначений методом рентгенівського мікроаналізу, представлено на рис. 4.3.

Протягом експлуатації в обшивках виникають осередки пітингової, міжкристалітної, розшарувальної корозії. Піттингова корозія може переходити у міжкристалітну (рис. 4.4 а-в) або розшарувальну (рис. 4.4 г). Розшарувальна

корозія пресованих панелей не завжди легко виявляється, оскільки характерні лусочки і відшарування, вкриті продуктами корозії, орієнтовані уздовж напрямку волокна та напрямлені паралельно вектору деформації. Міжкристалітна корозія приводить до вибіркового руйнування границь зерен, що супроводжується втратою міцності і пластичності сплаву і, як наслідок, до передчасного руйнування конструкції.

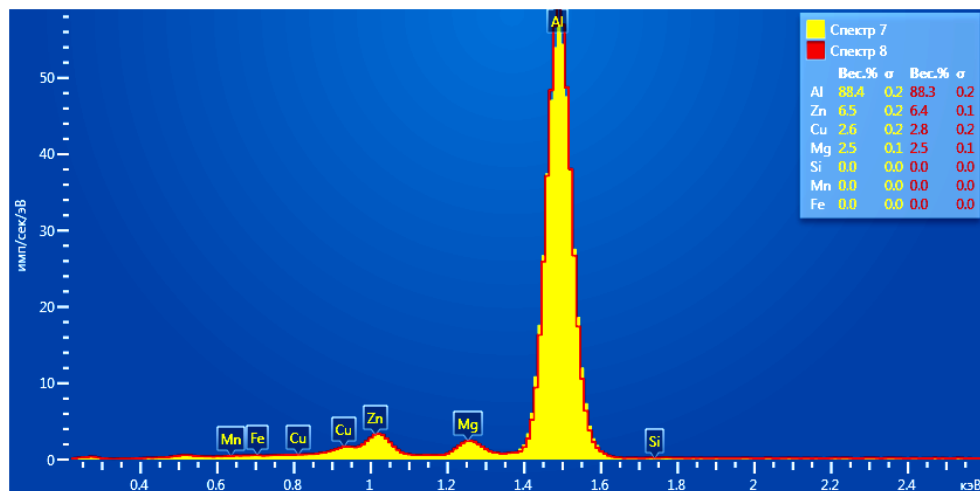
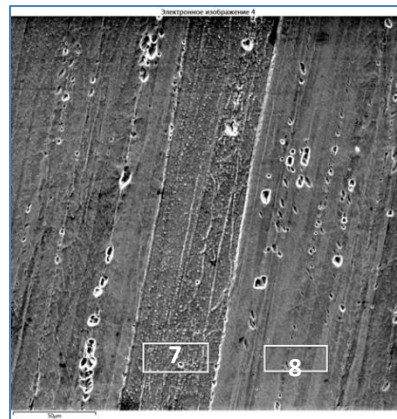


Рис. 4.3. Хімічний елементний склад зразка верхньої панелі з сплаву В95Т1.

У місцях контакту кріпильних елементів з обшивкою може відбуватися контактна корозія, яка локалізується поблизу контакту різнорідних металів, що утворюють замкнений гальванічний елемент. Наявність вологи у вузьких проміжках між деталями, під пошкодженим та зсунутим покриттям сприяє розвиватку щілинної корозії. Осередки початкових корозійних пошкоджень під

дією силових навантажень можуть переходити в тріщини корозійного розтріскування або корозійної втоми (рис. 4.5) та привести до руйнування елемента конструкції.

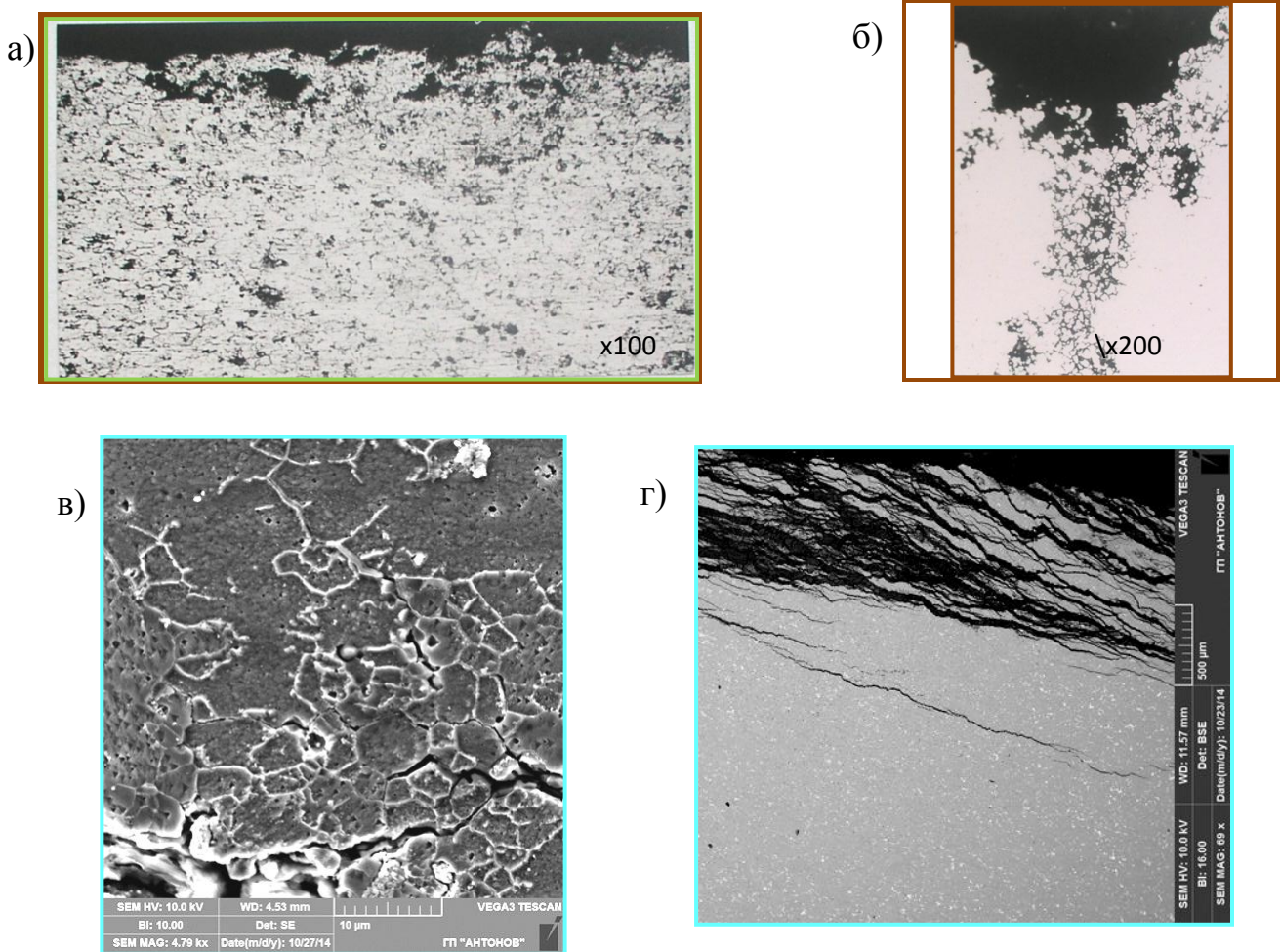


Рис. 4.4. Пітингова та виразкова корозія обшивки верхньої панелі центроплана з сплаву В95Т1 літака Ан-24 після 18 років експлуатації в умовах вологих тропіків (а). Перехід виразкової корозії у міжкристаліну (б). Міжкристалітна та розшарувальна корозія обшивки з сплаву Д16Т (мікрошліф, в, г).

При дослідженні мікроструктури зразків з сплаву В95Т1 встановлено, що вона складається з α - зерен твердого розчину, дрібнодисперсних виділень зміцнюючих фаз по границях зерен, когерентно пов'язаних з матрицею, та сегрегацій крупних виділень в об'ємах сплаву (рис. 4.1 б, 4.3, 4.6 а).

Методами рентгенівського мікроаналізу було встановлено наявність збіднених на легуючі елементи мікрозон, розташованих уздовж границь зерен,

які наочно виявлялись на штучно зруйнованих зразках, оскільки мали значно нижчу міцність (рис.4.6 б). У високоміцних алюмінієвих сплавах системи Al-Zn-Mg-Cu головною рушійною силою розвитку корозії є різниця електрохімічних потенціалів між виділеннями на межах зерен та безперервними приграничними ділянками твердого розчину, збідненими на легуючі елементи, які сформувалися в результаті старіння.

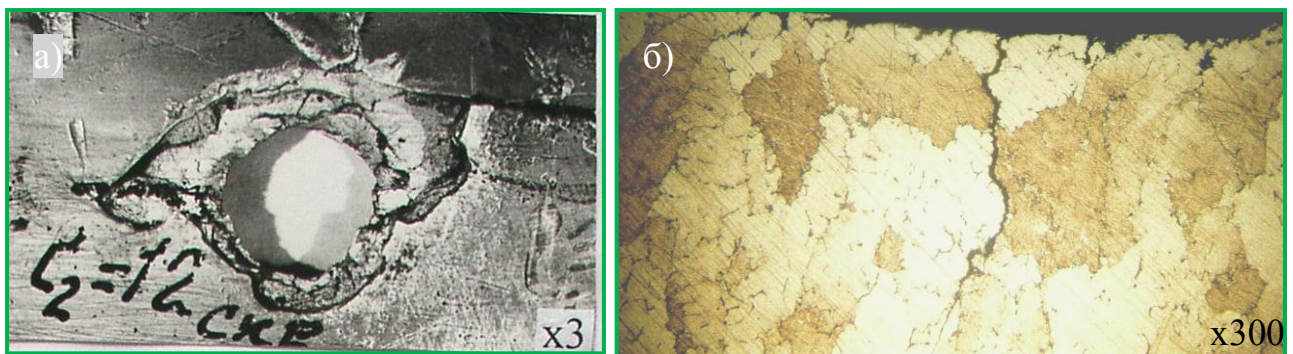


Рис. 4.5. Тріщина корозійного розтріскування, що виникла навколо кріпильного отвору обшивки з сплаву В95Т1 (а). Вид тріщини КР на мікрошліфі (б).

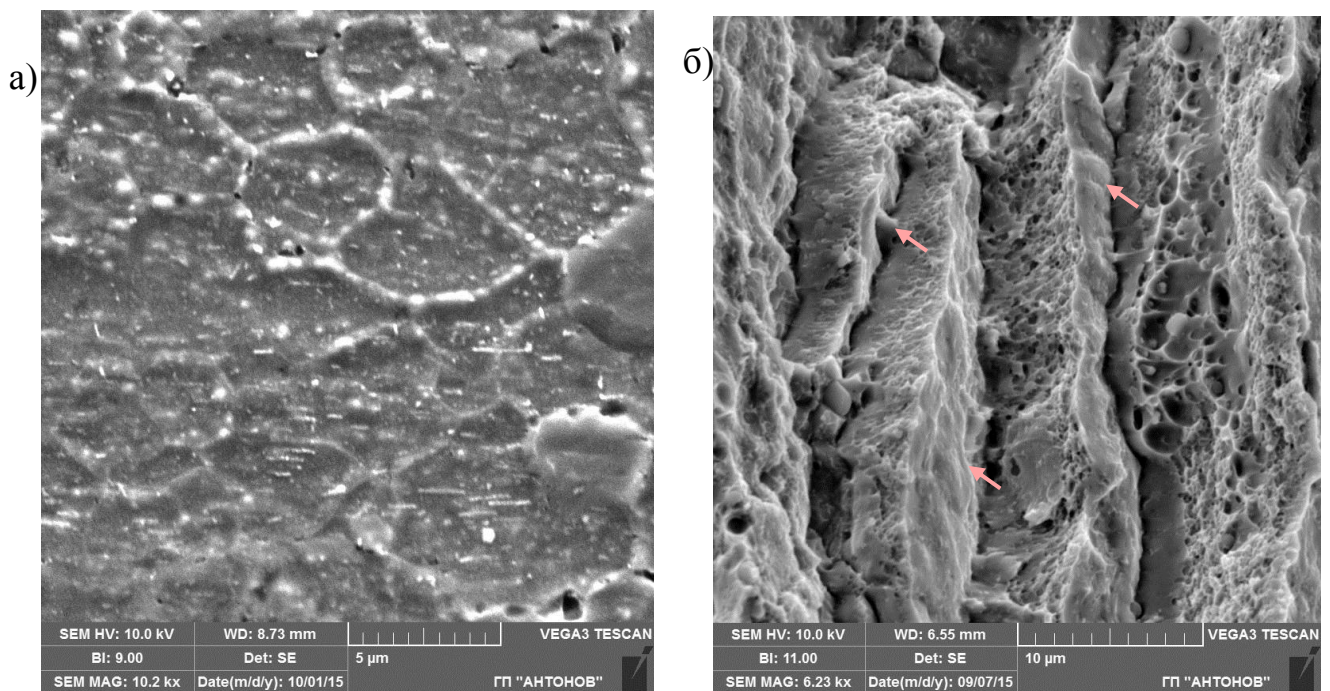


Рис. 4.6. Мікроструктура сплаву В95Т1 (а); штучне руйнування зразка; стрілками позначені зони, збіднені на легуючі елементи (б).

При дослідженнях технічного стану літаків встановлено, що корозійні дефекти в більшості випадків виникають в умовах підвищеної вологості і агресивних середовищ. Для визначення конкретних, максимально схильних до корозії місць верхніх обшивок, вся зовнішня поверхня була поділена на комірки, заточені між суміжними стрингерами та нервюрами (будову крил представлено у додатку Б). На схеми верхніх панелей наносились осередки корозії, що виникали у парку літаків Ан-24, Ан-26 за різних умов базувань (рис. 4.7).

Визначено, що найчастіше осередки корозії з'являються в місцях стиків (подовжніх швах) обшивок, в зенкованих отворах під заклепки і болти з'єднання знімних панелей або панелей з 1 і 2 лонжеронами. Корозія з'являється навколо заправних горловин, гнізд заземлення і лючків паливомірів, біля горловин зливних кранів, в отворах кріплення бортугольників мотогондол, в дренажних отворах, а також на ребрах торцевих поверхонь, в місцях механічних пошкоджень захисних покриттів.

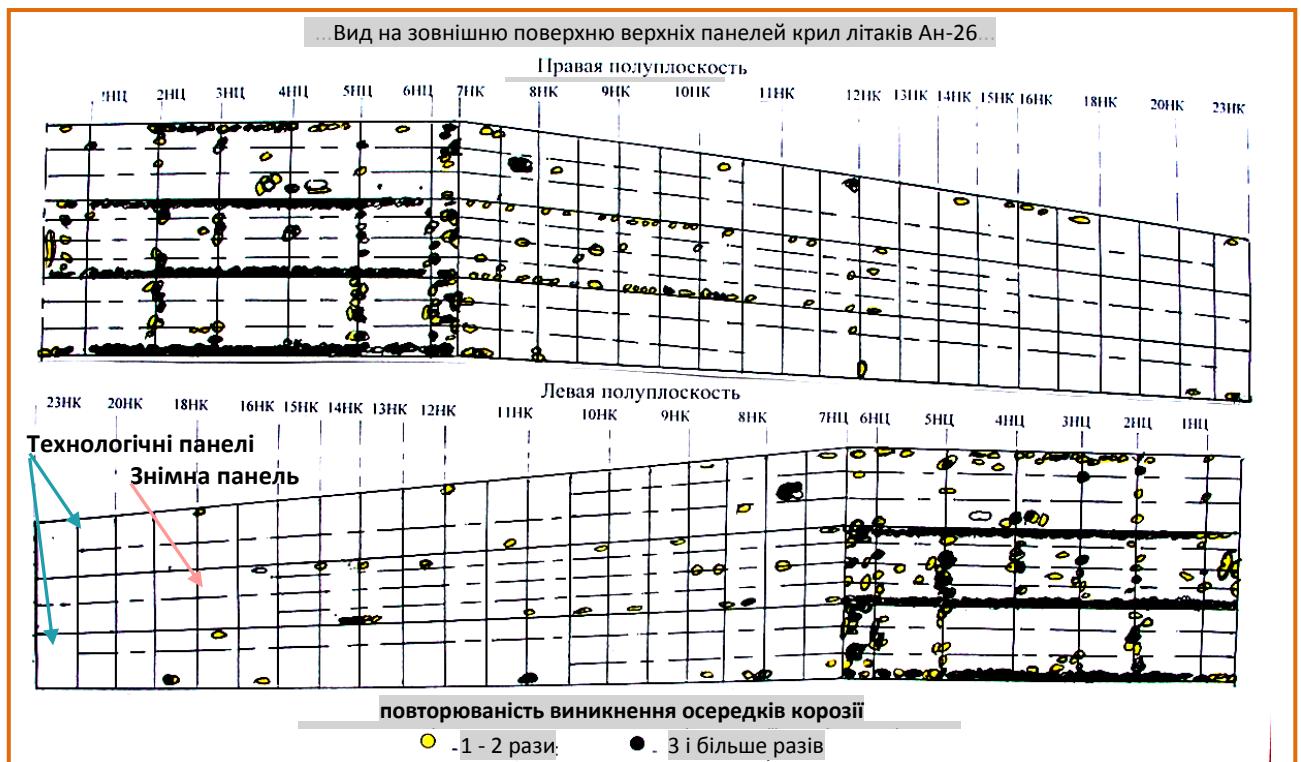


Рис. 4.7. Розташування осередків корозії і повторення їх виникнення на зовнішніх обшивках верхніх панелей крил літаків Ан-26.

З аналізу розташування осередків корозії виходить, що найбільша кількість випадків пошкоджень виникає на обшивці центроплану (~80%). Значно менше, навіть в умовах вологого тропічного клімату, ушкоджується обшивка середньої частини крила (СЧК) - ~17%. Випадків пошкодження обшивки від'ємної частини (ВЧК) зафіксовано найменшу кількість (менше 5%). Це можна пояснити дією навантажень на верхні панелі крила, максимум яких доводиться на центроплан. Наявність напруг у польоті сприяє появі мікролокальних змін в матеріалі та виникненню мікротріщин в лакофарбовому (ЛФП) і анодному покритті. Навантаження, що діють на верхні панелі середньої і від'ємної частин, значно нижчі. Крім того, обшивки центроплану та середньої і від'ємної частин крил виготовлені з різних напівфабрикатів - пресованих профілів і листів, відповідно. Осередки корозії на технологічних і знімних панелях центропланів і середньої частини крил, які мають багато кріпильних отворів та місць стиків, були найчастішими і виявлялися в 60-65% випадків на обох модифікаціях літаків. Від'ємна частина крила не має знімних панелей, тому місць, що сприяють виникненню корозії, значно менше. Корозія навколо заливних горловин була виявлена на літаках, експлуатація яких переважно проходила в умовах агресивних атмосфер або підвищеної вологості. Слід зазначити, що експлуатація практично всіх літаків, що мають пошкодження ззовні СЧК і ВЧК, проходила в умовах вологого тропічного клімату.

Вірогідними причинами виникнення корозії на поверхні обшивок верхніх панелей крил слід вважати:

- відсутність анодної плівки і лакофарбових покриттів (ЛКП) в отворах і на зенкуваннях під заклепки і болти, оскільки оброблення отворів здійснювалося після анодування панелей;
- відсутність анодної плівки і частково ЛФП по торцях панелей, оскільки припилення і підгонка панелей здійснювалися після анодування панелей;

- скупчення вологи і агресивних продуктів (солі морської води, солі і лугів від відходів хімічних підприємств) в щілинах між отворами і болтами, отворами і заклепками, по стиках панелей з панелями і панелей з лонжеронами;
- порушення ЛФП і анодної плівки при виконанні демонтажно-монтажних робіт на заводі-виготівнику, ремонтних заводах і в процесі експлуатації (огляди, заправка паливом, технічне обслуговування), а також ерозійна дія часток пилу і піску в умовах агресивних середовищ (морських середовищ, промислових атмосфер);
- схильність до розшарувальної корозії пресованих панелей;
- низьку якість і недостатні захисні властивості вживаних ЛФП, особливо в умовах агресивних атмосфер.

4.2.2 Моніторинг дефектів на нижніх панелях усередині кесонів центропланів

Нижні панелі літаків Ан-24, Ан-26 виготовлені з пресованих або листових напівфабрикатів сплаву Д16Т. Після термічної обробки та деформації формується мікроструктура, що складається з α -зерен твердого розчину, когерентно пов'язаних з матрицею виділень дисперсних фаз на межах зерен, компактних некогерентних виділень зміцнюючих фаз Al_2CuMg і $CuAl_2$ в об'ємах сплаву.

Як показали дослідження мікроструктури пошкоджених в процесі експлуатації обшивок центропланів, в сплаві найбільш часто розвивається пітингова або виразкова корозія, розшарувальна та міжкристалітна, спостерігалися тріщини корозійного розтріскування. На (рис. 4.8) та в таблиці 4.1 показано великий вміст кисню в продуктах корозії на поверхні обшивки, збільшений - на межах зерен, які піддалися корозії, і незначний - в матриці. Тобто, розвиток корозії відбувається по границях зерен за рахунок виникнення різниці електрохімічних потенціалів на межі розподілу матриця / виділення інтерметалідних часток.

Корозія всередині кесонів розвивалась переважно в умовах морських, промислових атмосфер та вологого тропічного клімату.

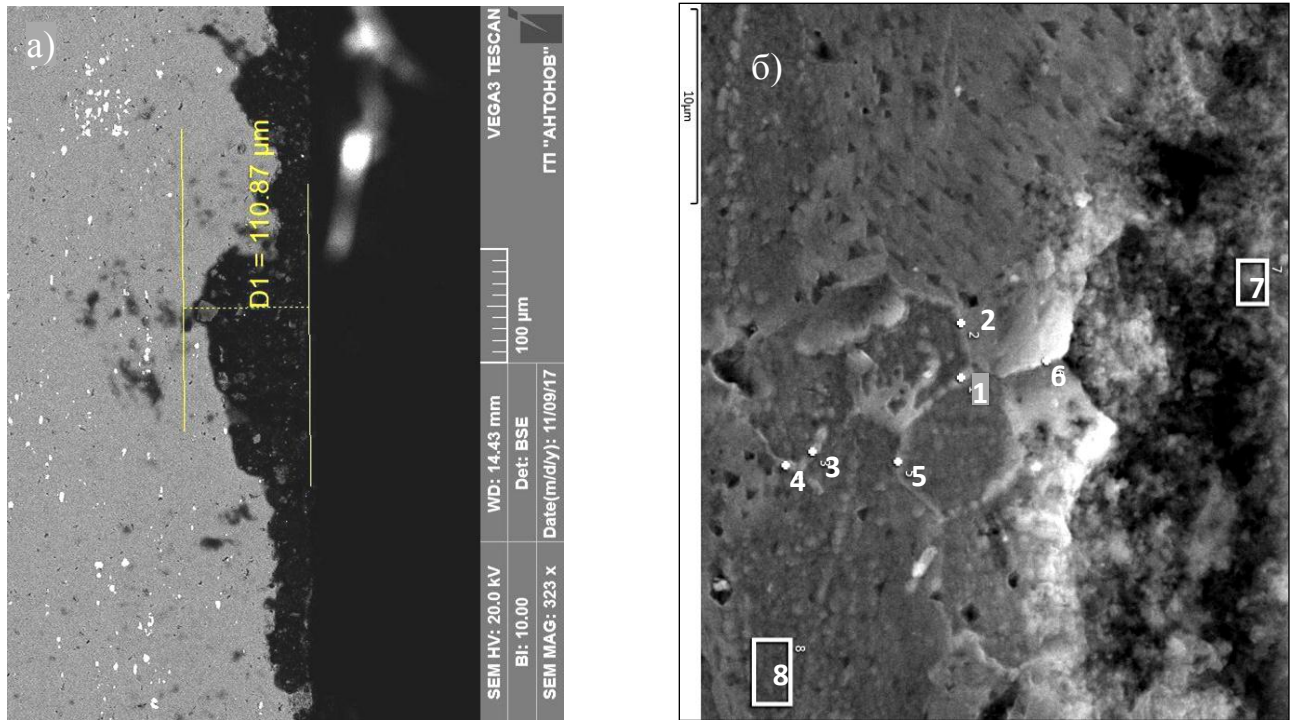


Рис. 4.8. Виразкова корозія внутрішньої поверхні нижніх панелей центроплану літака Ан-24, що протягом 16 років експлуатувався в умовах морського клімату (а). Вміст кисню в продуктах корозії (ділянка 7), на межах зерен, що піддалися корозії (точки 1-6), в матриці (ділянка 8, б, в).

Таблиця 4.1.

Хімічний елементний склад продуктів корозії (ділянка 7) на поверхні обшивки, на межах зерен, що піддалися корозії (точки 1-6), в матриці (ділянка 8).

