

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

АБОЛІХІНА ОЛЕНА ВІКТОРІВНА

УДК 629.735:539.43

УДК 539.2:669.13:539.4

**МАТЕРІАЛОЗНАВЧІ АСПЕКТИ УТВОРЕННЯ ТА ЕВОЛЮЦІЇ ДЕФЕКТІВ,
ЩО ВИЗНАЧАЮТЬ РЕСУРС ЕКСПЛУАТАЦІЇ АЛЮМІНІЄВИХ
КОНСТРУКЦІЙ ЛІТАКІВ**

Спеціальність: 05.16.01 – металознавство та термічна обробка металів

Автореферат

дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2019

Дисертацією є рукопис

Робота виконана в лабораторії фрактографії ДП «Антонов» та на кафедрі металознавства та термічної обробки Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського».

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор,
Чернега Світлана Михайлівна,
Національний технічний університет України «Київський
політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» МОН
України, професор кафедри металознавства
та термічної обробки.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, старший науковий співробітник
Пригунова Адель Георгіївна,
Фізико-технологічний інститут металів та сплавів НАН
України, завідувач відділу фізико-технологічних процесів
лиття алюмінієвих сплавів.

доктор фізико-математичних наук, старший науковий
співробітник

Подрезов Юрій Миколайович,
Інститут проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича
НАН України, завідувач відділу фазових перетворень.

Захист відбудеться «15» січня 2019 р. о 14 год. на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.002.12 у Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» (03056, м. Київ-142, проспект Перемоги, 37, корпус 9, ауд. 203).

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського».

Автореферат розісланий грудня 2018 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради,
кандидат технічних наук, доцент

О.В. Степанов

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Довготривала і безпечна робота елементів конструкцій літаків в умовах експлуатації значною мірою визначається структурою і властивостями застосованих матеріалів і забезпечується оптимізацією режимів технологічних процесів. 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.

З наукової точки зору, робота 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, а також прогнозувати вплив великої кількості фізичних чинників на довгострокову (десятки років) поведінку елементів структури матеріалу. З практичної точки зору, робота дозволяє визначати та оптимізувати умови реалізації технічних засобів, направлених на подовження термінів експлуатації літаків. Тому роботи є актуальною, спрямованою на підвищення безпеки експлуатації літаків.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами, грантами. Дисертаційна робота виконана в лабораторії фрактографії ДП «Антонов» та на кафедрі металознавства та термічної обробки КПІ ім. Ігоря Сікорського. Робота є продовженням тематики держбюджетної НДР, що виконувалась на кафедрі МТО: «Розробка наукових принципів управління фазово-структурним складом та властивостями алюмінієвих сплавів» (номер державної реєстрації 0105U001345). На ДП «Антонов» роботи виконувались у рамках державних і галузевих програм за постановами уряду. За 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.), галузевої науково-технічної програми "Продукція авіаційної промисловості".

Мета і завдання дослідження. Наукові напрацювання стосовно еволюції дефектів є важливою складовою в побудові узагальненої картини впливу структури алюмінієвих сплавів та умов експлуатації літаків на довготривалість їх роботи. Тому 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 пошкоджень.

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 деформованих 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. Растрова електронна мікроскопія (з застосуванням скануючого електронного мікроскопа Vega 3LMN фірми Tescan, Чехія); рентгенівський мікроаналіз (з застосуванням рентгенівського мікроаналізатора Oxford X-max-50, Велика Британія); оптична металографія (з використанням мікроскопів віддзеркаленого світла Opton, Mef-2, Neophot 21); методи механічних випробувань: контроль твердості (за допомогою твердоміра ТШ-2М), визначення границі міцності σ_B (з використанням випробувальної машини Zwick-1488М); методи математичної статистики та регресійного аналізу.

Наукова новизна отриманих 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, визначати 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 отриманих результатів.

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.

Особистий внесок здобувача. Усі 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 дослідження на оптичних і растровому електронному мікроскопі. Автором зібрані і накопичені бази даних з корозійного стану 2000 літаків середньої дальності за 45 років їх експлуатації. Застосування самостійно розробленої автором методології статистичного аналізу дозволило виконати прогнозування швидкості розвитку корозійних ушкоджень на елементах конструкції крил зі сплавів Д16Т и В95Т1 для різних кліматичних зон експлуатації і одержати лінійне рівняння регресії з урахуванням індивідуальних параметрів літака.

При проведенні досліджень, результати яких опубліковані у співавторстві, дисертант проводила експерименти, виконувала аналіз і узагальнення отриманих результатів. Постановка задачі, обговорення результатів і висновків проводились спільно з науковим керівником д.т.н. С.М. Чернегою.

Апробація результатів дисертації. Основні положення і результати дисертаційної роботи 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, у тому числі 9 статей у наукових фахових виданнях (з них 4 статті у наукових фахових виданнях України, які включені до міжнародних наукометричних баз), 12 тез доповідей в збірниках матеріалів конференцій, 1 стаття в іншому науковому виданні.

Обсяг і структура 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.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

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. Особлива увага приділена алюмінієвим сплавам. Зазначається, що ці сплави використовуються в силових елементах кріплення, а також в конструкціях верхніх та нижніх панелей 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).

Окремо розглядається питання про існуючу методологію моніторингу еволюції дефектів під час експлуатації виробів в інших галузях народного господарства. Зазначається, що моніторинг дефектів є необхідним технічним засобом, який визначає надійність роботи конструкцій та дозволяє встановити граничний термін їх експлуатації, а встановлення механізмів, що є відповідальними за розвиток дефектів, та виявлення найбільш вразливих елементів структури дозволяє суттєво подовжити термін експлуатації обладнання.

В роботі звертається увага на особливості проведення моніторингу елементів конструкцій літака. Жодні лабораторні імітації умов польоту не можуть наблизитись до реальних умов експлуатації. Для отримання реальної картини еволюції дефектів в обшивках крил необхідна багаторічна кропітка робота з їх моніторингу, яка

виконується безпосередньо на уражених елементах конструкцій, де в період технічних оглядів є можливість безпосереднього доступу до пошкоджень. В силових конструкціях літаків, на відміну від більшості конструкцій, доступ до пошкоджень достатньо складний, тому спостереження є достатньо коштовними, до того ж розтягнуті в часі на багато років.

В заключній частині цього розділу зазначається, що на момент постановки роботи розроблені загальні підходи до проблеми моніторингу еволюції дефектів під час експлуатації виробів, але в авіаційній галузі це питання лишається практично не розглянутим в аспекті матеріалознавства. Існуючі напрацювання носять фрагментарний характер і, в більшості випадків, імітують лише особливості експлуатації окремих елементів конструкції та не відтворюють загальну 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 та високоресурсний сплав Д16 системи легування Al-Cu-Mg-Mn, що застосовуються в силовій конструкції планера та в конструкції крил літаків - обшивках верхніх та нижніх панелей. Сплави проходять повний цикл термічної обробки, що складається з гартування та старіння.

Дослідження виконували на зразках, вирізаних з деталей, що піддаються заміні внаслідок виявлених дефектів критичних (як для експлуатації) розмірів, і переданих в лабораторію комплексу для виявлення структури та причин руйнувань. Хімічний склад сплавів визначали в плазмовому спектрометрі "Sa-2000".

Хімічний склад сплавів наведено в таблиці 1.

Таблиця 1

Сплав	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Zr	Інші
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

Відповідно до поставлених задач методами досліджень були:

1. Метод растрової електронної мікроскопії. Дослідження особливостей мікроструктури деталей і будову зламів вивчали в скануючому електронному мікроскопі Vega 3LMN (TESCAN Чехія). Сигнал вторинних електронів (SE) використовували для відображення рельєфу поверхні, сигнал відбитих електронів (BSE) використовували у тому числі для візуалізації складових по середньому атомному номеру.

2. Метод рентгенівського хімічного мікроаналізу. Якісний і кількісний елементний аналіз, дослідження фазового складу сплавів виконували на рентгенівському мікроаналізаторі Oxford X-max-50 (Англія).

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.

