МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кафедра підтримання льотної придатності повітряних суден

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

канд. техн. наук, доц.

_____О. В. Попов

«___» _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

«МАГІСТР»

Тема: «Дослідження деформаційного рельєфу поверхні обшивки літака місцевих повітряних сполучень для прогнозування утворень втомних тріщин»

Виконав: _____ **В. М. Бурлаченко**

Керівник: д-р техн. наук, проф. _____ **С. Р. Ігнатович**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. _____ **В. І. Казанець**

охорона навколишнього середовища: канд. біол. наук, доц. _____ **В. Д. Савицький**

Нормоконтролер _____

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет
Кафедра конструкції літальних апаратів
Освітній ступінь «Магістр»
Спеціальність: 272 «Авіаційний транспорт»
Освітньо-професійна програма: «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри
канд. техн. наук, доц.
_____О. В. Попов

«___» _____ 2019 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

БУРЛАЧЕНКА ВІТАЛІЯ МИКОЛАЙОВИЧА

1. Тема роботи: **«Дослідження деформаційного рельєфу поверхні обшивки літака місцевих повітряних сполучень для прогнозування утворень втомних тріщин»**
затверджено наказом ректора від 02 листопада 2019 р. № 2676/ст.
2. Термін виконання роботи: з 25 жовтня 2019 р. по 13 лютого 2020 р.
3. Вихідні дані до роботи: структурні схеми і статистичні дані по результатам досвіду експлуатації регіонального літака, відмови і несправності, статистичні дані літаків-аналогів.
4. Зміст пояснювальної записки: аналіз досвіду експлуатації літаків і сучасних (перспективних) підходів для вирішення завдань по відпрацюванню втомного ресурсу з врахуванням експлуатаційного навантажування та стану поверхневого шару, визначення параметрів об’єкта дослідження, методи та засоби експериментальних досліджень деформаційного рельєфу на поверхні при втомі, розробка заходів з охорони праці та навколишнього середовища.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: загальний вигляд літака (А1), схема навантаження нижньої частини обшивки крила транспортного літака, схема утворення екструзій і інтрузій в смугах ковзання, Зміна рельєфу поверхні контрольованої ділянки зразка при різній циклічної напрацювання, експериментальні дослідження втоми при випадковому циклічному навантажуванні.

6. Календарний план-графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Літературний огляд матеріалів за темою дипломної роботи	14.10–30.10. 2019 р.	
2	Аналіз досліджень втоми при циклічному навантаженні	30.10 – 19.11. 2019 р.	
3	Аналіз деформаційного рельєфу зразків з різним ресурсом	19.11 – 01.12. 2019 р.	
4	Розробка математичних моделей процесів, які досліджуються в дипломній роботі	01.12 – 16.12. 2019 р.	
5	Моделювання характеристик, які впливають на якість технологічних процесів та оптимізація їх параметрів	16.12 – 01.01. 2019 – 2020 р.	
6	Виконання окремих розділів пояснювальної записки	01.01 – 15.01. 2020 р.	
7	Оформлення пояснювальної записки	15.01 – 31.01. 2020 р.	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	канд. техн. наук, доц. Казанець В. І.		
Охорона навколишнього середовища	канд. біол. наук, доц Савицький В. Д.		

8. Дата видачі завдання: «___»_____ 2019 р.

Керівник дипломної роботи _____ С.Р. Ігнатович

(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ В.М. Бурлаченко

(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Підтримання надійності турбореактивних двоконтурних двигунів»:

105 с., 24 рис., 13 табл., 52 джерела.

Об'єкт дослідження – планер літака місцевих повітряних сполучень.

Предмет дослідження – довговічність планера літака.

Мета дипломної роботи – підвищення ресурсу планера літака.

Метод дослідження – для вирішення поставлених завдань використовувалися методи дослідження циклічного навантаження, експериментальні дані літературних джерел щодо властивостей системи захисних покриттів, методи дослідження плакувального шару обшивки літака.

Практичне значення результатів дипломного проекту визначається підвищенням довговічності обшивки літака шляхом детального дослідження і прогнозування утворення втомних тріщин.

Матеріали дипломної роботи рекомендується використовувати в навчальному процесі і практичної діяльності фахівців конструкторських бюро.

ЦИКЛІЧНІ НАВАНТАЖЕННЯ, ВТОМНІ ТРІЩИНИ, ПЛАКУВАЛЬНИЙ ШАР, РЕСУРС АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ.... 8
ВСТУП..... 10
1 ЦИКЛІЧНЕ НАВАНТАЖЕННЯ І ВТОМНА ПОШКОДЖУВАНІСТЬ КОНСТРУКЦІЙ ЛА В ЕКСПЛУАТАЦІЇ 11
1.1 Сучасні методи контролю технічного стану конструкцій. Методи контролю втомних пошкоджень поверхневого шару 18
Висновки до розділу 1 27
2 ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ОБ'ЄКТА ДОСЛІДЖЕННЯ 28
2.1 Призначення і область застосування літака 28
2.1.1 Короткий опис конструкції літаків місцевих повітряних сполучень 28
2.2 Вибір і обґрунтування проектних параметрів літака 31
2.3 Розрахунок геометричних характеристик і компоновка крила..... 33
2.4 Компонування фюзеляжу 35
2.4.1 Компонування пасажирського салону і побутового обладнання фюзеляжу 36
2.5 Розрахунок основних параметрів і компоновка шасі..... 37
2.6 Компоновка і розрахунок основних параметрів оперення 38
2.7 Підбір двигуна 40
2.8 Вибір і ув'язка силових схем агрегатів 40
2.9 Центрівка літака 41
2.9.1 Розрахунок центрування літака для різних варіантів завантаження 44
Висновки до розділу 2 46
3 ДОСЛІДЖЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙНОГО РЕЛЬЄФУ ПРИ ЦИКЛІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ 47
3.1 Методика визначення шорсткості і пластичної деформації поверхні при циклічному навантаженні 48
3.2 Методика дослідження насиченості деформаційного рельєфу на поверхні..... 52
Висновки до розділу 3 55

4 ОСОБЛИВОСТІ ДЕФОРМУВАННЯ ПЛАКУЮЧОГО ШАРУ ПРИ ЦИКЛІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ 56
4.1. Зміна деформаційного рельєфу поверхні сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні 56
4.2 Зміна насиченості деформаційного рельєфу на поверхні сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні 61
4.3. Пластичне деформування поверхні плакуючого шару сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні 65
Висновки до розділу 4 72
5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА 73
5.1 Вплив авіаційного транспорту на навколишнє середовище 73
5.1.1 Акустичне забруднення атмосфери 73
5.1.2 Якість повітря в аеропортах 74
5.1.3 Емісія авіаційних двигунів 76
5.2 Конструктивні та організаційні заходи по зниженню шкідливих факторів 77
5.2.1 Методи і засоби зниження авіаційного шуму 77
5.2.2 Шляхи вирішення проблеми забруднення повітря 81
Висновки до розділу 5 85
6 ОХОРОНА ПРАЦІ 86
6.1 Шкідливі і небезпечні фактори при обслуговуванні ПС 86
6.2 Конструктивні та організаційні заходи по зниженню впливу шкідливих факторів 89
6.2.1 Загальні вимоги до охорони праці 89
6.2.2 Вимоги охорони праці перед початком роботи 90
6.2.3 Вимоги охорони праці під час виконання робіт 90
6.2.4 Вимоги охорони праці при виниканні аварійної ситуації 93
6.2.5 Вимоги охорони праці при завершенні обслуговування 93
6.3 Технічне обслуговування планера 93
Висновки до розділу 6 99

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ 100
СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ
ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ..... 102

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, УМОВНИХ ПОЗНАК, ОДИНИЦЬ І ТЕРМІНІВ

БРЕО – бортове радіоелектронне обладнання

ВНА – вхідний направляючий апарат

ВО – вертикальне оперення

ГО – горизонтальне оперення

ДР – деформаційних рельєф

ДСТУ – державний стандарт України

ДСУ – допоміжна силова установка

ЕПМА – Електронно-променевий мікроаналіз

ЗПЗ – земля-повітря-земля

ЗПС – злітно-посадкова смуга

КМ – композиційні матеріали

ЛА – літальний апарат

МПС – місцеві повітряні сполучення

ОП – охорона праці

ОТК – оптико-телевізійний комплекс

ПВП – правила візуальних польотів

ППП – правила польотів за приладами

ПС – повітряне судно

РК – робоче колесо

РЛС – радіолокаційна станція

РСБН – радіотехнічна система ближньої навігації

СА – сопловий апарат

САХ – середня аеродинамічна хорда

СЗМ – скануюча зондова мікроскопія

ТГВД – турбогвинто-вентиляторні двигуни

ТГД – турбогвинтовий двигун

AFM – Atomic force microscopy

CAEP – Committee on Aviation Environmental Protection

ICAO – International civil aviation organization

SEM – Scanning electron microscopy

SFM – scanning force microscopy

SHM – structural health monitoring

STM – Scanning tunneling microscopy

ВСТУП

Задачі діагностики і контролю несучої здатності конструкцій, оцінки їх залишкового ресурсу не можуть мати однозначного рішення без врахування пошкоджуваності тонкого поверхневого шару матеріалів (незворотного пластичного деформування, розтріскування), яке проявляється під дією циклічних навантажень на мікроструктурному рівні. Особливістю процесу втоми металів, пов'язані з формуванням і еволюцією дислокаційної структури, розрихлюванням і руйнуванням, які стають інтенсивніші в поверхневому шарі. Тому поверхня обшивки являється носієм інформації, дослідивши яку можна визначити ступінь пошкодження та ресурс несучої здатності конструкції в цілому. Оцінка стану поверхневого шару може розглядатись як спосіб діагностування втомної пошкоджуваності конструкції. При цьому серед відомих показників фізико-механічних характеристик, які розраховуються різними фізичними методами, особливу увагу представляє еволюція деформаційного рельєфу (ДР).

Процеси локального пластичного деформування поверхні металевих матеріалів при циклічному навантаженні характерні для втомної пошкоджуваності на стадії до зародження тріщин. Вихід дислокацій на поверхню з утворенням полос здвигу, екструзії і інтрузії являються визначальними факторами формування ДР. Це явище використовується при створені спеціальних сенсорів втомної пошкоджуваності, а також при безпосередньому контролі стану авіаційних конструкцій, виготовлених з листових алюмінієвих сплавів, які плакуються технічним чистим алюмінієм.

Ці питання описані в даній роботі, та різні методи та результати досліджень з даної тематики.

1 ЦИКЛІЧНЕ НАВАНТАЖЕННЯ І ВТОМНА ПОШКОДЖУВАНІСТЬ КОНСТРУКЦІЙ ЛА В ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Відомо, що елементи конструкції літальних апаратів, в тому числі і обшивки, в процесі експлуатації піддаються дуже складним режимам циклічного навантаження, коли послідовність величин амплітуд і середніх напружень циклу змінюється випадковим чином. Більшість змінних навантажень, діючих на літальний апарат, є випадковими (маневрені навантаження, навантаження від неспокійного повітря, акустичні і т.д.).

Для різних ПС реалізації циклічних навантажень, їх максимальні і мінімальні величини частоти будуть різні. При цьому навантаження, що впливають на обшивку конкретного екземпляра ПС, відрізняються від навантажень, що діють на інші екземпляри ПС, так як вони пов'язані з характером завдань, що виконуються конкретним екземпляром.

У першому наближенні ці навантаження можуть бути розділені на три групи, що відрізняються тривалістю і частотою циклів (таблиця 1.1) [24].

До першої групи належать навантаження функціонування: зміна підйомної сили крила під час польоту, зміна тиску в герметичній кабіні, навантаження, що виникають при виконанні маневрів. Як правило, це низькочастотні навантаження.

Інша група навантажень обумовлена динамічним впливом на конструкцію ЛА зовнішнього середовища: неспокійного повітря, нерівностей аеродромів. Частоти циклів напружень (див. таблицю 1.1) від цих впливів сильно пов'язані з характеристиками конструкції, особливо з характеристиками жорсткості. І хоча ці навантаження є динамічними, частоти їх зазвичай складають порядок одиниць герц, що дозволяє розглядати їх як квазістатичні.

Таблиця 1.1 – Частоти основних груп циклічних навантажень, що діють на елементи авіаційних конструкцій [5]

Група	Вид навантаження	Тривалість (період) циклів	Частота циклів, Гц
1	Навантаження функціонування: цикли підйомної сили крила цикли наддуву в герметичній кабіні цикли земля - повітря - земля (ЗПЗ)	 0,2... 10,0 ч 0,5... 10,0 ч 0,2... 10,0 ч	$10^{-5}…10^{-3}$
2	динамічні: маневрені від дії неспокійного повітря і нерівностей аеродромів	 5...250 с 0,1 ...10,0 с	 0,001 — 0,1 0,1 — 1
3	вібраційні: механічні вібрації акустичні навантаження	 —	 10 10 — 100

До третьої групи відносяться всякого роду вібрації з частотами від десятків до тисяч герц. Частота циклів змінних напружень і в цьому випадку залежить не тільки від частоти зовнішніх впливів, але і від характеристик жорсткості елементів конструкцій [6, 8].

Класифікувати циклічні навантаження можна також за характером їх повторюваності. Деякі навантаження повторюються регулярно в кожному польоті, причому їх напрямок і порядок величини стабільні від польоту до польоту. Для пасажирського літака це цикли зміни підйомної сили крила, тиску в герметичній кабіні, навантаження від поверхонь управління. Слід зазначити, що в залежності від завантаження літака, дальності і висоти польоту, величини цих навантажень можуть змінюватися від польоту до польоту, однак їх можна назвати квазірегулярних.

Особливий клас складають випадкові навантаження, мають випадкову послідовність їх дії за величиною і/або напрямку. Такими навантаженнями можуть бути навантаження від дії неспокійного повітря, нерівностей аеродромів, різноманітні акустичні впливу (шум двигуна, зриви потоку, турбулентність прикордонного шару), вібраційні навантаження. Випадковий

характер має і дію маневрених навантажень на конструкцію військових літаків. Взагалі, практично всі циклічні навантаження в експлуатації є випадковим, причому для квазірегулярних навантажень це порівняно невеликі коливання величини від польоту до польоту, а для власне випадкових навантажень характеристики змінюються випадковим чином не тільки від польоту до польоту, але і в межах одного польоту [5] .

Таким чином, випадковість навантаження поряд з широтою частотного діапазону є найважливішими особливості циклічного навантаження авіаційних конструкцій і таких їх елементів як обшивка.

На рис.1.1 показані схеми зміни напружень в обшивці крила транспортного літака за час польоту [31].

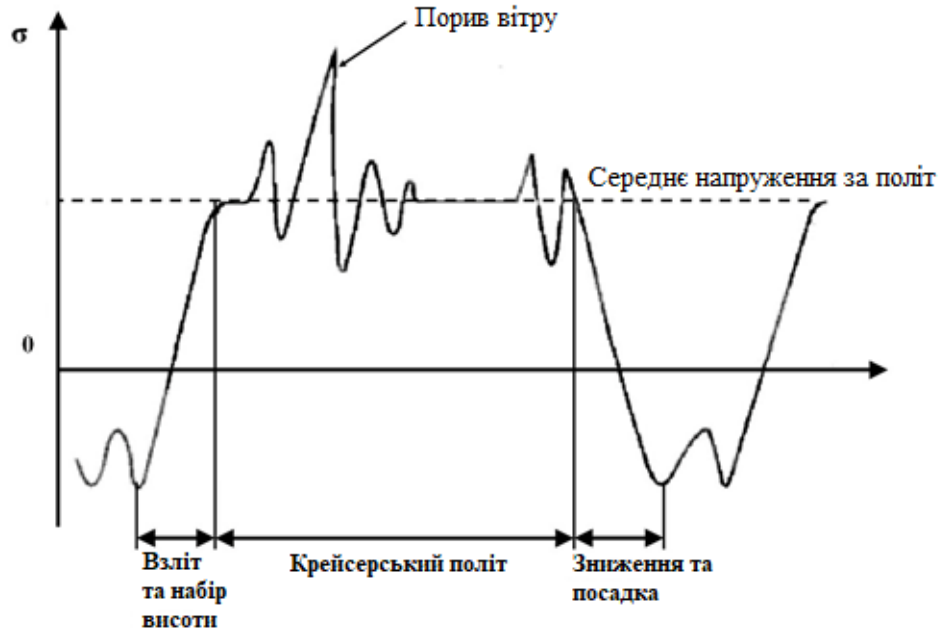


Рисунок 1.1 – Схема навантаження нижньої частини обшивки крила транспортного літака

Як правило, політ починається з запуску двигунів і закінчується з їх зупинкою, включаючи всі операції рулювання. На нижній поверхні крила на початку і кінці польоту діють випадкові напруги від нерівностей аеродрому, що накладаються на напругу стиснення, обумовлене дією маси крила, наповненого паливом. Різке збільшення рівня напружень обумовлено дією підйомної сили. У міру вироблення палива середній рівень напруги, відповідний горизонтального польоту, знижується. У польоті є цикли від маневрів (прибирання закрилка) і

випадкові цикли навантажень від дії неспокійного повітря. За політ (див. рисунок 1.1) можна виділити дуже важливий для аналізу втоми елементів авіаційних конструкцій так званий цикл ЗПЗ (земля - повітря - земля), що представляє собою повну зміну напруг за час польоту - від мінімального значення при русі по землі до найбільшої напруги в польоті [5].

Параметри циклу ЗПЗ - розмах і рівні екстремальних значень напруг (відносний рівень напружень розтягу) дуже впливають на витривалість елемента конструкції. Пошкодження від цих циклів становить зазвичай 30 ... 70% повного пошкодження, а нерідко і 80 ... 90% [5].

Циклічне навантаження елементів конструкції ЛА призводить до накопичення втомних пошкоджень, утворення і розвитку втомних тріщин.

Під втомою матеріалу розуміється процес поступового накопичення пошкоджень під дією змінних напруг, що призводить до зміни властивостей, утворення тріщин, їх розвитку та руйнування [21].

Особливістю процесу накопичення пошкоджень при втоми є його стадійність. Зазвичай виділяють два основних періоди - період накопичення розсіяних пошкоджень, що завершується утворенням втомної тріщини, і період поширення втомної тріщини (рисунок 1.2) [9]. Розглянемо явище втомної пошкоджуваності на стадії до утворення тріщини.

Період до зародження втомних тріщин умовно розділяється на три стадії (рисунок 1.2) [13]:

1. Стадія циклічної мікротекучості, на якій протікають процеси, аналогічні стадії текучості при статичній деформації.

2. Стадія циклічної текучості, на якій спостерігається негомогенна пластична текучість матеріалу, аналогічне деформації Чернова-Людерса при статичній деформації [4]. В алюмінієвих сплавах, у яких відсутня фізична межа текучості при статичній деформації, стадія циклічної текучості відсутня [23].