Ділянка	O	Mg	Al	Si	Mn	Fe	Cu
1	1.69	1.27	92.83	0.00	0.66	0.00	3.54
2	1.67	1.27	93.25	0.00	0.41	0.00	3.40
3	1.39	1.31	93.35	0.00	0.36	0.00	3.60
4	2.87	1.30	91.17	0.00	0.82	0.00	3.83
5	1.31	1.22	93.68	0.00	0.33	0.00	3.47
6	6.84	1.13	87.98	0.00	0.36	0.00	3.68
7	23.83	0.81	67.18	0.00	1.98	0.00	6.21
8	0.76	1.26	93.32	0.00	0.62	0.00	4.04

В кесонах центропланів корозія виникає як на поверхні обшивок панелей, так і на елементах силового набору (стрингерах, нервюрах) та лонжеронах. Перераховані елементи конструкції практично не провітрюються, захищені від атмосферних явищ, однак піддаються дії конденсату. Наявність невеликої кількості вологи в обмежених обсягах і її конденсація створюють особливі умови для виникнення корозії у вигляді окремих плям, вкритих нальотом продуктів окиснення. Такий корозійний стан конструкцій літаків можна пояснити процесами, що відбуваються в замкнутому просторі кесона центроплану у польоті і на стоянці. При зльоті, в процесі набору висоти літаком, виникає різниця тиску - ззовні і усередині центроплану - відбувається відсмоктування повітря через дренажні отвори. За 1-2 години польоту конструкція частково остигає. При посадці, під час зниження літака, спостерігається зворотня картина – вирівнювання тиску відбувається шляхом всмоктування теплого повітря через дренажні отвори. Стикаючись з холодними стінками лонжеронів, нервюр, баків, утворюється конденсат, який стікає на поверхню нижніх панелей. Частина конденсату виходить через дренажні отвори, частина – залишається. При стоянці температура конструкції і довкілля вирівнюється і конденсат, що залишився, може збільшити вологість повітря усередині кесона. При інтенсивній експлуатації літака, хоча процес утворення і випадання конденсату повторюється, відбувається також регулярна вентиляція повітряного простору. При тривалому простої літака вентиляція відсутня, проте, в кесоні центроплану конденсат все ж міститься – що частково залишився після останнього польоту, або що виник за рахунок перепаду температур «день-ніч». Для літаків Ан-24 і Ан-26 ці процеси однакові.

4.2.3 Критичні за умовами опору корозії місця конструкції нижніх панелей центроплану.

Осередки корозії, що виникали всередині кесонів центропланів та фіксувались при проведенні капітальних ремонтів або регламентних робіт на

різних літаках Ан-24 та Ан-26, наносились на схеми нижніх панелей центропланів (рис. 4.9, конструктивно-технологічні особливості нижніх панелей представлені в додатку А).

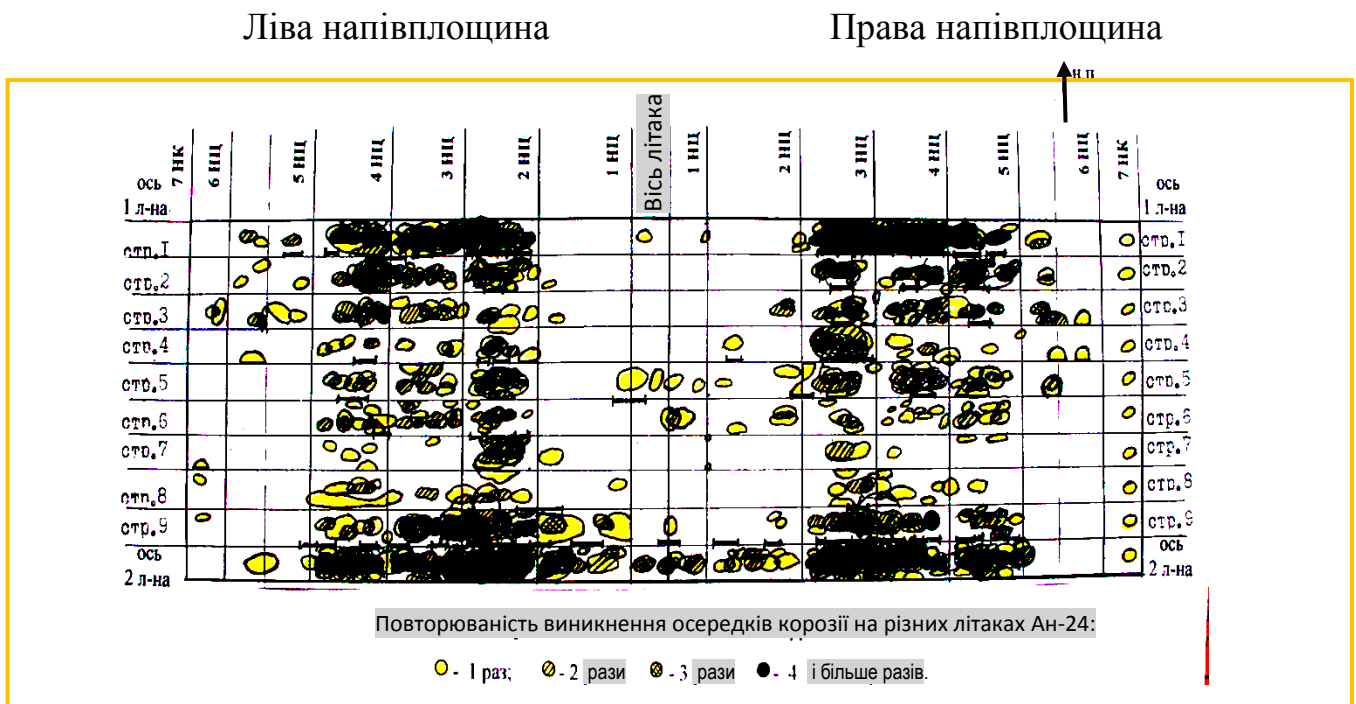


Рис. 4.9. Розташування і повторюваність виникнення осередків корозії на обшивках нижніх панелей центроплану в парку літаків Ан-24.

Як показує аналіз розташувань пошкоджень, корозія внутрішньої поверхні нижніх панелей зосереджена під пенопластовими бобишками контейнерів паливних баків, що розташовані між 2–5 нервюрами крила (НК), в дренажних отворах, в зонах 1-го і 2-го лонжеронів центроплану. Існує невелика відмінність у розташуванні осередків корозії в кесонах обох типів літаків, яка полягає в тому, що на обшивках літаків Ан-24 в зонах 2 НК лів.-2 НК прав. спостерігається значно менше корозії. Це можна пояснити як відсутністю паливних баків у літаках Ан-24 в цій зоні, так і наявністю меншого, ніж в літаках Ан-26, температурного градієнта в кесонах в результаті контакту з фюзеляжем, який в пасажирських машинах обігривається (у наявній вибірці літаки Ан-24, на відміну від літаків Ан-26, є переважно пасажирськими).

Уздовж розмаху крила максимальна кількість дефектів розташована в зоні між стрингером 1 – 1 лонжероном і стрингером 9 – 2 лонжероном. У вказаних зонах мали пошкодження 76,4% літаків Ан-24 і 61,4% літаків Ан-26 (рис. 4.10 а).

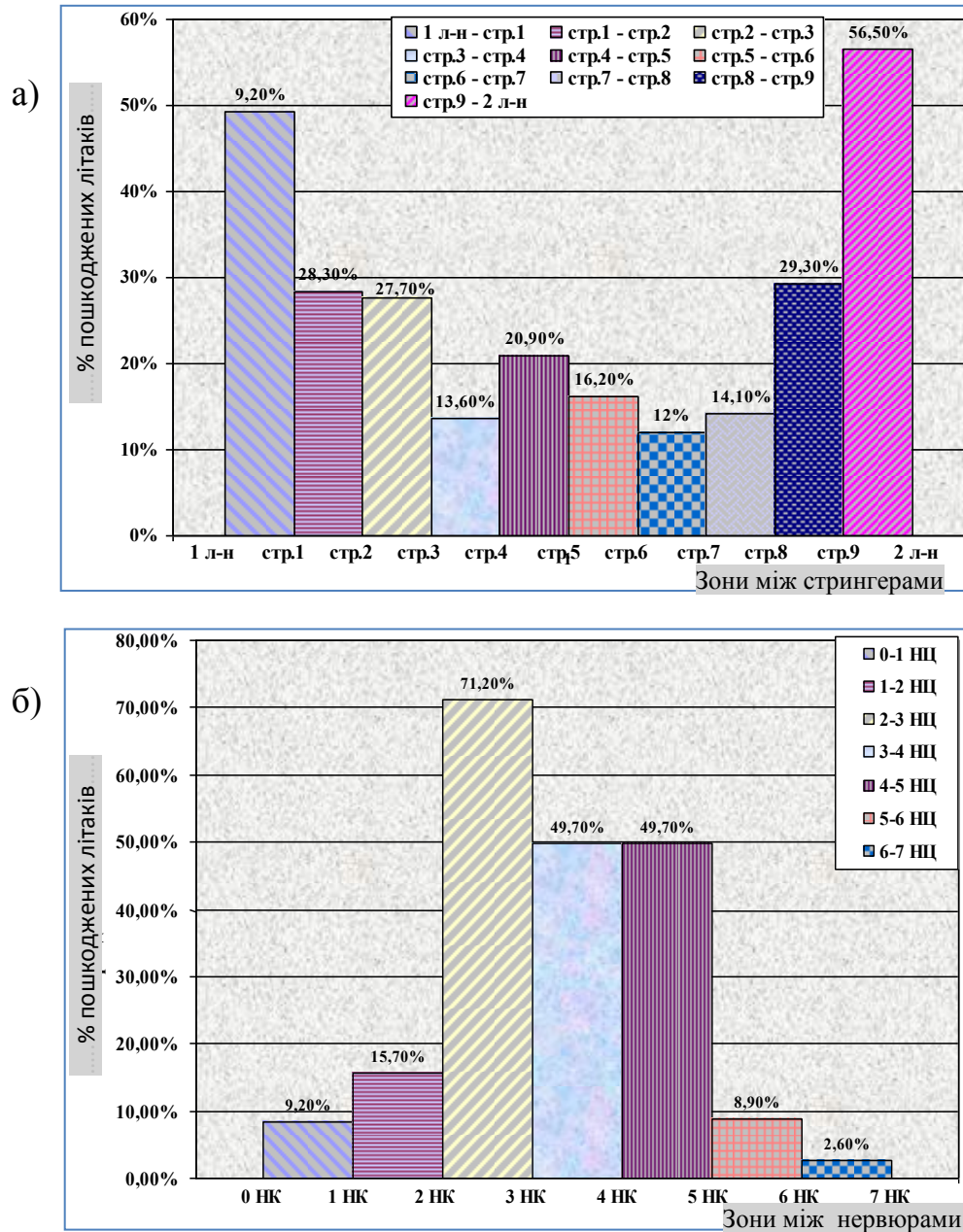


Рис. 4.10. Пошкодження корозією нижніх панелей центропланів літаків Ан-24 в зонах між стрингерами (а) і між нервюрами (б).

Уздовж хорди крила між 2 - 5 нервюрами центроплану (НК) дефекти були виявлені на 96,3% літаків Ан-24, тобто практично на кожному ураженому

корозією літаку, і на 81% літаків Ан-26. Таким чином, зони між 2 – 5 НК уздовж 1 і 2 лонжеронів можна вважати максимально ушкоджуваними (рис. 4.10 б). Ці зони сповна доступні для виявлення корозійних пошкоджень засобами неруйнівного контролю при технічному обслуговуванні.

Місця базування літаків знаходилися в різних кліматичних умовах. Вірогідними причинами виникнення корозії на внутрішній поверхні нижніх панелей є:

- випадіння конденсату на охолоджену поверхню паливних баків при їх заправці або після завершення польоту;
- скупчення вологи і агресивних продуктів під пенопластовими бобишками при їх недостатньому склеюванні або встановленні з щілинами;
- віддаленість дренажних отворів від зони стрингер 1 – 1 лонжерон, внаслідок чого утворюється застійна зона і не забезпечується повний злив конденсату;
- засмічення пилом і брудом дренажних отворів, що сприяє скупченню вологи;
- скупчення конденсату в зоні між стрингером 9 – 2 лонжероном, оскільки існуючі дренажні отвори не забезпечують повний злив конденсату (за наявності деякого кута нахилу крила літака при стоянці і у польоті);
- відсутність анодної плівки і ЛФП на поверхні дренажних отворів, отворів кріплення бортугольників мотогондоли двигунів в зоні нервюр №5 і №6, оскільки їх обробка виконувалась після анодування панелей;
- схильність до розшарувальної корозії пресованих панелей зі сплаву Д16Т;
- відмінності в черговості витрат палива в літаках Ан-24 і Ан-26 при виконанні польотів. У літаках Ан-24 в першу чергу витрачається паливо з баків-кесонів СЧК, а потім з центроплану, в Ан-26 - в першу чергу витрачається паливо з баків центроплану, в другу і третю – з баків-кесонів СЧК. Максимальна тривалість польоту при повністю заправлених баках складає ~ 6 льотних годин. Згідно з існуючими даними, в експлуатації середня тривалість польотів літаків Ан-24 складає ~1-2 години, літаків Ан-26 – близько години і більше. Таким

чином, після виконання польоту Ан-24 приземляються частіше з виробленим паливом з баків-кесонів СЧК і повністю або частково заповненими баками в центроплані (залежно від міри заправки), що створює умови для випадіння конденсату на охолоджену поверхню паливних баків. Літаки Ан-26 приземляються з порожніми або частково заповненими баками в центроплані і з невідпрацьованим паливом в баках-кесонах СЧК, внаслідок чого створюється менше передумов, в порівнянні з Ан-24, для випадіння конденсату в кесоні центроплану.

Одержані результати були використані для нанесення зон найбільш вірогідної появи корозії на технологічні карти неруйнівного контролю № 2457.10.189 нижніх панелей центропланів літаків Ан-24, Ан-26. Карта ультразвукового контролю товщин нижніх панелей центропланів використовується при оцінці технічного стану літаків під час регламентних робіт.

4.2.4 Моніторинг дефектів усередині баків-кесонів СЧК. Максимально ушкоджені корозією місця конструкції

Бак-кесон середньої частини крила являє собою велику герметизовану ємність для вмісту палива та знаходиться у міжлонжеронному просторі. Металічний корпус баків складається з верхньої та нижньої частин. У нижній частині, утвореній з обшивок та стрингерів сплаву Д16Т, вкритих зсередини щільним шаром герметика, після відпрацювання польоту перебуває залишкове паливо, яке не видаляється. Вкрита герметиком з паливом внутрішня поверхня обшивки недоступна для огляду. Часто паливо містить домішки, а в конденсатах кесон-баків зазвичай присутні різного виду сірчисті сполуки, вимиті з палива. За наявності високої температури навколишнього середовища відбувається нагрів ємностей з паливом та створюються сприятливі умови для життєдіяльності бактерій і грибової мікрофлори, що потрапляють в баки-кесони із заражених паливних сховищ. У разі відшаровування або

пошкодження герметика, агресивні продукти життєдіяльності і загибелі мікроорганізмів можуть знаходитися в контакті з матеріалом обшивки та слугувати причиною виникнення біологічної корозії. Наявність органіки в щілинах між герметиком і обшивкою усуває доступ кисню, необхідного для пасивації металу.

Дослідження зразків, вирізаних з уражених корозією обшивок, показали, що пошкодження біологічною корозією мають вигляд виразкової корозії. Окремі виразки з часом перетворювались на каверни діаметром у декілька міліметрів, а їх глибина досягала наскрізних розмірів (2 мм – 2,5 мм). Фотографія ураженої ділянки обшивки літака Ан-26 представлена на рис. 4.11.

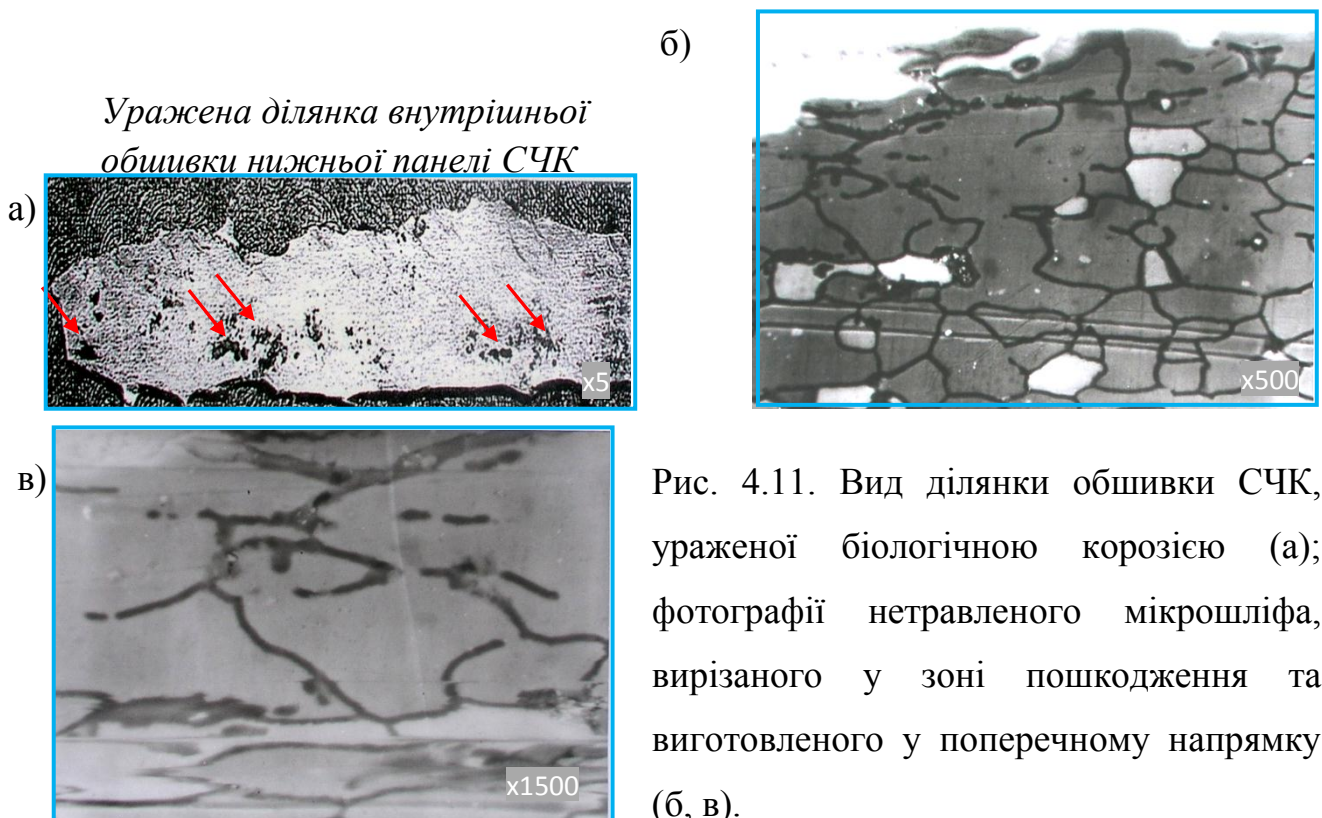


Рис. 4.11. Вид ділянки обшивки СЧК, ураженої біологічною корозією (а); фотографії нетравленого мікрошліфа, вирізаного у зоні пошкодження та виготовленого у поперечному напрямку (б, в).

Дослідження матеріалу обшивок на мікрошліфах, виготовлених через дефекти в подовжньому та поперечному напрямках, показали, що початкові ділянки пошкоджень мали потовщені границі зерен, які чітко виявлялись навіть на нетравленій поверхні, і репрезентували мікророзтрави, що виникли в

результаті хімічної взаємодії матеріалу обшивки з органічними кислотами - продуктами життєдіяльності мікроорганізмів (рис. 4.11 б, в). У ряді випадків подальший розвиток ушкоджень відбувався за механізмом міжкристалітної або розшарувальної корозії. Місця розташування осередків корозії всередині баків-кесонів літаків Ан-24 та Ан-26 наносилися на схеми внутрішньої поверхні нижніх панелей СЧК (рис. 4.12).

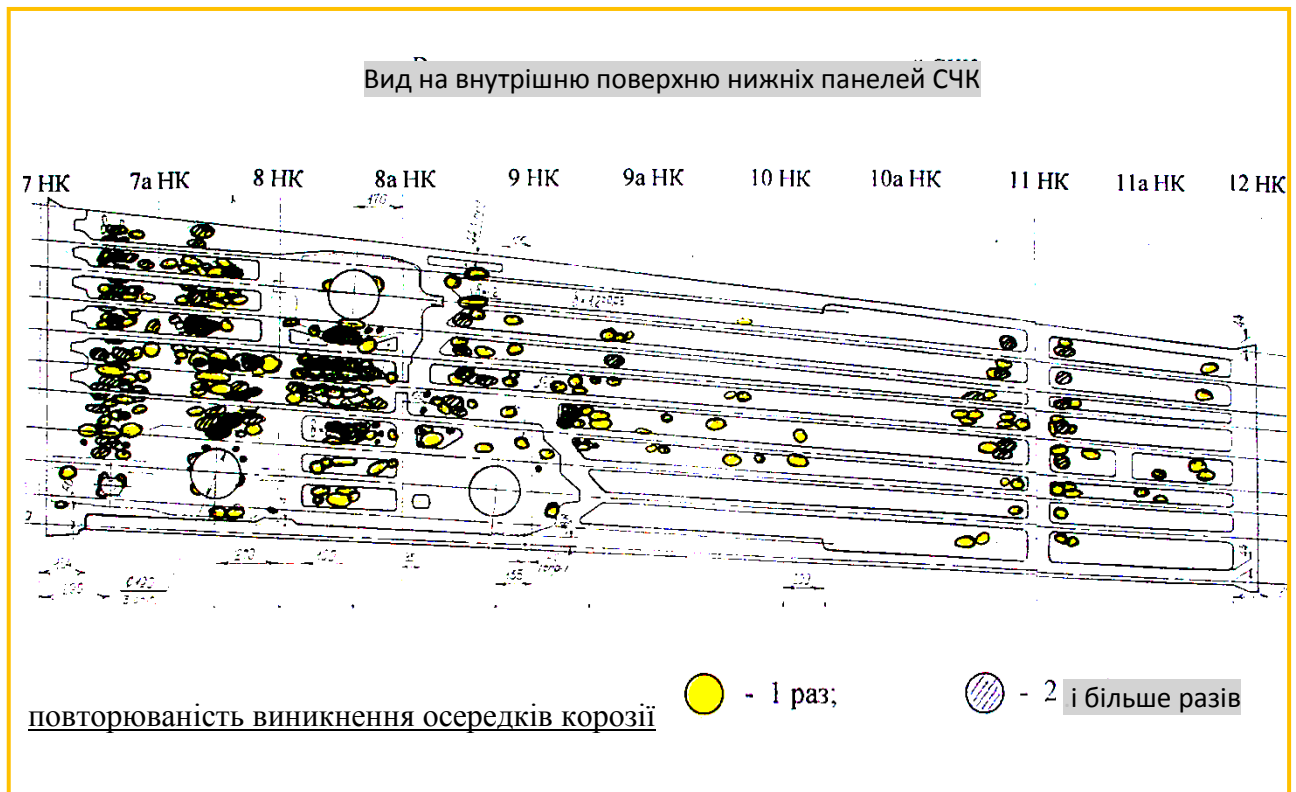


Рис. 4.12. Розташування осередків корозії і повторюваність їх виникнення на обшивках нижніх панелей СЧК у парку літаків Ан-26.

Таким чином, конденсат і розчинені в ньому агресивні домішки та про здатні в значній мірі пошкодити обшивку баків-кесонів СЧК в місцях порушення цілісності герметика. Характер виникаючих пошкоджень можна класифікувати як біологічну корозію.

Ушкоджуваність панелей біологічною корозією в зонах між нервюрами уздовж хорди і між стрингерами по розмаху крила показана на діаграмах, представлених на рис. 4.13. Згідно з отриманими результатами, максимальна

кількість дефектів по розмаху крила зосереджена між стрингерами 4-6 (~97 %). Уздовж хорди крила найбільшу кількість корозійних дефектів зосереджено між 7а - 8а нервбрами крила - в цих зонах дефекти були виявлені на ~83% літаків. При аналізі експлуатаційних характеристик літаків було встановлено, що ~50% пошкоджень виникали у військових частинах, де мали місце низька якість палива та зараження паливосхвищ мікроорганізмами. Експлуатація останніх 50% літаків проходила в умовах тропічного клімату, де також існує висока вірогідність виникнення у паливосховищах сприятливих умов для життєдіяльності бактерій і грибової мікрофлори.