4. Метод механічних випробувань. Контроль твердості виконували відповідно до ГОСТ 9012-59 на твердомірі ТШ-2М (за методом Бринеля - кулькою $\varnothing 2,5$ мм з навантаженням 186,5 кгс). Межу міцності σ_B визначали з застосуванням випробувальної машини Zwick-1488.

5. Методологія статистичного аналізу пошкоджень в обшивках панелей крил літаків Ан-24, Ан-26. Обробка зібраної інформації здійснювалася за трьома напрямками:

- ретроспективний аналіз корозійного стану елементів конструкції крил, що включає створення баз даних і визначення місць конструкції, які максимально ушкоджуються корозією;

- аналіз впливу основних експлуатаційних чинників - загального терміну служби, терміну між капітальними ремонтами, кліматичних умов базування літаків, загальної наробки, інтенсивності польотів, тощо на утворення та розвиток дефектів в обшивках крил; визначення найбільш небезпечних місць на зовнішній та внутрішній поверхні обшивок, що піддаються корозії;

- 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 ошиках літаків.

Третій розділ присвячено металознавчим аспектам дефектоутворення в кувальних алюмінієвих сплавах. Розглянуті кувальні сплави В93Т1, В93пчТ3, 1933Т3 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. 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 при температурі 450-465°C та двоступінчасте старіння за режимами Т1 (фазове старіння) або Т3 (коагуляційне старіння):

- Т1: 1 ступінь - 115°-125°C (6-10 год.); 2 ступінь - 165°-175°C (4-8 год.);

- Т3: 1 ступінь - 115°-125°C (6-10 год.); 2 ступінь - 180°-190°C (6-10 год.).

При ступінчастому старінні на першому ступені утворюються зони Гінье-Престона (ГП), які на другому ступені слугують центрами зародження фаз. Попереднє зонне старіння призводить до диспергування і підвищення щільності часток зміцнюючих фаз. На стадії коагуляційного старіння відбувається розпад пересиченого твердого розчину з виділенням фаз М - $MgZn_2$ або Т - $Al_2Zn_3Mg_3$, які розташовуються по границях зерен матеріалу, відбувається формування приграничних зон, збіднених або вільних від виділень.

В першому підрозділі розглянуті особливості дефектоутворення в сплаві В93. Сплав в стані термообробки Т1 (фазове старіння) був широко використаний в конструкції турбогвинтового транспортного літака Ан-22 "Антей". В процесі експлуатації всі габаритні деталі, що виготовлялись штампуванням, виявили сильну схильність до корозійного розтріскування.

При дослідженні мікроструктури в сплаві спостерігались зерна α - твердого розчину та виділення інтерметалідних фаз, які були розташовані вздовж границь зерен у вигляді неперервних ланцюжків (рис. 1).

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 на межах крупних зерен, входять по декілька фаз різної форми і складу (рис. 2 а), а їх спільний розмір в кожній ланці складає 1 - 5 мкм.

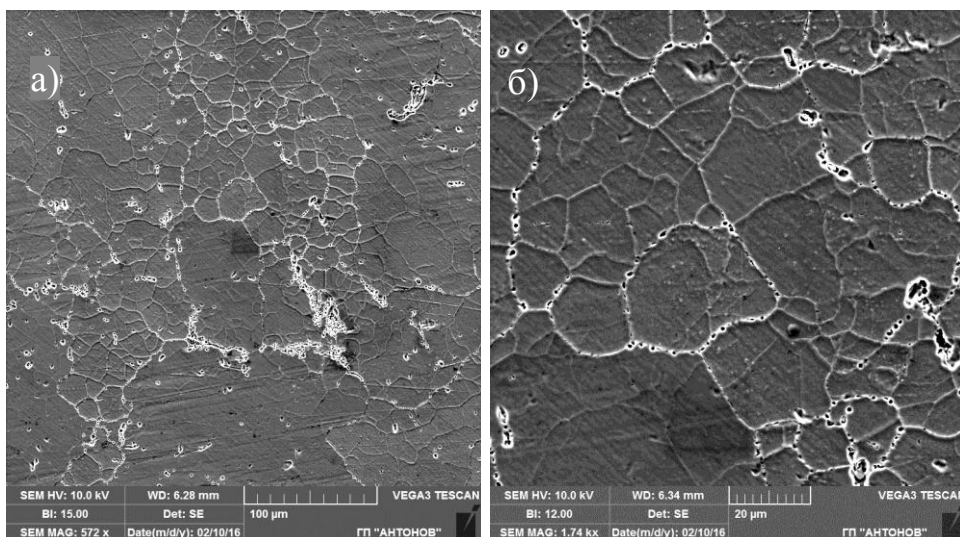


Рис. 1. Мікроструктура зразків з сплаву В93Т1. На границях зерен спостерігаються ланцюжки інтерметалідних фаз, в матриці - більш крупні сегрегації нерозчинних інтерметалідних сполук:
а) $\times 572$;
б) $\times 1740$.

На межах дрібних зерен відбувається переважне виділення поодиноких часток (рис. 2 б) розмірами $\sim 100 - 500$ нм.

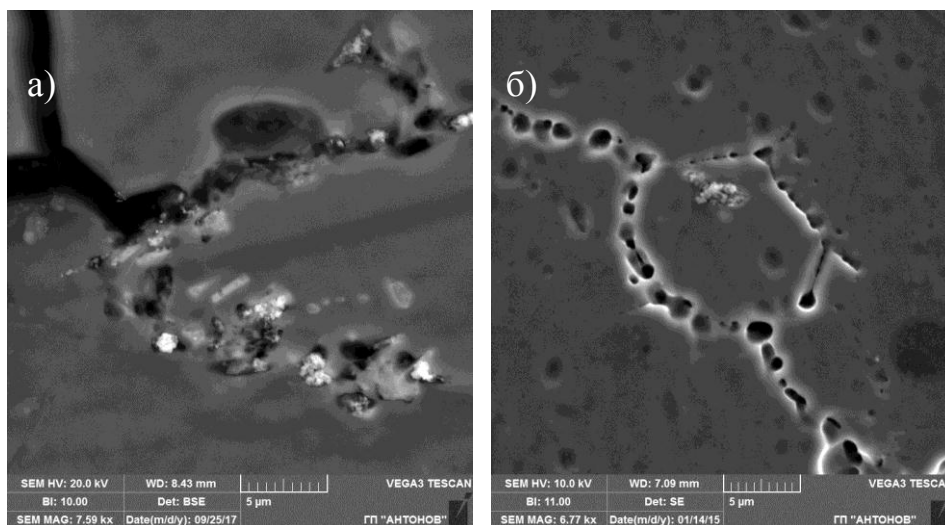
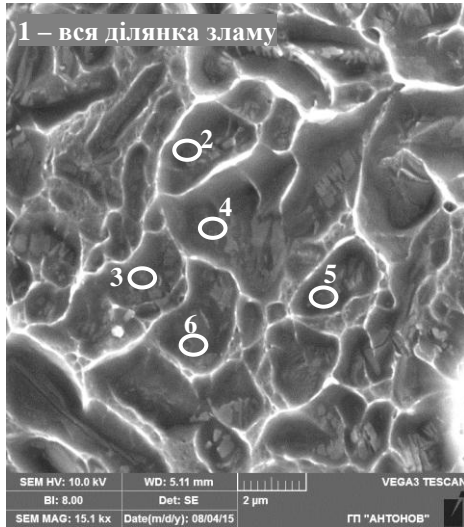


Рис. 2. Виділення інтерметалідних фаз в сплаві В93Т1:
а) на межах крупних зерен (BSE - детектор, $\times 7590$);
б) на межах дрібних зерен (SE - детектор, $\times 6770$).

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 ($Cu_mZn_nMg_p$). Кількість міді на межах зерен перевищує її вміст в твердому розчині (рис. 3, таблиця 2).

Таблиця 2.



Хімічний елементний склад ділянки 1 зламу та в точках 2-5

№ сп.	O	Mg	Al	Si	Fe	Cu	Zn
1 (загальн.)	0.51	1.62 (1,6-2,2)	90.32	0.00 (0,2)	0.00 (0,2-0,45)	1.13 (0,8-1,2)	6.42 (6,3-7,3)
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. Хімічний елементний склад фаз на границях зерен сплаву B93T1.