Рисунок 1.2 – Періоди і стадії при багатоциклічній втомі [13]

3. Стадія циклічного зміцнення (знеміцнення), яка завершується формуванням ліній незворотних пошкоджень (лінії Френча) [22]. Стадія циклічного зміцнення спостерігається у пластичних металів і сплавів, а стадія циклічного знеміцнення - у високоміцних металевих матеріалів [26]. Так само як і при статичному деформування на цій стадії поряд з процесами деформаційного зміцнення спостерігається розвиток пошкоджуваності у вигляді освіти субмікротріщини.

Дослідження показали, що вже для першої стадії втоми характерний процес мікропластичного деформування металу, який найбільш інтенсивно відбувається в поверхневих шарах глибиною близько розміру зерна [25]. Надлишкова (в порівнянні з об'ємом кристала) деформація поверхневого шару зумовлює появу деформаційного рельєфу (ДР) [5]. Так як локалізація деформації є результатом неоднорідного розподілу дислокацій в кристалі, і особливо на його поверхні, то поверхневий ДР відображає характер цього розподілу в кристалі на макро-, мезо- і мікромасштабному рівнях [15]. Коротко розглянемо основні механізми дислокаційних процесів, пов'язаних з поверхневим пластичним деформуванням і формуванням ДР на поверхні матеріалів при втоми.

Згідно з підходами фізичної мезомеханікі, що описує, що деформується тверде тіло як багаторівневу систему, поверхневий шар можна вважати

самостійною підсистемою матеріалу або, навіть, як особливий стан речовини [15].

Як вже зазначалося, при втомі на поверхні металу відбувається формування ДР, викликане пластичною деформацією через втрату здвигової стійкості на різних структурно-масштабних рівнях [27]. Пластична деформація починається в найбільш слабких місцях на різних масштабних рівнях і носить локальний характер [6].

За способом поглинання енергії виділяють трансляційний (зсувний) і ротаційний (поворотний) механізми пластичного деформування [45]. Розвиток пластичної деформації в металах характеризується процесом послідовного переходу від простих до більш складних дефектним структурам, з низького на більш високий масштабні рівні [15].

Поява і початковий етап розвитку дислокаційних субструктур відноситься до мікромасштабного рівню [27]. У роботі [39] було відзначено, що накопичення дислокацій найбільш активно відбувається в поверхневому шарі. При цьому спостерігається трансляційний механізм пластичної деформації, що супроводжується виходом дислокацій на вільну поверхню і утворенням сходинок. Такі сходинки є елементарними представниками ДР.

Одним з видів прояву неоднорідності деформації в поверхневих шарах є області інтенсивного пластичної текучості або смуги локалізованого зсуву. В області формування смуг зсуву (смуг деформації) при втоми можуть утворюватися екструзії і інтрузії металу (рисунок 1.3) [3].

Екструзії – області, утворені видавлюванням матеріалу. Вони являють собою тонкі виступи на поверхні металу довжиною близько 10 мкм і шириною 1 мкм. Утворення інтрузій пов'язано з екструзії, але вони спостерігаються рідше, ніж екструзії. Поява цих структурних елементів в процесі втоми відбувається незабаром після утворення стійких смуг ковзання, а інтрузії діють як зародки транскристаллитного тріщин [7]. Однак встановити зв'язок між появою екструзії і зародженням тріщини не вдалося. На основі цього було зроблено висновок про те, що екструзії є наслідком, а не причиною втоми металів [7].

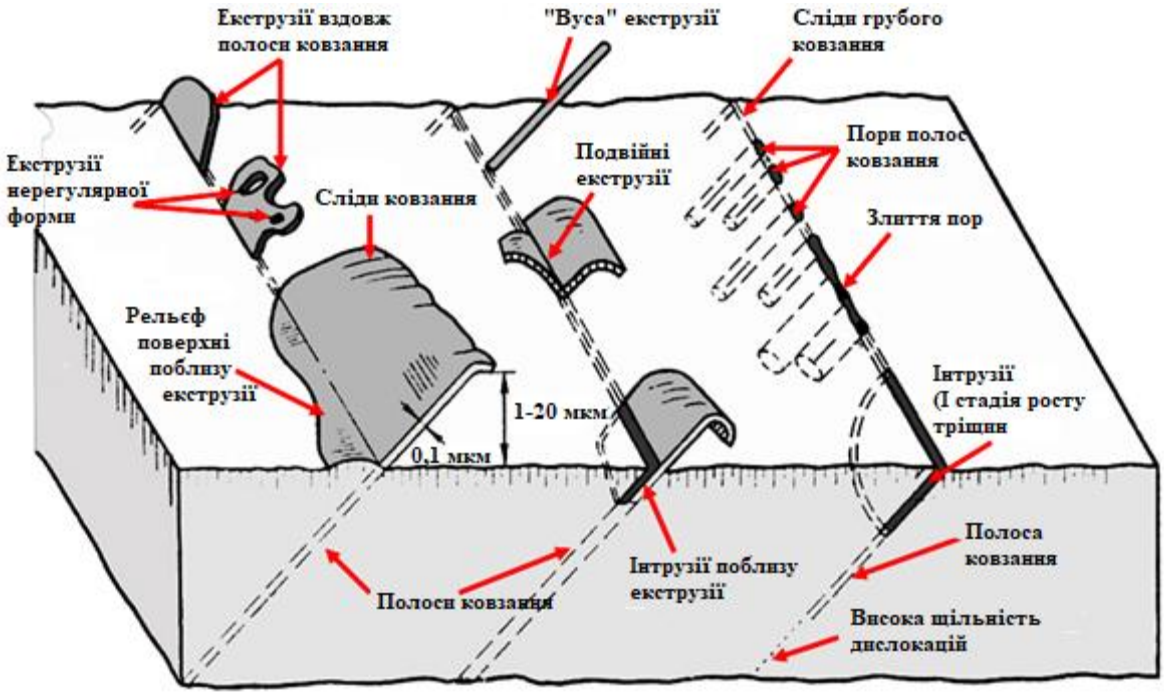


Рисунок 1.3 – Схема утворення екструзії і інтрузій в смугах ковзання [7]

Таким чином, при циклічному навантаженні в поверхневому шарі протікають процеси пластичного деформування, які характеризуються неоднорідністю і локальністю. Має місце певна ієрархія таких процесів, яка послідовно реалізується на різних масштабних рівнях і призводить до виникнення тріщини. При високих рівнях діючих напружень (особливо вище межі текучості матеріалу) вже в перших циклах навантаження починає домінувати процес накопичення пошкоджень, що відноситься до макроскопічного масштабного рівня [28]. При цьому процес пластичного деформування, що протікає на поверхні металу і формує ДР, обумовлює [16] зародження тріщин втоми.

В роботі [16] відзначено, що принципово важливе значення для подальшого розвитку уявлень про роль поверхневого шару в проблемах міцності і пластичності твердих тіл зіграло ту обставину як поява приладів нових поколінь, що поєднують високу роздільну здатність зі скануванням великих площ поверхні (скануюча тунельна мікроскопія, оптична профілометрія , оптико-телевізійні вимірювальні комплекси та ін.). Це дало змогу дослідити великий спектр механізмів пластичного деформування в

широкому діапазоні розмірних масштабів. Розглянемо деякі з таких методів тестування поверхні.

1.1 Сучасні методи контролю технічного стану конструкцій. Методи контролю втомних пошкоджень поверхневого шару

Слід зазначити, що сучасний етап розвитку методології контролю поверхні матеріалів і конструкцій відкриває нові можливості для вивчення процесів пошкоджуваності при втоми, в тому числі і в напрямку реєстрації ДР. Досягнутий рівень дозволу (близько нанометрів) дозволяє досліджувати процеси і фізико-механічні властивості, недоступні для реєстрації традиційними методами (таблиця 1.2).

Таблиця 1.2 – Методи аналізу поверхні матеріалів [41]

Метод	**Основна інформація**	**Вертикальне розширення (типова глибина зондування)**	**Горизонтальне розширення (типове)**	**Види досліджуваних зразків**	**Розповсюдженість**
1	2	3	4	5	6
Мікрозондування механічної міцності (вимір мікротвердості)	Мікромасштаб-на твердість, деформація при повзучості, пластична деформація, опір розвитку тріщин, міцність, анізотропія	0,3 нм	Від атомарного до ~10 мкм при використанні STM, SFM, AFM, або оптичної мікроскопії	Всі	Широке
Мікрозондування механічної міцності (нанотвердість)	Нанотвердість, модуль Юнга, деформація при повзучості, опір розвитку тріщин, міцність, анізотропія	0,3 нм	Від атомарного до ~1 нм при використанні STM, SFM, AFM,	Всі	Середнє
Мікрометричні і нанометричні склерометри	Адгезія тонких плівок і покриттів, міцність на стирання, твердість при дряпання, деформація, тертя, тріщини, міцність, анізотропія	0,3 нм	Від атомарного до ~ 10 мкм при використанні STM, SFM, AFM, або оптичної мікроскопії	Всі	Середнє

Продовження таблиці 1.2

1	2	3	4	5	6
Контактна профілометрія	Профілеметрія, топографічна трасування, товщина плівок, структура, глибина подряпини і відбитка, ступінь зносу	0,5 нм	100 нм	Практично всі; рівні плівки	Широке
Скануюча тунельна мікроскопія (STM)	Візуалізація топографії, складання карти складу, морфологія, профілометрія, товщина плівки, спектроскопія, склад, дефекти	<0.03 до 0.05 нм	Атомарне	Струмопровідні	Середнє
Атомно-силова мікроскопія (AFM) або скануюча силова мікроскопія (SFM)	Зображення топографії, карта сили тертя, структура, профілометрія, товщина плівки, ступінь зносу, глибина подряпини і відбитка, склад, дефекти	<0.03 до 0.05 нм	От атомарного до 1 нм	Всі	Середнє
Оптична мікроскопія	Візуалізація, структура, пошкодження, дефекти	Варіюється	Варіюється	Всі	Широке
Оптична профілометрія і лазерна інтерферо-метрія	3D і 2D візуалізація, морфологія, профілометрія, топографія, товщина плівки, ступінь зносу, глибина подряпини і відбитка, дефекти	–0.1 нм	~1…10 мкм	Все	Середнє
Конфокальна мікроскопія	3D і 2D візуалізація, морфологія, профілометрія, топографія, товщина плівки, ступінь зносу, глибина подряпини і відбитка, дефекти	Варіюється від декількох нм до декількох мкм	оптичне: 0,5 ... 4 мкм SEM: 1 ... 50 мкм	Майже всі	Середнє

Закінчення таблиці 1.2

1	2	3	4	5	6
Скануюча електронна мікроскопія (SEM)	Візуалізація зображення, морфологія, атомарний склад, пошкодження, дефекти, кристалографія, структура зерна, магнітні домени	~1 нм…~1мкм	1 до 50 нм У вторинному електронному режимі	Провідники і діелектрики з покриттям	Широке
Електронно-променевий мікроаналіз (ЕПМА)	Атомарний склад, SEM візуалізація зображення, композиційне відображення	1мкм	0,5…1 мкм	Всі	Середнє
Оптична профілометрія і лазерна интерферометрия	3D і 2D візуалізація, морфологія, профілометрія, топографія, товщина плівки, ступінь зносу, глибина подряпини і відбитка, дефекти	~0.1 нм	~1…10 мкм	Всі	Середнє

З представленої номенклатури методів (див. Табл.1.2) для вивчення субмікро- і мікроразмерних перетворень поверхневого шару при втоми представляють інтерес методи візуалізації рельєфу поверхні і вимірювання його кількісних показників. Якщо традиційно для цього використовувалися методи контактної профілометрії, то останнім часом широкого поширення набувають безконтактні методи, що забезпечують нанометрове дозвіл і 3D візуалізацію. До них слід віднести методологію скануючої зондової мікроскопії (СЗМ) [42].

Більш доступними в порівнянні з апаратурою СЗМ, але не менш ефективними для кількісної оцінки деформованого стану поверхні є оптико-телевізійні комплекси (ОТК) [19]. Принцип роботи ОТК полягає в комп'ютерному аналізі оптико-телевізійних зображень мікрорельєфу поверхні досліджуваної ділянки, що знаходиться під навантаженням. Система складається з телевізійної камери, оптичного мікроскопа, скануючого пристрою, пристрої підсвічування і комп'ютера з програмним забезпеченням для аналізу зображень. Комплекс дозволяє виявляти ознаки небезпечного накопичення неоднорідною пластичної деформації і прогнозувати руйнування

матеріалу. В якості діагностичних критеріїв використовуються особливості полів векторів зсувів, виміряних на поверхні навантажених матеріалів [34].

На наш погляд для реєстрації рельєфу поверхні дуже перспективним є метод інтерференційної профілометрії. Оптичні інтерференційні профілометри побудовані на принципі реєстрації інтерференції від поєднання світлових пучків, один з яких відбивається від поверхні, а другий - від зразкового дзеркала профілометра [47]. В результаті інтерференції утворюються темні і світлі смуги, які пов'язані з різницею висот нерівностей на поверхні досліджуваного зразка. Використання автоматизованої системи управління дзеркалом і застосування відеокамери з ПЗС-матрицею дозволяє будувати топографію досліджуваної ділянки поверхні.

Цей метод є ефективним для дослідження рельєфу поверхні, а також пошкоджень, пов'язаних з ерозією і зносом поверхні [32]. За допомогою оптичного інтерференційного профілометра можна вимірювати шорсткість в широкому розмірному діапазоні [41], а також кількісно визначати параметри топографії поверхні: висоту і крок нерівностей, площі і розподіл виступів, площі і обсяги поверхневих ушкоджень, сліди зносу, фрактографію і інші топографічні характеристики поверхні. Безконтактний профілометр може швидко (зі швидкістю сканування 10 мкм/с) і з високою точністю (дозвіл по вертикалі 0,1 нм) вимірювати тривимірний профіль в широкому діапазоні значень висот нерівностей (від 1 до 5000 мкм) і розмірів досліджуваних площ (від 50 × 50 мкм до 100 × 100 мм) [41].

На кафедрі конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету був розроблений і виготовлений інтерференційний профілометр Micron-Alpha, за допомогою якого проводяться дослідження рельєфу і топографії поверхні в нанометровому діапазоні [20]. Даний прилад використовувався в даній роботі для вивчення процесів мікропластичної деформування поверхні шляхом реєстрації з високою роздільною здатністю змін її мікрорельєфу в процесі циклічного навантаження.

Інформація про еволюції ДР в місцях контролю стану конструкції (обшивки літака) в процесі навантаження може використовуватися для

вирішення цілої низки завдань, пов'язаних із забезпеченням працездатності і надійності ЛА. Відзначимо дві таких завдання, які, на наш погляд, є найбільш значущими.

Це завдання забезпечення адекватності результатів, а також оптимізації програм ресурсних (міцності) випробувань конструктивних елементів літаків з метою обґрунтування їх ресурсних характеристик. При проведенні таких випробувань очевидна необхідність застосування ефективних методів контролю технічного стану елементів конструкції ЛА, до яких може бути віднесений і контроль ДР стосовно обшивці.

Інше завдання пов'язана з проведенням моніторингу технічного стану найбільш відповідальних елементів конструкції ЛА в експлуатації з метою контролю вичерпання індивідуального ресурсу або прогнозування їх залишкового ресурсу. Для вирішення цього завдання базовою інформацією є історія експлуатаційного навантаження контрольованих елементів. Таку інформацію можна отримати при застосуванні датчиків-свідків, які навантажуються спільно з конструктивним елементом, до якого вони нерозривно прикріплені, і мають властивість змінювати свій стан пропорційно напрацюванню і інтенсивності експлуатаційного навантаження. Якщо в якості такого датчика виступає виріб з легким пластичним деформуванням матеріалу, наприклад монокристалічний алюміній або технічно чистий алюміній плакуючого шару, то ДР на його поверхні є індикатором навантаженості або пошкодження в експлуатації [18]. Зупинимося на проблематиці даного завдання більш детально, так як мета цієї роботи стосується її рішення найбезпосереднішим чином.

В останні два десятиліття в найбільш технічно розвинених країнах світу стали розроблятися і широко впроваджуватися автоматизовані системи моніторингу технічного стану конструкцій - методологія SHM. Під SHM розуміється безперервний і автономний контроль дефектів, напруг або деформацій, екологічних параметрів, параметрів польоту за допомогою постійно прикріплених або вбудованих систем датчиків, що забезпечують цілісність конструкції [37]. Пройшовши успішну апробацію стосовно

відповідальним наземним конструкцій (кріплення мостів, висотні будівлі і т.д.) методи SHM почали впроваджуватися в авіацію.

На початку 90-их років минулого століття інженери компанії Airbus з метою підвищення міцності і надійності авіаційних конструкцій почали розробляти спільні підходи щодо створення системи SHM для літаків [36].

Система SHM передбачає установку різних типів датчиків на елементи конструкції з метою визначення впливу фізичного (вологість і температура навколишнього середовища) і силового (статична і динамічні навантаження) впливів на їх міцність і деформованість [48]. Кінцевою метою цих розробок є створення системи, аналогічної нервовій системі людини, яка, крім виявлення дефектів і несправностей, повинна адекватно реагувати на їх виникнення і видавати відповідні рекомендації обслуговуючому персоналу [29].

Airbus планує створення SHM в кілька етапів, які будуть визначати покоління системи.

Системи SHM нульового покоління в теперішній час широко використовується при наземних випробуваннях ВС. Як приклад можна привести SHM на літаку А380, яка застосовувалася при виконанні його сертифікаційних випробувань [48].

Наступний етап розвитку систем SHM характеризується використанням офлайнових датчиків, інформація з яких знімається після польоту або при виконанні технічного обслуговування. При належному рівні їх надійності, планується здійснення перехід на онлайнові датчики, які реєструють і передають інформацію під час польоту. Повна інтеграція систем SHM з бортовою системою ВС означає перехід до третього, заключного поколінню [48].

Як зазначалося вище, необхідним елементом SHM при контролі вироблення ресурсу є датчик-свідок експлуатаційної навантаженості. Стосовно до циклічного нагружению використовується кілька типів таких датчиків.

На даний момент одним з перспективних способів оцінки втомної пошкодженості авіаційних конструкцій в експлуатації є використання сенсорних датчиків [17], які можна віднести за класифікацією фірми Airbus до

пасивних або офлайнових датчикам. Такі датчики кріпляться на поверхні авіаційної конструкції в місцях, де діють найбільш небезпечні з точки зору порушення міцності навантаження. Сприймаючи разом з конструктивним елементом весь спектр експлуатаційних навантажень, датчик за рахунок зміни своїх вихідних характеристик є своєрідним індикатором історії експлуатаційного навантаження.

До одного з перших індикаторів втоми слід віднести датчик, запатентований ДеФорестером в 1948 році [45], що представляє собою дріт або стрічку малого перетину. Такий датчик має свій ресурс, який становить певну частку ресурсу контрольованої конструкції. Цілісність індикатора визначається шляхом безперервного вимірювання його електричного опору. Різке збільшення опору свідчить про руйнування індикатора і вироблення визначається датчиком частки ресурсу конструкції.