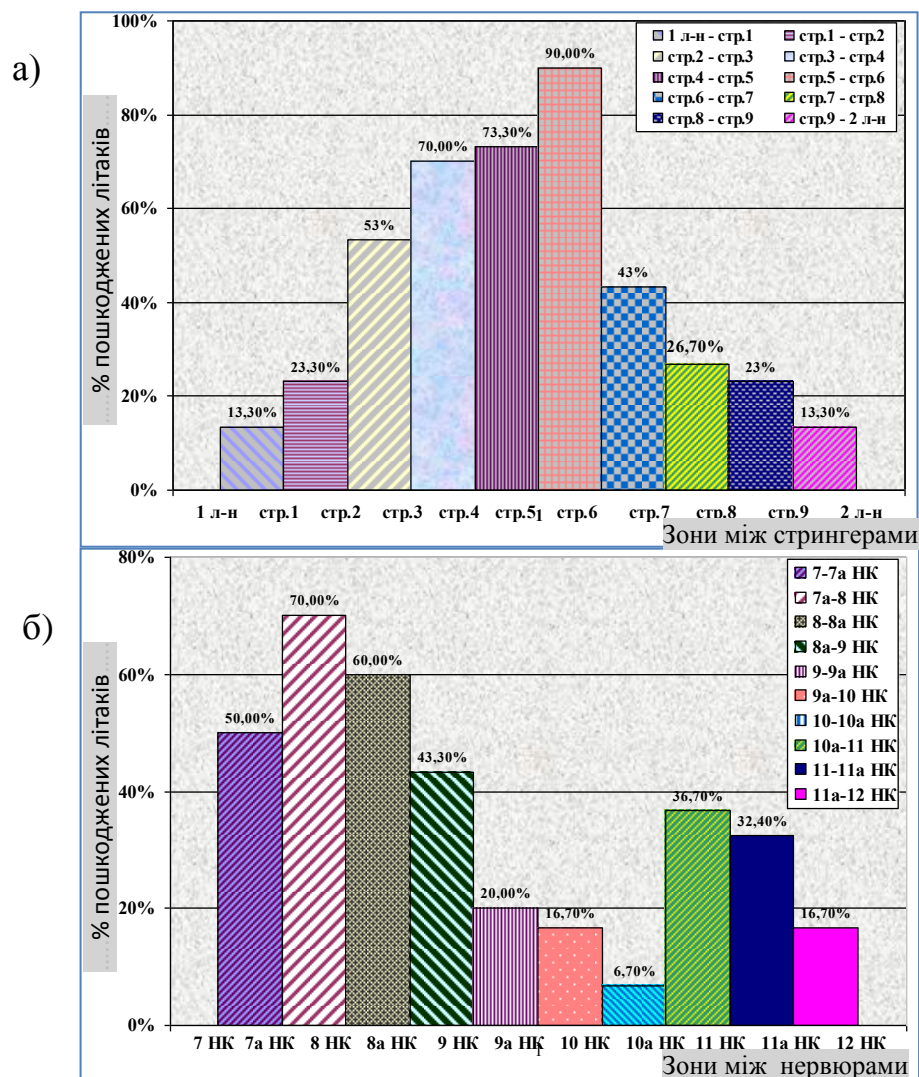


Рис. 4.13. Пошкоджуваність корозією внутрішньої поверхні нижніх панелей СЧК літаків Ан-26 в зонах між стрингерами (а) і між нервюрами (б).

Незалежно від кліматичних умов максимальні пошкодження усередині баків-кесонів СЧК виникали на літаках з низькою інтенсивністю польотів (~60 – 400 пол./рік) і подальшим їх зберіганням (3-10 років).

Таким чином, виникненню корозії на обшивках нижніх панелей СЧК сприяла низька якість палива. Наявність в паливі домішок, нагрів ємностей з паливом в результаті дії високої температури довкілля створює сприятливі умови для розвитку мікроорганізмів, які потрапляють в баки-відсіки із заражених бактеріями і грибовою мікрофлорою паливосховищ. В разі пошкодження герметика (відшарування, наявності несучільностей) агресивні продукти життєдіяльності мікроорганізмів просочуються на поверхню обшивки. При високій інтенсивності експлуатації можливе виникнення мікротріщин в захисних покриттях, які надалі стають осередками корозійних пошкоджень.

Регламентами технічного обслуговування літаків Ан-24, Ан-26, Ан-30 на кожній формі періодичного технічного огляду (ТО) передбачене дослідження нижніх панелей СЧК ззовні на предмет відсутності тріщин і краплинної течі. Оскільки внутрішня поверхня нижніх панелей закрита герметиком і недоступна для огляду, виявлення пошкоджень можливе лише після того, як корозія вийде на зовнішню поверхню панелі. Тому моніторинг дефектів проводиться на зовнішній поверхні конструкції при кожному дослідженні технічного стану літаків.

4.3 Оцінка швидкості розвитку корозійних пошкоджень в обшивках верхніх та нижніх панелей центропланів

Якщо корозія виникла, то з часом експлуатації або у міру збільшення нальоту, швидкість її розвитку збільшується.

Згідно з існуючими поглядами про розвиток корозійних пошкоджень в алюмінієвих сплавах, швидкість їх росту змінюється за параболічним законом [87], оскільки збільшення шару продуктів корозії, що вкриває осередок,

зменшує доступ кисню до металу і процес певною мірою затухає. Графічна інтерпретація великої кількості статистичних даних, побудованих в координатах "Глибина корозійного пошкодження - термін служби між ремонтами", що одержані та задокументовані при ремонтах або регламентних роботах в експлуатації, не підтверджує цей висновок (рис. 4.14).

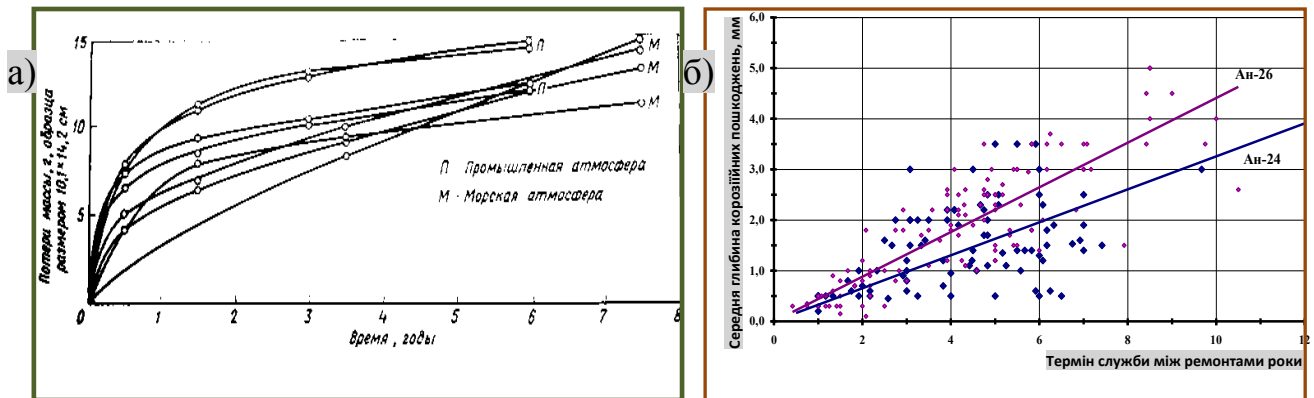


Рис. 4.14. Втрата маси стандартних зразків в залежності від часу випробувань на корозію (а, Proctding ASTM, т.51) що показує уповільнення швидкості корозії (Proctding ASTM, т. 51) [114]. Залежність глибини корозійних пошкоджень від терміну служби літаків Ан-24, Ан-26 між суміжними ремонтами або регламентними роботами (б).

В якості критерію було прийнято зміну максимальної глибини пошкоджень в осередках корозії, значення яких відкладено по вісі ординат залежно від часу, що є періодом між попереднім і подальшим технічними оглядами панелей, тобто без урахування інкубаційного періоду пошкодження. З графіку видно, що між геометричними параметрами корозійного дефекту і часом існує лінійний зв'язок. Швидкість корозії визначається тангенсом кута нахилу прямої лінії.

Виявлені відмінності пояснюються особливостями експлуатації літаків: якщо на наземному етапі доступ хімічних елементів, що сприяють корозії, зменшується за рахунок утворення плівки продуктів корозії, то в польоті дія вібрацій та інших навантажень сприяють її зсуванню та розтріскуванню,

інтенсифікуючи електрохімічний процес за рахунок збільшення доступу кисню до кородуючої поверхні.

4.4 Аналіз впливу експлуатаційних чинників на швидкість розвитку корозії

Розглянуті основні експлуатаційні чинники - загальний термін експлуатації, термін між капітальними ремонтами, кліматичні умови роботи, загальна кількість польотів літака, інтенсивність польотів, тощо, що впливають на утворення та зростання дефектів на поверхні обшивок крил літаків.

4.4.1 Вплив календарних і міжремонтних термінів служби

Результати статистики з корозійних пошкоджень зовнішньої і внутрішньої поверхні обшивок верхніх панелей крил представлялись у вигляді масивів даних у координатах "Глибина корозійного пошкодження - термін експлуатації", "Кількість осередків корозії - термін експлуатації".

На рис. 4.15 видно, що зі збільшенням термінів служби літаків збільшуються глибина і кількість корозійних пошкоджень, тобто, корозійний стан погіршується - знижується якість захисних покриттів, в них з'являються зміни і пошкодження у вигляді мікротріщин, які важко виявити за допомогою приладів. Також корозійний стан елементів конструкції крил погіршується і зі збільшенням термінів між регламентними роботами. Це ствердження справедливе як для зовнішньої, так і для внутрішньої поверхні обшивок центропланів літаків Ан-24, Ан-26. та узгоджується з уявленнями про несприятливу дію в часі вологих і агресивних середовищ, а також конденсату, що знаходиться в кесонах центропланів.

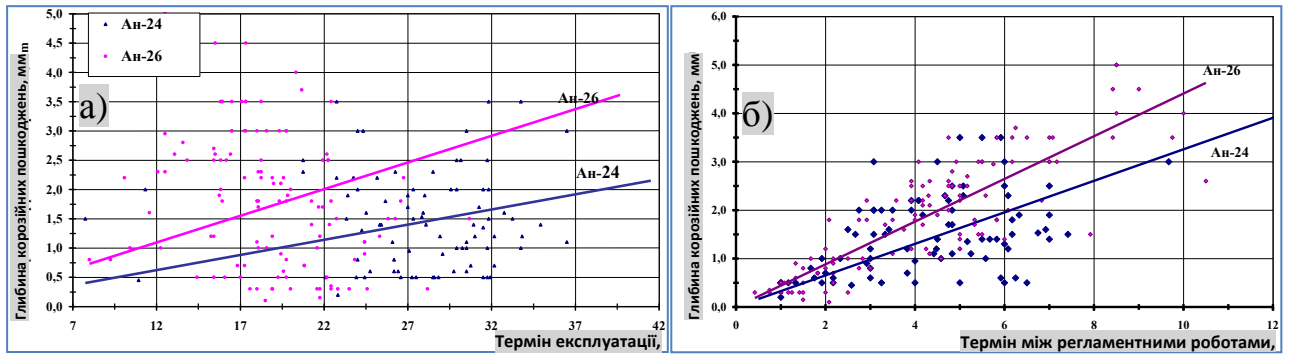


Рис. 4.15. Залежність глибини корозійних пошкоджень зовнішньої поверхні обшивок верхніх панелей крил від загального терміну служби (а) і від термінів між суміжними регламентними роботами за різних умов експлуатації (б).

4.4.2 Вплив інтенсивності експлуатації на пошкоджуваність обшивок

Середня інтенсивність експлуатації літаків складала 300-500 польотів у рік, хоча у наявній вибірці присутні літаки з інтенсивністю менше за 100 польотів у рік, або ж з інтенсивністю, що перевищувала річну норму у 1000 польотів. Тобто, одна частина літаків щоденно виконувала польоти, інша частина практично весь термін між суміжними регламентними роботами знаходилася на безангарному зберіганні, більша кількість літаків поєднувала посилену експлуатацію з безангарним зберіганням.

Обшивки верхніх панелей крил.

Залежність опосередкованої глибини дефектів, що виникають за рік експлуатації на зовнішній та внутрішній поверхні обшивок верхніх панелей, від інтенсивності польотів, представлена на рис. 4.16. Аналіз масиву даних свідчить, що зі збільшенням інтенсивності експлуатації корозійний стан поверхні верхніх панелей крил погіршується. Апроксимація даних кривими першого порядку досить наочна, хоча і має низький коефіцієнт кореляції, і використана для того, щоб показати тенденцію збільшення глибини корозійних пошкоджень зі збільшенням інтенсивності польотів. Тенденція пояснюється тим, що, як зазначено вище, за високої інтенсивності польотів збільшується

вірогідність виникнення мікротріщин у ЛФП; у наявних пошкодженнях в результаті вібрації у польоті відбувається зсув окисної плівки, що забезпечує вільний доступ кисню до кородуючої поверхні металу, і тим самим посилює процес корозії. У найбільш сильній мірі вплив інтенсивності польотів виявляється в умовах вологого тропічного клімату.

Як показав аналіз статистичних даних, під час простою корозійний стан літаків значно погіршується за умови існування початкових корозійних і механічних пошкоджень, не видалених перед зберіганням. Зазвичай, локальні мікродефекти (наприклад, розтріскування ЛФП) з'являються після тривалої або інтенсивної експлуатації. Виявити такі пошкодження, як візуально, так і інструментальним контролем, досить складно.

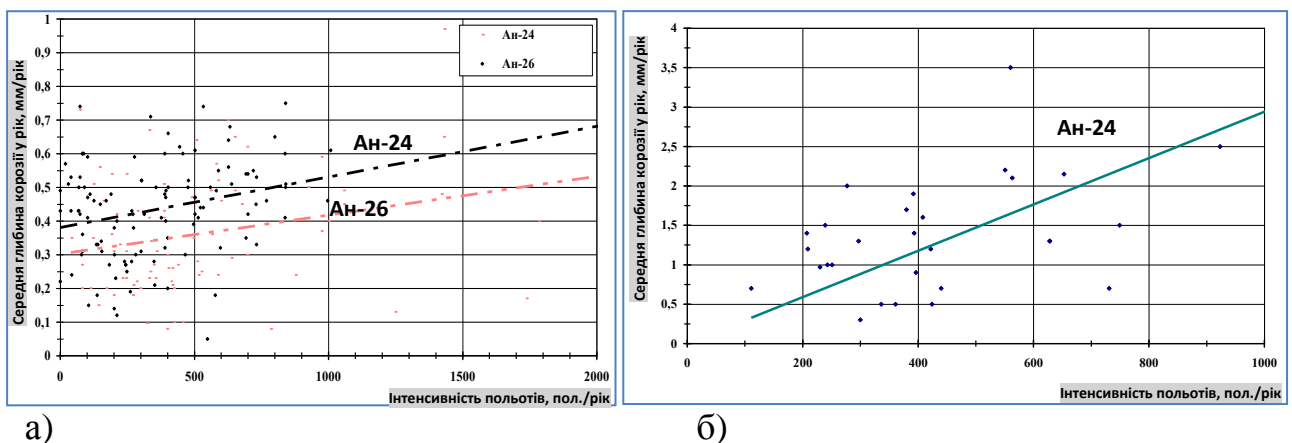


Рис. 4.16. Залежність опосередкованої глибини дефектів, що виникають за рік експлуатації на зовнішній (а) та внутрішній (б) поверхні обшивок верхніх панелей, від інтенсивності польотів.

В умовах вологих тропіків слід звертати особливу увагу на стан обшивок літаків, що експлуатувалися раніше в жарких пустелях, де часті піщані бурі сприяють порушенням ЛФП і виникненню точкових пошкоджень зовнішньої обшивки. Зміна місць базування таких літаків приводить до того, що навіть за умов невеликої атмосферної вологості починається прискорена корозія від наявних локальних виразок. За відсутності дефектів на обшивках панелей

літаків Ан-24, Ан-26, корозія не виявлялася навіть після 2-6 років безангарного зберігання у вологому тропічному кліматі.

Обшивки нижніх панелей крил.

Збільшення інтенсивності експлуатації погіршує корозійний стан і усередині кесонів центропланів літаків (рис. 4.17).

Зміна інтенсивності польотів з високої на низьку (що включає зберігання літака протягом всього або частини терміну між ремонтами) призводить до погіршення корозійного стану обшивок як ззовні, так і усередині кесонів літаків. Мікротріщини і мікронесуцільності, які виникли після інтенсивної експлуатації в захисних покриттях, початкові механічні пошкодження поверхні панелей, вологість усередині кесонів центропланів можуть значно посилити корозійний стан літаків в період простою і тривалого зберігання. Нанесення більш якісних захисних покриттів і відсутність початкових поверхневих дефектів на елементах конструкції центропланів сприяє покращенню корозійної стійкості в період зберігання.

Аналогічні результати отримані при аналізі корозійного стану літаків Ан-30 (100 літаків), що проходили технічні огляди при капітальних ремонтах на заводах ГА та регламентних роботах. Наявність корозії на внутрішній поверхні нижніх панелей центропланів була виявлена лише на трьох літаках, що знаходилися на зберіганні після експлуатації

За відсутності будь-яких пошкоджень, осередки корозії на обшивках нижніх панелей не виникали навіть через 2-4 роки безангарного зберігання в умовах морського та вологого тропічного клімату. Слід також зазначити бію Ан-26.льш високу якість захисних покриттів літаків Ан-30 порівняно з літаками Ан-24.

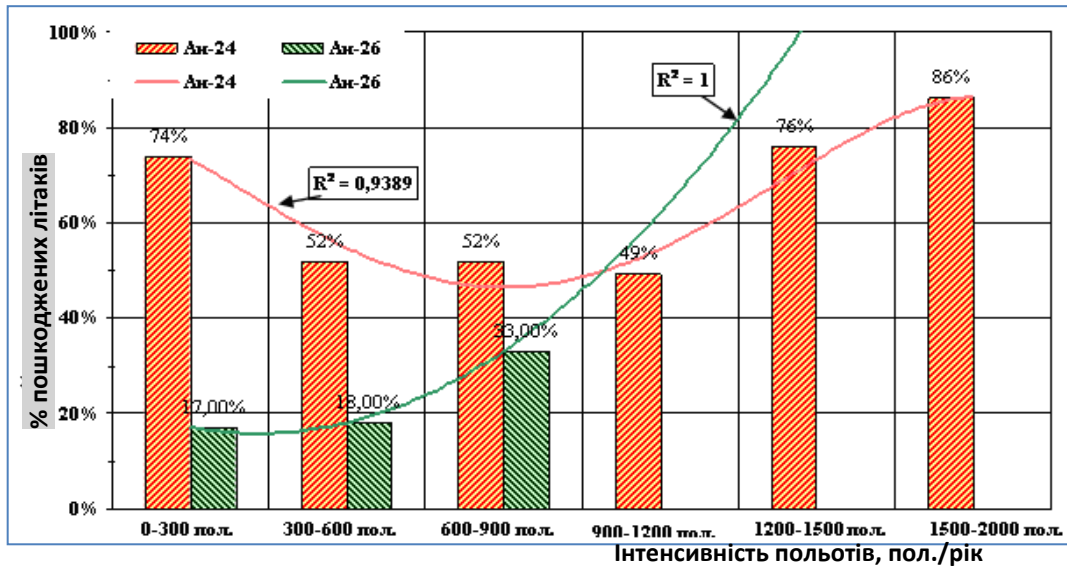


Рис. 4.17. Діаграма впливу інтенсивності польотів на корозійний стан кесонів центропланів у парку старіючих літаків Ан-24, Ан-26.

4.4.3 Порівняльний аналіз корозійних пошкоджень на літаках Ан-24 і Ан-26

Увесь масив даних було диференційовано за конструкційними елементами, побудовані графічні залежності "Глибина корозійних пошкоджень - термін служби між суміжними технічними оглядами" (рис. 4.18). Порівняння значень глибини корозійних пошкоджень, які розвинулися в умовних комірках середньої та від'ємної частин крил показало, що для обох модифікацій літаків вона майже не відрізняється і знаходиться в межах розкиду.

На обшивках центропланів верхніх панелей літаків Ан-24, що експлуатуються переважно в зонах помірного і континентального клімату, спостерігались нижчі значення глибини корозії, ніж на літаках Ан-26, які переважно базуються в зонах морського та вологого тропічного клімату. Таким чином, глибина корозійних пошкоджень, що виникають на обшивках панелей в літаках крил обох модифікацій, значною мірою залежить від кліматичних умов базування.

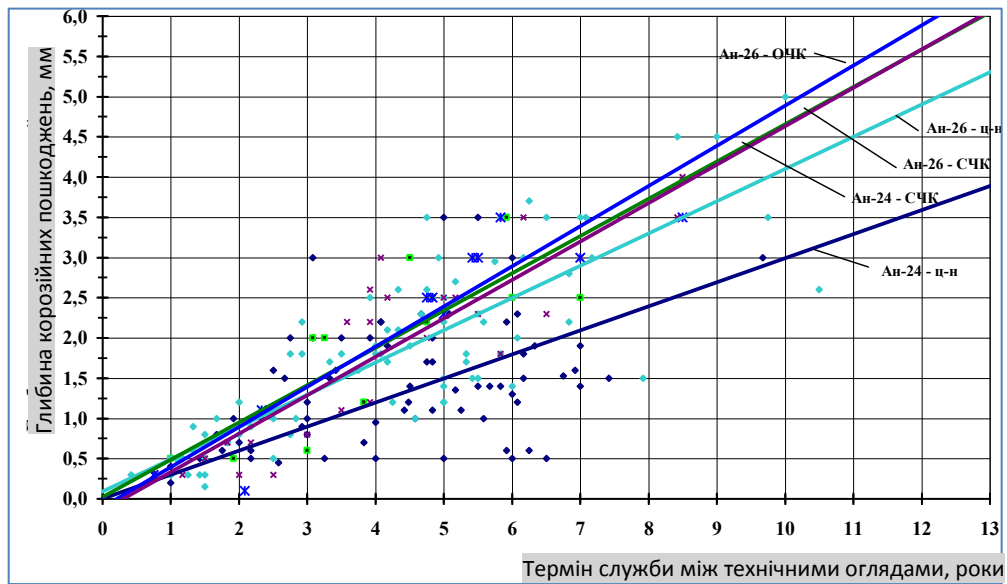


Рис. 4.18. Глибина корозійних пошкоджень, що виникали на різних частинах верхніх панелей крил літаків Ан-24, Ан-26 між технічними оглядами.

Порівняння корозійного стану обшивок крил літаків Ан-24 і Ан-26, що експлуатуються приблизно однакою період в одних і тих же кліматичних зонах, істотних відмінностей не виявило.

4.4.4 Залежність корозійного стану літаків від кількості капітальних ремонтів

Літаки проходили капітальні ремонти на 403, 410 і 412 заводах ГА, а також у військових частинах (в/ч м. Оренбург) і в республіці Куба (завод ім. Гагаріна). Літаки Ан-24 мали в середньому 6-12, а літаки Ан-26 - 4-9 капітальних ремонтів. Виявлені осередки корозії видалялися, захисні покриття відновлювалися відповідно до вимог технологічної документації.

Зі збільшенням кількості капітальних ремонтів не відбувається очікуваного погіршення корозійного стану обшивок усередині кесонів центропланів (рис. 4.19).

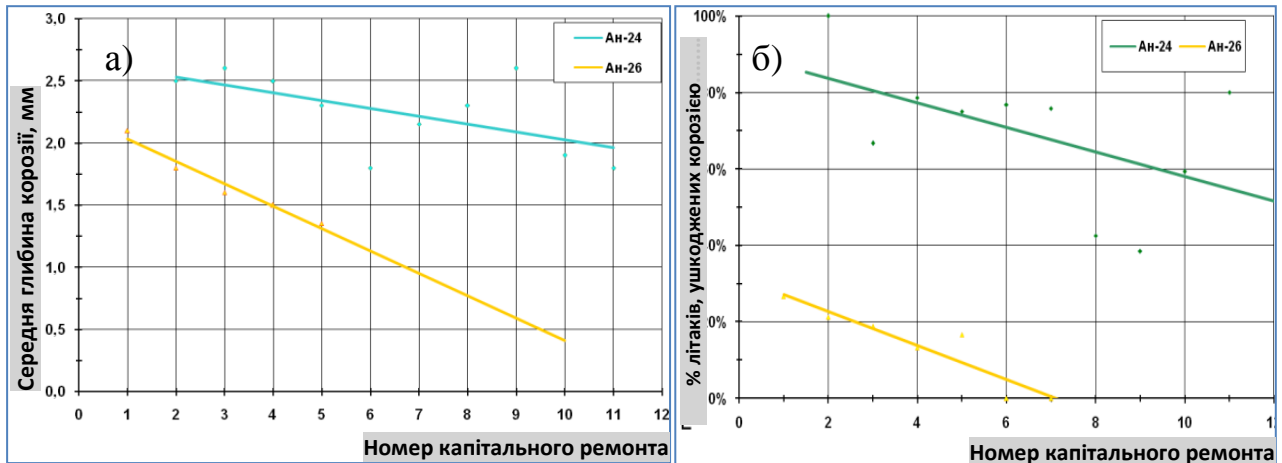


Рис. 4.19. Корозійний стан внутрішньої поверхні обшивок нижніх панелей в залежності від кількості капітальних ремонтів літаків Ан-24 і Ан-26.