Згідно твердженням розробників, для алюмінієвих сплавів системи легування Al-Zn-Mg-Cu з вмістом 6-9% 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 у матриці входять дві групи хімічних елементів - алюміній, мідь і залізо, утворюючи сполуку $Cu_aFe_bAl_c$, і кремній та магній, які утворюють сполуку Mg_2Si (рис. 4).

Дослідження мікрошліфів, виготовлених у зонах корозійного розтріскування, показало, що ширина порожнин їх розкриття максимальна в місцях скупчень первинних 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 трансформувалися в тріщини корозійного розтріскування і розвивалися напрямлено по розташованих уздовж границь зерен дискретних ділянках, якими є виділення часток інтерметалідних фаз.

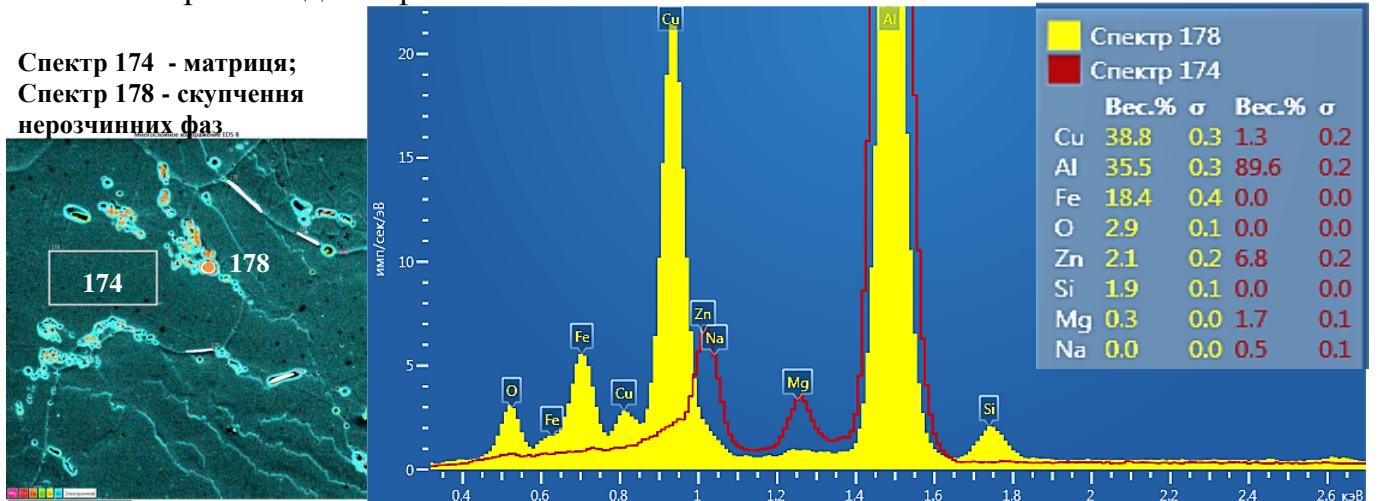


Рис. 4. Хімічний елементний склад нерозчинних фаз у сплаві B93T1(спектр 178) у порівнянні з хімічним складом ділянки зерна (спектр 174).

Поверхня зернограничних фасеток при корозійному розтріскуванні вкривалася плівкою продуктів окислення при одночасному розчиненні дисперсних фаз. Скупчення первинних нерозчинних включень, що містять, залізо і мідь або магній і кремній, піддаються окисленню в процесі корозії, але не розчиняються в матриці (рис. 5). Руйнування по таких включеннях відбувається за механізмом зародження та коалесценції 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 спостерігались окремі локальні області транскристалітного втомного руйнування, що утворилися в результаті дії знакозмінних експлуатаційних навантажень. Мікрорентгеноспектральним аналізом встановлено, що вміст міді на ділянках втомного руйнування значно нижчий, ніж у виділеннях інтерметалідних фаз на межах зерен.

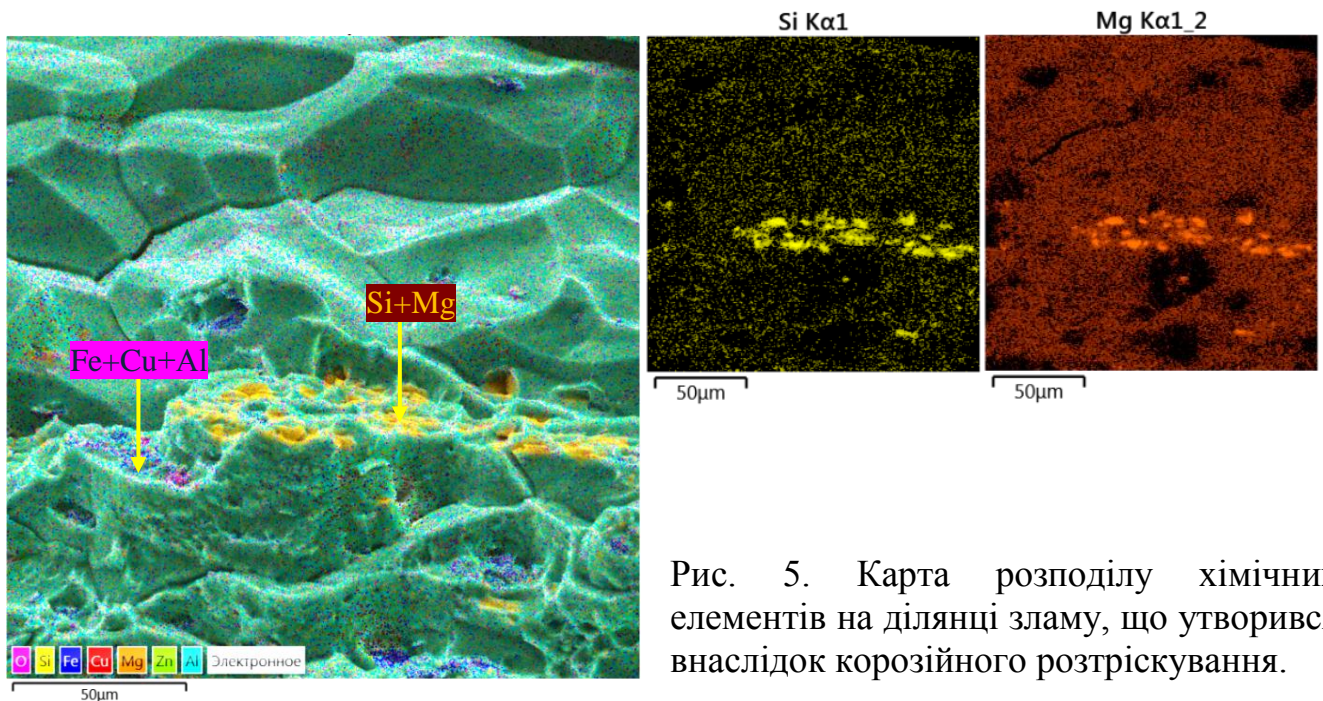


Рис. 5. Карта розподілу хімічних елементів на ділянці зламу, що утворився внаслідок корозійного розтріскування.

Враховуючи, що при старінні сплаву В93Т1 утворюються субмікроскопічні фази, напівкогерентно пов'язані з матрицею, стає очевидним, що виділення часток інтерметалідних сполук на межах зерен, до складу яких входить мідь, відбувається при сповільненому охолодженні пересиченого твердого розчину в процесі гарту. Грубі виділення часток на межах зерен та наявність сегрегацій нерозчинних фаз, некогерентно пов'язаних з матрицею, сприяли виникненню внутрішніх напруг, що призводило до руйнувань навіть без впливу зовнішнього середовища.

Перші руйнування деталей за механізмом корозійного розтріскування (КР) було зафіксовано через 5-8 років експлуатації літака Ан-22, що стало серйозною проблемою забезпечення його ресурсу. Ці недоліки були частково подолані завдяки переходу до режиму коагуляційного старіння (Т3).

Перехід до режиму пом'якшувального старіння Т3 та оптимізація хімічного складу призвели до утворення нового сплаву В93пчТ3. 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 (рис. 6 а). Крупні зерна частково фрагментовані на більш дрібні зерна, на межах яких спостерігаються ще більш дисперсні виділення поодиноких часток розмірами 50-100 нм (рис. 6 б).