Подібні індикатори також використовувалися для виявлення тріщини [35]. Однак ці методи мали низьку надійність навіть при випробуваннях в лабораторних умовах.

Подальший розвиток ідея ДеФорестера отримала при створенні сигналізаторів втоми [46] - серії датчиків, виготовлених з того ж матеріалу, що і конструкція, до якої вони кріпляться. При цьому датчики мали різного типу концентратори напруги. Почергове руйнування датчиків з різними типами концентратора свідчить про відповідну виробленні ресурсу конструкції.

Подібна ідея була реалізована на датчиках-сигналізаторах Сміта, в яких концентратором напруги є пропив різної довжини [43]. Датчики, які сигналізують про вироблення ресурсу конструкції, також використовувалася і іншими дослідниками [1].

У 1966 році Хартінг запропонував використовувати датчики [38] контролю вичерпання ресурсу конструкції, принцип роботи яких грунтується на контролі зміни електричного опору датчика. Матеріалом для датчиків-свідків служив нікелево-мідний сплав. Згодом, при спільній роботі датчика і контрольованою конструкції, відбувається збільшення питомої опору датчика.

Така поведінка пояснюється рухом дислокацій і появою кластерів в матеріалі датчиків.

Для полімерних датчиків [33] використовується композитний матеріал на основі графіту з матрицею з епоксидної смоли. На відміну від никелево-мідних датчиків з напрацюванням в графітних датчиках відбувається зменшення електричного опору. Використовуючи еквівалентні залежності, можливо визначення значення накопичених втомних пошкоджень і прогнозування ресурсу конструкції.

Датчики мартенситного перетворення Скотта [44] - це датчики з срібно-цинкового сплаву, які в процесі навантаження через перетворення структури матеріалу змінюють свій колір (з рожевого на срібний). Для точного визначення кольору використовується спектрометр.

Метод, запропонований Бакстером [30] дозволяє кількісно оцінювати рівень накопичених пошкоджень шляхом аналізу руйнувань оксидної плівки на металевій поверхні. Для запобігання окислення утворився розриву використовується гель, який під дією електричного струму в місці розриву оксидної плівки змінює свій колір.

З існуючих датчиків втоми слід виділити фольгові алюмінієві датчики-сенсори [49] на поверхні яких в процесі спільного з конструктивним елементом навантаження формується ДР. Інструментальні методи дозволяють кількісно оцінити зміни на поверхні датчика-свідка використовувати отриману інформацію для визначення накопиченої конструкцією пошкодження. Основною складністю цього способу є сам процес виготовлення фольгових датчиків-сенсорів і технологія їх наклейки на поверхню конструктивних елементів, що вимагає певної міри точності і вибору найбільш підходящого для цього з'єднання клею. При цьому клей не завжди гарантує надійне закріплення датчика на поверхні конструкції.

У Національному авіаційному університеті в якості індикатора накопичення втомних пошкоджень було запропоновано використовувати насиченість ДР плакуючого шару з технічно чистого алюмінію, яким покриті

конструкційні алюмінієві сплави вітчизняного виробництва (Д16АТ, В95А), а також їх зарубіжні аналоги (2024-Т і 7075-Т) [40].

В роботі [11] встановлено, що в результаті циклічного впливу в широкому діапазоні рівнів напруг на поверхні плакуючого шару конструкційних алюмінієвих сплавів формується і розвивається ДР. Зміна топографії поверхні матеріалу при втоми спостерігається як на стандартних зразках для втомних випробувань, так і на зразках, виготовлених з обшивки літака Ан-24 [12], а також натурних зразках, що імітують фрагмент обшивки ПС [10].

Методика кількісної оцінки ДР на поверхні плакуючого шару полягає в наступному. Мікропластичне деформування плакуючого шару призводить до локальної зміни топографії полірованої поверхні і зміни її рельєфу за рахунок формування смуг зсуву, екструзії і інших чинників поверхневого деформування. Використовуючи методику визначення відносної площі таких ділянок пластичного деформування, яка детально буде викладено в п.1.3.2 цієї роботи, розраховується параметр насиченості ДР, який, по суті, характеризує як історію навантаженості зразка або деталі, так і їх пошкодженість [11] . В роботі [12] на підставі використання параметра були отримані множинні кореляційні моделі для прогнозування залишкової довговічності зразків, що імітують обшивку літака.

Подальші дослідження процесів еволюції ДР на поверхні плакуючого шару конструкційних алюмінієвих сплавів здійснювалося з використанням підходів фрактальної геометрії [14]. Було встановлено відповідність розподілу ДР на площині критеріям фрактальності. Для визначення фрактальної розмірності використаний метод "box-counting", а отримана при цьому фрактальна розмірність визначалася за співвідношенням значень периметра і площі кластерів (темних ділянок) ДР.

Слід зазначити, що в даному випадку вирішується двовимірна задача контролю еволюції ДР (на площині). Розвиток підходу для тривимірного випадку з реєстрацією показника ДР в напрямку, нормальному до поверхні (визначення шорсткості), є основним завданням цієї роботи.

Висновки до розділу 1

В даному розділі було розглянуто природу втомних навантажень. Описано основні фактори які впливають на виникнення втомних навантажень.

Розглянуто процеси створення втомних тріщин та стадії розвитку цих тріщин. Детально описано процеси які проходять під час циклічного деформування.

Наведено сучасні методи контролю технічного стану конструкцій та їх актуальність на даний момент часу та описані деякі методи контролю втомних пошкоджень поверхневого шару.

На основі вище сказаного можна зробити висновок, що питання дослідження втомних тріщин, циклічних навантажень на поверхні обшивки повітряного судна є сучасним та актуальним.

2 ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ОБ'ЄКТА ДОСЛІДЖЕННЯ

2.1 Призначення і область застосування літака

Літаки місцевих повітряних сполучень (МПС) призначенні для пасажирських і змішаних вантажопасажирських перевезень на відстань до 1500 кілометрів.

Багато літаків місцевих повітряних сполучень мають змогу здійснювати посадки на слабко підготовлених аеродромах, що розширює можливості використання даного типу літаків.

2.1.1 Короткий опис конструкції літаків місцевих повітряних сполучень

Суцільнометалевий літак місцевих повітряних сполучень – дводвигуновий моноплан з високо розташованим нестріловидним крилом і колісним шасі з трьома стійками, яке прибирається в польоті. Фюзеляж літака має поперечний переріз у формі круга і розділений на кабіну екіпажу, пасажирську (вантажну) кабіну, розраховану на перевезення 46-52 пасажирів, і задній багажний відсік розташований в хвості. Для розміщення вантажів може бути використаний також підпільний вантажний відсік, що знаходиться під підлогою вантажної кабіни.

Літак повинен мати шасі підвищеної прохідності з пневматиками низького тиску. У польоті передня стійка шасі забирається у фюзеляж, а основні стійки - в обтічники, розташовані по обидва боки фюзеляжу.

Двигуни силової установки встановлюються в мотогондолах під крилом. Передбачається оснащення літака двома турбогвинтовими двигунами потужністю 2500 л.с. кожен, які забезпечують економічну ефективність експлуатації літаків.

Літак матиме допоміжну силову установку (ДСУ), розташовану в хвостовій частині фюзеляжу і яка забезпечує автономну експлуатацію літака на необладнаних аеродромах.

Фюзеляж не повинен мати конструкційно-експлуатаційних роз'ємів по довжині, однак, виходячи з оптимальної схеми збірки, технологічно можливо виділити в самостійні підзборки окремі вузли і відсіки:

- носовий відсік (кабіна екіпажу, ніша передньої опори шасі, обтічник РЛС, аварійні люки);
- половий відсік з виділенням силової частини (нижня зона силових шпангоутів стику з крилом і стику з основними опорами шасі);
- силовий відсік під оперення;
- відсік установки ДСУ;
- бічні і верхні секції панелей.

Особливостями конструкції крила є:

- розділення на центральну і дві відокремлені частини крила з фланцевими стиками;
- панелі і лонжерони крила – збірної клепаної конструкції (матеріал обшивок і стрингерів - 1973Т2 і 1161Т);
- хвостова частина крила виконана з алюмінієвих і композиційних матеріалів (КМ), закрилки і елерони - з КМ.

Кіль цілком виконаний з КМ, стабілізатор - з алюмінієвих сплавів, кермо висоти і повороту - з КМ. В конструкції шасі застосовані високоміцна сталь 30ХГСНМА-ВД, титанові сплави ВТ-22 і ВТ-16, алюмінієвий сплав 1933ТЗ.

Конструктивне виконання пасажирської кабіни передбачає використання її в однокласній компонуванні. Пасажирська кабіна призначена для розміщення 40-52 пасажирів при кроці крісел відповідно 810-750 мм. Крісла встановлені за схемою 2+2. Широкий прохід (450 мм), салон висотою 1910 мм, великі (для літака даного класу) закриваються верхні багажники, м'яке розсіяне освітлення, індивідуальна підсвітка та вентиляція в поєднанні з сучасною обробкою салону наближають рівень комфорту до вимог, що пред'являються до магістральних літаків.

Кабіна екіпажу відповідає завданню ефективної і безпечної експлуатації літака екіпажем з двох пілотів. В її компонуванні, в організації діяльності

екіпажу використаний досвід створення поколінь транспортних і пасажирських літаків. Передбачається місце для перевіряючого або 3 пілоту.

На літаку встановлюється електромеханічний комплекс систем керування, що включає систему штурвального керування (керування елеронами, кермом напрямку й кермом висоти) і систему керування механізацією крила (керування закрилками, інтерцепторами). Штурвальне керування - ручне.

Системи керування рулями забезпечують керування в автоматичному режимі по командам системи автоматичного керування. Керування триммерами елеронів, керма напряму і керма висоти - електродистанційною.

Бортове радіоелектронне обладнання (БРЕО) літака забезпечує виконання польотів за правилами візуальних польотів (ПВП) і правилам польотів за приладами (ППП) в очікуваних умовах, вдень і вночі, над рівниною і гірською місцевістю, над водними просторами до 70 градусів північної широти, а також польотів по міжнародним авіалініям.

БРЕО забезпечує:

- мінімум для зльоту (дальність видимості на ЗПС не менше 200 м без автоматизації процесу зльоту);
- мінімум для посадки по 1 категорії (30х400 м).

БРЕО складається з серійно виготовляється цифровий і цифро апаратури з електромеханічної індикацією пілотажно-навігаційних параметрів.

Разом з тим до складу БРЕО включені нові розробки, такі як інтегрована (ILS/VOR/МРП) бортова навігаційно-посадкова апаратура Курс-93, супутникова навігаційна система "Човен-А", літаковий далекомір ДМЕ-МВЛ, що знаходяться в завершальній стадії розробки.

Застосування нових розробок і курсової системи типу KCS-305 дозволить здійснити автоматизоване літаководіння по маршруту, підвищити характеристики точності і надійності БРЕО.

На вимогу замовника літак може бути оснащений:

- радіотехнічної системою ближньої навігації РСБН-85;

- радіостанцією ДКМВ "Арлекін-Д";
- другим комплектом далекомірної системи ДМЕ-МВЛ;
- стереомагнітофони "Моріон-Б".

При польотах над важкодоступними і малонаселених районами передбачається установка додатково радіомаяка АРБ-ПК і аварійної радіостанції Р-861.

Радіоапаратура зв'язку дозволяє вести двосторонній телефонний радіозв'язок з наземними станціями і з літаками, що знаходяться в повітрі, прослуховувати їх сигнали, вести зв'язок між членами екіпажу.

До складу радіо обладнання входять:

- радіостанція МВ "Орлан-85 СТА";
- апаратура внутрішнього зв'язку і комутації АВСК "Лайнер-МВЛ";
- аварійна МВ-радіостанція Р-855А1;
- бортова система збору звукової інформації "Опал-Б".

На літаку використовується цифровий комплекс авіоніки EFIS.

2.2 Вибір і обґрунтування проектних параметрів літака

Процес компонування об'єднує в собі наступні процеси: об'ємно-масову і конструктивно-силову компоновку, аеродинамічну компоновку, центрувальний розрахунок. Виконання кожного з цих умов спрямоване на одержання високої економічної ефективності літака.

Аеродинамічна компоновка повинна забезпечувати виконання аеродинамічних вимог, яке зводиться до вирішення завдань щодо забезпечення:

- максимального аеродинамічного якості літака в крейсерському польоті із заданою швидкістю. Ця вимога передбачає забезпечення мінімального опору літака і, зокрема, мінімальних втрат на балансування;
- великого діапазону швидкостей V від злітно-посадочних до V_{max} максимальних з мінімальним часом переходу від однієї до іншої швидкості на первинному і остаточному режимах польоту літака;

- при зльоті та посадці найбільш можливої величини C_y літака;
- на всіх режимах польоту літака нормованих (необхідних) запасів стійкості і керованості;
- безпечного виходу літака на граничні режими польоту (наприклад, великі швидкості або великі кути атаки), не призводять до флатеру, бафтинг, штопору, глибоким зривів та іншим вкрай небезпечним явищам.
- на літаку найбільш сприятливих умов для роботи силової установки, що визначаються оптимально можливими втратами на вході повітря в двигуни і на виході газів з вихідних сопел двигунів.

Попередній аналіз статистичних даних літаків-прототипів (Таблиця 2.1), а розрахунок основних проектних даних об'єкту досліджень було виконано на обчислювальній техніці кафедри конструкції літальних апаратів – результати розрахунків наведені у Додатку А.

Таблиця 2.1 – Експлуатаційно-технічні дані літаків-прототипів

Літак / Характеристика	Проектований літак	ATR – 42	Ан-140
Екіпаж, чоловік	2+1	2+1	2+1
Максимальне комерційне навантаження, $m_{к.max}$, кг	4820	5450	4850
Крейсерська швидкість $V_{кр.\ эк}$, км/ч	490	500	450
Висота польоту с $H_{кр.\ эк}$, м	6800	5485	7200
Дальність польоту $L_{к.max}$, км	900	3000	1300
Питоме навантаження на крило, кПа	2,683	3,413	2,826
Енергоозброєність, кВт/кг	0,18	0,16	0,17
Злітна дистанція, $L_{взл.д}$, м	1045	1163	880
Посадкова дистанція, $L_{пос.д}$, м	864	1040	530
Швидкість відриву $V_{отр}$, км/ч	185.05	250	220
Посадкова швидкість $V_{пос}$, км/ч	177.25	208	202
Злітна маса літака, кг	20468	18600	21000
Кількість і тип двигунів	2×ТВ3 – 117ВМА-СБМ1	2×Pratt & Whitney Canada PW127E	2×ТВ3 – 117ВМА-СБМ1
Злітна тягя (потужність), кВт	1792,8	1865	2062

Характеристика \ Літак	Проектований літак	ATR – 42	Ан-140
Крейсерська тяга (потужність), кВт	1286	1280	1287
Ступінь підвищення тиску	18	16	18
Еквівалентний діаметр фюзеляжу, м	2,82	2,9	2,82
Подовження фюзеляжу	7,68	11	7,65
Подовження носової і хвостової частин фюзеляжу	1,7/2,3	1,3/2	1,7/2,3
Стрілоподібність крила по 1/4 хорд, град	1	2	1
Подовження крила по повній площі	10.5	12	12,75
Звуження крила по повній площі	2,2	1,8	2,08
Середня відносна товщина профілю крила	0,12	0,13	0,11
Розмах горизонтального оперення,м	13,3	12,3	12,55
Звуження горизонтального оперення (ГО)	2,5	3	2,5
Подовження ГО	4	3,6	4
Стрілоподібність ГО по 1/4 хорд, град	22	17	22
Висота вертикального оперення (ВО), м	5,99	7,59	5,65
Стрілоподібніть ВО по 1/4 хорд, град	30	30	30
Подовження вертикального оперення	1,2	1,2	1,2
Звуження вертикального оперення	2	2	2
База шасі, м	7,55	8,78	7,55
Колія шасі, м	3,25	4,1	3,25

2.3 Розрахунок геометричних характеристик і компоновка крила

Геометричні характеристики крила визначають, виходячи з злітної маси m_0 і питомого навантаження на крило P_0.

Розрахунок основних геометричних характеристик проектованого літака:

- Площа крила:

$$S_{кр} = \frac{m_o \cdot g}{P_o} = \frac{20468 \cdot 9{,}81}{2{,}683 \cdot 10^3} = 74{,}84\ м^2 \quad (2.1)$$

- Розмах крила:

$$l = \sqrt{S_{кр} \cdot \lambda_{кр}} = \sqrt{74{,}84 \cdot 10{,}5} = 28\ м \quad (2.2)$$

- Корнева хорда:

$$b_o = \frac{2S_{кр} \cdot \eta_{кр}}{(1+\eta_{кр}) \cdot l} = \frac{2 \cdot 74{,}84 \cdot 2{,}2}{(1+2{,}2) \cdot 28} = 3{,}675\ м \quad (2.3)$$

- Кінцева хорда:

$$b_к = \frac{b_o}{\eta_{кр}} = \frac{3{,}675}{2{,}2} = 1{,}67\ \ м \quad (2.4)$$

- Відносне положення лонжеронів в крилі по хорді знаходиться по формулі:

$$\bar{x}_i = \frac{x_i}{b_i} \quad (2.5)$$

x_i – відстань і-го лонжерона від носка крила; b_i – хорда крила і-го перетину.

- Передній лонжерон:

$$\bar{x}_i = 0{,}2$$

- Задній лонжерон:

$$\bar{x}_i = 0{,}6$$

- Середня відносна товщина профілю:

$$\overline{c_{ср}} = 0{,}12$$

- Визначаємо величину САХ:

$$b_A = \frac{4}{3} \cdot \frac{\eta_{кр}^2 + \eta_{кр} + 1}{(\eta_{кр} + 1)^2} \cdot \frac{S_{кр}}{l_{кр}} = \frac{4}{3} \cdot \frac{2{,}2^2 + 2{,}2 + 1}{(2{,}2 + 1)^2} \cdot \frac{74{,}84}{28} = 2{,}798\ м \quad (2.6)$$

Геометричні параметри елеронів:

- Розмах елерона:

$$l_{эл} = 0{,}3 \cdot \frac{l}{2} = 4{,}2\ м \quad (2.7)$$

- Площа елерона:

$$S_{эл} = 0{,}06 \cdot \frac{S_{кр}}{2} = 2{,}245\ м^2 \quad (2.8)$$

Аеродинамічна компенсація елеронів не потрібна.

– Діапазон відхилення елеронів:

$$вгору\ \delta_{эл} \geq 25^\circ \quad вниз\ \delta_{эл} \geq 15^\circ$$

Збільшення $l_{ел}$ і $b_{ел}$ більше рекомендованих значень не раціонально. При збільшенні $l_{ел}$ вище зазначених значень зростання коефіцієнта моменту елерона розмах механізації зменшується. При збільшенні $b_{ел}$ зменшується ширина кесона.