Глибина осередків корозії на внутрішній поверхні обшивок з часом зменшується, а відсоток літаків, що надходять до ремонту з корозією, знижується. Така тенденція пояснюється виконанням регламентних робіт в умовах експлуатації між капітальними ремонтами із застосуванням методів ультразвукового контролю, що дозволяє своєчасно виявляти і усувати пошкодження на ранніх стадіях їх розвитку.

4.4.5 Вплив заводського номера літаків (номера серії) на утворення і розвиток дефектів в обшивках верхніх і нижніх панелей

Пошкодження елементів конструкції зовнішньої і внутрішньої поверхні крил залежно від серійних номерів випуску літаків проілюстровано діаграмою (рис. 4.20). Істотних відмінностей корозійного стану літаків перших і останніх серій не виявлено. Проте, кількість пошкоджених літаків Ан-26 все ж менша, ніж Ан-24, хоча їх експлуатація проходить здебільше в умовах вологих тропіків. Даний факт можна пов'язати як з більш низькою інтенсивністю польотів, так і з дещо вищою якістю захисних покриттів, оскільки випуск Ан-24 припадає на 70-ті роки, а Ан-26 - на 70-80 роки минулого сторіччя.

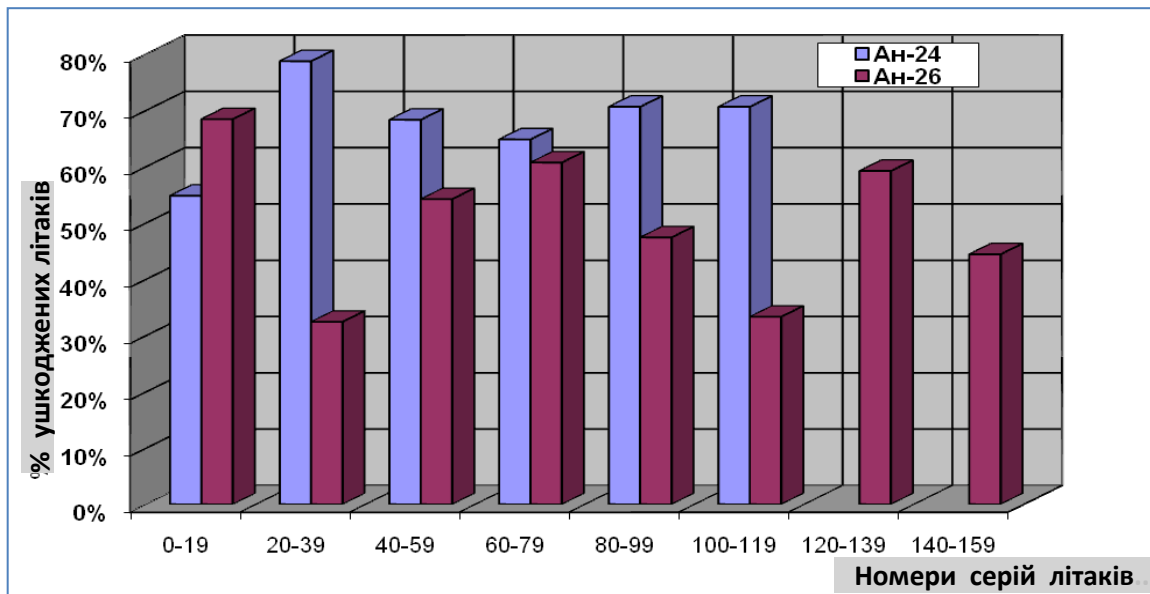


Рис. 4.20. Відсоток пошкоджених корозією обшивок крил літаків Ан-24 і Ан-26 різних серійних номерів випуску у загальній вибірці, що поступали на капітальні ремонти.

4.4.6 Вплив умов базування на утворення корозійних пошкоджень

Корозійна агресивність атмосфер визначається умовами зволоження поверхні, оскільки при наявності в повітрі корозійно-активних агентів відбувається мінералізація і підкислення вологи. Корозійно-активні сполуки - сірчистий газ, хлориди, аміак, окисли азоту, тверді частки притаманні морським середовищам і, особливо, промисловим атмосферам, що містять велику кількість кислих газів, таких, як двоокис сірки. Підвищена вологість атмосфери або конденсація підсилюють корозію в присутності хлоридів або кислих сульфатів.

На рис. 4.21 представлено ділянку зламу кронштейна з високоміцного алюмінієвого сплаву В93пчТЗ, що передчасно був зруйнований за механізмом корозійного розтріскування. Експлуатація літака відбувалась в умовах морського клімату і промислових атмосфер. Мікрорентгеноспектральний аналіз плівки продуктів корозії, що вкривала злам, показав присутність сірки у

кількості 7,3%, яка посилює негативний вплив агресивних атмосфер на інтенсивність корозійних процесів.

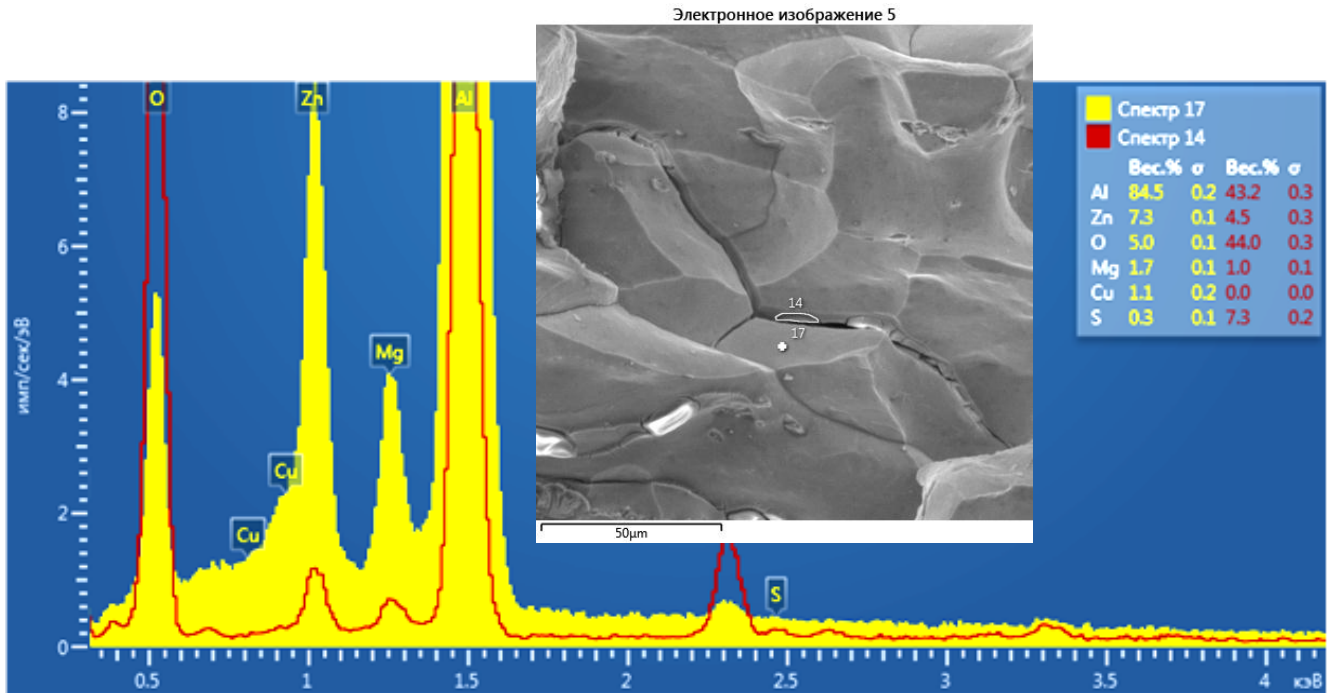


Рис. 4.21. Хімічний елементний склад ділянки 14 (безпосередньо плівка продуктів корозії, містить 7,3% сірки) і в точці 17.

З урахуванням умов базування літаків, увесь масив даних (всі точки на загальній залежності) було розділено на 5 типів (відповідно до кліматичних умов, за яких вони були отримані) і для кожного типу проведена лінійна апроксимація, що значно краще описує результати експериментів. Графічні залежності глибини осередків корозії від термінів служби між ремонтами в умовах різних кліматичних зон представлені на рис. 4.22. Отримані результати свідчать про те, що найбільш суттєво на корозійні процеси впливає вологий тропічний клімат, де глибина осередків корозії значно вища, ніж в інших кліматичних зонах. Найбільш низькі значення глибини пошкоджень зафіксовані на літаках, що експлуатуються в регіонах з помірним кліматом. Така задовільна кореляція існує без урахування інших факторів – загального терміну експлуатації, інтенсивності польотів літаків, наробки, тощо.

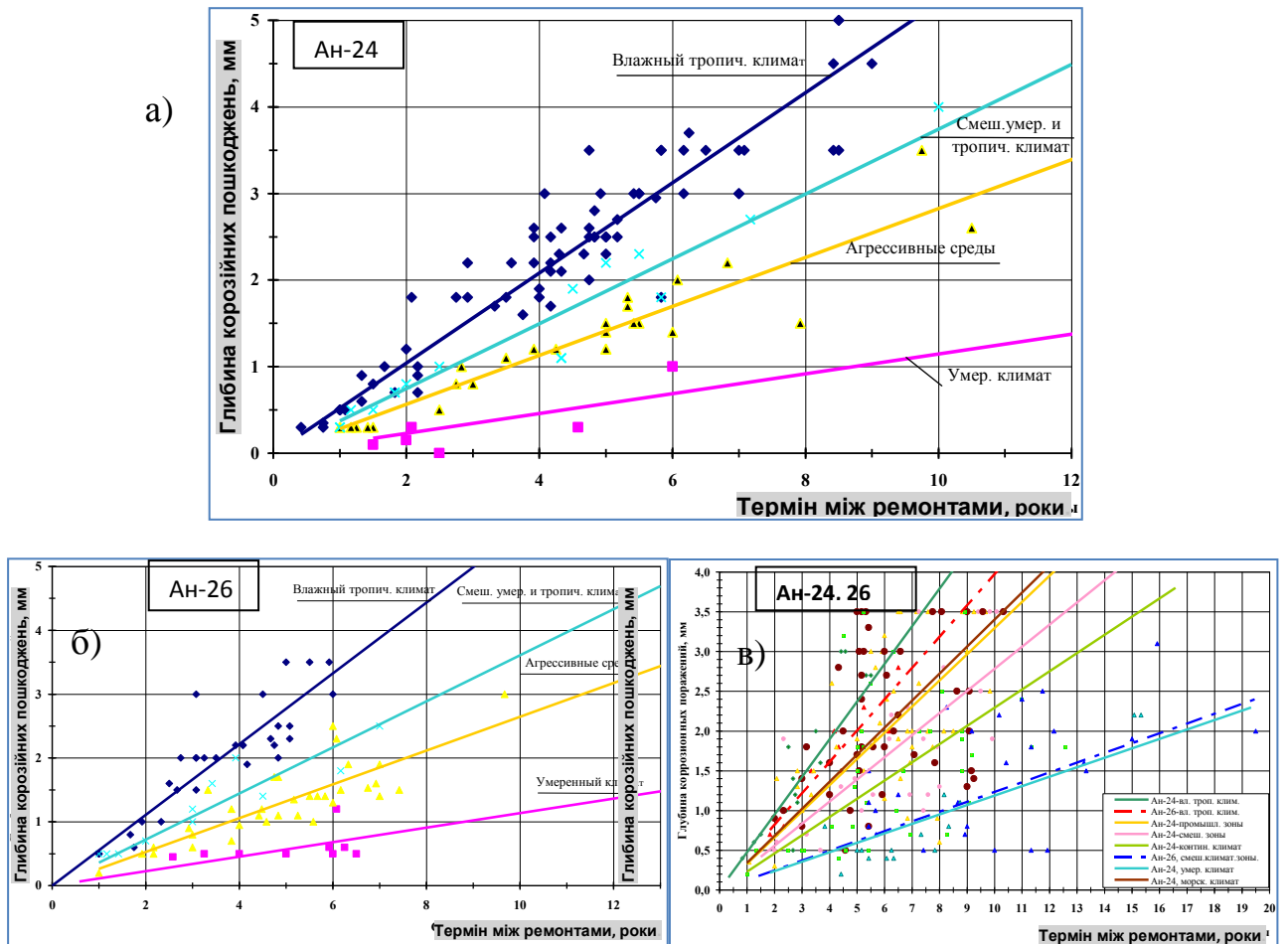


Рис. 4.22. Залежність глибини корозійних пошкоджень, що виникають за різних кліматичних умов на обшивках верхніх (а, б) і нижніх (в) панелей центроплану літаків Ан-24, Ан-26.

Аналіз пошкодження частин крил за різних кліматичних умов показав, що корозія на зовнішній обшивці центроплану виникала в усіх кліматичних зонах, корозія зовні СЧК виникала в умовах агресивних середовищ або вологого тропічного клімату, корозія ВЧК виявлялася тільки на літаках, що експлуатуються в умовах вологих тропіків.

За однакових термінів служби між технічними оглядами пошкоджуваність корозією літаків Ан-24 вища, ніж літаків Ан-26. Це можна пояснити тим, що літаки Ан-24 більше літають, а літаки Ан-26, маючи нижчу інтенсивність польотів, більше простоюють. Як вже зазначалось, при інтенсивній експлуатації в захисних покриттях виникають мікротріщини, які

надалі стають осередками корозійних пошкоджень. Отже, окрім умов експлуатації, інтенсивності польотів і терміну служби, чинником, здатним робити вплив на розвиток пошкоджень, є ступінь захисту від корозії, та рівні навантажень, що діють на крило. Якість покриттів частини літаків Ан-26 випуску 1980 років вища за рахунок застосування більш якісного лакофарбового покриття.

4.5 Застосування методів математичної статистики для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень

Розробка математичних моделей зміни технічного стану елементів конструкції, що мають корозійні пошкодження, на основі об'єктивної статистичної інформації дає можливість прогнозування швидкості розвитку цих змін за різної кількості польотів і термінів служби, стосовно до різних умов експлуатації.

Для визначення та прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на елементах конструкції крил, великий масив експериментальних даних був оброблений з використанням методів теорії вірогідності і математичної статистики. Застосування методу статистичного аналізу за допомогою програм, вбудованих в ПК, включало вирішення наступних завдань:

1. Попередню обробку даних, розрахунок характеристик їх положення і розсіяння.
2. Встановлення кореляції між глибиною корозійних пошкоджень і чинниками (конструктивними і експлуатаційними), які надають вплив, або, імовірно, могли б впливати на виникнення і розвиток корозії.
3. Побудова лінійного рівняння регресії для швидкості розвитку корозійних пошкоджень з урахуванням міри впливу визначених раніше конкретних чинників.

4. Прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на зовнішній поверхні обшивок верхніх панелей із сплаву В95Т1 і внутрішній поверхні нижніх панелей із сплаву Д16Т в різних кліматичних зонах.

Аналітичні залежності глибини корозійного ушкодження від експлуатаційних чинників отримані в межах наступних припущень:

- Логарифм (\ln) довговічності утворення пошкодження підкоряється нормальному розподілу.
- Швидкість росту пошкодження є випадковою величиною.
- Швидкість розвитку пошкодження не залежить від моменту його утворення.

Залежності, що характеризують швидкості розвитку корозії на елементах конструкції крил, отримували з використанням методу регресійного аналізу (див. додаток В).

4.5.1 Результати описової статистики

На підставі розрахованих за наявними даними показників описової статистики з рівнем надійності 95% витікає, що середні значення аналізованих даних знаходяться в межах:

Зовнішня поверхня верхніх панелей крил

	Ан-24	Ан-26
1. термін служби між ремонтами (роки)	- 4.29 ± 0.39 ;	4.23 ± 0.42 ;
2. календарний термін служби (роки)	- 27.62 ± 1.08 ;	18.68 ± 0.73 ;
3. кількість польотів між суміжними ремонтами	- 2093 ± 329 ;	1424 ± 235 ;
4. кількість польотів	- 23952 ± 2462 ;	8371 ± 948 ;
5. інтенсивність польотів (пол./рік)	- 510 ± 80 ;	346 ± 46 ;

Внутрішня поверхня нижніх панелей крил

	Ан-24	Ан-26
1. термін служби між тех. оглядами (роки)	- 5.96 ± 0.11 ;	9.15 ± 0.21 ;

2. календарний термін служби (роки)	-	$27.8 \pm 0.28;$	$21 \pm 0.28;$
3. кількість польотів з початку експл.	-	$27129 \pm 458;$	$6937 \pm 237;$
4. кількість польотів між ремонтами	-	$2651 \pm 62;$	$1900 \pm 72;$
5. інтенсивність польотів (пол/рік	-	$514 \pm 16;$	$233 \pm 10.$

Надійність середньої у вибірках підтверджується її невеликим відхиленням від медіан. Обчислені коефіцієнти варіації дещо більше 40% для всіх даних, за винятком термінів служби, що свідчить про значні коливання ознак в досліджуваних вибіркових сукупностях. Невеликі значення коефіцієнтів асиметрії і ексцесу дозволяють говорити про те, що дані емпіричні розподіли не істотно відрізняються від нормального, мають правосторонню, а для наробки з початку експлуатації і календарного терміну служби літаків Ан-24 – лівобічну асиметрію, позитивні значення ексцесу для наробки між технічними оглядами (ремонтами) і календарним терміном служби свідчать про скупчення членів ряду в центрі розподілу. Аналіз частоти розподілу термінів служби літаків Ан-24, Ан-26 з корозійними пошкодженнями обшивок центропланів (рис. 4.23) показує, що календарні терміни служби складали в середньому 24-36 років і 14-26 років, відповідно, терміни між їх технічними оглядами були приблизно однаковими і складали ~ 1-8 років.

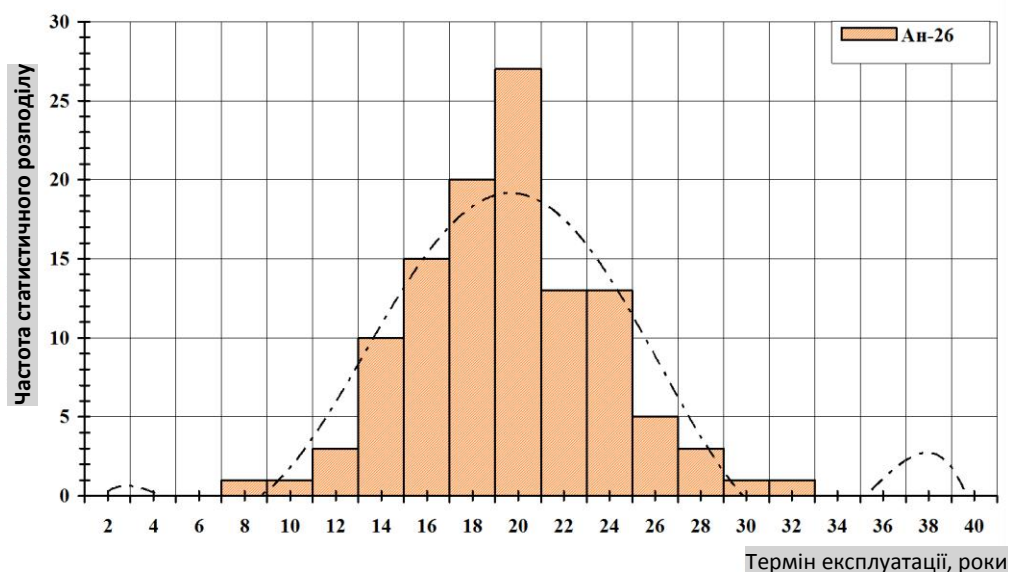


Рис. 4.23. Частота розподілу термінів служби літаків Ан-26 з корозією зовнішньої поверхні обшивок верхніх панелей крил.

4.5.2 Аналіз залежностей між досліджуваними величинами

Проаналізовано стохастичні зв'язки (за шкалою Чеддока, див. додаток В) між парами всіх досліджуваних показників. Характер виявлених зв'язків різний і полягає в наступному:

Для зовнішніх обшивок верхніх панелей крил:

1. Зв'язок глибина корозії – термін служби між технічними оглядами (т/о) є прямим, що означає, що зі збільшенням терміну служби між т/о глибина корозії зростає; помірним для літаків Ан-24 і високим для літаків Ан-26. Аналіз зв'язку між аналізованими величинами показує, що в умовах вологого тропічного клімату залежність глибини корозії від терміну служби між т/о вища, ніж у мішаних кліматичних зонах.
2. Зв'язок глибина корозії – наробка між т/о є прямим і помірним.
3. Зв'язок глибина корозії – загальний термін служби – зворотний, дуже слабкий.
4. Зв'язок глибина корозії – кількість польотів з початку експлуатації - дуже слабкий.
5. Зв'язок глибина корозії – інтенсивність польотів – прямий і дуже слабкий для зовнішньої поверхні обшивок і помірний для внутрішньої поверхні обшивок.
6. Зв'язок глибина корозії – елементи конструкції крила (центроплан, СЧК, ВЧК) – слабкий.
7. Зв'язок глибина корозії – кліматичні зони – помірний.

Отримані результати свідчать про те, що глибина корозійних уражень, що виявляються на обшивках верхніх панелей крила, знаходиться в тісному зв'язку з періодом часу між технічними оглядами і кліматичними умовами, і дуже

слабко залежить від календарного терміну служби, загального нальоту літаків, заводу-виготівника, дати випуску, № серії і кількості капітальних ремонтів.

Для обшивок внутрішньої поверхні нижніх панелей крил:

1. Зв'язок глибина корозії – термін служби між т/о є прямим, що означає, що зі збільшенням терміну служби між т/о глибина корозії зростає. Згідно з шкалою Чеддока, зв'язок досить високий для літаків Ан-24, Ан-26, що експлуатуються в умовах вологих тропіків, помірний для літаків Ан-24, Ан-26, що експлуатуються в інших кліматичних зонах.
2. Зв'язок глибина корозії – наробка між т/о є прямим від помірного до слабкого.
3. Зв'язок глибина корозії – календарний термін служби – дуже слабкий.
4. Зв'язок глибина корозії – наробка з початку експлуатації – для більшості кліматичних зон зворотний і дуже слабкий.
5. Зв'язок глибина корозії – інтенсивність польотів – від помірного до дуже слабкого.
6. Зв'язок глибина корозії – кількість осередків корозії – прямий, ближче до помірного.
7. Зв'язки глибини корозії з кількістю капітальних ремонтів, датою випуску, номером ремонтного заводу, номером серії – слабкі. Таким чином, глибина корозійних пошкоджень знаходиться в тісному зв'язку з періодом часу між технічними оглядами, кліматичними зонами і слабо залежить від календарного терміну служби, загального нальоту літаків, інтенсивності польотів тощо.

4.5.3 Перевірка гіпотези про рівність генеральних дисперсій

В процесі виконання роботи було розраховано дисперсійне відношення Фішера (значень F – критерію) і визначені інтервали критичних областей. З

отриманих розрахунків виходить, що для всіх кліматичних зон значення критерію Фішера (F_p) не потрапляють в критичні області, отже, гіпотеза про рівність дисперсій приймається. Це означає, що при рівні значущості $\alpha=0.05$, в однакових кліматичних умовах відмінність корозійних пошкоджень обшивок панелей крил літаків Ан-24 і Ан-26 за глибиною можна вважати статистично незначимою, що дає підстави проводити подальший спільний аналіз літаків Ан-24 і Ан-26.

4.5.4 Розрахунок параметрів рівняння лінійної регресії.

Виведення параметрів рівнянь регресії проводили для кожної кліматичної зони з використанням результатів кореляції, внаслідок чого у набір факторних ознак були включені термін служби між т/о, кількість польотів між т/о і інтенсивність польотів.

Результати регресійної статистики (див. додаток В) для різних кліматичних зон експлуатації літаків Ан-24 і Ан-26 відповідають наступним статистичним показникам:

1. *Верхні панелі крил:* коефіцієнти кореляції \hat{R} (множинний \hat{R}) складають 0.9 - 0.96 для корозійних пошкоджень зовнішньої обшивки в умовах агресивних середовищ, мішаного клімату (помірного і тропічного), вологого тропічного і помірного клімату.

Нижні панелі крил: коефіцієнт кореляції \hat{R} (множинний \hat{R}) складає $\sim 0.7 - 0.98$ для всіх кліматичних зон.