Згідно з результатами мікрорентгеноспектрального аналізу, сполуки, що виділяються на межах зерен у вигляді переривистих ланцюжків, утворені зміцнюючими фазами $MgZn_2$, $Al_2Zn_3Mg_3$ та фазою $Cu_mZn_nMg_p$. 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 також зазначити менший відсотковий вміст міді на межах зерен сплаву В93пчТ3. Сегрегації фаз, що не розчинилися при гарті, та спостерігались в матриці, представлені двома групами – переважно алюмінієм, залізом і міддю – $Cu_aFe_bAl_c$ або магнієм і кремнієм - Mg_2Si , так, як і в сплаві В93Т1.

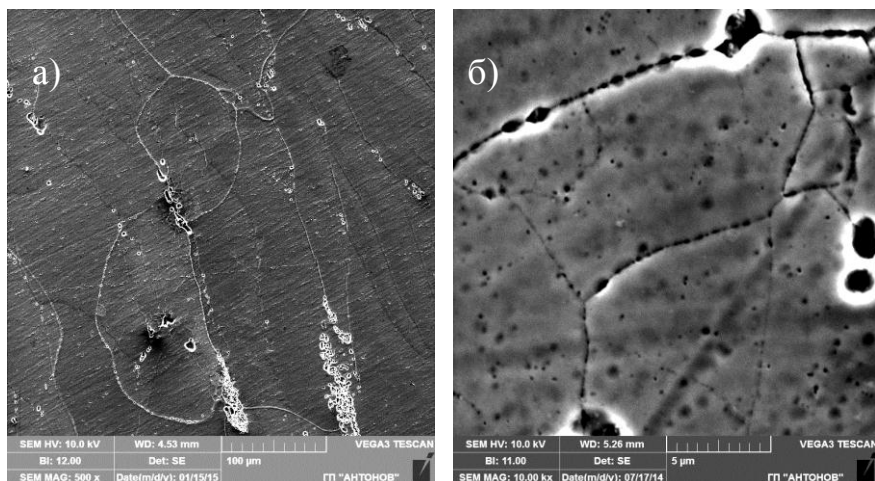


Рис. 6. Мікроструктура сплаву В93пчТ3:

а) на межах зерен спостерігаються ланцюжки інтерметалідних фаз, в матриці - більш крупні сегрегації нерозчинних фаз (x500, SE-детектор).

б) виділення зміцнюючих фаз на межах дрібних зерен (x10000, SE-детектор).

Злами деталей, зруйнованих в експлуатації за механізмом корозійного розтріскування, були вкриті плівкою продуктів окислення і мали зернисту будову (рис. 7). Склад плівки - переважно окисли алюмінію з вмістом окислів магнію та цинку. Мідь в плівці продуктів корозії була відсутня, проте, її вміст виявлений під плівкою в матриці. Таким чином було показано, що мідь є каталізатором корозії, хоча сама участі в процесі утворення плівки продуктів корозії не приймає.

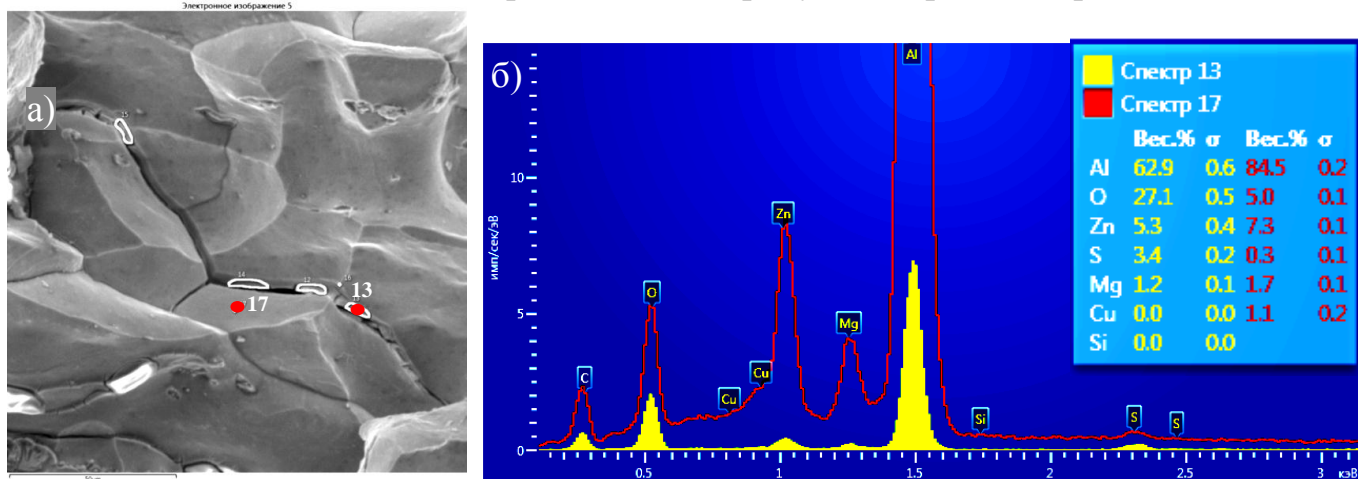
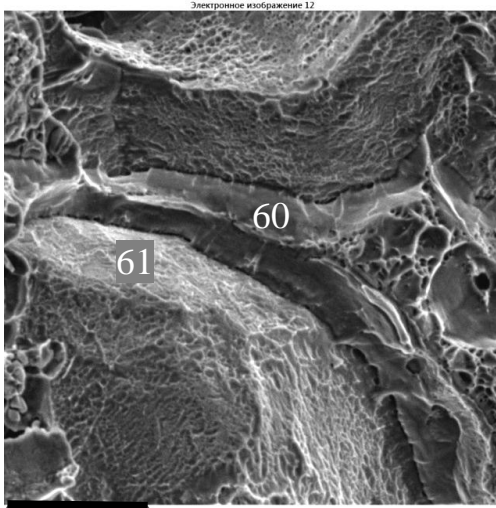


Рис. 7. Ділянка зламу КР; на окремих фасетках зерен окисна плівка розтріскалась (а); спектри розподілу хімічних елементів в матриці (17) і в плівці продуктів корозії (13, б).

Хімічний елементний склад ділянок зламу в точках 60, 61.



25 мкм

Назва спектра	Mg	Al	Si	Fe	Cu	Zn
Спектр 60	1.50	91.5	0.00	0.00	0,7	6.50
Спектр 61	1.9	89.7	0.00	0.00	1.3	7.1

Рис. 8. Ділянка штучного зламу сплаву В93пчТ3. Між двома фасетками зерен чітко розрізняється пригранична зона, збіднена на легуючі елементи.

Подальші дослідження за допомогою рентгенівського мікроаналізу встановили наявність приграничних зон, збіднених на легуючі елементи, які наочно виявлялися в зламах штучно зруйнованих зразків з причини більш низької міцності обезлегованих мікроділянок (майже чистий алюміній, рис. 8, табл. 3). Одержані результати підтвердили існуючу точку зору частини дослідників, що корозія в сплавах системи Al-Zn-Mg-Cu 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.

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 В93Т3 і зумовило кращі експлуатаційні властивості. Ковані і штамповані деталі сплаву В93пчТ3 були застосовані на літаках Ан-124, Ан-225. Передчасних руйнувань елементів конструкції було значно менше, ніж у випадку сплаву В93Т1. Через 12-15 років експлуатації, здебільшого в умовах агресивних атмосфер, спостерігались руйнування за механізмами корозійного розтріскування, корозійної втоми та втоми.

Незважаючи на вищу стійкість до корозії, сплав В93пчТ3 все ж залишився чутливим до концентраторів напруг. Тому наступним кроком в покращенні структури кувальних алюмінієвих сплавів стало введення добавки цирконію, що призвело до створення нового сплаву 1933Т3. Проблемі дефектоутворення в цьому сплаві присвячений третій підрозділ третього розділу дисертації.