На літаках третього покоління виявилася тенденція до зменшення відносного розмаху і площі елеронів. За рахунок цього розмах і площа механізації можуть бути збільшені, що покращує злітно-посадкові характеристики літака.

2.4 Компонування фюзеляжу

При виборі форми і розмірів поперечного перерізу фюзеляжу необхідно виходити з вимог аеродинаміки (обтічність і площа поперечного перерізу).

Стосовно дозвукових пасажирських і транспортних літаків(V < 800 км/ч) то для них хвильовий опір майже не позначається.

Тому форму слід вибирати з умови забезпечення найменших значень відповідно опору тертя C_{Xf} і профільного опору C_{Xp}.

Крім урахування вимог аеродинаміки при виборі форми перетину слід враховувати умови компонування та вимог міцності.

Для забезпечення мінімальної ваги найбільш доцільною формою поперечного перерізу фюзеляжу слід визнати круглий перетин. У цьому випадку товщину обшивки фюзеляжу отримують найменшою. Як різновид такого перетину можна використовувати поєднання двох або декількох кіл як по вертикалі, так і по горизонталі.

Для транспортних літаків при виборі форми поперечного перерізу фюзеляжу питання аеродинаміки не стають першорядними і форму перетину можна виконувати прямокутної або близькою до неї.

До геометричних параметрів фюзеляжу відносяться:

Діаметр фюзеляжу; довжина фюзеляжу; подовження фюзеляжу, подовження носовій частині фюзеляжу, подовження хвостової частини фюзеляжу, відповідно довжина носової і хвостової частин фюзеляжу. Довжину фюзеляжу визначають з урахуванням схеми літака, особливостей компоновки і центрування, а також з умови забезпечення посадкового кута атаки.

Визначимо наступні параметри фюзеляжу:

$$\lambda_ф = 7{,}68$$
$$D_ф = 2{,}82\ м$$
$$l_ф = D_ф \cdot \lambda_ф = 21{,}66\ м$$

Для пасажирських і транспортних літаків мідель фюзеляжу перш за все, обумовлений габаритами пасажирського салону або вантажної кабіни.

2.4.1 Компонування пасажирського салону і побутового обладнання фюзеляжу

– Ширину блоку із двох крісел приймаємо

$$b_{кр} = 1030\ мм$$

– Ширину проходу приймаємо

$$b_{пр} = 500\ мм$$

– Визначаємо ширину та довжину кабіни:

$$B_{каб} = m * b_{кр} + k_1 * b_{подл} + k_2 * b_{пр} = 2560\ мм \quad (2.9)$$

$$L_{каб} = 1200 + (\frac{52}{4} - 1) * 870 + 250 = 11890\ мм \quad (2.10)$$

– Кухні і буфет

$$S_к = 0{,}1 * n_{пас} = 0{,}1 * 52 = 5{,}2\ м^3 \quad (2.11)$$

$$V_к = \frac{S_к}{h} = \frac{5{,}2}{2} = 2{,}6\ м^2 \quad (2.12)$$

– Гардероб

$$S_г = 0{,}035 * n_{пас} = 0{,}035 * 52 = 1{,}82\ м^2 \quad (2.13)$$

– Туалетні приміщення

Приймаємо один туалет на 52 пасажирів

Приймаємо

$S_т = 1{,}5\ м^2$

2.5 Розрахунок основних параметрів і компоновка шасі.

– База шасі:

$$B = 0{,}35 \cdot l_ф = 0{,}35 \cdot 21{,}66 = 7{,}581 м \quad (2.14)$$

– Колія шасі:

$$K = 0{,}43 \cdot B = 0{,}43 \cdot 7{,}581 = 3{,}26\ м \quad (2.15)$$

– Винос основної опори:

$$e = 0{,}17 * b_{сах} = 0{,}17 \cdot 2{,}798 = 0{,}476\ м \quad (2.16)$$

– Винос передньої опори:

$$d = B - e = 7{,}581 - 0{,}476 = 7{,}105\ м \quad (2.17)$$

– Кількість головних опор і коліс на одній опорі:

n = 2, z = 2.

– Навантаження на колесо основної опори:

Злітне:

$$P_{осн\ зл} = \frac{(B-e)\cdot m_o \cdot g}{B\cdot n\cdot z} = \frac{(7{,}581-0{,}476)\cdot 20468\cdot 9{,}81}{7{,}581\cdot 2\cdot 2} = 47{,}046\ кН \qquad (2.18)$$

Посадкове:

$$P_{осн\ пос} = \frac{(B-e)\cdot m_{пос} \cdot g}{B\cdot n\cdot z} = \frac{(7{,}581-0{,}476)\cdot 19710\cdot 9{,}81}{7{,}581\cdot 2\cdot 2} = 45{,}559\ кН \qquad (2.19)$$

– Навантаження на колесо передньої опори:

Злітне:

$$P_{нос\ зл} = \frac{e\cdot m_o \cdot g\cdot k_Д}{B\cdot z} = \frac{0{,}436\cdot 20468\cdot 9{,}81\cdot 1{,}5}{7{,}581\cdot 2} = 8{,}697\ кН \qquad (2.20)$$

Посадкове:

$$P_{нос\ пос} = \frac{e\cdot m_{пос} \cdot g\cdot k_Д}{B\cdot z} = \frac{0{,}436\cdot 19710\cdot 9{,}81\cdot 1{,}5}{7{,}581\cdot 2} = 8{,}340\ кН \qquad (2.21)$$

Відповідно до значення навантаження на колеса $P_{осн}$ і $P_{нос}$. і величиною злітній $V_{зл}$ і посадкової $V_{пос}$ швидкостей підбирають по каталогу пневматики виконуючи умови:

Рк> Ргл; Рк> Рнос; Vк пос> Vпос; Vк взл> Vвзл (табл. 2.2)

Таблиця 2.2 – Підбір коліс для носової та основної опор

Розмір колеса	$P_{ст.мах}$, *да* Н	$P_о$, 10^5, Па	$\delta_{ст}$, мм	$P_{разр}$, *да* Н	$V_{пос}$, км/ч	$V_{взл}$, км/ч
Для основної опори шасі						
1150х435	5550	4	105	41300	170	180
Для носової опори шасі						
700х300	2150	3	62	18500	200	230

2.6 Компоновка і розрахунок основних параметрів оперення

Коефіцієнти статичних моментів: $A_{го} = 0{,}75$, $A_{во} = 0{,}1$.

Площа ГО:

$$S_{го} = (0{,}18\ldots 0{,}25)S = 0{,}18\cdot 74{,}84 = 13{,}47\ м^2 \qquad (2.22)$$

Площа ВО:

$$S_{\text{во}} = (0{,}12\ldots0{,}20)S = 0{,}13 \cdot 74{,}84 = 9{,}73\ \text{м}^2 \quad (2.23)$$

Площа руля висоти:

$$S_{\text{рв}} = (0{,}3\ldots0{,}4)S_{\text{го}} = 0{,}3 \cdot 13{,}47 = 4{,}041\ \text{м}^2 \quad (2.24)$$

Площа руля напрямку:

$$S_{\text{рн}} = (0{,}35\ldots0{,}45)\ S_{\text{во}} = 0{,}4 \cdot 9{,}73 = 3{,}892\ \text{м}^2 \quad (2.25)$$

Розмах ГО:

$$l_{\text{го}} = (0{,}32\ldots0{,}5)l_{\text{кр}} = 0{,}4 \cdot 28 = 11{,}2\ \text{м} \quad (2.26)$$

Висота ВО:

$$h_{\text{во}} = (0{,}14\ldots0{,}2)\ l_{\text{кр}} = 0{,}18 \cdot 28 = 5{,}04\ \text{м} \quad (2.27)$$

звуження ГО: $\eta_{го} = 2{,}5$;

звуження ВО: $\eta_{во} = 2{,}0$;

подовження ГО: $\lambda_{го} = 4$;

подовження ВО: $\lambda_{во} = 1.2$;

Визначення хорд оперення $b_{кінц}$, $b_{сах}$, $b_{корн}$ виконують за формулами:

$$b_к = \frac{2 \cdot S_{го}}{(\eta_{го} + 1) \cdot l_{го}}; \quad (2.28)$$

$$b_{сах} = 0{,}66 \cdot \frac{\eta^2{}_{го} + \eta_{го} + 1}{\eta_{го} + 1} \cdot b_к; \quad (2.29)$$

$$b_0 = b_к \cdot \eta_{го} \quad (2.30)$$

Для ГО: $b_к = 0{,}687$ м; $b_{САХ} = 1{,}84$ м; $b_0 = 1{,}7175$ м.

Для ВО: $b_к = 0{,}709$ м; $b_{САХ} = 1{,}092$ м; $b_0 = 1{,}418$ м.

Стрілоподібність оперення приймають на 3...50 більше, ніж стрілоподібність крила. Так роблять для забезпечення керованості літака при появі хвильової криза на крилі, приймаємо: $\chi_{го} = 16^\circ$; $\chi_{во} = 24^\circ$;

Відносна товщина профілю для ГО та ВО в наближенні приймаємо рівною:

$$\overline{C}_{оп} = 0{,}088;$$

2.7 Підбір двигуна

Таблиця 1.3 – Двигун підібраний для літака та його характеристики

Тип двигуна	ТВ3-117ВМА-СБМ1
Тяга, кВт	1286
Питома витрата палива на крейсерському режимі, кг/кВт*ч	0,2365
Кількість двигунів	2
Ступінь підвищення тиску при крейсерському польоті	9,6
Маса двигуна, кг	570
Довжина двигуна, мм	2953,5
Діаметр двигуна, мм	660
Країна виробник	Україна

2.8 Вибір і ув'язка силових схем агрегатів

Під силовою схемою розуміють зчленування конструктивних елементів, які забезпечують сприйняття навантажень і їх передачу до місць врівноваження у вигляді поперечної сили. Головними елементами силової схеми є лонжерони, панелі крила і оперення, посилені нервюри, посилені шпангоути. В процесі компонування необхідно виконати ув'язку силових схем, яка полягає в наступному:

- стіночні елементи крила (лонжерони і балки) і оперення повинні бути зав'язані з посиленими шпангоутами фюзеляжу.
- має бути передбачено місце для проходу кесона центроплана через фюзеляж.
- ніші шасі не повинні перетинати силового набору крила.
- вузли кріплення стійок шасі повинні спиратися на посилені елементи (нервюри, шпангоути, стінки ніші шасі).

Ув'язку силової схеми відображають на кресленні загального виду, де штрихпунктирними лініями з двома точками наносять осі лонжеронів, посилених нервюр і шпангоутів. Посилення під вузли шасі, кріплення двигунів і т.д. зображують на компоновочному кресленні.

На літаках з лонжеронною схемою крила часто вигідніше не пропускати центропланну частину лонжеронів крізь фюзеляж, а замкнути згинальні моменти на силовому шпангоуті.

2.9 Центрівка літака

В процесі експлуатації літака положення його центра ваги може змінятися. Заднє центрування при цьому повинно бути таке, щоб забезпечувався необхідний запас статичної стійкості літака гранично допустима передня центрівка визначається ефективністю його органів поздовжнього керування (балансування).

Для забезпечення бажаного ступеня статистичної стійкості і керованості літака його центр ваги повинен знаходитися в певному діапазоні по довжині САХ крила. В процесі експлуатації літака положення його центра ваги може змінюватися: в даному конкретному польоті – в міру вироблення палива, а також за рахунок різниці в варіантах завантаження літака.

У масу спорядженого крила входить маса його конструкції, маса устаткування, розміщеного в крилі, і маса палива. Позитивні значення координат центрів ваги об'єктів приймаються убік хвостової частини літака.

Центрувальні відомості мас спорядженого крила та фюзеляжу наведені в таблицях 2.4-2.7.

Таблиця 2.4 – Визначення центру мас спорядженого крила.

№ п / п в зведеній відомості	Найменування об'єкта	Маса m_i'		Координата центра мас X_I, м	Момент мас $m_i \cdot X_I$, кг·м
		Одиниці, %	Загальна маса, кг		
1	Крило	0,14592	2986,69	1,17	3494,43
2	Паливна система	0,0028	57,31	1,255	71,924
3	Управління літаком, 30 %	0,00339	69,39	1,67	115,88
4	Висотне обладнання та антиожеледна система	0,0257	526,03	0,28	147,288
5	Електрообладнання	0,03	614,04	0,28	171,93
6	Гідросистема	0,0273	558,776	1,67	933,156
	Споряджений крило без палива	0,04886	1000,07	1,12	1120,078
7	Паливо	0,09706	1986,62	1,255	2493,208
8	Передня опора шасі	0,01123	229,86	-6,21	-1427,43
9	Основна опора шасі	0,03358	687,31	1,255	862,574
	Всього	0,42584	8723,76	0,906	7903,726

Визначаємо координати центра ваги спорядженого крила:

$$X_K' = \frac{\sum m_i' \cdot X_i'}{\sum m_i'} = \frac{7439,548}{8206,206} = 0,9066 \ ; \qquad (2.31)$$

Таблиця 2.5 – Визначення центру мас спорядженого фюзеляжу

№ п / п в зведеній відомості	Найменування об'єкта	Маса m_i'		Координата центра мас X_I, м	Момент мас $m_i \cdot X_I$, кг·м
		Одиниці, %	Загальна маса, кг		
1	Фюзеляж	0,12444	2511,57	9,5	23859,94
2	ГО	0,02182	440,39	20,2	8895,94
3	ВО	0,02534	511,437	19,62	10034,4

Закінчення таблиці 2.5

4	Приборна дошка	0,0080	161,464	1,93	311,625
5	Аеронавігаційне обладнання	0,0069	139,26	1,02	142,048
6	Силова установка	0,1283	2589,48	10,6	27448,48
7	Радіообладнання	0,0034	68,622	0,7	48,04
8	Туалет	0,0041	83,14	16,82	1398,41
9	Обладнання гардеробів	0,002	40,2	14,99	602,6
10	Буфет	0,0041	82,9	15,16	1256,76
11	Обладнання багажників	0,0078	157,01	10,85	1703,56
12	Керуваня літаком	0,0114	230,086	9,63	2215,73
13	Електрообладнання	0,03	605,49	9,63	5830,87
14	Гідросистема	0,0275	555,03	11,09	6155,31
15	Декоративна обшивка	0,0122	246,23	9,63	2371,22
16	Хім. Рідина	0,00257	52,00	3,6	187,46
17	Антиожеледна система	0,01	201,83	13,08	2639,936
18	Крісла пасажирів	0,0438	884,00	10,3	9105,36
19	Аварійно рятувальні засоби	0,0124	250,27	10,3	2577,77
20	Сидіня екіпажу	0,0025	51,00	2,55	130,05
	Споряджений фюзеляж без комерційного навантаження	0,4301	9861,409	10,84	106915,189
21	Пасажири	0,18	3640,00	10,5	38220
22	Багаж	0,03864	780,00	10,85	8452,8
23	Екіпаж	0,0111	225,00	2,55	573,75
	Споряджений фюзеляж з комерційним навантаженням	0,6520	14506,409	10,627	154161,739

Визначаємо координати центра ваги спорядженого фюзеляжу:

$$X_{\Phi} = \frac{\sum m_i' \cdot X_i'}{\sum m_i'} = \frac{154161{,}739}{14506{,}409} = 10{,}627; \qquad (2.32)$$

Складаємо рівняння рівноваги моментів щодо носка фюзеляжу:

$$m_{СН.Ф} \cdot X_{Ф} + m_{СН.КР}(X_{САХ} + X'_{К}) = m_0(X_{САХ} + C) \quad (2.33)$$

з цього рівняння визначаємо положення носка САХ крила щодо носка фюзеляжу(С=0,3):

$$X_{САХ} = \frac{m_{СН.Ф} \cdot X_{Ф} + m_{СН.КР} \cdot X'_{КР} - m_0 \cdot C}{m_0 - m_{СН.КР}}; \quad (2.34)$$

$$X_{сах} = 12{,}987$$

2.9.1 Розрахунок центрування літака для різних варіантів завантаження

Знаючи положення крила відносно фюзеляжу, на компонувальному кресленні, погоджують силові елементи крила і фюзеляжу. Після компонування крила і фюзеляжу розробляється розрахунок центрівок. Центрівкою називається відносне положення центру маси літака від носка САХ, виражене у відсотках:

$$\overline{X}_m = \overline{X}_c = \frac{X_{цт} - X_{сах}}{b_A} \cdot 100\% = \frac{C}{b_A} \cdot 100\%; \quad (2.35)$$

Таблиця 2.6 – Зведена центрувальна відомість

Найменування об'єкта	Маса, кг	Координата Ц.М., м	Момент маси, кг*м
Споряджене крило без палива	730,22	14,545	10621,05
Передня опора шасі (випущена)	225,85	6,77	1529
Основна опора шасі (випущена)	676,13	14,242	9629,443
Паливо	2016,685	14,242	28721,63
Споряджений фюзеляж без комерційного навантаження	9861,409	10,84	106897,67
Пасажири	3640,00	10,5	38220
Багаж	780,00	10,85	8463
Екіпаж	225,00	2,55	573,75

Закінчення таблиці 2.6

Основна опора шасі (прибрана)	676,13	14,242	9629,443
Передня опора шасі (прибрана)	225,85	5,27	1190,23
Паливо при посадці	368,75	14,242	5251,7375

Таблиця 2.7 – Розрахунок варіантів центрівок

№	Варіанти завантаження	Маса, кг	Момент мас, кг*м	Центр мас, м	Центрівка,%
1	Основний злітна, шасі випущено	20183,00	254659,63	12,1643	22,35
2	Основний злітна, шасі прибрано	20170,00	254379,08	12,1509	21,87
3	Посадковий шасі випущено	19828,75	240462,69	12,1270	21,01
4	Перегінний, шасі прибрано	16515,00	199810,28	12,0987	20,00
5	Стоянковий порожній споряджений	14815,00	180070,32	12,1546	22,00

Висновки до розділу 2

В даному розділі дипломної роботи було описано та розраховано літак місцевих повітряних сполучень. Були описані типові складові конструкції для виконання рейсів. Для даного типу літаків було розраховані елементи конструкції, розраховано ценрівку літака та ув’язано компоненти між собою.

Літак місцевих повітряних сполучень має багато переваг для комерційного використання в будь-якій країні.

3 ДОСЛІДЖЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙНОГО РЕЛЬЄФУ ПРИ ЦИКЛІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

У п. 1.2 зазначалося, що основні результати при дослідженні формування та розвитку ДР на поверхні конструкційних алюмінієвих сплавів, покритих плакуючим шаром, стосуються поведінки насиченості ДР. В даному випадку вирішується двовимірна задача контролю еволюції ДР (на площині). Розвиток цього підходу для тривимірного випадку з реєстрацією тривимірної топографії поверхні, є одним із завдань цієї роботи. Рішення даного завдання, як і завдання вимірювання пластичної деформації контрольованої поверхні здійснювалося в роботі на основі застосування безконтактного інтерференційного профілометра, розробленого на кафедрі конструкції літальних апаратів Національного авіаційного університету [18].