2. Множинний коефіцієнт детерміації \hat{R}^2 показує, що 41-91 % загальної варіації результативної ознаки пояснюється варіацією вказаних вище факторних ознак x_1, \dots, x_3 . Отже, вибрані чинники істотно впливають на швидкість розвитку корозії, що підтверджує правильність їх включення у вибрану модель.

3. Розрахований рівень значущості (у таблиці – значущість F) < 0.05 підтверджує значущість \hat{R}^2 .
4. Показник середньої помилки апроксимації $\varepsilon = \%$ підтверджує досить високу адекватність побудованого рівняння;
5. Для перевірки значущості коефіцієнта детермінації \hat{R}^2 був виконаний дисперсійний аналіз. Розраховані рівні значущості (значущість F) складають < 0.05 , що підтверджує значущість \hat{R}^2 .

Розраховано значення коефіцієнтів регресії і їх статистичні оцінки, обчислено верхні і нижні границі довірчих інтервалів.

Як показала перевірка значущості коефіцієнтів регресії, значимими є:

для зовнішньої поверхні обшивок в умовах вологих тропіків

- коефіцієнт при значенні x_1 , що відповідає терміну служби між ремонтами,
- коефіцієнт при значенні x_2 , що відповідає інтенсивності польотів;

для зовнішньої поверхні обшивок в умовах помірного клімату, агресивних середовищ, мішаної дії помірного клімату і тропіків значимими є:

- коефіцієнт при значенні x_1 , що відповідає терміну служби між ремонтами;

для внутрішньої поверхні обшивок значимим для всіх кліматичних зон є:

- коефіцієнт при значенні x_1 , що відповідає терміну служби між ремонтами.

Коефіцієнти або частина коефіцієнтів при значеннях x , що відповідають календарному терміну служби, загальному нальоту літака, інтенсивності польотів і т. д. виявилися не значимими, оскільки вони менше, або ж дорівнюють своїм стандартним помилкам. Про це свідчать також значення показника Р-значення, які більше заданого рівня значущості $\alpha = 0.05$. Виходячи з отриманих результатів, набір ознак був переглянутий і рівняння регресії перераховане. Перевірка значущості коефіцієнтів при факторних ознаках підтвердила їх значущість. Обчислений показник середньої помилки апроксимації ε підтверджує середню і досить високу адекватність отриманих

рівнянь. Отримані рівняння регресії для розрахунку глибини корозійних пошкоджень на поверхні обшивок крил літаків мають вигляд:

Обшивки нижніх панелей з сплаву Д16Т:

- помірний клімат -	$y=(0.12\pm 0.015)x_1;$
- різко-континентальний клімат -	$y=(0.23\pm 0.042)x_1;$
- промислові зони -	$y=(0.33\pm 0.035)x_1;$
- морський клімат -	$y=(0.34\pm 0.045)x_1;$
- мішані умови експлуатації -	$y=(0.28\pm 0.037)x_1;$
- вологий тропічний клімат -	$y=(0.47\pm 0.056)x_1;$

де x_1 - термін служби між ремонтами.

Обшивки верхніх панелей з сплаву В95Т1:

- помірний клімат -	$y=(0.12\pm 0.028)x_1;$
- морські та промислові зони -	$y=(0.27\pm 0.014)x_1;$
- мішаний тропічний та помірний клімат -	$y=(0.37\pm 0.025)x_1;$
- вологий тропічний клімат -	$y=(0.51\pm 0.022)x_1 +$ $+(0.00024\pm 0.00018)x_2$

де x_1 - термін служби між ремонтами; x_2 - інтенсивність польотів.

Таким чином, збільшення терміну між ремонтами на 1 рік веде до збільшення максимальної глибини корозійних пошкоджень на обшивках нижньої панелі центроплану на ~ 0.12 мм в зоні помірною клімату, на ~ 0.23 мм в зоні різко континентального клімату; на ~ 0.33 мм в промислових зонах; на ~ 0.34 мм в зоні морського клімату; на ~ 0.28 мм в умовах мішаної експлуатації; на ~ 0.47 мм в зоні вологих тропіків.

У випадку пошкоджень зовнішньої поверхні обшивок верхніх панелей з сплаву В95Т1 слід очікувати збільшення глибини корозії на ~ 0.12 мм в зоні помірною клімату, на ~ 0.27 мм в зоні впливу морських та промислових

атмосфер, на ~ 0.37 мм в зоні мішаного - помірного та тропічного клімату, на ~ 0.58 мм в зоні вологих тропіків при інтенсивності польотів 300 пол./рік.

Визначення лінійних коефіцієнтів кореляції глибини корозійних пошкоджень з експлуатаційними параметрами літаків та прогнозування розвитку корозії протягом термінів між технічними оглядами дозволило встановити для літаків Ан-32, Ан-70, Ан-124, Ан-225, Ан-140 триваліші інтервали між їх капітальними ремонтами і підвищити економічну ефективність експлуатації.

Висновки до розділу 4.

1. Збільшення загального терміну експлуатації і терміну служби між ремонтами сприяє погіршенню корозійного стану літаків.
2. Обшивки центроплану, порівняно з СЧК і ВЧК, більше схильні до корозії, це обумовлене вищим рівнем навантажень, які діють на центроплан у польоті та призводять до більших мікролокальних змін в захисних покриттях і в матеріалі обшивок.
3. Найбільш суттєво на корозійні процеси впливає кліматична зона базування літака. В умовах тропічного клімату обшивки верхніх і нижніх панелей крил літаків ушкоджуються більшою мірою. Корозійний стан літаків, що базуються в промислових зонах і в умовах морського клімату, приблизно однаковий.
4. Низька інтенсивність польотів може значно погіршити корозійне стан літаків, особливо, якщо їй передувала інтенсивна експлуатація, яка сприяла виникненню мікропошкоджень в матеріалі.
5. У випадку сплавів Д16Т та В95Т1, що застосовуються для виготовлення обшивок крил літаків, окрім металознавчих підходів до управління еволюцією дефектів, використовуються технічні засоби, які сприяють попередженню зародження дефектів - нанесення захисних покриттів та видалення осередків корозії механічним шляхом.
6. Зони виникнення корозії на нижніх панелях центроплану повна доступні для проведення візуального і приладового контролю з метою виявлення корозійних пошкоджень на ранній стадії і ухвалення рішень з подальшої експлуатації літака.
7. Порівняння корозійного стану обшивок крил літаків Ан-24 і Ан-26, що експлуатуються приблизно однаковий період в одних і тих же кліматичних зонах, істотних відмінностей не виявило. Висновок підтверджено результатами статистичного аналізу.

8. Згідно з результатами кореляції, пошкоджуваність корозією елементів конструкції крил найбільшою мірою залежить від умов експлуатації і терміну служби між технічними оглядами. У значно меншій мірі на пошкоджуваність корозією впливають кількість і інтенсивність польотів між технічними оглядами

10. Методами регресійного аналізу винайдені рівняння швидкості росту корозійних ушкоджень для різних кліматичних умов та визначена максимальна пошкоджуваність обшивок крил літаків за рік експлуатації: Ці дані наведені нижче.

Обшивки верхніх панелей з сплаву В95Т1

- помірний клімат - $y=(0.12\pm 0.015)x_1$;
- різко-континентальний клімат - $y=(0.23\pm 0.042)x_1$;
- промислові зони - $y=(0.33\pm 0.035)x_1$;

де x_1 - термін служби між ремонтами.

- морський клімат - $y=(0.34\pm 0.045)x_1$;
- змішані умови експлуатації - $y=(0.28\pm 0.037)x_1$;
- вологий тропічний клімат - $y=(0.47\pm 0.056)x_1$;

Обшивки нижніх панелей з сплаву Д16Т:

- помірний клімат - $y=(0.12\pm 0.028)x_1$;
- морські та промислові зони - $y=(0.27\pm 0.014)x_1$;
- мішаний тропічний та помірний клімат - $y=(0.37\pm 0.025)x_1$;
- вологий тропічний клімат - $y=(0.51\pm 0.022)x_1 + (0.00024\pm 0.00018)x_2$.

де x_1 - термін служби між ремонтами; x_2 - інтенсивність польотів.

На підставі отриманих результатів аналізу розроблена технічна документація та видані рекомендації зі своєчасного виявлення ушкоджень на обшивках зовнішньої поверхні крил літаків і всередині кесонів центропланів:

- Отримані результати використані для розробки карт ультразвукового контролю товщин нижніх панелей центропланів літаків Ан-24 і літаків Ан-26, що дозволить надійно виявляти осередки корозії на внутрішній поверхні. Це дасть можливість експлуатувати дані літаки без демонтажу панелей, незалежно від зони базування, протягом не менше 10 років після попереднього огляду.
- Отримані результати використані для прогнозу швидкості розвитку корозійних ушкоджень, для оцінки зниження міцності конструкції старіючих літаків і розробки ремонтних заходів при встановленні ресурсу та терміну служби літака.
- Результати оцінки швидкості розвитку корозії на обшивках елементів конструкції крила використані для корегування періодичності оглядів і визначення оптимального часу відновлення антикорозійного захисту як аналізованої зони і групи літаків, так і інших зон, груп і типів літаків, для яких ці зона і група можуть вважатися прототипом.
- Виходячи з отриманих значень максимальної величини корозійного ушкодження за рік, визначені терміни служби до першого огляду для нових типів літаків і періодичності їх оглядів у процесі експлуатації.

Результати експериментальних досліджень даного розділу наведено в таких публікаціях:

1. Аболихина Е.В. Коррозия самолетных конструкций из алюминиевых сплавов /Е.В. Аболихина, А.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів - №6. – 2003. - С. 106-110. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus). (Особистий внесок - дослідження мікроструктури ушкоджених корозією зразків, вирізаних з елементів конструкції літаків. Аналіз схильності до корозії деталей, розташованих у різних вузлах та зонах літаків).
2. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость верхних панелей крыльев самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец, А.П. Еретин / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 27-38. (Особистий внесок - досліджено мікроструктуру зразків верхніх панелей з сплаву В95Т1, що мали корозійні пошкодження в умовах експлуатації).
3. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей внутри кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец, А.П. Еретин. / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 76-91. (Особистий внесок - досліджено злами та мікроструктуру уражених корозією зразків з сплаву Д16Т).
4. Аболіхіна О.В. Деградація сплаву Д16Т при експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2011 р. - Вип. 31. - С. 4-7, (Особистий внесок - проаналізовано причини виникнення корозії на обшивках з сплаву Д16Т, визначено максимально небезпечні місця конструкції).
5. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость конструкций из сплава Д16Т / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2013 р. - Вип. 41, ч. 2. -

- С. 4-9. (Особистий внесок - проаналізовано причини виникнення корозії на авіаційних конструкціях з сплавів Д16Т та В95Т1).
6. Аболіхіна О.В. Прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на крилах літаків з сплавів В93Т1 і Д16Т / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / Наукові нотатки". - 2017 р. - Випуск 59. - С. 9-14. (Особистий внесок - поставлені задачі дослідження, застосовано регресійний аналіз для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень).
 7. Аболіхіна Е. Влияние условий эксплуатации на деградацию элементов конструкции из алюминиевых сплавов В95Т1 і Д16Т / Елена Аболіхіна, Светлана Чернега // Збірник наукових праць 5-ої Міжнародної конференції «Механіка руйнування матеріалів і міцність конструкцій». 24-27 червня 2014 р. - Львів, 2014. - С.737-742. (Особистий внесок - досліджено злами та мікроструктуру зразків сплавів Д16Т і В95Т).
 8. Особенности коррозии алюминиевых сплавов на деталях самолетов «Ан» / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега // International scientific conference Unitech-2009. - 20-21 November 2009. - Gabrovo, Bulgaria, 2009. – Volume II. – С. 219-224. (Особистий внесок - дослідження характеру та причин виникнення корозії на елементах конструкції з високоміцних алюмінієвих сплавів).
 9. Деградация сплава В95Т1 при эксплуатации самолетов Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега // International scientific conference Unitech-2010. - 20-21 November 2010. - Gabrovo, Bulgaria, 2010. – Volume II. – С. 219-224. (Особистий внесок - дослідження зразків зруйнованих в експлуатації деталей з сплаву В95Т1).
 10. Деградация сплаву В93Т у процесі експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега /4-я Международная научная конференция "Современные достижения в науке и образовании". - 11-18 сент. 2010 г. - Будва, Черногория. - С. 209-214. (Особистий внесок - дослідження

мікроструктури високоміцних алюмінієвих сплавів в електронному скануючому мікроскопі).

11. Коррозионная стойкость нижних панелей крыла самолетов Ан-24, Ан-26 из сплава Д16Т / С.М. Чернега, Е.В. Аболихина. //Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 3". 28-29 грудня 2010 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2010. - С. 197-213. (Особистий внесок - дослідження мікроструктури сплаву Д16Т в електронному скануючому мікроскопі).
12. Повреждаемость коррозией элементов конструкции, изготовленных из сплава Д16Т. / Аболихина Е.В., Чернега С.М. //Тезисы 4-й международной конференции «HighMatTech». 7-11 октября 2013 г. – Киев, 2013. – С. 335. (Особистий внесок - аналіз причин виникнення корозії на авіаційних конструкціях з сплаву Д16Т).
13. Деградация панелей крыльев самолетов Ан-24 из сплавов В93Т и Д16 в процессе длительной эксплуатации / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега // 7-я международная конференция «Материалы и покрытия в экстремальных условиях». 24–28 сентября 2012 г. –Кацивели, Автономная респ. Крым, Украина, 2012. - С. 153. (Особистий внесок - дослідження структури сплавів В95Т1, Д16Т та аналіз впливу умов експлуатації на її деградацію).
14. Особенности возникновения коррозионных повреждений на элементах конструкции самолетов Ан-, изготовленных из алюминиевых сплавов //Міжнародна конференція "Прогрессивная техника и технология - 2012". 11-15 червня 2012 р. - Севастополь, 2012. - С. 149-150. (Особистий внесок - дослідження впливу умов експлуатації на деградацію структури сплавів В95Т1, Д16Т).
15. Degradation aluminum alloy structures В95Т1 and Д16Т during long operation / Е.В. Abolikhina, S.M. Chernega. // International scientific conference Unitech-2014. 21 – 22 November 2014. – Gabrovo. Bulgaria, 2014. – Volume III. – P. 152 – 156. (Особистий внесок - аналіз деградації структури сплавів В95Т1 та Д16Т).

16. Скорость развития коррозионных повреждений в элементах конструкции самолетов из сплавов Д16Т и В95Т1 в различных условиях эксплуатации / С.М. Чернега, Е.В. Аболихина. //5 Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах 5". 3-5 грудня 2015 р. - Київ, 2015. - С. 191-197. (Особистий внесок – застосування методів математичної статистики для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень).
17. Моделирование скорости роста трещин в элементах конструкции крыльев самолетов в условиях эксплуатации/ О.В. Аболіхіна, О.І. Семенець, С.М. Чернега // XIX міжнародна науково-технічна конференція «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» 19-22 червня 2018 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2018. - Т. 2. - С. 203-207. (Особистий внесок - виведення рівняння регресії для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень).

ВИСНОВКИ.

1. Встановлено, що при промисловій термообробці сплаву В93 за режимом Т1 – гартування 450-465°C та двоступінчасте фазове старіння - 115°-125°C (6-10 год.), 165°-175°C (4-8 год.), на межах зерен при гартуванні, одночасно із зміцнюючими фазами, виділяються ланцюжки фази з підвищеним вмістом міді. Розмір окремих ланок ланцюжків досягає 1-5 мкм. Їх наявність обумовлює концентрацію напруг, які сприяють корозійному розтріскуванню. Виділення на межах зерен включень інтерметалідних фаз, що містять мідь, не відповідає ствердженням розробників сплаву.

2. Доведено, що зміна режиму термічної обробки на коагуляційне старіння (режим Т3 - гартування 450°-465°C та двоступінчасте старіння 115°-125°C (6-10 год.), 180°-190°C (6-10 год.)) сприяла вищій стійкості до корозії сплаву В93пчТ3, порівняно з сплавом В93Т1, що було обумовлено:

- вмістом значно меншої кількості міді у виділеннях інтерметалідних фаз при гартуванні;
- утворенням при старінні зміцнюючих фаз, які не містять включень міді;
- меншою подрібненістю часток інтерметалідних фаз, ніж при термообробці Т1, що виділялися під час гарту.

3. При коагуляційному старінні сплаву В93пчТ3, що відрізнявся від сплаву В93пчТ3 домішкою цирконію, на межах зерен виділялись зміцнюючі фази $MgZn_2$, $Al_2Zn_3Mg_3$, Mg_2Si розмірами від 30 до 500 нм. Виділень інтерметалідних сполук з вмістом міді на межах зерен при гарті не відбувалося. Відсутність міді у складі фаз на межах зерен, її перехід в твердий розчин і рівномірне розподілення сприяли високій стійкості сплаву до корозії.

4. Запропонована узагальнююча схема еволюції дефектів в алюмінієвих сплавах, що включає інкубаційний період утворення корозійного пошкодження, стадію корозійного розтріскування та її перехід до стадії втомного руйнування.

Проаналізовано вплив структурних та зовнішніх чинників на тривалість кожної стадії.

5. В мікроструктурі всіх трьох сплавів виявлено сегрегації нерозчинних фаз протяжністю до 300 мкм, які містяться у внутрішніх об'ємах зерен і можуть відігравати роль концентраторів напруг в умовах тривалої дії статичних та знакозмінних навантажень, сприяючи розвитку тріщин корозійного розтріскування або корозійної втоми.

6. У випадку сплавів Д16 та В95Т1, що використовуються для виготовлення обшивок панелей крил літаків, окрім металознавчих підходів до управління еволюцією дефектів, застосовуються технічні засоби, такі як нанесення захисних покриттів та видалення осередків корозії механічним шляхом, спрямовані на попередження утворення пошкоджень.

7. Методами математичної статистики проаналізовано експлуатаційні чинники - кількість польотів, інтенсивність польотів, термін служби, тощо, що впливають на розвиток дефектів при експлуатації літаків. Встановлено, що найбільш суттєво на корозійні процеси впливає термін між суміжними оглядами літаків та кліматична зона базування літака з вмістом в атмосфері сірчистого газу, хлоридів.

8. Методами математичної статистики та регресійного аналізу отримано оригінальні рівняння регресії, що пов'язують глибину корозійних ушкоджень з термінами між суміжними технічними оглядами та інтенсивністю польотів в залежності від кліматичних умов. Визначено максимальну пошкоджуваність обшивок крил літаків з сплавів В95Т1 та Д16Т за рік експлуатації

Обшивки нижніх панелей з сплаву Д16Т:

- помірний клімат -	$y=(0.12\pm 0.015) x_1;$
- різко-континентальний клімат -	$y=(0.23\pm 0.042) x_1;$
- промислові зони -	$y=(0.33\pm 0.035) x_1;$
- морський клімат -	$y=(0.34\pm 0.045) x_1;$
- мішані умови експлуатації -	$y=(0.28\pm 0.037) x_1;$
- вологий тропічний клімат -	$y=(0.47\pm 0.056) x_1;$

Обшивки верхніх панелей з сплаву В95Т1:

- помірний клімат -	$y=(0.12\pm 0.028)x_1;$
- морські та промислові зони -	$y=(0.27\pm 0.014)x_1;$
- мішаний тропічний та помірний клімат -	$y=(0.37\pm 0.025)x_1;$
- вологий тропічний клімат -	$y=(0.51\pm 0.022)x_1 +$
..	$(0.00024\pm 0.00018)x_2.$

де x_1 - термін служби між ремонтами; x_2 - інтенсивність польотів.

На підставі отриманих результатів аналізу розроблена технічна документація та видані рекомендації зі своєчасного виявлення ушкоджень різних елементів конструкції:

1. Отримані результати використані для розробки карт ультразвукового контролю товщин нижніх панелей центропланів літаків Ан-24 і літаків Ан-26, що дозволить надійно виявляти осередки корозії на внутрішній поверхні. Це дасть можливість експлуатувати дані літаки без демонтажу панелей, незалежно від зони базування, протягом не менше 10 років після попереднього огляду.
2. Одержані результати швидкості розвитку корозійних пошкоджень за рік експлуатації дозволили в 6 разів збільшити тривалість між суміжними технічними оглядами кесонів центропланів крил літаків Ан-24, Ан-26, Ан-30, забезпечити безперебійність польотів та одержати значний економічний ефект.
3. Дані з швидкості розвитку корозії на зовнішній та внутрішній поверхні обшивок крил літаків середньої дальності використані для визначення оптимального часу відновлення антикорозійного захисту як аналізованої групи літаків, так і інших типів літаків, для яких ця група може вважатися прототипом.
4. Отримані результати використані для прогнозу швидкості розвитку корозійних ушкоджень і для оцінки зниження міцності конструкції старіючих літаків і розробки ремонтних заходів при встановленні ресурсу та терміну служби літака.

5. Виходячи з отриманих значень максимальної величини корозійного ушкодження за рік, визначені терміни служби до першого огляду для нових типів літаків і періодичності їх оглядів у процесі експлуатації.

6. Дослідження мікроструктури промислових алюмінієвих сплавів з точки зору схильності до корозійного розтріскування враховується при встановленні ресурсу конкретного елемента і всієї конструкції в цілому, а також для успішного вибору матеріалів з необхідним комплексом властивостей для майбутніх конструкцій.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Нестеренко Б.Г. Экспериментальное исследование деградации прочности самолетных конструкций/ Б.Г. Нестеренко / Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 153. - 146-149 с.
2. Влияние длительной эксплуатации самолетов на прочностные характеристики материалов / В.Н.Басов, Б.Г. Нестеренко, Г.И. Нестеренко, В.Г. Петрусенко / Научный Вестник МГТУ ГА. - 2009. - № 141. - С.38-48.
3. Надежность, безопасность и живучесть самолета. / Л.Л. Анцелович. - М: Машиностроение, 1985 г.
4. Разработка требований к обоснованию назначенного срока службы конструкции планера. - ЦАГИ, 1999 г.
5. Дубинский В.С. Порядок учета возможного снижения прочностных характеристик авиаконструкций из-за коррозии при установлении ресурса планеру / В.С. Дубинский - ЦАГИ. №5004. – 1972.
6. Лопаткин В.И. проблемы надежности длительно эксплуатируемых самолетов / В.И. Лопаткин / Проблемы безопасности полетов. М.:ВНИИТИ, 1990, №8. - С. 3-19.
7. Целевая комплексная программа поддержания летной годности воздушных судов гражданской авиации до 2010 г. - Москва, 2003 г.
8. Hoar, T. P., Report of the Committee on Corrosion and Protection / T. P. Hoar. - London, HMSO, 1971.
9. Методы Определения Соответствия к АП 25.571 «Обеспечение безопасности конструкции по условиям прочности при длительной эксплуатации». - Москва, 1996 г.
10. ГОСТ РВ 15.702-94 «Порядок установления и продления назначенных ресурса, срока службы, срока хранения». – Москва: Изд-во стандартов, 1994 г.
11. Школьник Л.М. Скорость роста трещин и живучесть металла. /Л.М. Школьник. - М: Металлургия, 1973. - 215 с.

12. Единые Нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ (ЕНЛГ – С). – Москва, 1985.
13. Авиационные правила АП-25. - Москва, 1994 г.
14. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года / Е.Н. Каблов./ Авиационные материалы и технологии. - 2012, № 5. - С. 7-17.
15. Фридляндер И.Н. Алюминиевые сплавы в летательных аппаратах в периоды 1970-2000 и 2001-2015 гг. / И.Н. Фридляндер /Технология легких сплавов - 2002 № 4. - С. 12 – 16.
16. Аболіхіна О.В. Утомне руйнування зварних зразків зі сплавом Т110. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр, В.М. Замков / Фізико-хімічна механіка матеріалів. -2004. - Т. 40, №4. - С. 89-92.
17. Аболіхіна О.В. Вплив титанового сплаву Т110 на його відпирність ударам індентора. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр / Фізико-хімічна механіка матеріалів. -2008. - Т. 44, №1. - С. 112-114.
18. Аболіхіна О.В. Структура, міцність і пластичність напівфабрикатів із титанового сплаву ВТ22 / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів. - 2008. - Т. 44, №3. - С. 85-88.
19. Джонсон Г. Влияние среды на разрушение высокопрочных материалов / Г. Джонсон. - М: Мир, 1976, том.3. - 768 с.
20. Каблов Е.Н. Авиакосмическое материаловедение / Каблов Е.Н. Все материалы: Энциклопедический справочник. 2008. №3. - С. 2–14.
21. Пивоваров В.А. Повреждаемость авиационных конструкций / В.А. Пивоваров. - М: МГТУ ГА, 1991. - 81 с.
22. Каблов Е.Н. Современные материалы – основа инновационной модернизации России / Е.Н Каблов. Металлы Евразии. - 2012, №3. С. 10–15.
23. Сенаторова О.Г. Новые высокопрочные сплавы и материалы / О.Г. Сенаторова, О.Е. Грушко, Е.А. Ткаченко, и др. /Технология легких сплавов. - 2007, №2. - С. 17–21.