Дослідження мікроструктури показало, що в сплаві 1933Т3 крупні α - зерна фрагментовані на досить дрібні (1-30 мкм), злегка витягнуті у напрямку деформації. Структура не рекристалізована. Уздовж границь зерен розташовуються виділення фаз розмірами до 0,5 мкм у вигляді дрібних ланцюжків, незначна їх кількість міститься і у внутрішніх об'ємах. Дисперсність часток зміцнюючих фаз по границях найбільш мілких зерен ще вища, ніж в сплаві В93Т3 і складає 30 – 50 нм (рис. 9).

Мікрорентгеноспектральним аналізом доведено наявність зміцнюючих фаз

$MgZn_2$, $Al_2Zn_3Mg_3$, Mg_2Si на межах зерен за відсутності фаз з вмістом міді. У внутрішніх об'ємах зерен містяться скупчення включень нерозчинних фаз середньою протяжністю 10 – 100 мкм, в окремих випадках досягаючи довжини 200 – 300 мкм. Аналіз даних рентгенівського мікроаналізу про хімічний елементний склад цих скупчень показав, що вони представлені фазами $Cu_aFe_bAl_c$ або Mg_2Si , так само, як і в сплавах В93Т1 та В93пчТ3.

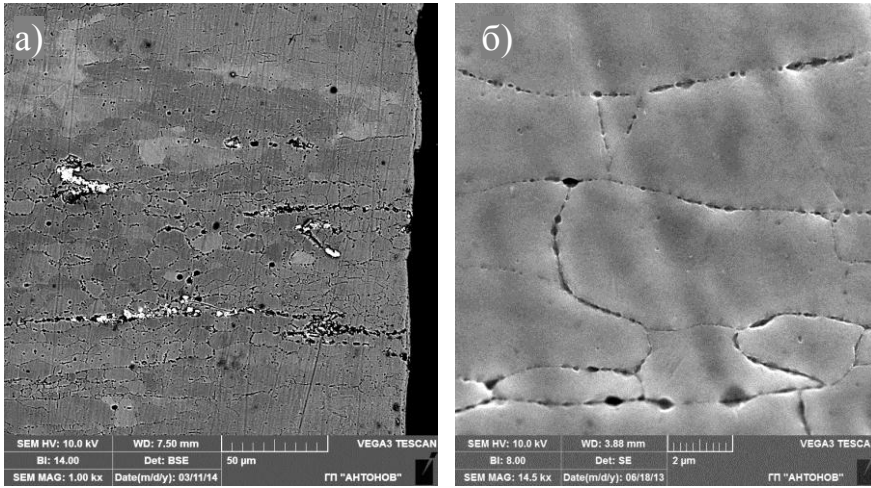


Рис. 9. Мікроструктура сплаву 1933Т3:

а) на межах зерен спостерігаються ланцюжки дрібних фаз, в матриці - сегрегації нерозчинних фаз (x1000, BSE-детектор).

б) виділення зміцнюючих фаз на межах найбільш дрібних зерен (x14500, SE-детектор)

Таким чином, відсутність міді у складі фаз на межах зерен сплаву, її перехід в твердий розчин і рівномірне розподілення сприяли високій стійкості до корозії. Сегрегації нерозчинних фаз, присутніх у внутрішніх об'ємах зерен, відіграють роль концентраторів напруги і, в разі дії знакозмінних навантажень, можуть сприяти розвитку тріщин корозійної втоми. Перші руйнування елементів конструкцій за механізмами втоми та корозійної втоми було зафіксовано після 20 років експлуатації в умовах агресивних атмосфер. Загальна кількість руйнувань була значно меншою, у порівнянні зі сплавом В93пчТ3.

Статистика руйнувань елементів конструкцій з кувальних сплавів за ~25 років експлуатації представлена в таблиці 4:

Таблиця 4.

№п/п	Сплав	Механізм руйнування		
		Втома	Корозійна втома (КВ)	Корозійне розтріскування (КР)
1	В93Т1	0%	13%	87%
2	В93пчТ3	66%	17%	17%
3	1933Т3	88%	12%	0%

Всі три сплави залишились чутливими до надрізів і перекосів, мають знижену витривалість при повторно-статичних навантаженнях, що обумовлене наявністю грубих домішок заліза та кремнію, які на поверхні конструкцій можуть відігравати роль концентраторів напруг в разі зародження тріщин втоми, а також, адсорбуючи вологу з зовнішнього середовища, слугують осередками зародження тріщин корозійного розтріскування або корозійної втоми.

Умовно 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 схемою на рис. 10.

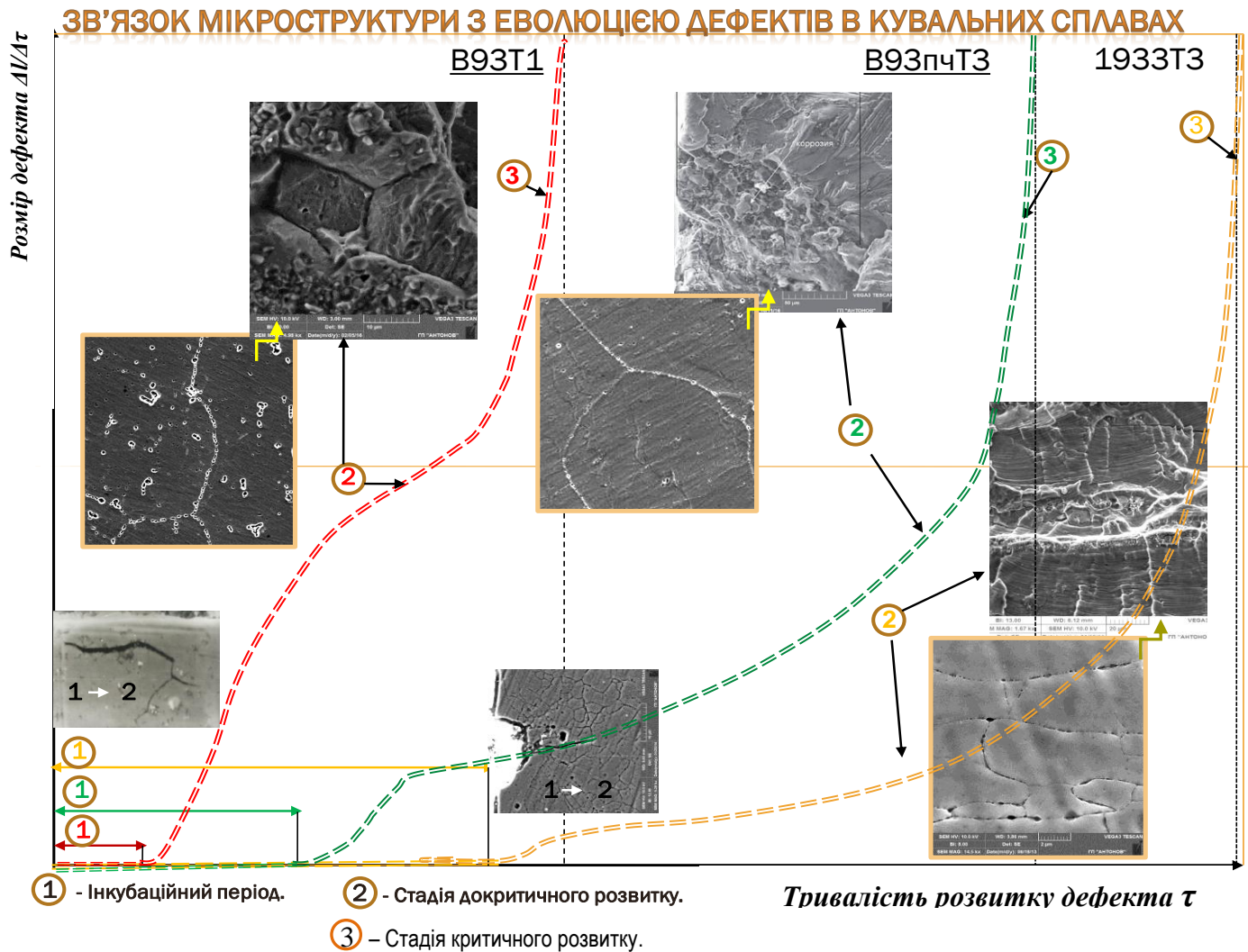


Рис. 10. Схема розвитку дефектів в силових елементах конструкції, виготовлених з кувальних сплавів. Фотографії ілюструють зв'язок мікроструктури з еволюцією дефектів та їх вплив на тривалість експлуатації.