Ефективним методом безконтактного аналізу шорсткості і топографії поверхні є метод інтерференційної профілометрії. Прикладом втілення даного методу в переобраним виконанні є мікроінтерферометр Линника МИИ-4, який випускається серійно та являє собою поєднання інтерферометра і мікроскопа [19].

До основних недоліків інтерферометра МИИ-4 як індикатора ДР можна віднести:

- обмеження до 0,8 мкм при визначенні розміру одиничного виступу;
- трудомісткість ручних операцій вимірювання і обчислення;
- недостатня точність вимірювання при візуальному спостереженні;
- неможливість реєстрації профілю і параметрів шорсткості поверхні;
- неможливість реєстрації тривимірного зображення поверхні;
- відсутність можливості збереження інформації про результати дослідження.

Для усунення вище перерахованих недоліків інтерферометр МИИ-4 був перероблений в інтерференційний профілометр. На основі корпусних конструкції МИИ-4 за рахунок зміни оптичної частини (введення рухомого дзеркала) і з додаванням нових систем реєстрації зображення, автоматизації

процесів управління та обробки результатів, був створений новий прилад - інтерференційний профілометр Micron-alpha (рисунок 3.1), який широко використовувався для досліджень рельєфу поверхні [20].

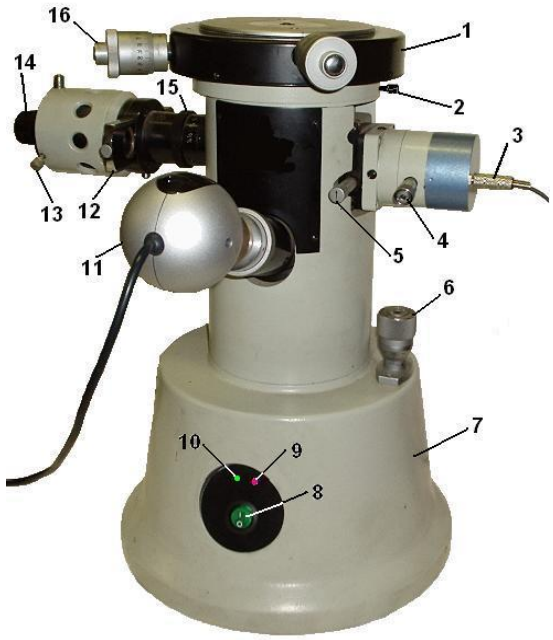


Рисунок 3.1 – Зовнішній вигляд приладу Micron-alpha

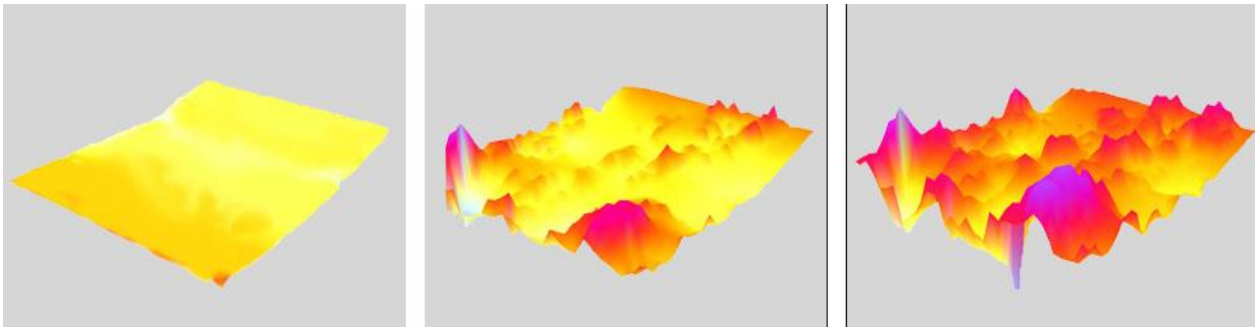
1 – предметний столик; 2 – гвинт; 3 – штекер проводу; 4 – напівпрозоре дзеркало; 5 – рукоятка; 6 – мікрометричний гвинт; 7 – опора; 8 – кнопка включення; 9 – індикатор енергії; 10 – індикатор з'єднання з ПК; 11 – цифрова камера; 12 – горизонтальна рухома пластинка; 13 – гвинт центрування лампи; 14 – лампа; 15 – кільце; 16 – мікрометричний гвинт.

3.1 Методика визначення шорсткості і пластичної деформації поверхні при циклічному навантаженні

В процесі циклічного навантаження на поверхні зразків поблизу концентратора формується деформаційний рельєф, обумовлений дислокаційними механізмами пластичного деформування. Після заданого періоду напрацювання зразок знімався з випробувальної установки і встановлювався на предметному столику профілометра так, щоб контрольований ділянку поверхні потрапляв під об'єктив. Вимірювання одного і теж ділянки поверхні на кожному етапі напрацювання забезпечувалося точною установкою зразка на предметному столику. Коригування положення контрольованої зони проводилося візуально з використанням гвинтового

окуляра по картинці, яка відображається в програмному інтерфейсі при зіставленні вихідного і поточного зображення поверхні.

На рисунку 3.2 показано тривимірне зображення зміни рельєфу поверхні контрольованої ділянки зразка при різній напрацювання.



N = 0 циклів N = 60 000 циклів N = 120 000 циклів

Рисунок 3.2 – Зміна рельєфу поверхні контрольованої ділянки зразка при різній циклічної напрацювання

Зміна рельєфу поверхні в процесі циклічного навантаження (див. рисунок 3.2) кількісно можна описати параметром шорсткості значенням середнього арифметичного відхилення профілю поверхні від середньої лінії (рисунок 3.3) [28]:

$$R_a = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}|z_i|, \qquad (3.1)$$

де $|z_i|$ – абсолютне значення відхилення профілю від середньої лінії; n – кількість точок вимірювання.

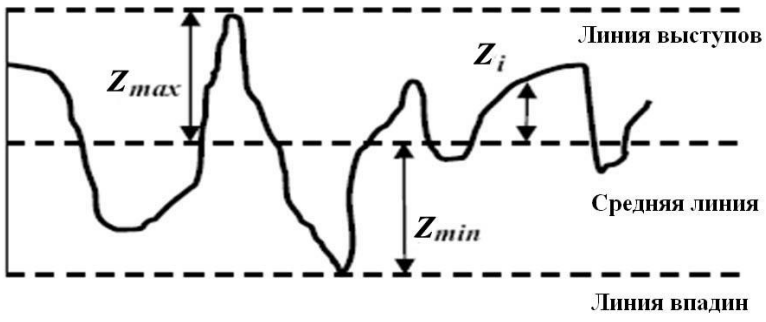
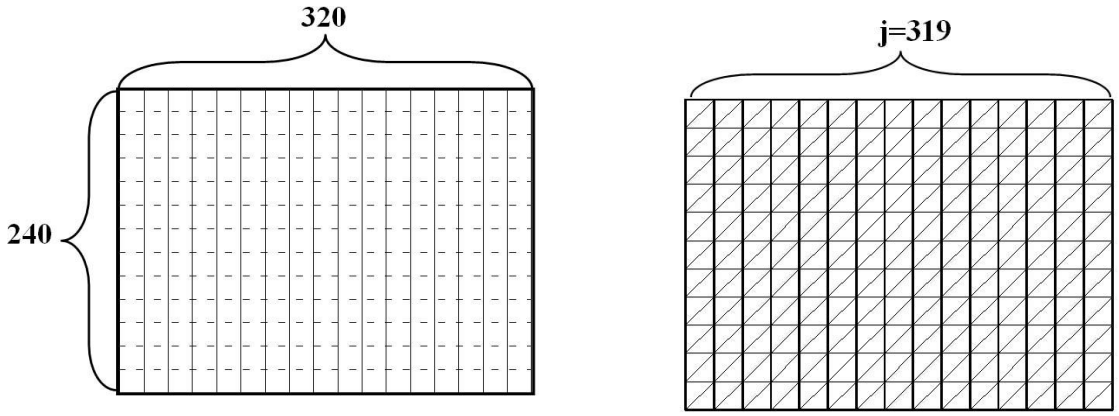


Рисунок 3.3 – Профіль і розмірні параметри шорсткості поверхні

Отриманий при скануванні контрольованої ділянки поверхні масив даних (матриця 320 × 240) оброблявся за наступним алгоритмом.

1. Контрольована ділянка розбивалася на 320 ліній довжиною 240 пікселів. Крок між лініями визначався роздільною здатністю відеокамери і становив 0,7 мкм (рисунок 3.5).



(а) (б)

Рисунок 3.4 – Розбивка контрольованої ділянки поверхні для визначення параметра шорсткості (а) і пластичної деформації (б)

2. За формулою (3.1) визначалося середнє арифметичне відхилення профілю для кожної лінії:

$$R_a^j = \frac{1}{240}\sum_{i=1}^{240}|z_i|, \tag{3.2}$$

3. Усереднені по всіх лініях визначався параметр шорсткості поверхні:

$$R_a = \frac{1}{320}\sum_{j=1}^{320}R_a^j, \tag{3.3}$$

Цілком очевидно, що циклічна зміна рельєфу контрольованої ділянки (див. рисунок 3.2) має призводити до збільшення площі поверхні і, отже, до її пластичної деформації. Для кількісної оцінки такої деформації необхідно визначати величину площі поверхні на кожному етапі циклічного напрацювання.

Для визначення площі поверхні контрольованої ділянки використовувався тривимірний масив даних, який формувався з матриці розміром 320 × 240 осередків (див. рисунок 3.4, б). Кожному осередку цього

масиву відповідає значення висоти рельєфу z_i. При з'єднанні цих точок між собою формується сітка з плоских трикутників, яка є наближенням досліджуваної поверхні (рисунок 3.5).

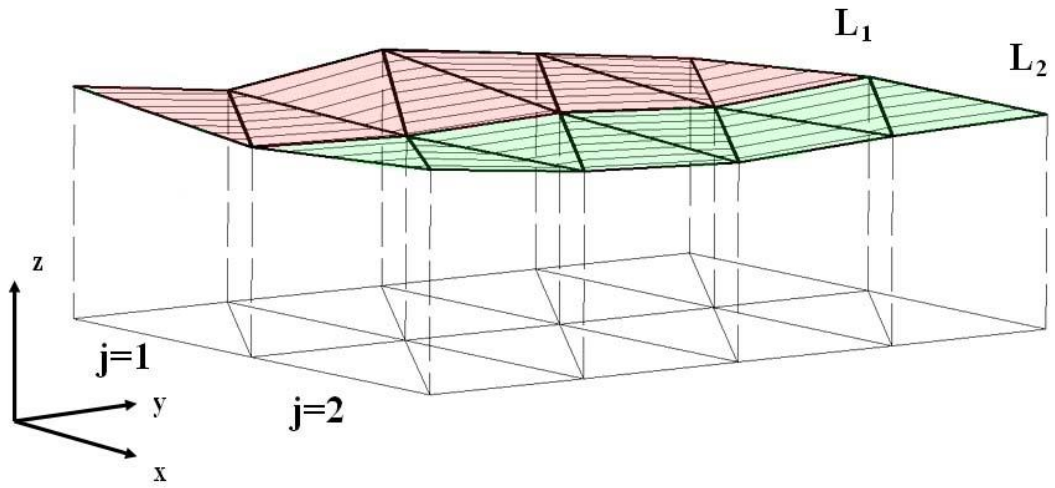


Рисунок 3.5 – Схема розбивки поверхні на плоскі трикутники

Тривимірне представлення рельєфу поверхні у вигляді сітки плоских трикутників з урахуванням виміряних значень рельєфу показано на рисунку 3.6.

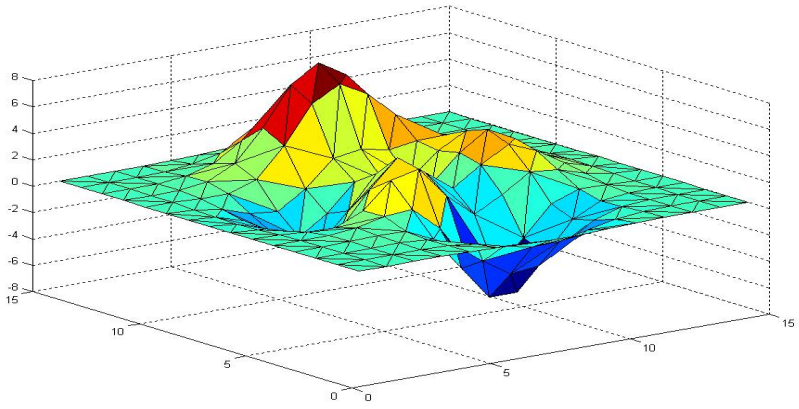


Рисунок 3.6 – Тривимірне представлення рельєфу поверхні контрольованої ділянки у вигляді сітки плоских трикутників

Тепер площа поверхні можна визначити підсумовуванням площ трикутників. Площа кожного трикутника розраховувалася за значеннями висоти рельєфу в сусідніх вузлах сітки (z_i), а підсумовування цих площ здійснювалося за 319 смугах (див. рисунок 3.6), кожна з яких складається з 240 осередків і має довжину 170 мкм (див. рисунок 3.4, б):

$$A = \sum_{j=1}^{319} L_j ,$$

(3.4)

де A – площа контрольованої поверхні; L_j – площа j-тої смуги.

За відомою площі поверхні визначається її необоротна (пластична) деформація.

$$\varepsilon_a = \frac{A - A_0}{A_0}, \qquad (3.5)$$

де A_0 – початкове значення площі поверхні контрольованої ділянки перед циклічним навантаженням.

Слід зазначити, що дана методика може використовуватися не тільки для визначення пластичної деформації всієї поверхні, але і для оцінки деформації локальних її ділянок, аж до розмірів складових сітку трикутників. В даному випадку вирішується завдання мікропластічності, яка полягає в оцінці неоднорідності пластичного деформування мікрооб'ємів матеріалу [7]. При цьому викладена вище методика ефективніша, ніж методики реперних рядів [8] або склерометри [8].

3.2 Методика дослідження насиченості деформаційного рельєфу на поверхні

При спостереженні за ДР через мікроскоп в напрямку, перпендикулярному до поверхні, реєструється двомірна картинка розподілу слідів пластичної деформації у вигляді темних плям (рисунок 3.5, а). Це пов'язано зі зміною розсіювання світла на локальних опуклостях рельєфу, що підтверджується зіставленням цифрових фотографій і топографії одного і теж ділянки поверхні (рисунок 3.7).

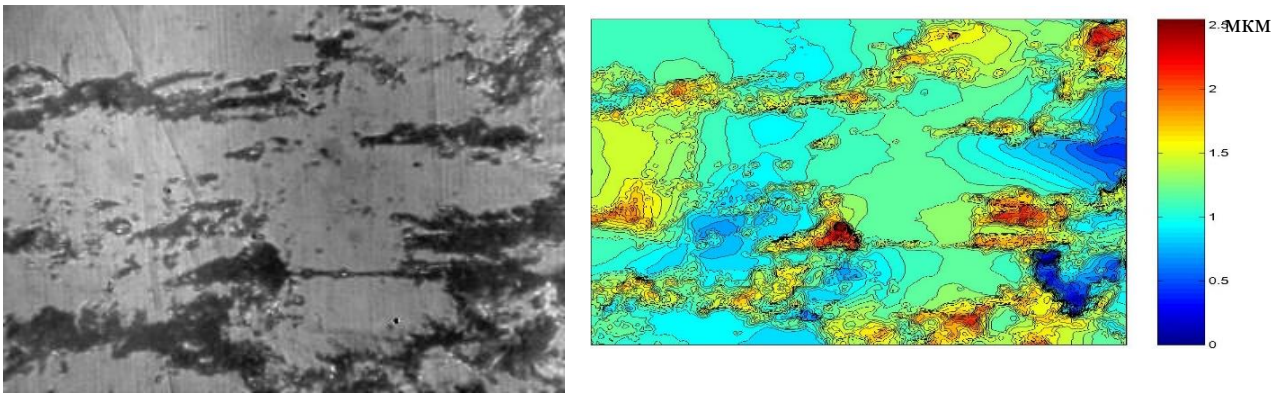
Зі збільшенням числа циклів навантаження площа поверхні, зайнята слідами ДР, зростає (рисунок 3.8).

Для кількісної характеристики деформаційного пошкодження, що виникає на поверхні зразка з напрацюванням, можна застосовувати параметр

[13]:

$$D = \frac{S}{A}, \tag{3.6}$$

де S – площа поверхні зі слідами ДР (сумарна площа темних плям на фотографії); A – величина досліджуваної площі.



(а) (б)

Рисунок 3.7 – Цифрова фотографія (×500) (а) та 3D топографія (б) ділянки поверхні зі слідами деформаційного рельєфу

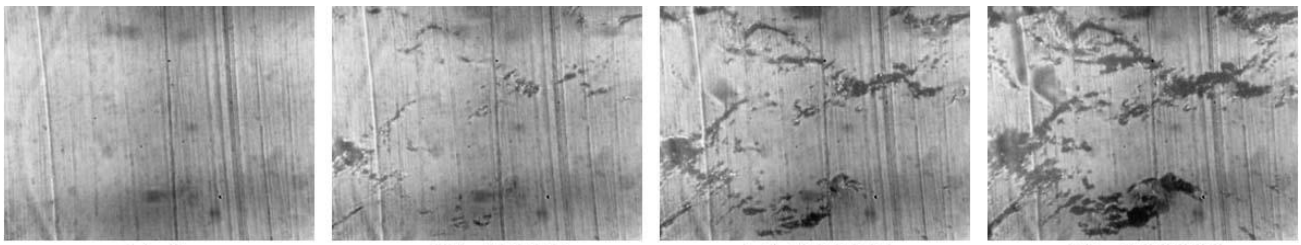


Рисунок 3.8 – Еволюція деформаційного рельєфу плакуючого шару при різних значеннях числа циклів навантаження (×500)

Слід зазначити, що даний параметр побічно характеризує пошкодженість поверхневого шару, так як не пов'язаний з конкретним механізмом пошкодження. Параметр більш коректно характеризує історію циклічного навантаження так як він залежить від рівня діючого напруги і циклічної напрацювання [18]. Надалі будемо називати даний параметр насиченістю поверхні слідами ДР [10].