24. Фридляндер И.Н. Конструкционные алюминиево-литиевые сплавы / И.Н. Фридляндер. /МиТОМ. - 1990, №4. С. 2–8.
25. Конструкционные жаропрочные алюминиевые сплавы / И.Н. Фридляндер, В.В. Антипов, Н.И. Колобнев, Е.Г. Якимова / В сб. 75 лет. Авиационные материалы. Избранные труды «ВИАМ» 1932–2007. Юбилейный науч.-технич. сб. - М.: ВИАМ. - 2007. - С. 172–180.
26. Карева Н.Т. Исследование упрочнения алюминиевых сплавов после различных режимов термомеханической обработки. / Н.Т. Карева, М.А. Смирнов/ Вестник ЮУрГУ. - 2010, № 34.
27. М.З. Ерманок. Прессование труб из алюминиевых сплавов. /Ерманок М.З., Коган Л.С., Головинов М.Ф. - М: Metallurgy, 1976. - 321 с.
28. В.В. Жолобов. Прессование металлов /Жолобов В.В., Зверев Г.И. - М: Metallurgy, 1971. 456 с.
29. Развитие термически стабильного алюминийлитиевого сплава 1424 для применения в сварном фюзеляже / Фридляндер И.Н., Хохлатова Л.Б., Колобнев Н.И. и др. / МиТОМ. - 2002, №1. С. 3-7.
30. Алюминий литиевые сплавы. Структура и свойства. / И.Н. Фридляндер, К.В. Чуистов, А.Л. Березина, Н.И. Колобнев.- Киев: Наук. думка. - 1992. -192 с.
31. Антипов В.В. Высокопрочные Al-Zn-Mg-Cu сплавы и легкие Al-Li сплавы / В.В. Антипов, О.Г. Сенаторова, Е.А. Ткаченко, Р.О. Вахромов/ Металловедение и термическая обработка металлов. - 2011, №9.
32. James P. Improvements in Corrosion Resistance Offered By Newer Generation 2x99 Aluminum-Lithium Alloys for Aerospace Applications /P James., C. Moran, S. Francine, ets. / /In.: Proceedings of the 12-th International Conference on Aluminium Alloys. - Yokohama. - 2010. - P. 1492–1497.
33. E.J. Zoqui. Evaluation of the thixoformability of AA7004 and AA7075 alloys /Zoqui E.J. Torres L. V. / Materials Research. - 2010, V. 13 (3). - P. 305-318.
34. Высокопрочный сплав на основе алюминия и способ получения изделия из него: пат. 2443793 Рос. Федерация 2010141078/02; заявл. 08.10.10; опубл. 27.02.12. Бюл. № 6.

35. Захаров В.В. Влияние скандия, переходных металлов и примесей на упрочнение алюминиевых сплавов при распаде твердого раствора /Захаров В.В., Ростова Т.Д. /МиТОМ. - 2007, №9. - С. 12–19.
36. Хохлатова Л.Б. Изменение фазового состава в зависимости от многоступенчатого старения и структуры полуфабрикатов сплава В-1461. Л.Б.Хохлатова, Н.И. Колобнев, М.С. Оглодков, Е.А. Лукина./ МиТОМ. - 2012, №6. - С. 20-24.
37. Хохлатова Л.Б. Влияние режимов старения на коррозионную стойкость листов из сплава В-1461 системы Al–Li–Cu–Zn–Mg / Л.Б. Хохлатова, М.С.Оглодков, Е.К. Пономарев. / Металлургия машиностроения. - 2012, №3. - С. 22–26.
38. Тарасов Ю.М. Новые материалы ВИАМ для перспективной авиационной техники производства ОАО «ОАК»/ Ю.М. Тарасов, В.В. Антипов/ Авиационные материалы и технологии. - 2012, № 2. - С. 10-17.
39. Фридляндер И.Н. Влияние термической обработки и деформации на величину зерна и механические свойства сплавов типа дуралюмин // И.Н.Фридляндер, В.В.Берстнев, Е.А. Ткаченко и др. /Металловедение и термическая обработка металлов. - 2003, №7. - С. 3–6.
40. Фридляндер И.Н. Перспективные высокопрочные материалы на алюминиевой основе / И.Н. Фридляндер, А.В. Добромислов, Ткаченко Е.А. и др. // МиТОМ. - 2005, № 7. - С. 17 – 23.
41. Фридляндер И.Н. Высокопрочные алюминиевые сплавы системы Al-Zn-Mg-Cu/ И.Н. Фридляндер, О.Г. Сенаторова, Е.А. Ткаченко. Энциклопедия «Машиностроение», т. II-3, Цветные металлы и сплавы. - М, 2001. - С. 94 – 128.
42. Фокин М.Н. Методы коррозионных испытаний металлов/ М.Н. Фокин, К.А. Жигалова. - М: Metallurgy, 1986. - 79 с.
43. Фридляндер И.Н. Алюминиевые деформируемые конструкционные сплавы. / И.Н. Фридляндер. - М.: Metallurgy, 1979. - 209 с.
44. Томашов Н.Д. Теория коррозии и коррозионностойкие конструкционные сплавы / Н.Д.Томашов, Г.П. Чернова. - М.: Metallurgy, 1986. - 359 с.

45. Стеклов О.И. Стойкость материалов и конструкций к коррозии под напряжением/ О.И. Стеклов. - М.: Машиностроение, 1990. - 384 с.
46. Хольшев С.И. Циклическая прочность сплава Д16 в условиях морского субтропического климата. Авиационные материалы. Коррозия и старение материалов в морских субтропиках. / С.И. Хольшев, С.И. Кишкина. - М.: ВИАМ, 1983. - С. 124.
47. Синявский В.С. Коррозионные свойства прессованных полуфабрикатов из алюминиевых сплавов при статическом и циклическом нагружении /В.С. Синявский/ Технология легких сплавов. - 2011, №4. С.101–104.
48. Tetelman A. S. /Proc. Intern. Conf. Fundamental Aspects of Stress Corrosion Cracking (ed. R. Staehle). - NACE, Houston, 1969 - v. 178.
49. Гриневич А.В. Долговечность изделий и коррозионная усталость конструкционных материалов / А.В. Гриневич, А.Н. Луценко, С.А. Каримова. /Вопросы материаловедения. - ВИАМ. - 2013, №1.
50. ГОСТ 21631-76. Листы из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия. - М.: Изд-во стандартов.
51. ГОСТ 4784-77. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Марки. М.: Изд-во стандартов.
52. ГОСТ 16350-80. Районирование и статистические параметры климатических факторов для технических целей. - М.: Изд-во стандартов.
53. ГОСТ 9.021 – 74. Единая система защиты от коррозии и старения. Алюминий и сплавы алюминиевые. Методы ускоренных испытаний на межкристаллитную коррозию. - М.: Изд-во стандартов.
54. Самолет Ан-24. Техническое описание. (Книга 2. Планер). - М: Машиностроение, 1971.
55. Самолет Ан-26. Техническое описание. (Книга 2. Конструкция самолета). - Киев, 1969.
56. Авиационные материалы: Справочник в 9-ти томах. Т.4. Алюминиевые и бериллиевые сплавы /Под общ. ред. Р. Е. Шалина. - М.: ОИТИ, 1982. - 627 с.

57. Бочвар М. А . Справочник по машиностроительным материалам. / М.А. Бочвар. - М.: Металлургия, 1978. - 640 с.
58. Конструкционные материалы: Справочник/ Б.И. Арзамасов, В.А. Брострем и др. - М.: Машиностроение, 1990. - 688с.
59. Смитлз К.Дж. Металлы. Справочник/ К.Дж. Смитлз. М.: Металлургия, 1980, - 498 с.
60. Структура и свойства полуфабрикатов из алюминиевых сплавов/ З.Н. Арчакова, Г.А. Балахонцев, И.Г. Басова и др. М: Металлургия, 1984.
61. Структура и свойства полуфабрикатов из алюминиевых сплавов: Справочник/Под ред. Ливанова В.А. - М: Металлургия, 1974. - 408 с.
62. Коцарь С. Л. Технология листопрокатного производства. / С. Л. Коцарь, А. Д. Белянский, Ю.А. Мухин. М.: Металлургия, 1997.
63. Колпашников А.И. Прокатка листов из лёгких сплавов / А.И. Колпашников. - М.:Металлургия, 1979. - 264 с.
64. Промышленные алюминиевые сплавы. / С.Г. Алиева, М.Б. Альтман, М.С. Амбарцумян и др. Справочник. М.: Металлургия, 1984, С. 137.
65. Антипов В.В. Алюминиевые деформируемые сплавы / В.В. Антипов, О.Г.Сенаторова, Е.А.Ткаченко, Р.О. Вахромов. Авиационные материалы и технологии. - 2012, № 5. С.167-182.
66. Белецкий В.М., Кривов Г.А. Алюминиевые сплавы (состав, свойства, технология, применение) / Под общей редакцией И.Н. Фридляндера. - К. "КОМИНТЕХ", 2005. - 365 с.
67. Алиева М.В. Металловедение алюминия и его сплавов / М.В. Алиева, С.М. Альтман. - М: Металлургия, 1984.
68. Каримова С.А. Коррозионная стойкость прессованных и гнутых профилей сплава В95пчТ2 / Каримова С.А., Семёнычев В.В. Сборник научных трудов "Новые технологии в авиастроении". -Ульяновск, УлГТУ, 2002. С. 150.
69. Welch P.I. The effect of texture on fatigue crack propagation in aluminium alloy 7075 / P.I.Welch, A.C. Pikard. Aluminium. 1985. V. 61. №5. P. 332–335.

70. Фридляндер И.Н. Высокопрочные сплавы системы Al-Zn-Mg-Cu/ Фридляндер И.Н. - М.: Машиностроение, 2001. - Т.2-3. – С. 94-128.
71. Нестеренко Г.И. Определение основных силовых элементов планера. Отчет ЦАГИ № 4935. – 1991.
72. Ковка и штамповка: Справочник в 4-х т.: Т.1. Материалы и нагрев, оборудование, ковка /Под ред. Е.И.Семёнова. -М.:Машиностроение, 1985.568с.
73. Нго Тхань Бинь. Тиксоформинг высокопрочных сплавов системы Al-Zn-Mg-Cu /Нго Тхань Бинь, Н.А. Джиндо, А.Б. Семенов, Б.И. Семенов. - Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение», 2012. Спец. вып. № 3: Прогрессивные материалы конструкции и технологии ракетно-космического машиностроения.- С. 148-165.
74. Технология процессов обработки металлов давлением/ Полухин П.П., Хензель А.П., Полухин В.П. и др. /Под ред. Полухина П.П. - М. Металлургия, 1988. - 408 с.
75. Фиргер И.В. Термическая обработка сплавов: Справочник / И.В. Фиргер. - Л.: Машиностроение, 1967. - 304 с.
76. Колачёв Б.А., Технология термической обработки цветных металлов и сплавов / Б.А. Колачёв, Р.М. Габидулин, Ю.М. Пигузов. - М.: Металлургия, 1980. - 280 с.
77. Мондольфо Л.Ф. Структура и свойства алюминиевых сплавов /Л.Ф. Мондольфо. Перевод с английского. - М.: Металлургия, 1979. - 640 с.
78. Колобнев И.Ф. Термическая обработка алюминиевых сплавов И.Ф. Колобнев. – М.: Металлургия, 1966. – 394 с.
79. Крымский, Е.В. Письма о материалах. /Крымский, Е.В. Автократова, О.Ш. Ситдииков, М. В.Маркушев. - ВИАМ 2012. - 1 (5), 92.
80. Чуистов К.В. Старение металлических сплавов. / К.В. Чуистов. - Киев. Академперіодика, 2003. - 567 с.
81. Буйнов Н.Н. Распад металлических пересыщенных твердых растворов. / Н.Н. Буйнов, Р.Р. Захарова. М: Металлургия, 1964.- 143 с.

82. Мартин Дж.У. Микромеханизмы дисперсионного твердения сплавов /Дж.У. Мартин. М.: Металлургия, 1979.
83. Фридляндер И.Н. Высокопрочные деформируемые алюминиевые сплавы. / И.Н. Фридляндер. М.: Оборонгиз, 1960. - 290 с.
84. Определение скорости роста трещины у алюминиевого сплава В93пчТ1 в различных средах при длительном статическом нагружении./ Технический отчет. - ВИАМ, 1991. – 32 с.
85. О легировании алюминиевых сплавов добавками скандия и циркония / В.Г.Давыдов, В.И. Елагин, В.В. Захаров, Т.Д. Ростова. /МиТОМ. 1996. №8. С. 25–30.
86. Влияние добавки циркония на старение сплавов Al–Sc / В.И. Елагин, В.В. Захаров, С.Г. Павленко, Т.Д. Ростова. /ФММ. - Т. 60, №1. - 1985. - С. 97–100.
87. Куранов В.Н. Проблемы коррозии в современном авиастроении (по материалам открытой иностранной печати за 1970-1984 гг). / В.Н. Куранов, Л.А. Лебедева, Н.Н. Ключкова. - Обзор ЦАГИ №672, 1987. - 100 с.
88. Аболихина Е.В. Коррозия самолетных конструкций из алюминиевых сплавов /Е.В. Аболихина, А.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів - №6. – 2003. - С. 106-110.
89. Degradation aluminum alloy structures B95T1 and Д16Т during long operation / E.V. Abolikhina, S.M. Chernega. // International scientific conference Unitech-2014. 21 – 22 November 2014. – Gabrovo. Bulgaria, 2014. – Volume III. – P. 152 – 156.
90. Dialectics of high forging alloys Al-Zn-Mg-Cu in terms of sensitivity to stress corrosion cracking / S. Chernega, O. Abolikhina. //IX International conference. Technical science. Industrial management. 07-10. 09. 2015. - Burgas. Bulgaria, 2015. - P.23-26.
91. Диалектика развития высокопрочных ковочных сплавов системы Al-Zn-Mg-Cu с точки зрения чувствительности к коррозионному растрескиванию / С.М. Чернега, Е.В. Аболихина. //7 Міжнародна наукова конференція

"Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 7". 30 листопада - 2 грудня 2017 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. - С. 215-222.

92. Lincoln JW. The USAF approach to attaining structural integrity of aging aircraft. In: Chang CI, Sun CT, editors. Structural integrity in aging aircraft / JW Lincoln. - New York: ASME:1995. AD-vol.47.

93. National Research Council (Committee on Aging of U.S. Air Force Aircraft). Aging of of U.S. air force aircraft: final report, Publication NMAВ-488-2. Washington, DC; national Academy Press: 1997.

94. Pitt S. Multiple-site and widespread fatigue damage in aging aircraft./ Pitt S, Jones K. Eng Anal 1997, p. 237-257.

95. Трощенко В.Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов. / В.Т.Трощенко, Л.А. Сосновский. / Наук. думка т. 2, 504 с. АН Украины, 1987.

96. Гуревич С.Е. О скорости распространения трещины при пороговых значениях коэффициента интенсивности напряжений в процессе усталостного разрушения. /Усталость и вязкость разрушения металлов. С.Е. Гуревич, Л.Д.Едидович. Наука. С. 63–83.

97. Герасимов В.В. Коррозия алюминия и его сплавов. /В.В. Герасимов. - М: Металлургия, 1967. - 115 с.

98. Синявский В.С. Коррозия и защита алюминиевых сплавов. / В.С. Синявский, В.Д. Вальков, В.Д. Калинин. - М.: Металлургия. - 1986. - 368 с.

99. Романив О.Н. Механика коррозионного разрушения конструкционных сплавов /О.Н. Романив. М.: Металлургия. 1986.

100. Екобори Такео. Научные основы прочности и разрушения материалов./ Такео Екобори. - Киев. "Наукова думка", 1978. - 351 с.

101. Обнаружение, устранение коррозии, восстановление и усиление противокоррозионной защиты элементов конструкции планера изделий Ан-24, Ан-24Т, Ан-26, Ан-30, Ан-32 в эксплуатации и при капитальном ремонте. Производственная инструкция ОПИ 472-87 (второе издание) – 1987.

102. Shi P. Corrosion fatigue and multiple site damage reliability analysis / P.Shi, s. Mahadevan. /Internation Jornal of Fatigue. 2003, p. 457-469.

103. Изменение потенциальной склонности к коррозии алюминиевых сплавов в процессе эксплуатации. /Васильев В.Ю., Куколкин А.Г., В.Я. Баянкин и др. / Защита металлов. - Т.31, №1, 1995. С. 16-20.
104. Влияние эксплуатационной наработки на характеристики механических свойств сплава Д16. / С.В. Бутушин, С.Б. Денисов, В.С. Шапкин, В.В.Шупляков /Научный вестник МГТУ ГА: Аэромеханика и прочность. - №60, 2003. С. 32-41.
105. Акимов Г.В. Основы учения о коррозии и защите металлов. /Г.В. Акимов. - М.: Metallurgizdat, 1946. - 463 с.
106. Акимов Г.В. Теория и методы исследования коррозии металлов / Г.В. Акимов. - М.: Изд-во АН СССР, 1945. - 350 с.
107. Томашов Н.Д. Развитие теории структурной электрохимической коррозии металлов и сплавов / Томашов Н.Д. / Защита металлов. Т.6, №22, 1986. - С.865-877.
108. В.Д. Калинин. Коррозия и защита алюминиевых сплавов. / В.Д. Калинин. - М: Metallurgiya, 1986. - 368 с.
109. Васильев В.Ю. Коррозия и защита металлов: Учеб. пособие. В.Ю. Васильев, И.М. Квокова, А.П. Кравчинский. - М.: МИСиС, 1984. - 133 с.
110. Жук Н. П. Курс теории коррозии и защиты металлов / Н.П. Жук. - М.: «Metallurgiya», 1976. - 408 с.
111. Исаев Н.И. Теория коррозионных процессов. / Н.И. Исаев - М: "Metallurgiya", 1997. С. 227-234.
112. Кеше Г. Коррозия металлов. / Кеше Г. - М: Metallurgiya, 1984. - 399 с.
113. Коррозия и защита металлов. Труды ВИАМ / под ред. Р.С. Амбарцумяна. – М.: ГИОП, 1957. – 368 с.
114. Коррозия. / Справочник под ред. Л.Л. Шрайера. М.: Metallurgiya, 1981.
115. Колотыркин Я. М. Питтинговая коррозия металлов. / Я. М. Колотыркин /Защита металлов. Т.11, №6, 1975. - С. 675-686.
116. Ornek D. Pitting corrosion control using regenerative biofilms on aluminium 2024 in airtificial seawater./ Ornek D., Jayaraman A., Wood T.K. /Corrosion Science, 43, 2001. P. 2121-2133.

117. Электрохимическое и фрактографическое исследование зарождения и развития питтинговой коррозии в алюминиевых сплавах. / В.С. Синявский, В.Д. Калинин, Н.И. Иваненко, Е.Д. Захарова /Защита металлов. - Т.22, №6, 1986. С. 903-912.
118. Попов Ю.А. Электрохимическая теория развития питтингов. /Ю.А. Попов /Защита металлов. - Т. 37, №5, 2001. - С. 504-510.
119. Скорчеллетти В.В. Теоретические основы коррозии металлов. / В.В. Скорчеллетти. - Л.: «Химия», 1973. - 323 с.;
120. Справочник по электрохимии. /Под ред. Сухотина А.М. - Д.: Химия, 1981. - 488 с.
121. Структура и коррозия металлов и сплавов/ И.Я. Сокол и др. Атлас. Справ. Изд. - М.: Металлургия, 1989. - 400 с.
122. Маттссон Э. Электрохимическая коррозия. / Э. Маттссон. – М.: Металлургия, 1991. - 156 с.
123. Blanc C. The role of precipitates enriched with copper on the susceptibility to pitting corrosion of the 2024 aluminium alloy./ Blanc C., Lavelle B., Manlowski G. /Corrosion Science, №3, 1997. - P. 495-510.
124. Металловедение алюминия и его сплавов/ Справ. под ред. Фринляндера Н.М. - М.: Металлургия, 1983. - 279 с.
125. Васильев В.Ю. Влияние структуры на коррозионные свойства полуфабрикатов из сплава Д16. / В.Ю. Васильев, А.Г. Куколкин, В.Я. Баянкин/ Защита металлов. - 1986. - №3. - С. 367-371.
126. Герасименко А.А. Расслаивающая коррозия алюминиевых сплавов. Причины возникновения и особенности развития процесса. Диагностика, моделирование, прогнозирование./ А.А. Герасименко, Т.Е. Ямпольская / Защита металлов. - 2000. - Т.36, №2. С. 195-202.
127. Расслаивающая коррозия алюминиевых сплавов и способы защиты от нее покрытиями с использованием металлонаполненных грунтов. / В.С. Синявский, В.Д. Калинин, В.М. Гладышев и др. /Защита металлов - 2005, вып. 41, №1. С.40.

128. Металлография цветных металлов и сплавов / под ред. М.В. Мальцева. – М.: Металлургиздат. - 1960. – 372 с.
129. Stress-corrosion Cracking in High Strength Steels and in Aluminium and Titanium Alloys (ed. V. F. Brown) NRL, Washington D. C., - 1972.
130. Синявский В.С. Закономерности развития питтинговой коррозии алюминиевых сплавов и ее взаимосвязь с коррозией под напряжением. / В.С. Синявский / Защита металлов. - 2001. -Т.37, №5. С. 521-530.
131. Бакулин А.В. Потенциал репассивации алюминиевых сплавов и его связь с коррозионным растрескиванием./ А.В. Бакулин / Защита металлов. - 2001. - Т.37, №5. С. 504-510.
132. Пустов Ю.А. Коррозионностойкие и жаростойкие материалы / Ю.А. Пустов, В.И. Телков. Курс лекций. - М.: МИСиС, 1995. - 139 с.
133. Мальцев М.В. Металлография промышленных цветных металлов и сплавов. / М.В. Мальцев. - М. Металлургия, 1970. - 364 с.
134. Колинз Дж.. Повреждение материалов в конструкциях. Анализ. Предсказание. Предотвращение. / Дж. Колинз. - М.: Мир, 1984. - 624 с.
135. Келли А. Высокопрочные материалы / А. Келли. - М.: Мир, 1976. -261 с.
136. Финкель В.М. Физика разрушения / В.М. Финкель. - М.: Металлургия, 1970. - 344 с.
137. Антонова Е.Н. Электрохимическая диагностика панелей самолета Ту-154 после различных сроков эксплуатации / Е.Н. Антонова, В.Ю. Васильев, В.С. Шапкин /Научный вестник МГТУ ГА: Аэромеханика и прочность. - 2002, №53 - С. 110-118.
138. Аболіхіна О.В. Прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на крилах літаків з сплавів В93Т1 і Д16Т / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / "Наукові нотатки". - 2017 р. - Випуск 59. - С. 9-14.
139. Моделирование скорости роста трещин в элементах конструкции крыльев самолетов в условиях эксплуатации/ О.В. Аболіхіна, О.І. Семенець, С.М. Чернега // XIX міжнародна науково-технічна конференція «Прогресивна

техніка, технологія та інженерна освіта» 19-22 червня 2018 р. - Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2018. - Т. 2. - С. 203-207. 140.

140. Деградація сплаву В93Т у процесі експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега /4-я Международная научная конференция "Современные достижения в науке и образовании". - 11-18 сент. 2010 г. - Будва, Черногория. - С. 209-214.

141. Розенфельд И.Л. Ускоренные методы коррозионных испытаний металлов / И.Л. Розенфельд, К.А. Жигалова - М.: Металлургия, 1986. - 38 с.

142. Жирнов А.Д., Сезонная динамика процесса коррозии металлов на береговой зоне Черного моря / А.Д. Жирнов, П.В. Стрекалов, С.А. Каримова, В.П. Жиликов/ Коррозия: материалы и защита. - 2007, №8. С. 23–29.

143. Методическое руководство Испытание авиационных материалов в условиях морского субтропического климата./ А.Д.Жирнов, В.В.Семенычев, С.И. Хольшев и др. - М.: ВИАМ, 1987. - 16 с.

144. Каримова С.А. Натурно-ускоренные испытания алюминиевых сплавов в условиях воздействия морской атмосферы / С.А. Каримова, В.П. Жиликов, А.А. Михайлов. /Коррозия: материалы и защита. - 2012. №10. - С. 1–3.

145. Испытание материалов / Справочник под ред. Блюменауэра. - М.: Металлургия, 1979. 447 с.

146. Guidance material on design end maintenance against corrosion of aircraft structures. – IATA, Doc. Gen/2634, Feb. 1979.

147. Promisel N.E. Corrosion information in NATO Nations. / N.E. Promisel. – AGARD AR-141, 1979.

148. Corrosion end metal artifacts. A dialogue between conservators end archaeologists end corrosion scientists. – US NBS SP-479, 1977. p. 80.