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 призвели до низької корозійної стійкості сплаву V93T1 з найменшим інкубаційним періодом утворення дефектів та найменшою тривалістю розвитку тріщин переважно за механізмом корозійного розтріскування. Зменшення розмірів фаз з вмістом міді, що виділялись при гарті та коагуляційному старінні на межах зерен у сплаві V93пчТЗ, 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 M і T по границях

зерен у сплаві 1933ТЗ за відсутності міді, що відбувалися переважно на етапі коагуляційного старіння, та фрагментована зеренна структура, очевидно, зумовили високу стійкість до корозії. Сплав має найбільший інкубаційний період розвитку пошкоджень та найбільшу стадію докритичного розвитку тріщин за механізмами корозійної втоми та втоми.

Схема швидкості розвитку дефектів залежно від термінів експлуатації має узагальнюючий характер, оскільки пов'язує мікроструктуру алюмінієвих кувальних сплавів з довговічністю елементів конструкції та свідчить про перевагу сплаву 1933ТЗ, який залишається основним конструкційним матеріалом для високонавантажених деталей в сучасній авіаційній техніці.

В четвертому розділі розглянуто питання еволюції корозійних пошкоджень в обшивках верхніх та нижніх панелей крил літаків. Для верхніх панелей, які під час польоту знаходяться в стиснутому стані, обрано 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. 11. 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,

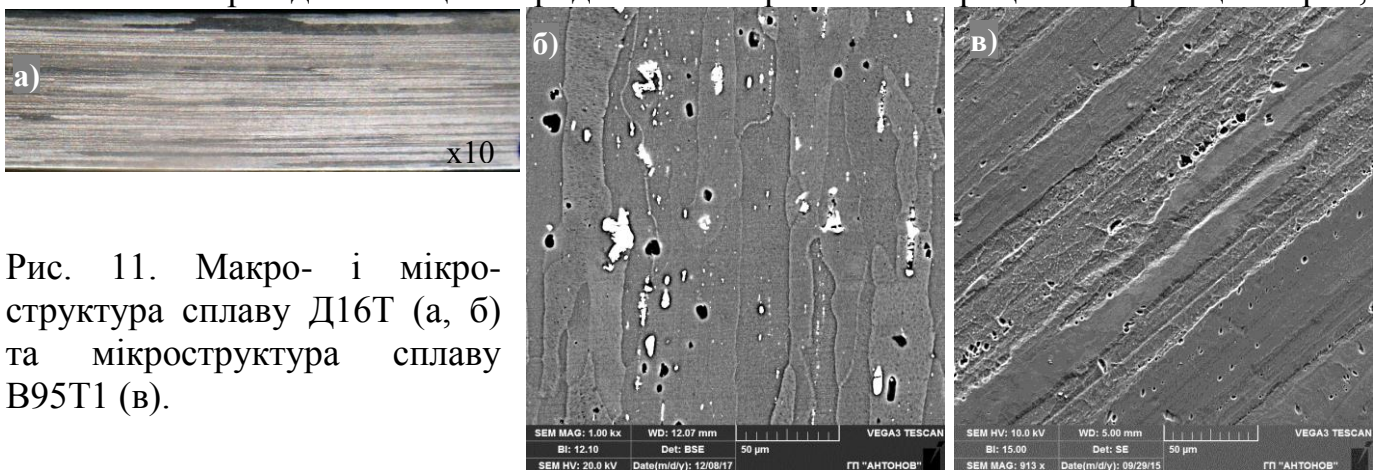


Рис. 11. Макро- і мікро-структура сплаву Д16Т (а, б) та мікроструктура сплаву В95Т1 (в).

розташовані в проблемних зонах перпендикулярно напрямку прикладення навантажень. Критичним фактором, що визначає ресурс роботи обшивок, є стоншення їх перерізу внаслідок корозійних пошкоджень (рис.12). 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 повного уникнення корозійних плям в металевій матриці, (особливо враховуючи знакозмінні навантаження на крила), тому іншим, не менш важливим засобом, який відтермінує утворення критичних дефектів, є регламентні роботи, що передбачають знайдення та усунення пошкоджень на зовнішніх та внутрішніх поверхнях крил. В цьому випадку критичною умовою є не допущення стоншення перерізу обшивок внаслідок корозії або втрати більше, ніж на 20% від початкової товщини. Очевидно, що ефективність цього засобу збільшується зі збільшенням кількості регламентних робіт (оглядів). 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.

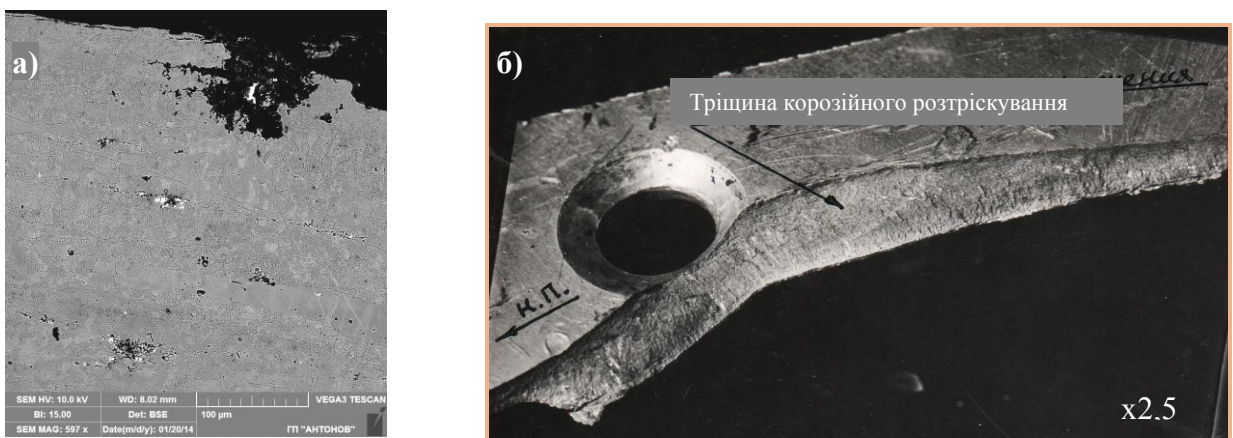


Рис. 12. Ушкодження поверхні обшивки внаслідок виразкової корозії (а); наскрізне руйнування обшивки за механізмом корозійного розтріскування (б).

Запропонована в роботі методологія базується на статистичній обробці даних про пошкодження панелей крил більше, ніж 2000 літаків Ан-24 та Ан-26, які отримані та задокументовані під час планових регламентних оглядів протягом 45 років їх експлуатації. Розглянуті основні експлуатаційні чинники - загальний термін експлуатації, термін між капітальними ремонтами, кліматичні умови роботи, загальна наробка літака, інтенсивність польотів, тощо, - які впливають на утворення та зростання дефектів на поверхні обшивок крил літаків, визначені найбільш небезпечні місця, що піддаються корозії. Джерела корозійних пошкоджень, 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.

Згідно з існуючими поглядами (Коррозія. Справочник под ред. Шрайера Л.Л. М.: Металлургия, 1981, 632 с) розвиток корозійних пошкоджень в алюмінієвих сплавах відбувається за параболічним законом, оскільки збільшення шару продуктів корозії, що вкриває осередок, зменшує доступ кисню до металу і процес певною мірою затухає (рис. 13 а).