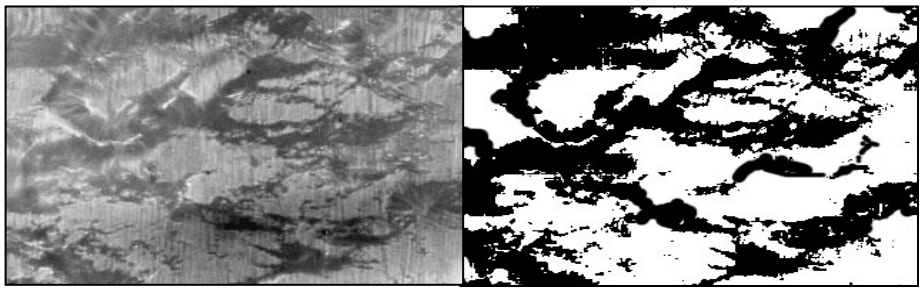
Для кількісного визначення насиченості використовувався двомірний

масив даних, отриманий в результаті обробки цифрових фотографій досліджуваної ділянки поверхні (див. рисунок 3.8). Зображення поверхні зразків оброблялися за розробленою в середовищі MatLab програмі відповідно до алгоритму, запропонованим в [12].

Практична реалізація даної методики включає два основних етапи: підготовчий етап і етап обробка зображення.

Перший етап передбачав підготовку фотографій розміром 320×240 пікселів, отриманих з використанням мікроскопа (×500), в растровому форматі. З цією метою використовувався профілометр Micron-Alpha в режимі мікроскопа. Такий підхід дозволяв отримувати інформацію з одного і того ж ділянки як при профілометрії, так і при мікроскопії.

Цифрова фотографія (рисунок 3.9) автоматично перетворювалася в монохромне (контрастне чорно-біле) зображення (рисунок 3.9, б).



(а) (б)

Рисунок 3.9 – Представлення зображення ділянки поверхні в режимі цифрової фотографії (а) і його контрастного зображення (б)

Процедура визначення площі ДР складалася в автоматизованому підрахунку кількості пікселів, що відносяться до темних зон. У режимі контрастного зображення автоматично проводиться розрахунок параметра насиченості ДР.

Висновки до розділу 3

В даному розділі дипломної роботи було розглянуто дослідження деформаційного рельєфу на поверхні обшивки ПС та методика визначення шорсткості і пластичної деформації поверхні при циклічному навантаженні.

В процесі циклічного навантаження відбувається збільшення площі локальних ділянок поверхні плакуючого шару, на яких розвивається ДР, і яке супроводжується зростанням шорсткості поверхні на цих ділянках. Встановлено регресійні залежності між характеристиками розвитку ДР в площині поверхні (параметр насиченості ДР) і в нормальному до неї напрямі (параметр шорсткості), а також залежно цих характеристик від циклічної напрацювання.

4 ОСОБЛИВОСТІ ДЕФОРМУВАННЯ ПЛАКУЮЧОГО ШАРУ ПРИ ЦИКЛІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

4.1. Зміна деформаційного рельєфу поверхні сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні

Раніше зазначалося, що дослідження кількісних показників ДР конструкційних сплавів на основі алюмінію, що проводяться в Національному авіаційному університеті, спрямовані на обґрунтування критерію пошкодження, що характеризує ступінь вироблення ресурсу конструкції з урахуванням історії навантаження. В якості такого критерію використовується відношення сумарної площі поверхні зі слідами мікропластичної деформації до величини досліджуваної площі. Цей підхід можна трактувати як дослідження ДР в двомірному (плоскому) вимірі. Кількісна оцінка ДР по його площі, тобто в двомірному (плоскому) вимірі, не є вичерпною. Розвиток даного підходу полягає в дослідженні кількісних показників ДР в напрямку, нормальному до поверхні, що дозволить об'єднати результати досліджень по еволюції ДР в тривимірному вимірюванні і побудувати тривимірну модель пошкоджуваності плакуючого шару при втоми. Кількісним показником розвитку ДР в напрямку, нормальному до поверхні, є ступінь шорсткості, яка характеризується параметром R_a (3.3).

Дослідження ДР проводилося на плоских полірованих зразках з концентратором напруги, що імітує отвір під заклепку в обшивці ЛА (розміри зразка і методика проведення випробувань представлені в розділі 2). Контроль ДР на кожному зразку проводився з двох сторін, на кожній з яких знаходилося по чотири ділянки контролю (всього на зразку контролювалося 8 ділянок). Розташування ділянок контролю і їх нумерація представлена на рисунку 4.1.

Результати випробувань зразків на довговічність до утворення тріщини довжиною 0,5 мм наведені в таблиці 4.1

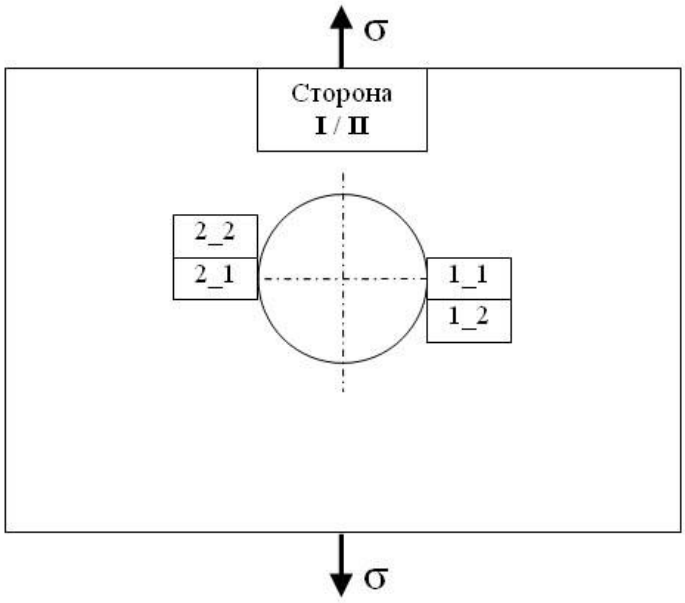


Рисунок 4.1 – Схема розміщення на зразку ділянок для контролю ДР

Таблиця 4.1 – Результати випробувань зразків при регулярному циклічному навантаженні

Шифр зразка	Максимальне номінальне напруження в циклі $\sigma_{\max}$, МПа	Число циклів до виникнення тріщини довжиною 0,5 мм N_{mp}, цикл
601	60	4 900 000
602	60	4 600 000
801	80	530 000
802	80	720 000
1001	100	170000
1002	100	245000
1301	130	74 000
1302	130	96 000
1501	150	52 000
1502	150	63 000

В процесі циклічного навантаження з використанням інтерференційного профілометра Micron-alpha періодично проводилися вимірювання рельєфу

поверхні з визначенням параметра шорсткості R_a. Для кожної напрацювання, при якій проводився контроль, визначалося збільшення параметра шорсткості $\Delta R_a = R_a - R_{a0}$ по відношенню до його значенням до навантаження R_{a0}. На рисунку 3.7 представлені графіки зміни збільшення шорсткості в залежності від напрацювання при різних значеннях максимальної напруги в циклі. Криві для сторони зразків I позначені синім кольором, для сторони II - червоним.

Отримано, що формування ДР на кожній з восьми ділянок здійснюється по-різному. Значення ΔR_a на ділянках, що відносяться до зони появи тріщини, позначені суцільною лінією, а на ділянках, де тріщини не утворилися - пунктирними лініями. Тріщини втоми утворюються на тих ділянках, де приріст рельєфу більше (див. рисунок 3.7).

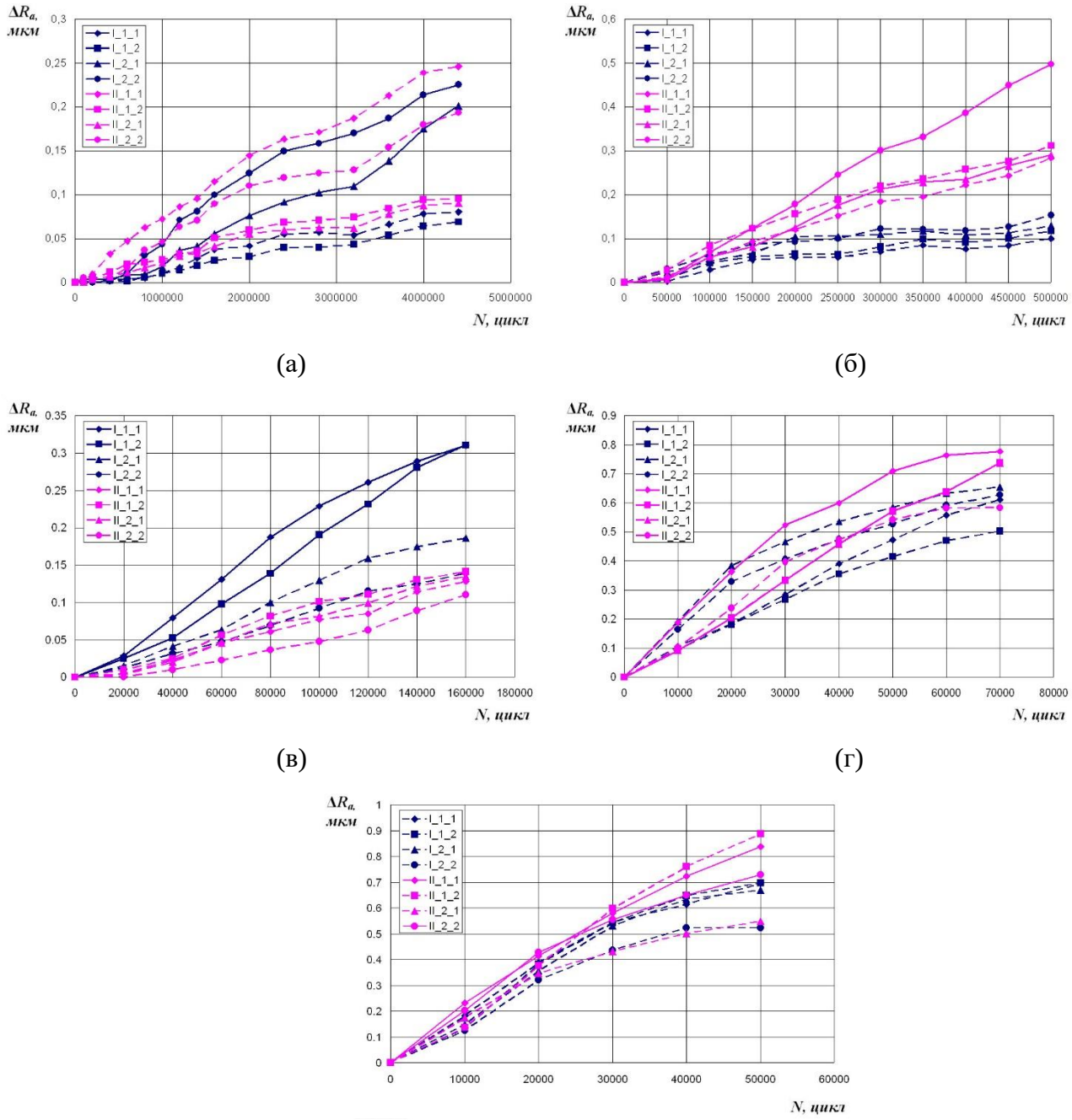
В подальшому дослідження еволюції ДР здійснювалося тільки на тих ділянках, які відносяться до зони освіти тріщини.

Для зіставлення результатів по зміні шорсткості з напрацюванням, отриманих для різних значень максимальної напруги в циклі, доцільно використовувати залежності у відносних координатах від, де - відносне значення приросту шорсткості до початкового значення, а, де - напрацювання до утворення тріщини довжиною 0,5 мм.

Графіки відповідних залежностей (рисунок 4.3), представлені в подвійних логарифмічних координатах, добре апроксимуються лінійними функціями:

$$\lg \Delta \overline{R}_a = b \lg \overline{N} + c, \qquad (4.1)$$

де b и c - коефіцієнти.



(а) (б)

(в) (г)

(д)

Рисунок 4.2 – Зміна збільшення параметра шорсткості поверхні з напрацюванням при різних значеннях максимальної напруги в циклі: 60 МПа (а); 80 МПа (б); 100 МПа (в); 130 МПа (г); 150 МПа (д)

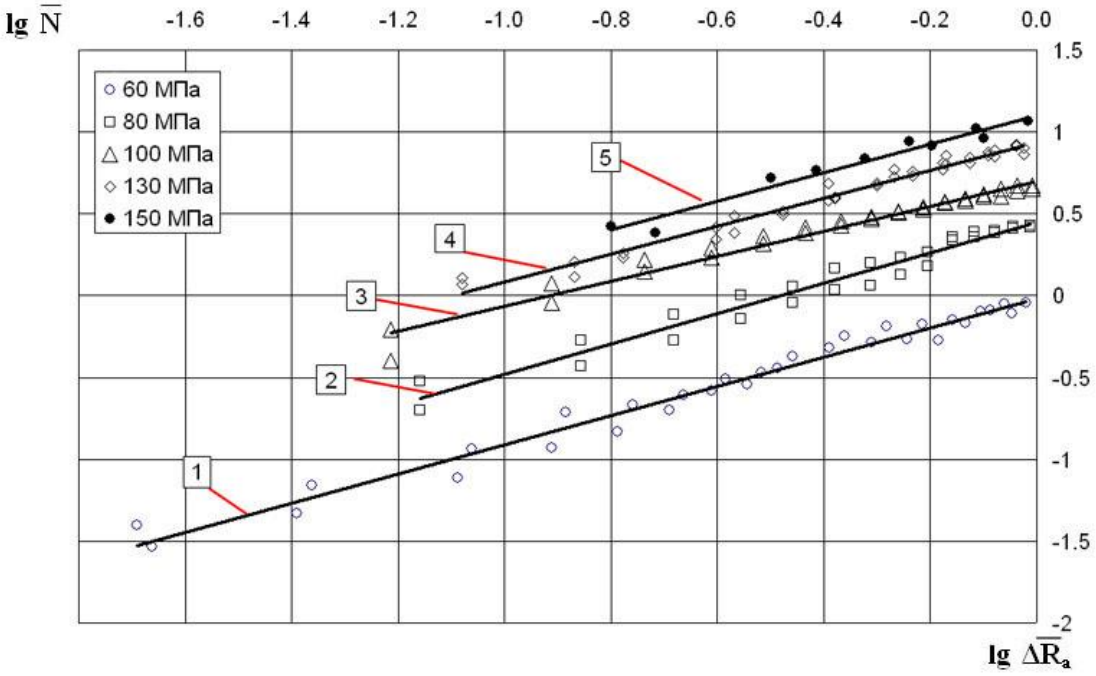


Рисунок 4.3 – Залежно збільшення параметра шорсткості від відносної напрацювання при регулярному циклічному навантаженні для різних значень максимальної напруги в циклі: 60 МПа (1); 80МПа (2); 100 МПа (3); 130МПа (4); 150МПа (5)

Із формули 4.1 слідує ступенева залежність:

$$\Delta\overline{R}_a = a\overline{N}^b, \qquad (4.2)$$

де $a = 10^c$

Значення коефіцієнтів рівняння (4.2) і коефіцієнта детермінації R^2 для різних значень максимальної напруги в циклі наведені в таблиці 4.2.

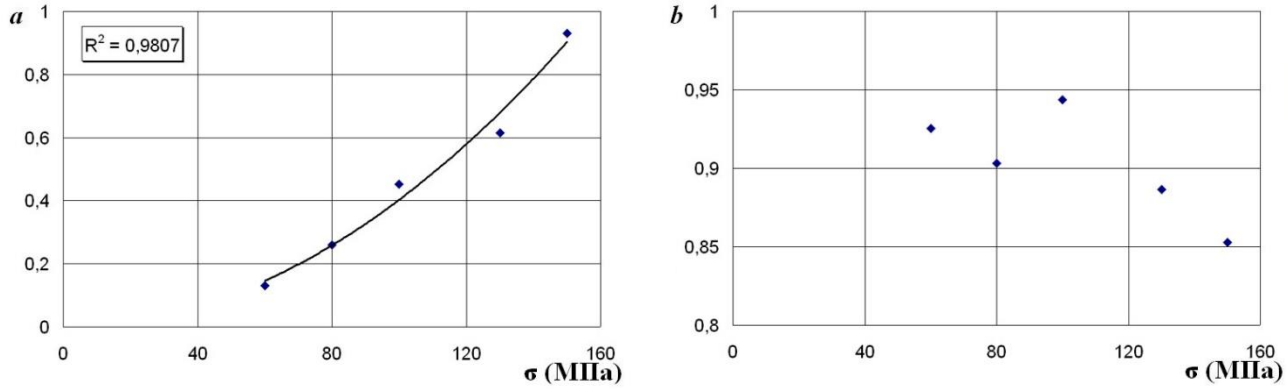
Таблиця 4.2 – Коефіцієнти функції (4.2) для різних значень максимальної напруги в циклі при регулярному навантаженні

σ_{max}, МПа	a	b	R^2
60	0,9574	0,8909	0,9787
80	2,8125	0,9318	0,9629
100	5,0350	0,7638	0,9719
130	8,6616	0,8519	0,9764
150	12,7057	0,8775	0,9635

Слід зазначити, що залежність коефіцієнта a від чинного напруги описується квадратичною функцією (рисунок 4.4):

$$a = 0{,}0007\sigma_{\max}^2 - 0{,}0238\sigma_{\max}. \qquad (4.3)$$

Значення коефіцієнта b для різних $\sigma_{\max}$ коливається щодо середнього значення 0,9023 (рисунок 4.4, б).



(а) (б)

Рисунок 4.4 – Залежності коефіцієнтів a (а) і b (б) функції (4.2) від максимальної напруги в циклі

Узагальнюючи формули (3.4) і (3.5), отримаємо залежність збільшення параметра шорсткості від циклічної напрацювання і максимальної напруги в циклі:

$$\Delta\overline{R}_a = 7 \cdot 10^{-4}\sigma_{\max}(\sigma_{\max} - 34)\overline{N}^{0,9}, \qquad (4.4)$$

де $\sigma_{\max}$ вимірюється в МПа.

4.2 Зміна насиченості деформаційного рельєфу на поверхні сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні

Параметром який кількісно описує насиченість ДР на поверхні плакуючого шару в двомірному вимірі, є параметр D, розрахунок якого показано в розділі 3.2 даної роботи.

Розвиток насиченості ДР для випробовуваних зразків при різних режимах навантаження ілюструється графіками, представленими на рисунок 4.5.