149. Особенности возникновения коррозионных повреждений на элементах конструкции самолетов Ан-, изготовленных из алюминиевых сплавов / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега /Международная конференция "Прогрессивная техника и технология - 2012". 11-15 июня 2012 г. - Севастополь, 2012. - С. 149.

150. Особенности коррозии алюминиевых сплавов на деталях самолетов «Ан» / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега // International scientific conference Unitech-2009. - 20-21 November 2009. - Gabrovo, Bulgaria, 2009. – Volume II. – С. 219-224.
151. Деградація панелей крильєв самолетов Ан-24 из сплавов В93Т и Д16 в процессе длительной эксплуатации / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега // 7-я международная конференция «Материалы и покрытия в экстремальных условиях». 24–28 сентября 2012 г. – Кацивели, Автономная респ. Крым, Украина, 2012. - С. 153.
152. Повреждаемость коррозией элементов конструкции, изготовленных из сплава Д16Т. / Аболихина Е.В., Чернега С.М. //Тезисы 4-й международной конференции «HighMatTech». 7-11 октября 2013 г. – Киев, 2013. – С. 335.
153. Аболіхіна О.В. Деградація сплаву Д16Т при експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2011 р. - Вип. 31. - С. 4-7.
154. Аболіхіна Е. Влияние условий эксплуатации на деградацию элементов конструкции из алюминиевых сплавов В95Т1 і Д16Т / Елена Аболіхіна, Светлана Чернега // Збірник наукових праць 5-ої Міжнародної конференції «Механіка руйнування матеріалів і міцність конструкцій». 24-27 червня 2014 р. - Львів, 2014. - С.737-742.
155. Деградація сплава В95Т1 при експлуатації самолетов Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега // International scientific conference Unitech-2010. - 20-21 November 2010. - Gabrovo, Bulgaria, 2010. – Volume II. – С. 219-224.
156. Degradation aluminum alloy structures В95Т1 and Д16Т during long operation / E.V. Abolikhina, S.M. Chernega. // International scientific conference Unitech-2014. 21 – 22 November 2014. – Gabrovo. Bulgaria, 2014. – Volume III. – P. 152 – 156.
157. Отчет «Обобщение опыта эксплуатации и ремонта самолета Ан-24». ФГУП ГосНИИ ГА. - 2000 г.
158. Дискуссия по стареющим самолетам. /Материалы 8-ой международной конференции по разрушению. Украина, г. Киев, 12.06.1993 г.

159. Порядок учета возможного снижения прочности характеристик авиаконструкций из-за коррозии при установлении ресурса планеру. /Научно-технический отчет. ЦАГИ, 1992.
160. Колотыркин Я.М. Защита металлов / Я.М. Колотыркин, Г.Г. Косый. - 1965. - Т. 1, №3. - 272 с.
161. ПИ-189М – Антикоррозионные покрытия. Производственная инструкция.
162. 24ПИ – 9. Производственная инструкция.
163. 24ПИ-24-69 – Герметизация топливных баков-кессонов СЧК изделий Ан-24 и Ан-26. Производственная инструкция.
164. 24ПИ-61-68 – Герметизация центроплана изделий Ан-24, Ан-26, Ан-30. Производственная инструкция.
165. Колачёв Б. А. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов. / Б. А. Колачёв, В. А. Ливанов, В.И. Елагин. /Учебник для вузов/ - М.:МИСИС, 2001. - 416 с.
166. Пархоменко Ю.Н. Спектроскопические методы исследования. / Ю.Н Пархоменко. - М.: Изд. дом "Руда и металлы", 1999.
167. Gjønnes J. An electron microscope investigation of the microstructure in an aluminium-zinc-magnesium alloy / J.Gjønnes, Chr. J. Simensen /Acta Met. - 1970. - V. 18, №8. - P. 881–890.
168. The Principles and Practice of Electron Microscopy. /Cambridge University Press. - Cambridge, 1985.
169. Joy D.C. Scanning Electron Microscopy and X-ray Microanalysis / J.I.Goldstein, D.E. Newbury, P. Echlin. - New York: Plenum Press, 1981.
170. Колачев Б.А. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов / Б.А.Колачев, В.И. Елагин, В.А. Ливанов. - М: МиСиС, 2001. - 413 с.
171. Лаборатория металлографии /Под ред. Б.Г. Лившица. – М.: Металлургиздат, 1957. – 695 с.
172. Беккер М. Справочник по металлографическому травлению /М. Беккер. – М.: Металлургия, 1979. – 376 с.

173. Третьяков А.В. Механические свойства металлов и сплавов. 2-е изд. / А.В. Третьяков, В.И. Зюзин. - М.: Металлургия, 1973. - 224 с.
174. Макарова Н.В. Статистика в эксел. / Н.В. Макарова, В.Я. Трофимец. - М.: Финансы и статистика, 2002. 366 с..
175. Меркулова А.В. Металловедение и термическая обработка цветных сплавов / А.В. Меркулова. - Красноярск, 2007.
176. Клевцов Г.В. Фрактодиагностика разрушения металлических материалов и конструкций. / Г.В. Клевцов, Л.Р. Ботвина, Н.А. Клевцоваи др. - М: МИС. - 2007. - С. 177, 259.
177. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость конструкций из сплава Д16Т / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега /Наукові нотатки. - 2013 р. - Вип. 41, ч.2. - С. 4-9.
178. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость верхних панелей крыльев самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец, А.П. Еретин / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 27-38.
179. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей внутри кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец, А.П. Еретин. / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 76-91.

ДОДАТОК А

А.1 КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНІ ОСОБЛИВОСТІ КРИЛ ЛІТАКІВ

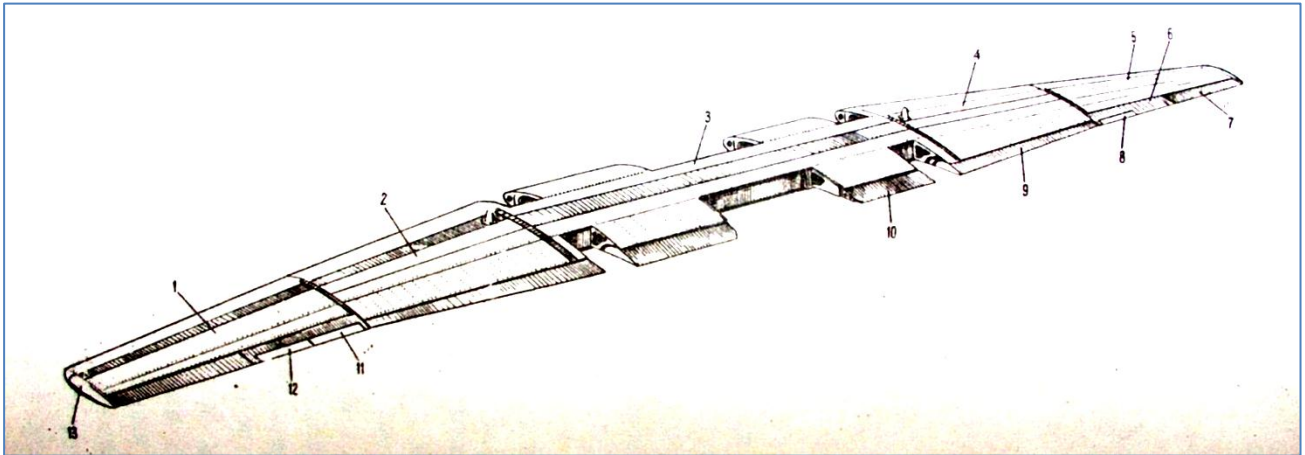
Ан-24, Ан-26

Літаки Ан-24, Ан-26 з'явилися на повітряних трасах в 1959 - 1970 р.р., і в даний час експлуатуються в Україні, країнах ближнього і далекого зарубіжжя - у всіх кліматичних зонах, у тому числі в умовах тропічного клімату. Можливість експлуатації на злітно-посадочних смугах (ЗПС) з штучним покриттям і на ґрунтових ЗПС дозволяє літальним апаратам працювати як в складних метеоумовах, так і в умовах високогірних аеродромів у будь-який час доби.

Літак Ан-24 — середній багатоцільовий літак короткого зльоту і посадки. Основне призначення – перевезення пасажирів і вантажів (включаючи десантування) на місцевих авіалініях і на лініях середньої протяжності. Літак Ан-26 є модифікацією літака Ан-24, призначений для транспортування вантажів.

Крило літака Ан-24 – високорозташоване вільнонесуче, прямокутної форми на ділянці між нервюрами 7 і трапецевидної форми на ділянках від нервюр 7 до закінцівок (рис. А.1). Кут установки крила - $+3^{\circ}$. Крило має роз'єми по нервюрах 7 і 12 і ділиться на центроплан, дві середні частини (СЧК) і дві віднімні частини (ВЧК).

Конструкція крила – кесонного типу, складається з двох лонжеронів, двадцяти трьох нервюр, обшивки і стрингерів, створюючих панелі, носових і хвостових частин і кінцевих обтічників. Кесон крила утворений лонжеронами, верхніми і нижніми панелями обшивки. Панелі по розмаху крила підтримуються нервюрами балочного типу. У кесоні центроплану розташовані м'які паливні баки (від чотирьох до шести, а в деяких випадках до десяти, баків в літаках Ан-24 і від восьми до десяти баків в літаках Ан-26). Кесонами середніх частин крила є герметизовані паливні баки-відсіки.



:

1, 5 - віднімні частини крила; 2, 4-середні частини крила; 3-центроплан.

Рис. А.1. Крило літака Ан-24

Обшивка крила має різну товщину на різних ділянках. Стрингери сприймають осьові навантаження від вигину, підкріплюють обшивку і працюють спільно з нею. Лонжерони крила сприймають значну частину моменту, що вигинає, і перерізуючу силу. Нервюри крила зв'язують в одне ціле елементи подовжнього набору і обшивку і сприймають дотичну напругу від вигину і кручення.

Стиковка крила з фюзеляжем і окремих частин між собою здійснюється болтами і гайками з сталі 40ХНМА і 30ХГСА.

Порівняльний аналіз геометричних параметрів крила літаків Ан-24 і Ан-26 показує, що геометричні обводи крила обох літаків збігаються. Силовий набір крила літака Ан-26 декілька посилений в порівнянні з літаком Ан-24 у зв'язку із збільшенням максимальної злітної ваги до 24 т. проти 21 т. літака Ан-24. Геометричні параметри силових елементів нижньої панелі ВЧК літаків Ан-24 і Ан-26 збігаються.

А.1.1 Конструктивно-технологічні особливості верхніх панелей крила

Для виготовлення верхніх панелей крила (центроплан, СЧК, ОЧК) літаків Ан-24, Ан-26 застосований алюмінієвий сплав В95Т1 (панелі центроплану, стрингерний набір), В95АТНВл2 (панелі СЧК). Деталі з цього сплаву, володіючи задовільними характеристиками витривалості і в'язкості руйнування, задовільними технологічними властивостями, мають підвищену чутливість до концентраторів напруги – подряпин, ризиків, забоїнам.

Монолітні панелі центроплану виготовлені з великогабаритних пресованих напівфабрикатів, що є обшивкою, виконаною разом із стрингерами таврового перетину (товщина панелі складає 3.5 мм) (рис. А.2). Верхні панелі центроплану діляться на знімні і незнімні – технологічні. Дві знімні панелі розташовано між стрингерами 3-7, які стикуються між собою по осі літака. Дві незнімні панелі розташовано між лонжеронами і знімними панелями. На верхній передній незнімній панелі знаходяться чотири люки паливомірів і два люки заливної горловини паливних баків. Знімні панелі кріпляться до нервюр і незнімних панелей болтами і анкерними гайками.

Панелі середньої частини крила (рис. А.3) складаються з обшивок, що хімічно фрезеруються, виконані з катаного листа, з дев'ятьма приклепаними стрингерами двотаврового перетину. Між стрингерами № 3 і № 7 зверху розташована знімна панель, яка кріпиться до стрингерів і профілів роз'єму за допомогою болтів з потайними голівками і герметичних анкерних гайок.

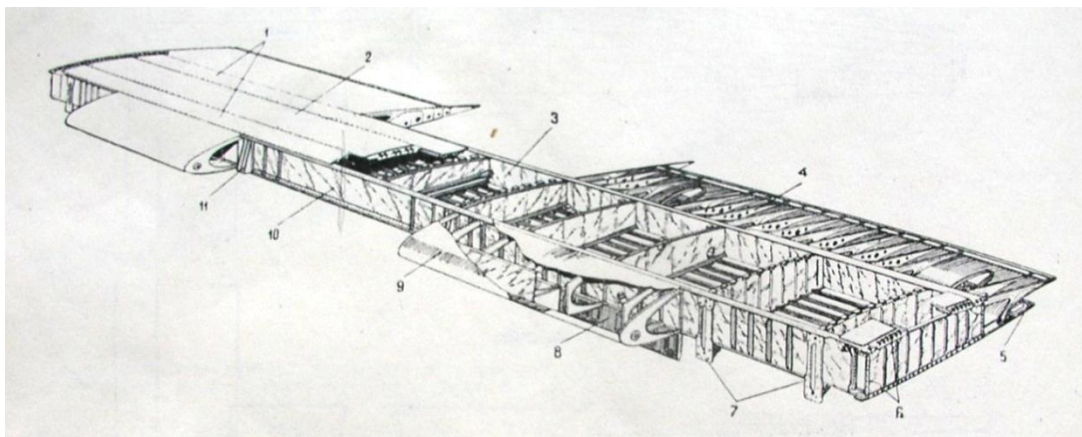


Рис. А.2. Центроплан крила.

1 - незнімні панелі; 2 - знімна панель; 3 - задній лонжерон; 4 - хвостова частина центроплану; 7 - вузли підвіски двигуна; 10 - передній лонжерон.

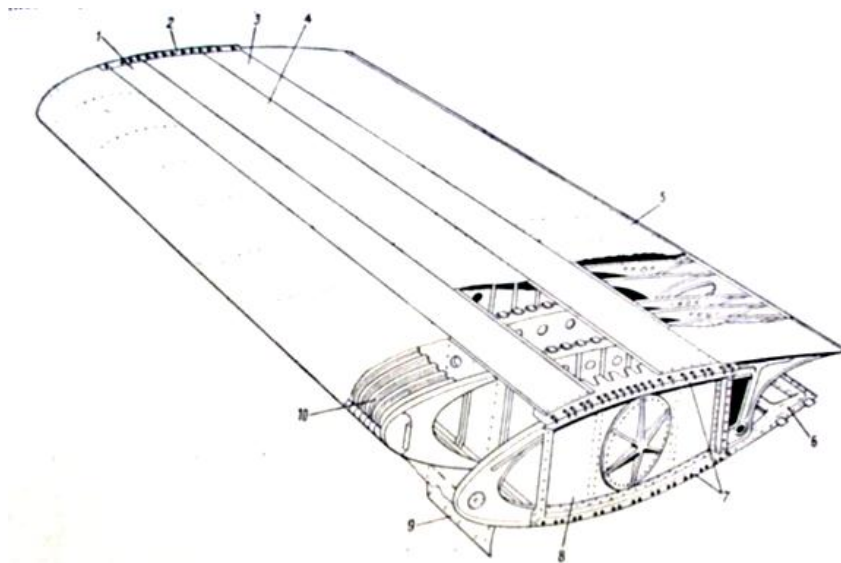


Рис. А.3. Середня частина крила:

1, 3 – технологічні (незнімні) панелі; 2 – профілі для стиковки СЧК з ВЧК; 4 – знімна панель; 5 – хвостова частина СЧК.

У обшивці верхніх панелей є люки під паливоміри, заливну горловину, два отвори для виведення трубопроводу дренажу та два спеціальні лючки. Герметизація знімної панелі здійснюється гумовою ущільнюваною прокладкою і герметиком. Болти герметизуються гумовими ущільнюваними кільцями під голівками в зенкуваннях на обшивці і герметичними анкерними гайками. Панелі віднімної частини крила складаються з обшивки завтовшки 2 мм і приклепаних до неї стрингерів таврового перетину. Панелі і їх кріплення до нервюр і лонжеронів виконані так само, як і на середній частині крила.

А.1.2 Конструктивно-технологічні особливості нижніх панелей крила

Монолітні панелі центроплану виготовлені з великогабаритних цільнопресованих панелей-профілів сплаву Д16ТПК, а починаючи з серії 105-02 літаків Ан-24 і 100-01 літаків Ан-26 – із сплаву Д16чТПК. Цільнопресовані

панелі-профілі є обшивкою, виконаною разом з стрингерами таврового перетину. Товщина панелі складає 3.5 мм. Нижня збірна панель складається з трьох технологічних панелей, які стикуються з лонжеронами і між собою по стрингерах №3 і №7 (рис. А.4).

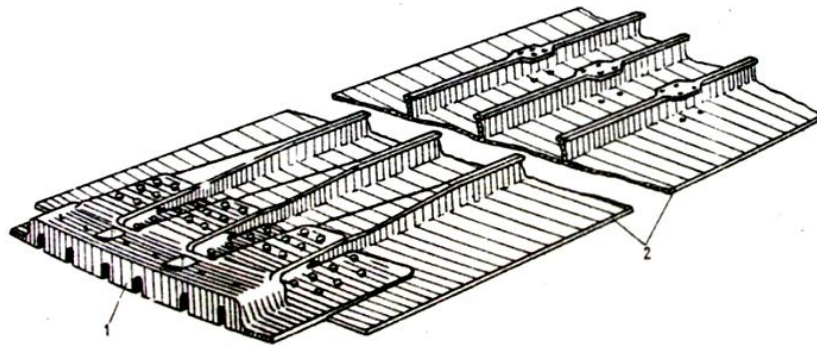


Рис. А.4. Нижня технологічна панель центроплану: 1- профіля роз'єму ; 2 – обшивка.

У кесоні центроплану літаків Ан-24 і Ан-26 знаходяться 4 – 6 (інколи до 10), і 6 - 10 м'яких паливних баків, відповідно, розташованих симетрично. М'які баки розміщені в міжлонжеронному просторі між нервюрами 1-6. Внутрішня поверхня кесонної частини центроплану в місцях установки м'яких паливних баків облицьована склотекстолітом, створюючи контейнери для баків (рис. А.5).

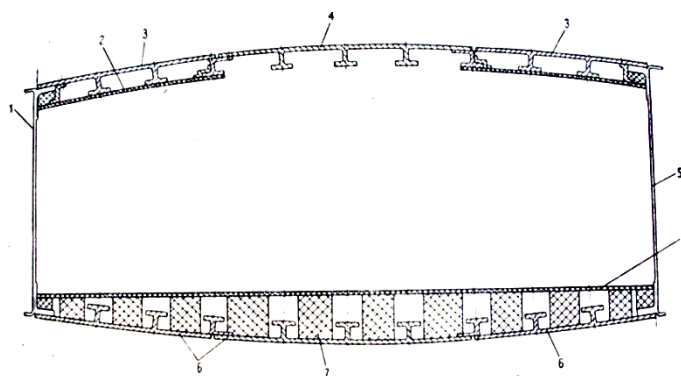


Рис. А.5. Контейнер топливного бака: 1,5 – лонжерони; 3, 6 – незнімні панелі; 4 – знімна панель; 7 - пенопластова бобишка.

Під гумовими баками на клеї Л-4 встановлюються пінопластові бобишки. На нижніх панелях центроплану між 2 і 3 НЦ, 4 і 5 НЦ виконані дренажні отвори.

Нижні панелі середньої частини крила виготовлені з матеріалу Д16АТНВл2(л.3), набір стрингера – з матеріалу Д16ТПА. Панелі незнімні, складаються з обшивок, що хімічно фрезеруються, з дев'ятьма приклепанними стрингерами таврового перетину.

Обшивка нижньої панелі СЧК виконана з цілого листа завтовшки 3.5 мм. Шляхом хімічного фрезерування товщина нижньої панелі доводиться до 1.2 мм з потовщенням по профілях роз'єму, місцях кріплення нервюри і лонжеронів.

Кесонами СЧК є герметизовані паливні баки-відсіки. Бак-відсік займає міжлонжеронний простір середньої частини крила від нервюри 7 до нервюри 12. Кесон герметизований за допомогою герметика. Всі панелі центроплану спільно із стрингерами Т-подібної форми мають по кінцях профілі роз'єму для стиковки з панелями СЧК. Стиковка крила з фюзеляжем і окремих частин крила між собою здійснюється болтами і гайками із сталі 40ХНМА і 30ХГСА. Для заклепувальних швів панелей крила застосовані заклепки з алюмінієвого сплаву Д18 і із сплаву В65.

ДОДАТОК Б

Таблиця Б.1

Корозійні пошкодження елементів конструкції літаків "Антонов", причини їх виникнення.

№ п/п	Найменування елементів конструкції, на яких найбільш часто виявлялися корозійні пошкодження	Тип літака	Сплав	Види виявленої корозії	Причини виникнення корозії
1	2	3	4	5	6
1	<p>ФЮЗЕЛЯЖ</p> <p>Нижня частина фюзеляжу уздовж вісі симетрії літака (підпільна зона):</p> <ul style="list-style-type: none"> - внутрішня обшивка, елементи силового набору (найбільш інтенсивні пошкодження в зоні, де розташовані побутові відсіки і туалети); - обшивка і стрингери в зоні зварних точок (клеесварні з'єднання); - тріщини стрингерів зі сплаву 01420Т1; - стояки, силові шпангоути з тріщинами низинок і бокової частини в зоні отворів для кріплення, в нижніх поясах 	Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32, Ан-124	Д16Т, Д16чТ	Пітингова, розшарувальна, міжкристалітна, щілинна, контактна, КР	Скупчення вологи в підпільній зоні у разі відсутності дренажа, недостатнє провітрювання. Витік корозійно - активної рідини.
		Ан-22, Ан-24	Д16Т, Д16чТ		Викришування клейового шару з-під стрингера, що призводить до оголення незахищеної поверхні обшивки та адсорбції вологи в зазорах, що утворилися.
		Ан-72, Ан-74, Ан-124	01420Т1		Монтажні і внутрішні напруги, недостатня корозійна стійкість матеріалу
		Ан-12 Ан-22	В95Т В93Т1		Скупчення вологи в підпільній зоні через відсутність дренажу, недостатнє провітрювання. Витік корозійно - активних рідин. Монтажні напруги, несприятливий контакт різнорідних металів.
2	Зовнішня поверхня обшивки в зоні стиків	Ан-24, Ан-26, Ан-30	Д16Т, Д16чТ	Щілинна, розшарувальна	Скупчення вологи, бруду в щілинах.

1	2	3	4	5	6
3	Поверхня бортової стінки між низинками 20-21 шпангоутів, низинки шпангоутів 18-23 в ніші шасі	Ан-72, Ан-74	Д16чТ	Пітингова, розшаруваль на	Волога, хімічні домішки, монтажні напруги
4	Горизонтальні полки верхніх і нижніх поясів бортових балок	Ан -12	Д16Т	Розшаруваль на, КР	Волога, хімічні домішки, монтажні напруги.
5	Низ фюзеляжу під захисними листами між шпангоутами 59-62	Ан-12	Д16Т	Щілинна, контактна, розшарув.	Скупчення вологи, бруду під захисними титановими листами, контакт різнорідних металів, попадання води з туалету.
6	КРИЛО І ОПРЕННЯ Зовнішня поверхня обшивок верхніх і нижніх панелей крила у горловин зливних кранів, у зенкованих отворів під заклепки і болти кріплення панелей, по отворах кріплення бортугольників мотогондол, в зоні поздовжніх стиків, у дренажних отворів, а також біля заправних горловин і лючків паливоміри. Тріщини по торцях обшивок верхніх панелей середньої частини крила (СЧК)	Ан-12, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32, Ан-72, Ан-124	В95Т1, В95пчТ1 Д16Т, Д16чТ, АК6 (окантовка)	Пітингова, розшаруваль на, контактна, щілинна, КР, корозійна втома	Вплив вологих і агресивних атмосфер, відсутність захисного покриття на поверхні зенкованих отворів, електрохімічні процеси при контакті у вологому середовищі різнорідних металів обшивки і кріплення, щілинний ефект в зоні поздовжніх стиків.
		Ан-24, Ан-26	В95Т1		Пошкодження захисного покриття в результаті місцевої підгонки
7	Зовнішня поверхня верхніх і нижніх поясів, балок і рам лонжеронів крила. (Часто в місцях стику нижнього пояса 2 лонжерона з фітингами стояків шпангоутів)	Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30	В95Т1, Д16Т, В95пчТ1 Д16чТ	Пітингова, розшаруваль на, контактна	Скупчення вологи, кіптяви і бруду на поверхні поясів лонжеронів, пошкодження ЛФП, скупчення вологи в щілинах між поясом і фітингом стояка шпангоута.
8	Усередині кесона центроплана, де встановлені м'які паливні баки: - на елементах силового набору; - обшивці верхніх і нижніх панелей; - балках лонжеронів	Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-30	В95Т1, Д16Т	Пітингова, щілинна, розшаруваль на	Недостатній злив вологи, скупчення вологи під пінопластовими бобишками у разі їх непроклею і встановленні з зазорами від стрингерів і лонжеронів.