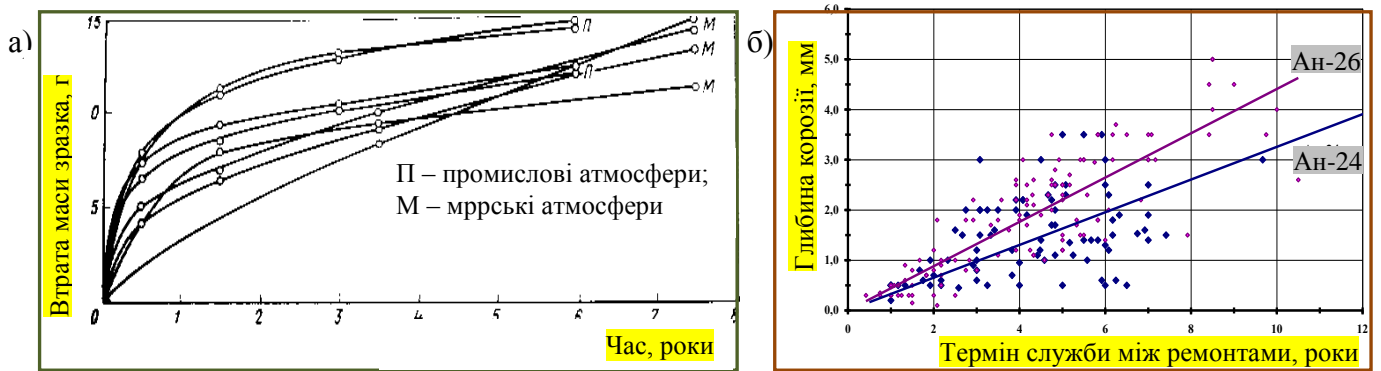


Рис. 13. Втрата маси стандартних зразків в залежності від часу випробувань на корозію (а, Prociding ASTM, т.51). Залежність глибини корозійних пошкоджень від терміну служби між технічними оглядами (б).

Графічна інтерпретація одержаних з експлуатації статистичних даних не підтверджує цей висновок (рис.13 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 суміжними технічними оглядами панелей, тобто без урахування інкубаційного періоду пошкодження. Показано, 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 дії вібрацій та інших навантажень сприяють її зсуванню та розтріскуванню, інтенсифікуючи електрохімічний процес за рахунок доступу кисню до кородуючої поверхні.

Подальші дослідження були присвячені аналізу впливу зовнішніх чинників на швидкість корозії. На рис. 14 представлені залежності глибини корозійних дефектів від інтенсивності польотів (опосередкованої кількості польотів у рік) та глибини корозії від терміну служби між суміжними технічними оглядами літаків в різних умовах базування. Отримані результати свідчать про те, що лінійна апроксимація масиву точок у першому випадку (рис. 14 а) має низький коефіцієнт кореляції. Найбільш суттєво на корозійні процеси впливає кліматична зона експлуатації літака (рис. 14 б). Урахування цього фактора дозволяє розділити всі точки на загальній залежності на декілька типів (відповідно до кліматичних умов за яких вони були отримані) і для кожного з них виконати лінійну апроксимацію, яка значно краще описує результати експериментів. Зауважимо, що така задовільна кореляція існує без урахування інших факторів – загального терміну експлуатації, наробки, тощо. Тому для аналізу впливу експлуатаційних чинників було застосовано методи математичної статистики, які включали вирішення наступних завдань:

- попередню обробку даних, розрахунок характеристик їх положення і розсіяння;
- встановлення кореляції між глибиною корозійних пошкоджень та чинниками (конструктивними і експлуатаційними), які впливають або, імовірно, могли б впливати на виникнення і розвиток корозії;
- побудову лінійного рівняння регресії для швидкості розвитку корозійних пошкоджень з урахуванням ступеню впливу визначених раніше конкретних чинників;
- прогнозування швидкості розвитку

корозійних пошкоджень на зовнішній поверхні обшивок верхніх панелей зі сплаву В95Т1 та нижніх панелей зі сплаву Д16Т для різних кліматичних зон.

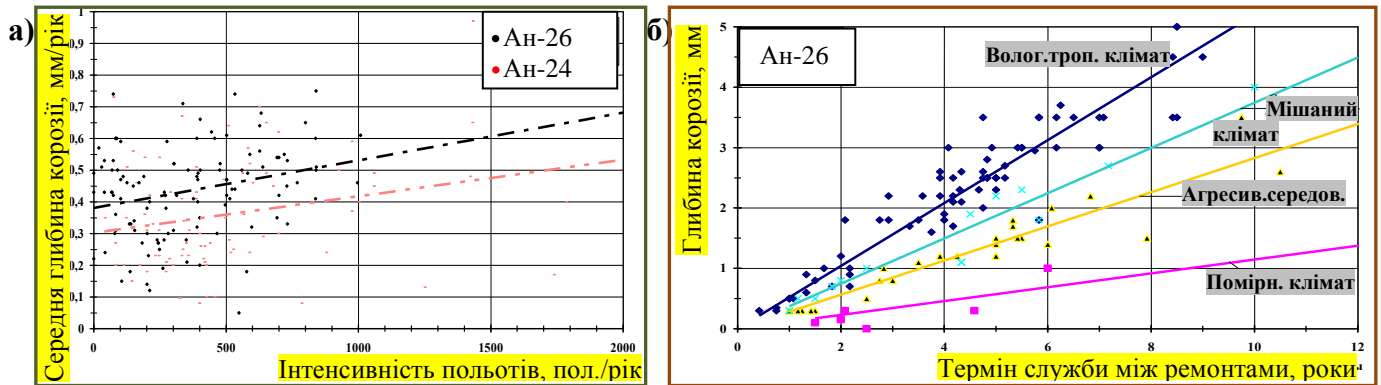


Рис. 14. Залежність глибини корозійних пошкоджень від інтенсивності експлуатації (а) та від терміну служби між суміжними технічними оглядами за різних умов базування літаків Ан-26 (б).

За допомогою регресійного аналізу отримано рівняння швидкості розвитку корозійних пошкоджень в обшивках крил для різних умов базування літаків. Застосування методів статистичного аналізу Аналітичності залежності глибини корозійного ушкодження від експлуатаційних чинників отримані в межах наступних припущень:

- Логарифм (ln) терміну до утворення пошкодження описується нормальним законом розподілу.
- Швидкість росту пошкодження є випадковою величиною.
- Швидкість розвитку пошкодження не залежить від моменту його утворення.

Одержані рівняння регресії дозволили розрахувати збільшення глибини корозійних пошкоджень в обшивках центропланів крил з сплавів Д16Т та В95Т1 за рік експлуатації (без урахування інкубаційного періоду) у відповідних умовах базування. Ці дані наведені нижче:

	<u>Нижні панелі Д16Т</u>	<u>Верхні панелі В95Т1</u>
помірний клімат	- $y=(0.12\pm 0.015)x_1$	$y=(0.12\pm 0.028)x_1$
різко-континентальний клімат	- $y=(0.23\pm 0.014)x_1$	--
промислові зони	- $y=(0.33\pm 0.021)x_1$	--
морський клімат	- $y=(0.34\pm 0.028)x_1$	--
мішані умови - промислові зони, помірний та морський клімат	- $y=(0.28\pm 0.013)x_1$	$y=(0.27\pm 0.014)x_1$
мішані умови з переважанням вологого тропічного клімату	- --	$y=(0.37\pm 0.025)x_1$
вологий тропічний клімат	- $y=(0.47\pm 0.021)x_1$	$y=(0.51\pm 0.022)x_1 + (0.00024\pm 0.00018)x_2$

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

Таким чином, якщо пошкодження корозією виникло, то збільшення терміну між ремонтами на 1 рік веде до приросту його максимальної глибини в закритих порожнинах крил, тобто в обшивках нижніх панелей центропланів зі сплаву Д16Т, 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 ~ 0.47 мм в зоні вологих тропіків. Аналогічно, слід очікувати збільшення глибини корозійних пошкоджень на зовнішній поверхні обшивок верхніх панелей крил з сплаву В95Т1 на ~ 0.12 мм в зоні помірного клімату, на ~ 0.27 мм в зоні переважного впливу морських та промислових атмосфер, на ~ 0.58 мм в зоні вологих тропіків при інтенсивності експлуатації ~ 300 польотів/рік.