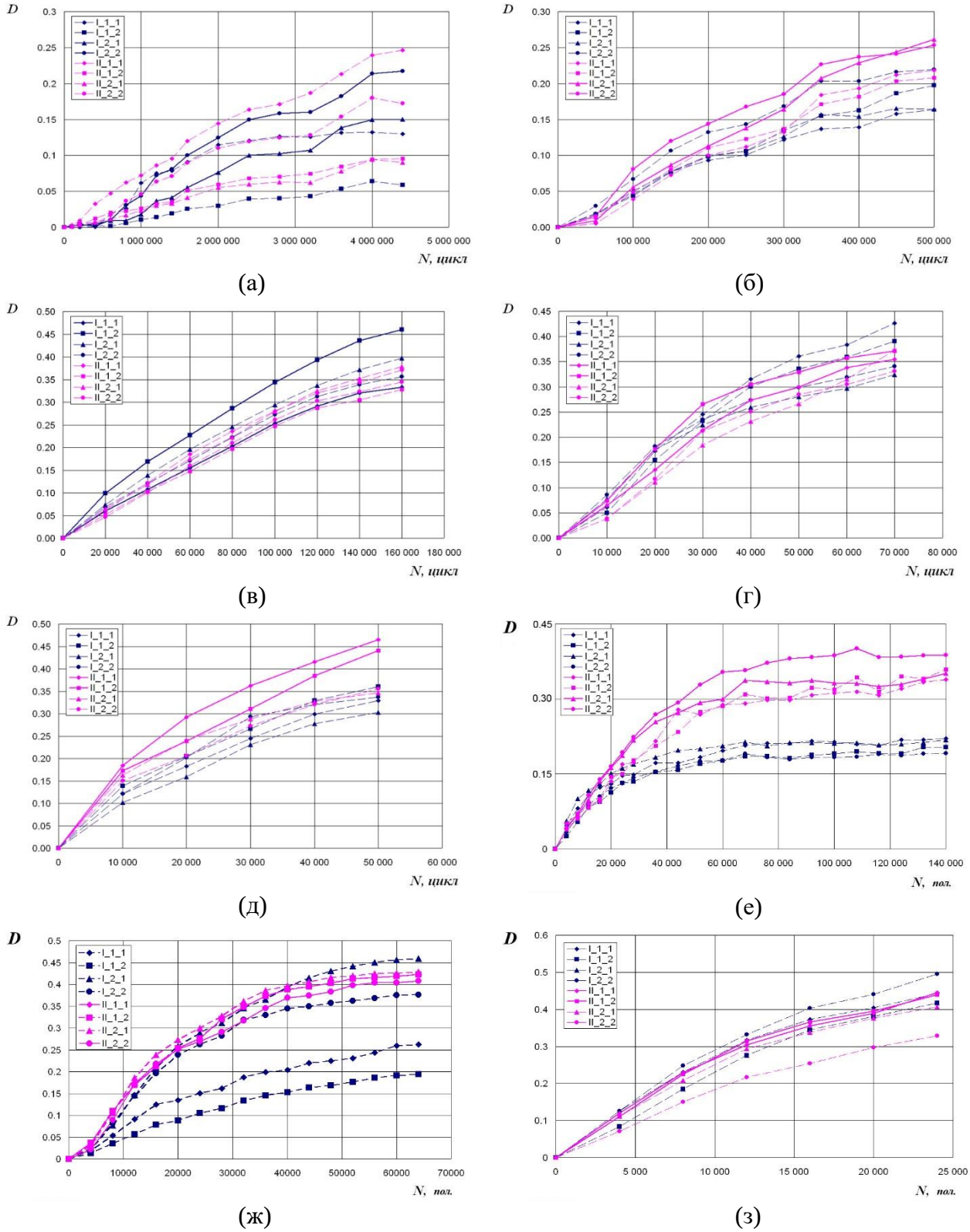
Формування і поширення локального мікропластичної деформування на поверхні плакуючого шару здійснюється з перших циклів навантаження. Спостерігається три стадії зміни насиченості ДР в процесі циклічного навантаження: на початковому етапі напрацювання швидкість зміни параметра D відносно невелика, потім відбувається збільшення інтенсивності накопичення ДР з подальшим її зменшенням. Останній етап розвитку ДР можна трактувати як стабілізацію насичення поверхневого мікропластичної деформування.

В подальшому викладі при дослідженні еволюції ДР будуть розглядатися тільки ті ділянки, на яких утворювалися тріщини. У зв'язку з цим в якості параметра напрацювання буде використовуватися відносне значення $\overline{N}$.

Результати по розвитку насиченості ДР, отримані при регулярному і випадковому циклічному навантаженні, показують, що для різних напруг в циклі залежність параметра D від $\overline{N}$ описується узагальненою ступеневою функцією.

$$D = a\overline{N}^{b}, \tag{4.5}$$

Дійсно, при апроксимації даних, представлених в подвійних логарифмічних координатах, лінійними функціями, отримано, що значення коефіцієнтів a і b вирази (4.5) не залежить від рівня діючих напружень (таблиця 4.3; рисунок 3.15).



(а) (б)

(в) (г)

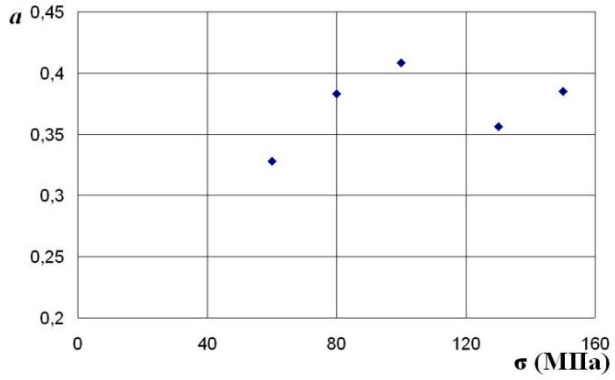
(д) (е)

(ж) (з)

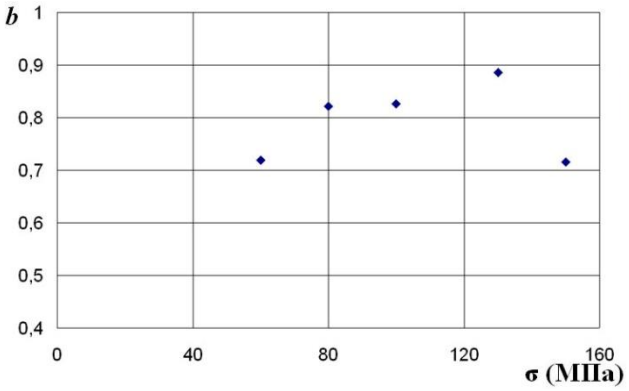
Рисунок 4.5 – Зміна параметра D з напрацюванням для циклічного навантаження при різних значеннях $\sigma_{\max}$: 60 МПа (а); 80 МПа (б); 100 МПа (в); 130 МПа (г); 150 МПа (д); і для випадкового навантаження при різних значеннях σ_m: 80 МПа (е); 90 МПа (ж). 90 МПа (з)

Таблиця 4.3 – Коефіцієнти функції (4.5) для різних значень максимальної напруги в циклі при циклічному навантаженні

Максимальна навантаження в циклі σ_{max}, МПа	a	b	Коефіцієнт детермінації R^2
60	0,3279	0,7192	0,975
80	0,3832	0,8217	0,949
100	0,4084	0,8258	0,9753
130	0,3565	0,8853	0,9749
150	0,3849	0,7152	0,8906



(а)



(б)

Рисунок 4.6 – Залежності коефіцієнтів a (а) і b (б) функції (4.5) від рівня діючого напруги в циклі при циклічному навантаженні

Виходячи з цього, отримано наступну узагальнюючу формулу:

$$D = 0{,}3656\ \overline{N}^{\,0{,}8}; \qquad (4.6)$$

Відповідне графічне представлення експериментальних даних наведено на рисунку 4.7.

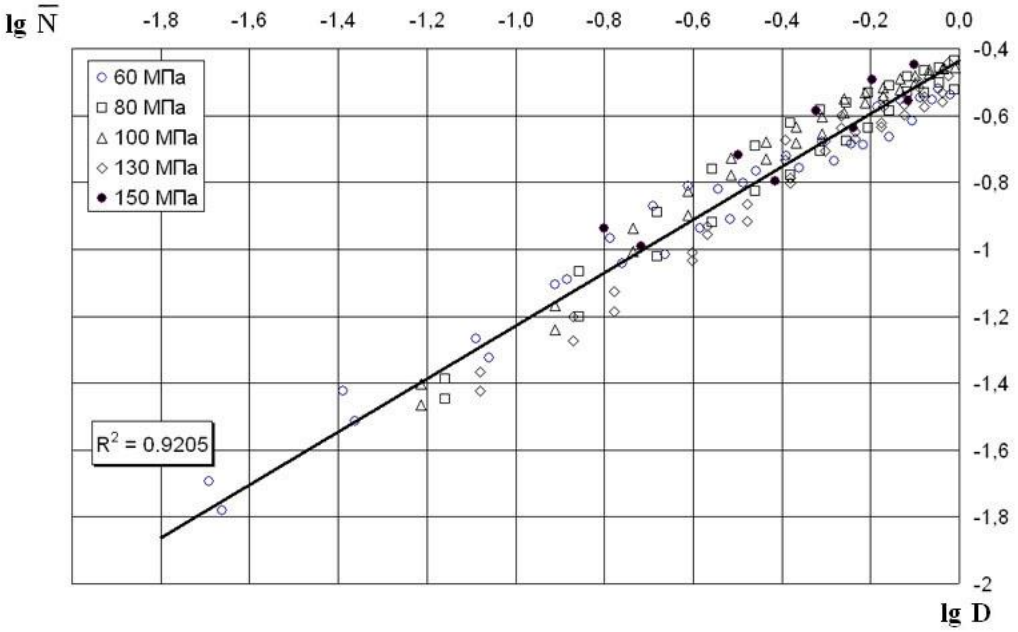


Рисунок 4.7 – Зміна насиченості ДР від відносної напрацювання до утворення тріщини для різних значень максимальної напруги в циклі при циклічному навантаженні

Відповідно до формули (4.6) незалежно від діючих напруг тріщина утворюється при постійному граничному значенні насиченості ДР $D^* \cong 0{,}366$ (при $\overline{N} \to 1$). Слід зазначити, що таку властивість параметра D було отримано і при циклічному навантаженні вигином [30, 53]. Ця обставина свідчить про фундаментальне значення характеристики насиченості ДР і дає можливість використовувати параметр D для вирішення завдань прогнозування довговічності сплаву Д16АТ при втомі.

4.3. Пластичне деформування поверхні плакуючого шару сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні

Експериментальні дослідження процесів формування і еволюції ДР на поверхні плакуючого шару зразків з конструкційного алюмінієвого сплаву Д16АТ проводилися відповідно до розроблених методиками, викладеними в другому розділі даної роботи. Особливістю і оригінальністю методичного забезпечення даних досліджень є реєстрація і кількісне визначення параметрів

ДР на площині і в нормальному до неї напрямі - визначення 3D характеристик ДР. До основною з таких характеристик відноситься необоротна деформація поверхні, яка по суті є пластичною деформацією.

Використовуючи можливості безконтактного інтерференційного профілометра, а також методики визначення з його допомогою площі поверхні і обробки даних, було виявлено, що в процесі циклічного навантаження площа поверхні плакуючого шару збільшується (рисунок 4.8).

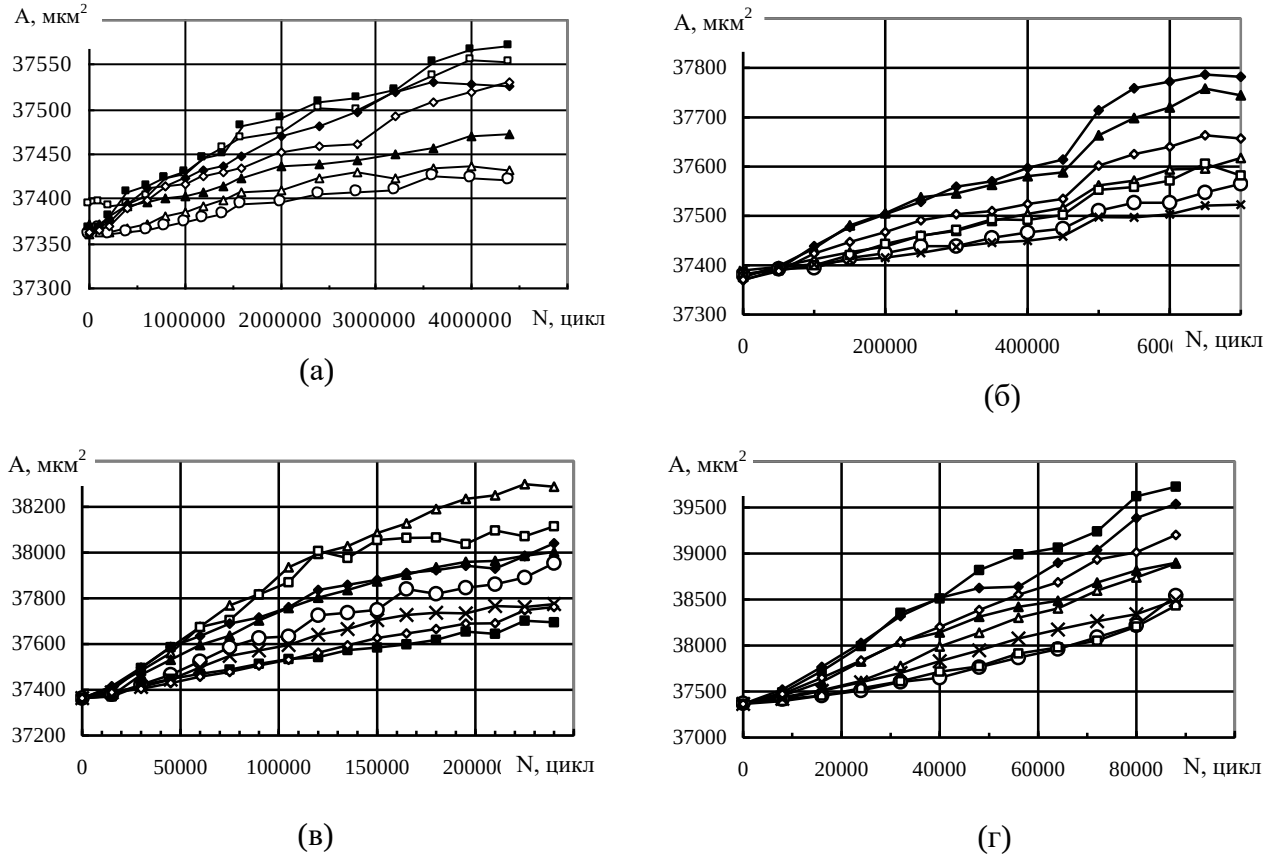


Рисунок 4.8 – Зміна площі поверхні контрольованих майданчиків зразків від числа циклів навантаження для різних значень максимальної напруги циклу $\sigma_{\max}$:60МПа (а); 80МПа (б); 100МПа (в); 130МПа (г)

Зміна площі поверхні пов'язано з її пластичною деформацією. На підставі отриманих графіків зміни площі (див. рисунок 4.8) отримані залежності пластичної деформації поверхні від числа циклів навантаження (рисунок 4.9).

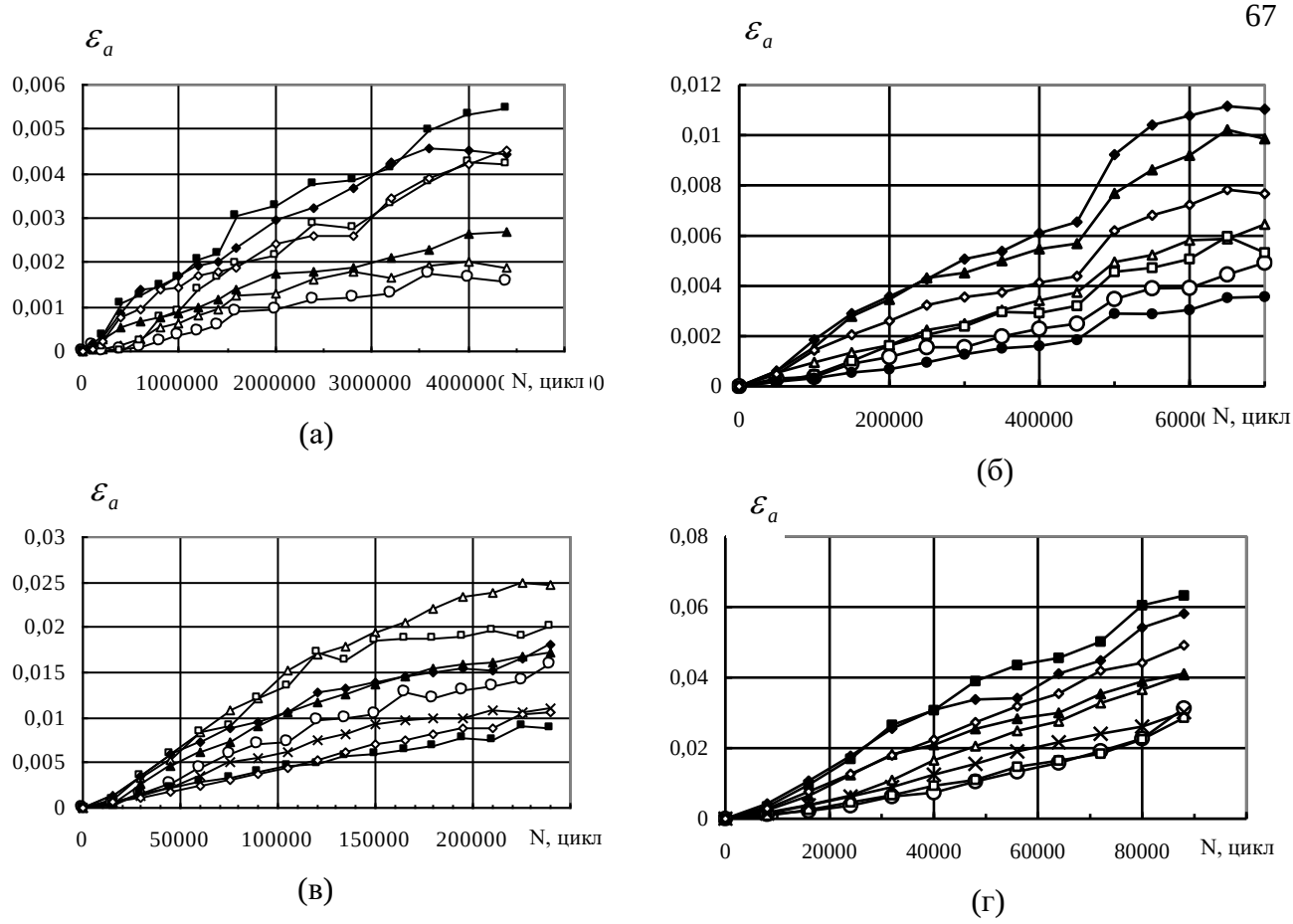


Рисунок 4.9 – Залежності пластичної деформації поверхні контрольованих ділянок зразків від числа циклів навантаження для різних значень $\sigma_{\max}$: 60МПа (а); 80МПа (б); 100МПа (в); 130МПа (г)

У більшості випадків швидкість накопичення пластичної деформації в процесі циклічного навантаження зменшується, особливо на заключній стадії, де криві мають ділянку насичення (див. рисунок 4.9). Це свідчить про циклічний зміцненні технічно чистого алюмінію, пов'язаного, як видно, з механізмом деформаційного зміцнення за рахунок генерації великої щільності дислокацій і формуванням потужного поля внутрішніх напружень.

Дійсно, згідно з класичною теорією дислокацій величина пластичної деформації зсуву визначається через параметри дислокацій співвідношенням [27]

$$\epsilon = b\rho_D L\,, \tag{4.7}$$

де b – модуль вектору Бюргерса; ρ_D – щільність дислокацій; L – середня довжина вільного пробігу дислокацій.