1	2	3	4	5	6
9	Усередині герметичних баків-кесонів СЧК (в місцях відшарування герметика)	Ан-24, Ан-26	Д16Т, Д16чТ, В95Т	Розшаруваль на, КР	Домішки вологи і агресивних інгредієнтів у паливі. Нанесення герметика з порушеннями технології.
10	Усередині кесона СЧК в зонах установки сталевих самонарізи і металізації паливних баків. Пошкодження виявляються на поверхні обшивки, стрингерів верхніх і нижніх панелей, поясів нервюр	Ан-12	В95Т, Д16Т	Розшарувал., контактна, КР+втомне підростання, короз. втома	Наявність вологи, несприятливий контакт різнорідних металів.
11	Внутрішня поверхня верхніх і нижніх поясів лонжеронів СЧК	Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-30	Д16Т	КР + втомне підростання	Порушення захисного покриття, наявність вологи. Монтажні навантаження створюють розтягують статичні на напруги в зоні отворів для кріплення
12	Усередині герметичних баків-кесонів КЧК на поверхні нижніх панелей між 19-20 НК	Ан-74	Д16чТ	Розшаруваль на, КР	Заправлення некондиційним паливом
13	зовнішня поверхня - обшивок носка, верхніх і нижніх панелей стабілізатора;	Ан-24, Ан-26, Ан-30	Д16Т, Д16АТ, Д16чГПП	Пітингова, розшаруваль на, контактная	У місцях можливої конденсації і скупчення вологи, на ділянках контакту різнорідних металів.
	- стінок і поясів лонжеронів вертикального і горизонтального опірення	Ан-12	Д16Т		Скупчення вологи, бруду, хімічних домішок (згоряння палива) на поясах лонжеронів кіля, в залонжеронній частині стабілізатора, в р-ні вузлів навішування руля висоти. Несприятливий контакт різнорідних металів
14	Внутрішня поверхня обшивок верхніх і нижніх панелей стабілізаторів, кіля, горизонтальних полиць стрингерів стабілізаторів, кіля в місцях кріплення обшивки до стрингерів методом зварювання.	Ан-22 Ан-24, Ан-26, Ан-30	Д16Т, Д16АТВ	Щілинна, розшаруваль на	Наявність вологи і підвищених вібро навантажень. Відшарування і викришування клейових валиків призводить до оголення незахищеної поверхні обшивки і скупчення вологи в щілинах, що утворились

1	2	3	4	5	6
15	<p>Кронштейни</p> <ul style="list-style-type: none"> - вузлів навішування елеронів; - рулів висоти; керма на пряму, - навісок моторам, навішування рампи, - кріплення бічних замків рампи; - кріплення бічних розкосів монорельсів закрилків; - навісок монорельсів закрилків; - кріплення підйомників закрилків з тріщинами в вушках, по кріпильних отворах, по ребрах жорсткості. 	<p>Ан-72, Ан-74, Ан-24, Ан-26, Ан-22</p>	<p>Д16чТ, АК6Т1, В95Т1, В93Т1</p>	<p>Виразкова, розшарувальна, контактна, КР</p>	<p>Порушення технології нанесення захисних покриттів. Пошкодження захисного покриття. Наявність внутрішніх або монтажних напружень в вузлах кріплення деталей. Контакт різнорідних металів (напр. втулка зі сталі 30ХГСА - сталеві болти).</p>
16	<p>Стикувальні фітинги</p> <ul style="list-style-type: none"> - лонжеронів СЧК і ВЧК з тріщинами по верхніх горизонтальних ребрах, по радіусних переходах; по кріпильних отворах, по отвору кріплення лапки; - центроплана зі стояками шпангоутів по кріпильних отворах, по радіусному переходу вертикальної стінки до полиці; - стояка 2 лонжерона; - нервюр з лонжеронами кіля і стабілізатора в районі кріпильних отворів; - лонжерона стабілізатора з фюзеляжем уздовж ребра фітинга, по кріпильних отворах 	<p>Ан-12, Ан-24, Ан-22</p>	<p>АК6, В93Т1</p>	<p>Розшарувальна, між-кристалітна, контактна + втомне підростання</p>	<p>Відсутність мастила в зоні стику фітингів, неякісне нанесення покриття після зачистки поверхні фітингів в експлуатації. Монтажні, внутрішні напруги, несприятливий контакт зі сталевими болтами.</p>

1	2	3	4	5	6
17	Профілі роз'ємів крила і опірння з тріщинами. в районі: - радіусних заокруглень фрезерування під обшивку і стрічку (біля стрингерів 2 і 6); - отворів кріплення щілинної стрічки; - отворів під стикувальний болт; - перемичок між колодязями	Ан-12, Ан-22	В95Т1, Д16Т Д16чТ В93Т1	Розшарувальна, контактна, КР+втомне підростання	Порушення ЛКП, забоїни, наявність сталевих самонарізів кріплення облицювання контейнерів паливних баків, скупчення вологи в зоні радіусних переходів, під щілинною стрічкою, контакт різнорідних металів, монтажні напруги.
18	ШАСІ Кронштейни: - внутрішніх ступок шасі; - навіски головного шасі по шпангоуту 27; - приводу узгоджувального клапана; - механізму управління вимикачем сигналізації стійки опори основного шасі - вузла навішування стулки стійок шасі (тріщини в проушинах)	Ан-22 Ан-12	В93Т1, АК6Т1	Контактна, КР+втомне підростання	Недостатній антикорозійний захист деталей з різнорідних матеріалів, що контактують; монтажні напруги.
		Ан-124 Ан-124 Ан-124	ВАЛ10Т5, ВАЛ10Т5, АК6Т1		Пошкодження анодної плівки, вплив розтягувальних внутрішніх напружень, що виникли при запресовуванні підшипника
19	Фітинги на балці переднього шасі з тріщинами по радіусному переходу поверхонь фітинга	Ан-12	АК6Т1	Міжкристалітна, КР	Пошкодження захисного покриття, внутрішні напруги.
20	Важелі коліс	Ан-22	В93Т1	КР	Монтажні напруги, внутрішні гартівні напруги.
21	Вісі коліс шасі	Ан-124	30ХГСН2 МА	КР, мішана - КР + втома.	Спільний одночасний вплив корозійного середовища і експлуатаційних навантажень; фретінг-зношув. деталей з різнорідних матер.

При всьому різноманітті підходів до проектування і використання технологічних рішень, більшість сучасних типів літаків мають одні й тіж самі основні корозійні дефекти, що і літаки, побудовані більше 30-ти років тому. Наявність корозійних дефектів сприяє передчасному виникненню руйнувань, а корозійні процеси інтенсифікують кінетику поширення втомних тріщин. Перераховані чинники негативно впливають на живучість конструкції і, зрештою, на безпеку польотів.

Накопичення статистичних даних з руйнувань елементів конструкцій алюмінієвих сплавів виконується не лише для встановлення характеру і причин руйнувань, а також дозволяє підбирати сплави, що володіють необхідним комплексом властивостей для відповідної конструкції, у тому числі, удосконалювати методи їх обробки на всіх етапах виробництва.

ДОДАТОК В

В.1 МЕТОДИ МАТЕМАТИЧНОЇ СТАТИСТИКИ. РЕГРЕСІЙНИЙ АНАЛІЗ.

Статистичні методи дослідження впливу експлуатаційних факторів на швидкість розвитку корозії та одержання лінійного рівняння регресії для визначення та прогнозування швидкості розвитку корозійних уражень у відповідних кліматичних зонах виконувались з застосуванням програмного забезпечення, вбудованого в ПК. Визначення швидкості розвитку корозії за даними експлуатації було засноване на завданні аналітичної залежності глибини корозійного ушкодження від наробки або терміну експлуатації в наступних допущеннях:

1. Логарифм (\ln) довговічності утворення пошкодження підкоряється нормальному розподілу. 2. Швидкість росту пошкодження є випадковою величиною. 3. Швидкість розвитку пошкодження не залежить від моменту його утворення.

Застосування методу статистичного аналізу включає розв'язання наступних завдань:

- Попередню обробку даних, розрахунок характеристик їх положення і розсіяння.
- Встановлення кореляції між глибиною корозійних пошкоджень і різними чинниками (конструктивними і експлуатаційними), які надають або, імовірно, могли б надати вплив на виникнення і розвиток корозії.
- Визначення швидкості розвитку корозійних ушкоджень на елементах конструкції з урахуванням міри впливу визначених раніше конкретних чинників.
- Побудову лінійного рівняння регресії, що дозволяє здійснювати прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на зовнішній

поверхні обшивок верхніх панелей із сплаву В95Т1 і нижніх панелей із сплаву Д16Т в різних кліматичних умовах.

В.1.1 Метод описової статистики

Для характеристики статистичної інформації, представленої сукупністю даних - глибина корозійних уражень, терміни експлуатації і терміни служби між технічними оглядами, наробка з початку експлуатації або між т/о, інтенсивність польотів, тощо, - були розраховані основні показники описової статистики, такі як:

- показники положень (мінімальний і максимальний елементи вибірки, математичне очікування, медіана, мода);
- показники розкиду (дисперсія, стандартне відхилення);
- показники асиметрії (ексцес, асиметрія).

Для встановлення меж середньої величини генеральної середньої (довірчі інтервали) була виведена гранична помилка вибірки, розрахована на підставі середньої помилки вибірки.

Метод описової статистики включає також побудову гистограм, що дозволяють характеризувати однорідність і межі зміни аналізованих даних.

В.1.2 Характеристика розсіювання і взаємного зв'язку змінних (кореляційний аналіз)

Завданням кореляційного аналізу є встановлення залежностей між досліджуваними змінними - експлуатаційними параметрами. Для характеристики розсіювання і взаємного зв'язку змінних при їх стохастичній залежності користувалися показником кореляції. Було проаналізовано лінійну імовірнісну залежність досліджуваних випадкових величин, що полягає в тому, що при зростанні однієї випадкової величини, інша має тенденцію зростати

(або убувати) за лінійним законом. Ця тенденція може бути більш-менш яскраво вираженою, тобто більш-менш наближатися до функціональної. Якщо випадкові величини X і Y пов'язані точною лінійною функціональною залежністю $y=ax+b$, то $r_{xy} = 1$. У загальному випадку, коли величини X і Y пов'язані довільною імовірнісною залежністю, лінійний коефіцієнт кореляції приймає значення в межах: $-1 < r_{xy} < 1$, тоді якісна оцінка тісноти зв'язку величин X та Y може бути виявлена на основі шкали Чеддока [174] (табл. В.1).

Таблиця В.1

Шкала Чеддока. Визначення тісноти зв'язку величин X та Y

Тіснота зв'язку	Значення коефіцієнтів кореляції при наявності:	
	Прямого зв'язку	Зворотного зв'язку
Слабка	0,1 - 0,3	(-0,1) – (-0,3)
Помірна	0,3 – 0,5	(-0,3) – (-0,5)
Помітна	0,5 – 0,7	(-0,5) – (-0,7)
Висока	0,7 – 0,9	(-0,7) – (-0,9)
Досить висока	0,9 – 0,99	(-0,9) – (-0,99)

Експлуатаційна інформація, що піддавалась аналізу, включала:

- календарний термін служби літаків; наробіток з початку експлуатації; термін служби між технічними оглядами; наробіток між технічними оглядами; інтенсивність польотів; максимальну глибину корозійних поразок; кількість вогнищ корозії; кількість попередніх капітальних ремонтів; № заводу ГА, на якому виконувався попередній капітальний ремонт; дату випуску літака; № серії для кожної кліматичної зони.

В. 1.2.1 Застосування двовибіркового f-тесту для дисперсій

Маючи вибіркові дані глибини корозійних уражень літаків Ан-24 і Ан-26, було б доцільно переконатися, чи можна при рівні значимості $\alpha=0.05$ вважати їхню відмінність статистично незначущою. Тобто, переконавшись у прийнятності гіпотези про рівність генеральних дисперсій, ми тим самим переконуємося в тому, що значення глибини корозійних уражень на обшивках панелей крил літаків Ан-24 і Ан-26 є вибірками з однієї й тієї ж генеральної сукупності, що дає підстави проводити подальший спільний аналіз ушкоджень літаків Ан-24 і Ан-26.

У математичній статистиці доводиться, що якщо гіпотеза $H_0: \sigma_x^2 = \sigma_y^2$ виконується, то величина

$$F = \frac{S_x^2}{S_y^2}$$

має F- розподіл (дисперсійне відношення Фишера) і використовується в якості критерію при перевірці гіпотези $H_0: \sigma_x^2 = \sigma_y^2$. Оскільки величина F не є негативною, критична область даної величини буде належати інтервалу $(0; +\infty)$.

В.1.3 Метод регресійного аналізу

Регресійний аналіз застосовується для встановлення аналітичного вираження зв'язку залежної випадкової величини Y – швидкості розвитку корозійного ушкодження - (що називається також результативною ознакою) з незалежними випадковими величинами X_1, X_2, \dots, X_m – експлуатаційними параметрами - (що називаються також чинниками). Форма зв'язку результативної ознаки Y з чинниками X_1, X_2, \dots, X_m одержала назву рівняння регресії.

Для аналізу було використане рівняння множинної лінійної регресії виду

$$\hat{y} = a_0 + a_1x_1 + a_2x_2 + \dots + a_mx_m,$$

де \hat{y} - теоретичні значення результативної ознаки, отримані шляхом підстановки відповідних значень факторних ознак у рівняння регресії.

x_1, x_2, \dots, x_m - значення факторних ознак;

$a_0, a_1, a_2, \dots, a_m$ - параметри рівняння (коефіцієнти регресії).

Параметри рівняння регресії визначалися за допомогою методу найменших квадратів. Сутність даного методу полягає в знаходженні параметрів a_i , при яких мінімізується сума квадратів відхилень емпіричних (фактичних) значень результативної ознаки від теоретичних, отриманих по обраному рівнянню регресії, тобто:

$$S = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y})^2 = \sum_{i=1}^n (y_i - a_0 - a_1x_1 - a_2x_2 - \dots - a_mx_m)^2 \rightarrow \min.$$

Розглядаючи S у якості функції параметрів і проводячи математичне диференціювання, одержуємо систему нормальних рівнянь з m невідомими (за числом параметрів a_i):

$$na_0 + a_1 \sum x_1 + a_2 \sum x_2 + \dots + a_m \sum x_m = \sum y;$$

$$a_0 \sum x_1 + a_1 \sum x_1^2 + a_2 \sum x_2 x_1 + \dots + a_m \sum x_m x_1 = \sum y x_1;$$

$$a_0 \sum x_m + a_1 \sum x_1 x_m + a_2 \sum x_2 x_m + \dots + a_m \sum x_m^2 = \sum y x_m;$$

де n - число спостережень;

m - число факторів у рівнянні регресії.

Розв'язавши систему рівнянь, знаходимо значення параметрів a_i , що є коефіцієнтами питомого теоретичного рівняння регресії.

Для визначення величини ступеню стохастичної залежності результативної ознаки Y і чинників X , обчислювалися наступні дисперсії:

- загальна дисперсія результативної ознаки Y , що відображає вплив як основних, так і залишкових чинників

$$\sigma_y^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}{n},$$

де \bar{y} – середнє значення результативної ознаки Y;

- факторна дисперсія результативної ознаки Y, що відображає вплив тільки основних чинників:

$$\sigma_{\phi}^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - \bar{y})^2}{n},$$

-

- залишкова дисперсія результативної ознаки Y, що відображає вплив тільки залишкових чинників

$$\sigma_o^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{n - (m + 1)}.$$

При кореляційному зв'язку результативної ознаки й чинників виконується співвідношення

$$\sigma_{\phi}^2 < \sigma_y^2, \text{ при цьому } \sigma_y^2 = \sigma_{\phi}^2 + \sigma_o^2.$$

Для аналізу загальної якості рівняння лінійної багатofакторної регресії використовували множинний коефіцієнт детермінації R^2 (квадрат коефіцієнта множинної кореляції R), розрахований по формулі

$$R^2 = \frac{\sigma_{\phi}^2}{\sigma_y^2}$$

Коефіцієнт детермінації R^2 визначає частку варіації результативної ознаки, обумовлену зміною факторних ознак, що входять у багатofакторну регресійну модель.

Оскільки в більшості випадків рівняння регресії доводиться будувати на основі вибірових даних, то виникає питання про адекватність побудованого

рівняння генеральним даним. Для цього проводиться перевірка статистичної значимості коефіцієнта детермінації R^2 на основі F – критерію Фишера:

$$F = \frac{R^2}{1 - R^2} \cdot \frac{n - m - 1}{m},$$

де n – число спостережень;

m – число факторів у рівнянні регресії.

У математичній статистиці доводиться, що якщо гіпотеза $H_0 : R^2=0$ виконується, то величина F має F- розподіл з $k=m$ і $l=n - m - 1$ числом ступенів волі, тобто

$$\frac{R^2}{1 - R^2} \cdot \frac{n - m - 1}{m} = F(k=m, l=n - m - 1).$$

Гіпотеза $H_0 : R^2=0$ про незначимість коефіцієнта детермінації R^2 відкидається, якщо $F_p > F_{кр, p, a}$. При значеннях $R^2 > 0.7$ вважається, що варіація результативної ознаки Y обумовлена, в основному, впливом включених у регресійну модель факторів X . Для оцінки адекватності рівняння регресії використаний показник середньої помилки апроксимації:

$$\varepsilon = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{|y_i - \hat{y}_i|}{V_i} * 100\%.$$

Можлива ситуація, коли частина обчислених коефіцієнтів регресії не має необхідний ступінь значимості, тобто значення даних коефіцієнтів будуть менше їхньої стандартної помилки. У цьому випадку такі коефіцієнти повинні бути виключені з рівняння регресії. Тому перевірка адекватності побудованого

рівняння регресії поряд з перевіркою значимості коефіцієнта детермінації R^2 містить у собі також і перевірку значимості кожного коефіцієнта регресії.

Значимість коефіцієнтів регресії перевіряється за допомогою t-критерію Стьюдента:

$$t = \frac{a_i}{\sigma_{a_i}},$$

де σ_{a_i} – стандартне значення помилки для коефіцієнта регресії a_i .

Якщо гіпотеза $H_0: a_i = 0$ виконується, то величина t має розподіл Стьюдента з

$k = n - m - 1$ числом ступенів волі, тобто:

$$\frac{a_i}{\sigma_{a_i}} = t(k = n - m - 1);$$

гіпотеза $H_0: a_i = 0$ про незначимість коефіцієнта регресії відкидається, якщо

$|t_p| > |t_{кр}|$. Границі довірчих інтервалів для коефіцієнтів регресії знаходили, виходячи зі значення $t_{кр}$:

$$a_i^{\min} = a_i - t_{кр} \cdot \sigma_{a_i};$$

$$a_i^{\max} = a_i + t_{кр} \cdot \sigma_{a_i}.$$

Лінійне рівняння регресії, дозволяє здійснювати прогнозування швидкості розвитку корозійних ушкоджень у відповідних елементах конструкції в різних кліматичних зонах.

ДОДАТОК Г

Список публікацій за темою дисертації:

1. Аболихина Е.В. Коррозия самолетных конструкций из алюминиевых сплавов /Е.В. Аболихина, А.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів - №6. – 2003. - С. 106-110. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus). (Особистий внесок - дослідження мікроструктури ушкоджених корозією зразків, вирізаних з елементів конструкції літаків. Аналіз схильності до корозії деталей, розташованих у різних вузлах та зонах літаків).
2. Утомне руйнування зварних зразків зі сплаву Т110. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр, В.М. Замков / Фізико-хімічна механіка матеріалів. - 2004. - Т. 40, №4. - С. 89-92. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus). (Особистий внесок - дослідження зламів з застосуванням оптичних мікроскопів та растрового електронного мікроскопу).
3. Аболіхіна О.В. Вплив титанового сплаву Т110 на його відпирніть ударам індентора. / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр / Фізико-хімічна механіка матеріалів. -2008. - Т. 44, №1. - С. 112-114. (Українське видання, яке входить до міжнародних наукометричних баз Scopus). (Особистий внесок - досліджено мікроструктуру та злами сплаву).
4. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость верхних панелей крыльев самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец, А.П. Еретин / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 27-38. (Особистий внесок - досліджено мікроструктуру зразків верхніх панелей з сплаву В95Т1, що мали корозійні пошкодження в умовах експлуатації).
5. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей внутри кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26. / Е.В. Аболихина, А.И. Семенец,

- А.П. Еретин. / Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. - Вып. 41. - С. 76-91. (Особистий внесок - досліджено злами та мікроструктуру уражених корозією зразків з сплаву Д16Т).
6. Аболіхіна О.В. Структура, міцність і пластичність напівфабрикатів із титанового сплаву ВТ22 / О.В. Аболіхіна, С.Л. Антонюк, О.Г. Моляр. / Фізико-хімічна механіка матеріалів. - 2008. - Т. 44, №3. - С. 85-88. (Особистий внесок - досліджено мікроструктуру зразків сплаву ВТ22 в растровому електронному мікроскопі).
 7. Аболіхіна О.В. Деградація сплаву Д16Т при експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2011 р. - Вип. 31. - С. 4-7. (Особистий внесок - проаналізовано причини виникнення корозії на обшивках з сплаву Д16Т, визначено максимально небезпечні місця конструкції).
 8. Аболихина Е.В. Коррозионная стойкость конструкций из сплава Д16Т / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2013 р. - Вип. 41, ч. 2. - С. 4-9. (Особистий внесок - проаналізовано причини виникнення корозії на авіаційних конструкціях з сплавів Д16Т та В95Т1).
 9. Аболіхіна О.В. Прогнозування швидкості розвитку корозійних пошкоджень на крилах літаків з сплавів В93Т1 і Д16Т / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / Наукові нотатки". - 2017 р. - Випуск 59. - С. 9-14. (Особистий внесок - поставлені задачі дослідження, застосовано регресійний аналіз для визначення швидкості розвитку корозійних пошкоджень).
 10. Аболіхіна Е. Влияние условий эксплуатации на деградацию элементов конструкции из алюминиевых сплавов В95Т1 і Д16Т / Елена Аболіхіна, Светлана Чернега // Збірник наукових праць 5-ої Міжнародної конференції «Механіка руйнування матеріалів і міцність конструкцій». 24-27 червня 2014 р. - Львів, 2014. - С.737-742. (Особистий внесок - досліджено злами та мікроструктуру зразків сплавів Д16Т і В95Т).

Апробація результатів дисертації

Основні положення роботи викладено та обговорено на науково-практичних конференціях різного рівня:

1. «International scientific conferenc Unitech-2009» (Gabrovo. Bulgaria. 21 – 22 November, 2009, форма участі – публікація тез. С.219-224).
2. Міжнародна конференція «International scientific conference Unitech-2010» (Gabrovo. Bulgaria. 21 – 22 November, 2010. Форма участі – публікація тез.).
3. 4-я Международная научная конференция "Современные достижения в науке и образовании". (Будва, Черногория. 11-18 сентября 2010 г. Форма участия - публикация тезисов, С. 209-214).
4. 3 Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 3". (Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського 28-29 грудня 2010 р. Форма участі – публікація тез. - С. 197-213).
5. 4-я Международная конференция «HighMatTech». (Киев, 7-11 октября 2013 г. Форма участия – публикация тезисов, С. 335).
6. 7-я международная конференция «Материалы и покрытия в экстремальных условиях: исследования, применение, экологически чистые технологии производства и утилизации изделий» (п.г.т. Кацивели, Автономная республика Крым, Украина. 24–28 сентября 2012 г. Форма участия – публикация тезисов, С.153).
7. Міжнародна конференція "Прогрессивная техника и технология - 2012". (Севастополь. 11-15 червня 2012 р. Форма участі – публікація тез. С. 149-150).
8. International scientific conference Unitech-2014. (Gabrovo. Bulgaria, 21 – 22 November 2014. Форма участі – публікація тез. – Volume III. – P. 152 – 156).

9. IX International conference. Technical science. Industrial management. (Burgas. Bulgaria. 07-10. вересня 2015. - Форма участі – публікація тез. Р.23-26).
10. 5 Міжнародна наукова конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах 5". (Київ, Україна. КПІ ім. Ігоря Сікорського. 3-5 грудня 2015 р. Форма участі – публікація тез. С. 191-197.)
11. ХІХ-а міжнародна науково-технічна конференція «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта». (Київ, Україна. КПІ ім. Ігоря Сікорського. 19.06.2018 р. Форма участі – публікація тез, Т. 2. - С. 203-207.).
12. 7 Міжнародна науково-методологічна конференція "Матеріали для роботи в екстремальних умовах – 7". (Київ, Україна. КПІ ім. Ігоря Сікорського. 30 листопада - 2 грудня 2017 р. Форма участі – публікація тез. С. 215-222).