ОСНОВНІ ВИСНОВКИ І РЕЗУЛЬТАТИ РОБОТИ

1. Встановлено, що при промисловій термообробці сплаву В93 за режимом Т1 – гартування $450-465^{\circ}\text{C}$ та двоступінчасте фазове старіння - $115^{\circ}-125^{\circ}\text{C}$ (6-10 год.), $165^{\circ}-175^{\circ}\text{C}$ (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 та сприяє корозійному розтріскуванню.
2. Доведено, що зміна режиму термічної обробки на коагуляційне старіння (режим Т3 - гартування $450-465^{\circ}\text{C}$ та двоступінчасте старіння: $115^{\circ}-125^{\circ}\text{C}$ (6-10 год.), $180^{\circ}-190^{\circ}\text{C}$ (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 а також більшою подрібненістю часток інтерметалідних фаз (1-2 мкм), що виділялися під час гарту.
3. При коагуляційному старінні сплаву В93пчТ3 домішкою цирконію, на межах зерен виділялись зміцнюючі фази MgZn_2 , $\text{Al}_2\text{Zn}_3\text{Mg}_3$, Mg_2Si розмірами від 30 до 500 нм. 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 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. Методами математичної статистики проаналізовано експлуатаційні чинники - наробку, 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.
7. Методами регресійного аналізу одержано рівняння швидкості росту корозійних ушкоджень для різних кліматичних умов та визначена максимальна пошкоджуваність обшивок крил літаків за рік експлуатації.

На підставі отриманих результатів аналізу швидкості розвитку корозійних пошкоджень розроблена технічна документація та видані рекомендації зі

своєчасного виявлення ушкоджень. Уточнені карти ультразвукового контролю товщин нижніх панелей центропланів літаків Ан-24 і літаків Ан-26, що дозволило надійно виявляти дефекти в кесонах крил методами неруйнівного контролю та підвищило економічну ефективність експлуатації.

Отримані результати використані для визначення термінів служби до першого огляду для нових типів літаків і періодичності їх оглядів у процесі експлуатації, для прогнозу швидкості розвитку корозійних ушкоджень в обшивках крил старіючих літаків, для корегування періодичності їх технічних оглядів та визначення оптимального часу відновлення антикорозійного захисту, а також для оцінки зниження міцності конструкції і розробки ремонтних заходів при встановленні ресурсу та терміну служби літака.

Урахування швидкості розвитку корозійних пошкоджень дозволило експлуатувати літаки Ан-24, Ан-26 без демонтажу панелей, незалежно від зони базування, не менше 12 років (раніше 2 роки); тобто в 6 разів збільшити тривалість часу між регламентними роботами та одержати економічний ефект у десятки тисяч доларів щорічно.

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

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ 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). Здобувачем досліджено мікроструктуру ушкоджених корозією зразків. Проаналізовано схильність до корозії деталей з алюмінієвих сплавів.
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). Здобувачем поставлені задачі дослідження, досліджено злами зруйнованих зразків з застосуванням растрового електронного мікроскопа.
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). Здобувачем поставлені задачі дослідження, 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. Здобувачем

поставлені задачі дослідження, 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. Здобувачем досліджено 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. Здобувачем досліджено мікроструктуру зразків сплаву ВТ22 в растровому електронному мікроскопі.
7. Аболіхіна О.В. Деградація сплаву В93Т при експлуатації літаків Ан / О.В. Аболіхіна, С.М. Чернега / Наукові нотатки. - 2011 р. - Вип. 31. - С. 4-7. Здобувачем поставлені задачі дослідження, 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. Здобувачем 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. Здобувачем 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. Досліджено 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.
12. Деградація сплаву 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.
13. 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.
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.
15. Повреждаемость коррозией элементов конструкции, изготовленных из сплава Д16Т. / Аболихина Е.В., Чернега С.М. // Тезиси 4-й международной конференции «HighMatTech». 7-11 октября 2013 г. – Киев, 2013. – С. 335.
16. Деградація панелей крильєв самолетов Ан-24 из сплавов В93Т и Д16 в процессе длительной эксплуатации / Е.В. Аболихина, С.М. Чернега // 7-я международная

- конференція «Матеріали і покриття в екстремальних умовах». 24–28 вересня 2012 г. –Кацивели, Автономна респ. Крим, Україна, 2012. - С. 153.
17. Особенности возникновения коррозионных повреждений на элементах конструкции самолетов Ан-, изготовленных из алюминиевых сплавов // Міжнародна конференція "Прогресивна техніка і технологія - 2012". 11-15 червня 2012 р. - Севастополь, 2012. - С. 149-150.
 18. 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.
 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.
 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.
 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.
 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.

АНОТАЦІЯ

Аболіхіна О.В. Матеріалознавчі аспекти утворення та еволюції дефектів, що визначають ресурс експлуатації алюмінієвих конструкцій літаків. - Рукопис.

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 особливостей утворення дефектів у високоміцних алюмінієвих сплавах систем легування Al-Zn-Mg-Cu, Al-Cu-Mg-Mn та встановленню зв'язку структурних чинників, таких, як розмір та склад інтерметалідних фаз, що обумовлені режимами термічної обробки, з еволюцією дефектів, а також прогнозуванню впливу великої кількості фізичних чинників на довгострокову (десятьки років) поведінку елементів структури матеріалу з метою забезпечення оптимальних умов реалізації технічних засобів, спрямованих на подовження термінів експлуатації літаків.

При дослідженні кувальних сплавів В93Т1, В93пчТ3, що застосовуються у силових елементах конструкції літаків, на межах зерен виявлені виділення інтерметалідних фаз з вмістом міді, які обумовлюють схильність сплавів до

корозійного розтріскування. Присутність міді у складі зміцнюючих фаз не відповідає ствердженням розробника сплавів та відіграє важливу негативну роль в утворенні дефектів і передчасному руйнуванні деталей.

Моніторинг дефектів в обшивках панелей крил з сплавів В95Т1, Д16Т протягом 45 років експлуатації літаків Ан-24, Ан-26 та результати статистичної обробки даних дозволили отримати оригінальні рівняння регресії для швидкості росту корозійних ушкоджень у відповідних кліматичних умовах. Це дало можливість в 6 разів збільшити періоди регламентних робіт та експлуатувати літаки «Антонов» без демонтажу панелей протягом 12 років, тобто забезпечити безперебійність польотів та мінімізувати капітальні витрати на обслуговування.

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.

АННОТАЦІЯ

Аболихина Е.В. Материаловедческие аспекты образования и эволюции дефектов, определяющих ресурс эксплуатации алюминиевых конструкций самолетов. - Рукопись.

Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук по специальности 05.16.01 – металловедение и термическая обработка металлов. – Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского" МОН Украины, Киев, 2018.

Диссертационная работа посвящена изучению особенностей образования дефектов в высокопрочных алюминиевых сплавах систем легирования Al-Zn-Mg-Cu, Al-Cu-Mg-Mn и установлению связи структурных факторов, таких, как размеры и состав интерметаллидных фаз, обусловленных режимами термической обработки, с эволюцией дефектов, а также прогнозу влияния большого количества физических факторов на длительное (десять лет) поведение элементов структуры материала с целью обеспечения оптимальных условий реализации технических мероприятий, направленных на увеличение сроков эксплуатации самолетов.

При исследовании ковочных сплавов В93Т1, В93пчТ3, которые применяются в силовых элементах конструкции самолетов, по границам зерен выявлены грубые выделения интерметаллидных фаз, содержащих медь, обусловившие склонность сплавов к коррозионному растрескиванию. Присутствие меди в составе упрочняющих фаз не отвечает утверждениям разработчиков сплава и играет важную негативную роль в образовании дефектов и преждевременном разрушении деталей.

Мониторинг дефектов в обшивках панелей крыльев из сплавов В95Т1, Д16Т на протяжении 45 лет эксплуатации самолетов Ан-24, Ан-26, и результаты статистической обработки данных позволили получить оригинальные уравнения регрессии для скорости роста коррозионных повреждений в соответствующих климатических условиях. Это дало возможность в 6 раз увеличить периоды регламентных работ и эксплуатировать самолеты всех типов без демонтажа панелей

в течение 12 лет, то есть обеспечить бесперебойность полетов и минимизировать капитальные затраты на обслуживание.

Ключевые слова: закалка, фазовое старение, коагуляционное старение, коррозионное растрескивание, эволюция дефектов, микроструктура, упрочняющие фазы, интерметаллидные соединения, нижние и верхние панели крыльев, уравнение регрессии, регламентные работы.

SUMMARY

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.

Thesis for candidate degree of technical science 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 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.