На початковому етапі пластичного деформування, коли щільність дислокацій не досягає високих значень, пластична деформація пов'язана з зародженням і рухом індивідуальних дислокацій. При збільшенні щільності ρ_D енергія взаємодії дислокацій зростає швидше, ніж їх власна енергія. Тому при деякій критичній щільності $\rho_D \cong 10^{13}...10^{15}$ м$^{-2}$ сили взаємодії між дислокаціями стають більше зовнішніх сил і незалежні переміщення окремих дислокацій не можуть і навіть блокуються [5]. Працює механізм деформаційного зміцнення, при якому процеси пластичного деформування сповільнюються.

З отриманих залежностей (див. рисунок 4.9) випливає, що рівень пластичного деформування поверхні залежить від чинного напруги і змінюється на порядок – від $\varepsilon_a = 0{,}2$ ... 0,5% при $\sigma_{\max} =$ 60 МПа до $\varepsilon_a =$ 4 ... 6% при $\sigma_{\max} =$ 130МПа. Для аналізу отриманих результатів наведені на рисунку 4.9 залежності представимо в порівнянних з напрацювання координатах.

Як зазначалося вище, граничним станом матеріалу при дослідженні процесів формування та еволюції ДР на поверхні плакуючого шару сплаву Д16АТ є утворення тріщини довжиною 0,5 мм. У зв'язку з цим отримані залежності циклічного накопичення пластичної деформації поверхні наводилися до відносного напрацювання $\overline{N} = N / N_{mp}$, де N - поточне значення числа циклів, а N_{mp} - число циклів до утворення тріщини. При цьому враховувалися тільки ті ділянки поверхні зразків, на яких з'явилися тріщини втоми.

Залежності $\varepsilon_a = f(\overline{N})$, представлені в подвійних логарифмічних координатах, при регулярному і випадковому циклічному навантаженні задовільно апроксимуються лінійними функціями (рисунок 4.10).

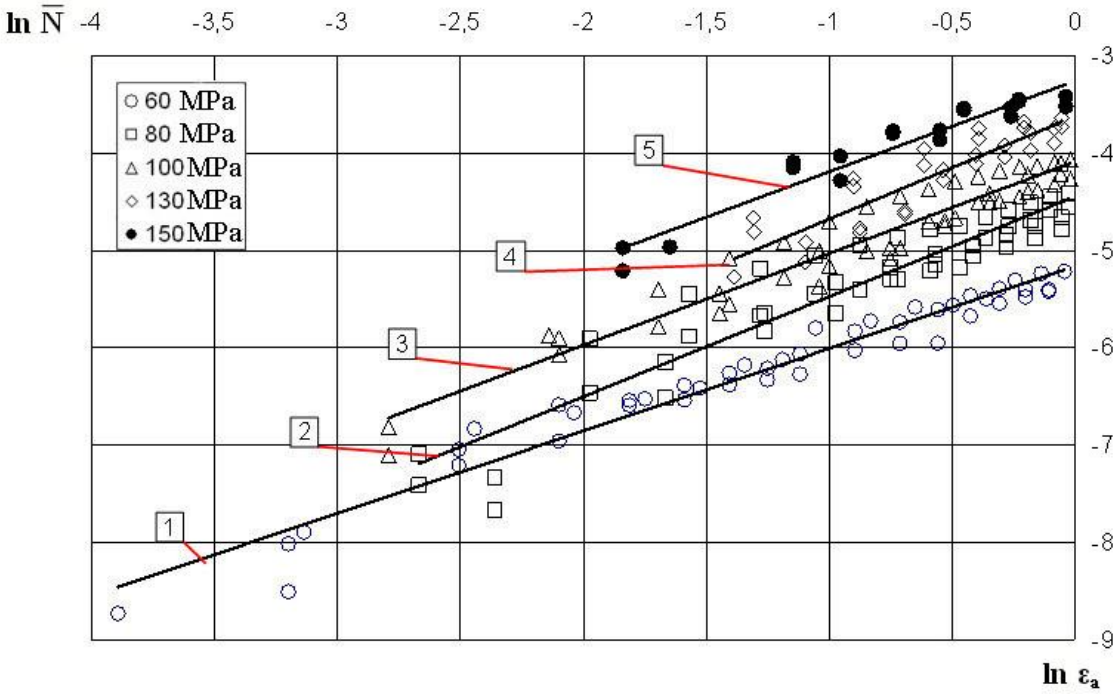


Рисунок 4.10 – Залежності пластичної деформації від відносної напрацювання при циклічному навантаженні для різних значень $\sigma_{\max}$: 60 МПа (1); 80МПа (2); 100 МПа (3); 130МПа (4); 150МПа (5)

Отже, при однаковому значенні максимальної напруги циклу залежно пластичної деформації від відносної напрацювання описуються ступеневою функцією виду

$$\varepsilon_a = a\bar{N}^b, \tag{4.8}$$

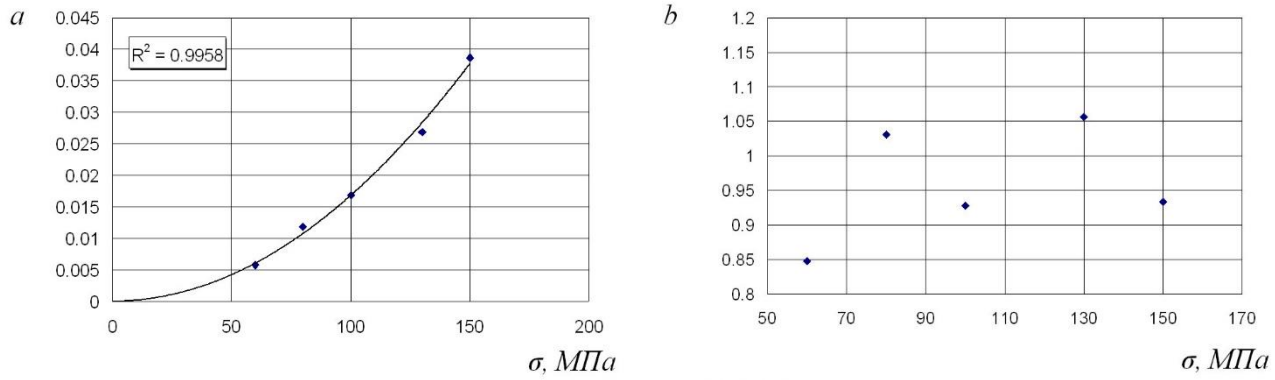
коефіцієнти якої a і b визначаються з лінійної апроксимації експериментальних даних в подвійних логарифмічних координатах (див. рисунок 4.10).

Значення коефіцієнтів a і b для циклічного навантаження наведені в табл. 4.4.

Таблиця 4.4 – Значення коефіцієнтів функції (4.11) для циклічного навантаження

Максимальне навантаження в циклі, σ_{max}, МПа	Значення коефіцієнта a	Значення коефіцієнта b	Коефіцієнт кореляції при апроксимації
60	0,00576	0,8479	0,9543
80	0,01181	1,0308	0,8912
100	0,01686	0,9277	0,9277
130	0,026882	1,0565	0,8241
150	0,038658	0,9337	0,9294

З отриманих результатів випливає, що коефіцієнт залежить від максимальної напруги в циклі, причому ця залежність апроксимується квадратичної параболою $a = 1{,}67 \cdot 10^{-6} \sigma_{max}^2 + 1{,}58 \cdot 10^{-6} \sigma_{max}$ (рисунок 4.11, а). Значення коефіцієнта практично не залежать від і коливаються навколо середнього значення 0,96 (рисунок 4.11, б).



а б

Рисунок 4.11 – Залежності коефіцієнтів a (а) і b (б) функції (4.8) від максимального навантаження в циклі при регулярному навантаженні

На підставі отриманих результатів з формули (4.8) слідує узагальнена залежність пластичної деформації поверхні плакуючого шару від відносної циклічної напрацювання і максимальної напруги циклу

$$\varepsilon_a = 10^{-6}(1{,}67\sigma_{\max}^2 + 1{,}58\sigma_{\max})\overline{N}^{0{,}96}, \qquad (4.9)$$

де $\sigma_{\max}$ вимірюється в МПа.

Беручи до уваги, що значення рівня напружень лежить в діапазоні $60\text{МПа} \le \sigma_{\max} \le 150\text{МПа}$, складовою $1{,}58\sigma_{\max}$ в рівнянні (4.9) можна знехтувати. Тоді

$$\varepsilon_a = 1{,}67 \cdot 10^{-6}\sigma_{\max}^2 \overline{N}^{0{,}96}. \qquad (4.10)$$

В емпіричному рівнянні (4.10) показник ступеня при не залежить від напруги. Отже, залежно від при різних значеннях діючих напружень є подібними, а процес пластичного деформування поверхні – автомодельного [4].

Висновки до розділу 4

Розроблено й апробовано комплекс оригінальних методик, для дослідження ДР на поверхні плакуючого шару алюмінієвого сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні, який включає методики реєстрації насиченості ДР, шорсткості і пластичної деформації поверхні контрольованих майданчиків зразків із застосуванням безконтактного інтерференційного профілометра. Розроблене методичне забезпечення дозволяє отримувати якісну і кількісну інформацію про деформаційному стані плакуючого шару об'єкта контролю для оцінки його історії навантаженості і пошкодження.

При циклічному навантаженні незалежно від рівня діючих напружень в циклі має місце інваріантне лінійне співвідношення між граничними значеннями (відповідними утворення втомної тріщини) пластичної деформації і відносної шорсткості поверхні плакуючого шару.

5 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Вплив авіаційного транспорту на навколишнє середовище

Одним з найактивніших джерел забруднення атмосфери є транспорт. Хоча сьогодні авіація істотно (приблизно в 15 разів) поступається автомобільному транспорту за кількістю забруднюючих речовин, що викидаються в повітря, вона щодня впливає на екологію верхньої тропосфери і нижньої стратосфери. На відміну від інших видів транспорту авіація покриває величезні відстані, впливаючи на якість повітря в локальному, регіональному і глобальному відношенні. При цьому вплив авіації на атмосферу можна розділити на акустичний та хімічний(емісійний).

З 1983 року працює CAEP (Committee on Aviation Environmental Protection) - технічний комітет Ради ICAO щодо захисту навколишнього середовища від впливу авіації. Комітет допомагає Раді формулювати політику і приймати нові регламентуючі документи ICAO - «Стандарти та Рекомендована Практика» (SARPs), пов'язані з авіаційним шумом, емісіями авіаційних двигунів і більш загальним впливом авіації на навколишнє середовище. В основному ці документи оформлені у вигляді Додатку 16 «Охорона навколишнього середовища» до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію.

5.1.1 Акустичне забруднення атмосфери[50]

Авіаційний шум - найважливіший фактор негативного ставлення до авіації населення на прилеглих територіях з аеропортом. Під його вплив потрапляє порівняно велике число людей, що проживають в околицях, а також працівники аеропорту і пасажири. Авіаційний шум негативно впливає на здоров'я людей (найчастіше це погіршення слуху, стресові стани, проблеми, пов'язані з концентрацією уваги). Політика ICAO з проблеми авіаційного шуму передбачає розвиток заходів щодо пом'якшення акустичного забруднення: впровадження технологій скорочення шуму, наземне планування (наприклад, заборони на польоти в нічний час), жорсткість стандартів по шуму для

існуючого парку літаків і розробку стандартів для нових моделей повітряних суден (ПС). В даний час розробляються принципово нові конструкції ПС і концепції двигунів, виробники прагнуть до того, щоб їх продукція відповідала найвищим вимогам екологічних стандартів.

Стандарти і рекомендована практика по авіаційному шуму викладені в першому томі Додатки 16. Тут сформульовані допустимі рівні шуму і методика їх вимірювання для ПС різних категорій (враховується рік випуску, кількість двигунів і їх тип, значення максимальної сертифікованої злітної маси ПС).

Для розвитку технологій зниження шуму Група незалежних експертів, створена CAEP, сформулювала середньострокові (до 2020 року) і довгострокові (до 2030 року) технологічні цілі. Вони являють собою стандарти, які в 2030 році будуть обов'язковими для чотирьох категорій повітряних суден. Цілі показані у вигляді значень зниження рівнів шуму щодо граничних параметрів номінальної і максимальної злітної маси. Рівень шуму вимірюється в одиницях EPNдб - ефективно сприймається рівень шумів в децибелах. З огляду на, що в 2014 році ці рівні, в залежності від типу ПС, становили 89–106 EPNдб, стає очевидним, наскільки радикально ICAO збирається боротися з акустичним забрудненням атмосфери.

5.1.2 Якість повітря в аеропортах

Інтерес до забруднення повітря в аеропортах почав зростати з початку 1970-х років, коли різко активізувалися комерційні перевезення з використанням турбогвинтових літаків. Хімічне забруднення повітря в аеропортах представлено такими авіаційними емісіями як оксиди вуглецю (CO, CO_2), азоту (NO_x), сірки (SO_x), вуглеводнями (CH) і зваженими частинками, що утворюються в результаті роботи двигунів і спалювання авіаційного палива.

Джерела емісій, пов'язані з авіацією, здатні поширюватися і приводити до погіршення якості повітря в прилеглих населених пунктах. Ці емісії представляють потенційний ризик громадському здоров'ю та навколишньому середовищу, оскільки можуть викликати збільшення концентрації приземного

озону, приводити до випадання кислотних дощів. Національні та міжнародні програми моніторингу якості повітря постійно вимагають від уповноважених авіаційних і урядових організацій проводити контроль якості повітря поблизу аеропортів. Особлива увага також приділяється впливу авіації на навколишнє середовище, пов'язаного з якістю води, прибиранням відходів, споживанням енергії, і впливу на локальну екологію поблизу аеропортів (особливо актуально запобігання витокам палива).

За останні кілька десятиліть були досягнуті значні успіхи в питанні скорочення емісій в зв'язку з підвищенням екологічності авіаційних палив (часткова заміна гасу на скраплений природний газ або біопаливо) і технічними удосконаленнями авіаційних двигунів (збільшенням їх тягової ефективності, який передбачає зменшення споживання палива). Однак цей прогрес може нівелюватися в майбутньому зростанням активності повітряних перевезень.

Для оцінки якості повітря в аеропорту ще в 2007 році був розроблений «Командний матеріал по зборах за авіаційну емісію, пов'язану з місцевим якістю повітря», який мав на увазі введення мит, що стягуються державою, конкретно призначених та застосовуваних для запобігання або зменшення впливу на навколишнє середовище на місцеве якість повітря , що чиниться при експлуатації цивільних повітряних суден. Методологія оцінки емісій авіаційних двигунів була викладена в розробленому згодом Документі 9889 «Керівництво за якістю повітря в аеропортах». У ньому були сформульовані методи оцінки емісій авіаційних двигунів в аеропорту, засновані на врахуванні трьох параметрів. Перший параметр – час в хвилинах, яке ВС дійсно витрачає на встановлення одного з режимів злітно-посадкового циклу (ВПЦ): при роботі двигуна на режимі малого газу, при заході на посадку, при наборі висоти і зльоті. Другий параметр – індекс емісії EI (маса речовини, що виділяється при згорянні одиниці маси палива) і третій – витрата палива. обумовлено, що з метою сертифікації двигунів повітряних суден здійснюється нормування наступних видів емісії: диму, незгорілих вуглеводнів (НС), окису вуглецю (СО), оксидів азоту (NO_x).

Створений ІКАО банк даних про емісії двигунів (EEDB – ICAO Engine Emission Bank) містить інформацію про значеннях EI для сертифікованих двигунів (в грамах забруднювача на кілограм палива для NOx, CO та HC), а також про витрату особливих видів палива (в кілограмах в секунду) для різних режимів роботи різних типів двигунів. Крім того, тут вказується число димності – безрозмірний параметр, який обчислюється за 10-бальною шкалою і характеризує емісію диму як «непрозорість» вихлопної струменя.

5.1.3 Емісія авіаційних двигунів[50]

Спалювання основної частини авіаційного палива відбувається не в приземному шарі поблизу аеропортів, а в більш високих шарах атмосфери. Фахівці вважають, що щорічно зростаюча емісія вуглекислого газу, води і метану двигунами комерційних літаків змінює хімічний і радіаційний баланс атмосфери, що поряд з емісією сажових сульфатних аерозолів може впливати на клімат. Особливе значення мають такі компоненти, як двоокис вуглецю і оксиди азоту. Оксиди азоту беруть участь в хімії озону (його збільшення може призводити до нагрівання верхньої тропосфери) та збільшення кількості гідроксильних радикалів (OH), основного атмосферного окислювача. Збільшення OH призводить до скорочення часу життя метану CH4, результатом чого може стати охолодження, паралельно - на масштабах десятиліть - скорочення тропосферного озону. Оксиди сірки і сажа призводять до утворення аерозолів. Аерозолі і їх попередники (сажа та сульфати) збільшують хмарність у формі лінійних конденсаційних слідів і перистих хмар. Залежно від стану навколишньої атмосфери ці сліди можуть існувати іноді кілька хвилин, а іноді - годин, розтікаючись в ширину на кілька кілометрів і нагадуючи перисті чи високо хмари.

Особливу увагу серед продуктів спалювання авіаційного палива займають парникові гази, чиї емісії можуть вносити вклад в процес глобального потепління. Для їх зменшення у авіакомпаній є по суті всього дві можливості. Перша - збільшення зростання паливної ефективності (тобто питомої витрати

палива). Друга - використання альтернативних палив: синтетичного пального з кам'яного вугілля, природного газу або біомаси. Природне паливо не містить сірку і ароматичні вуглеводні, що значно скорочує емісії летких аерозолів і хмарних ядер конденсації, послаблюючи таким чином вплив на радіаційний баланс. Крім того, модельні експерименти показали, що застосування палива, очищеного від сірки, призводить до значного екологічного «виздоровлення» тропосфери з точки зору концентрацій озону, сульфатів і нітратів.

5.2 Конструктивні та організаційні заходи по зниженню шкідливих факторів

5.2.1 Методи і засоби зниження авіаційного шуму

Зниження шуму літальних апаратів – частина важливої проблеми захисту навколишнього середовища. Шум, що створюється літаками, справляє шкідливий фізіологічний вплив на населення, яке проживає поблизу аеродромів, на персонал, який обслуговує авіаційну техніку, на пасажирів, які перебувають на борту.

За своєю природою звук – це коливальний процес у пружному середовищі, що характеризується певною частотою (або довжиною хвилі), тобто певним тоном.

Звуки створюються різними джерелами, мають різні частоту і амплітуду коливань. Для аналізу звукових збуджень будуються акустичні спектри (залежності амплітуди від частоти). Якщо спектр звукового впливу є практично безперервний, тобто містить коливання практично всіх частот усередині певного діапазону, то така його дія сприймається як шум. Часто шумом називається будь-який звук, що подразливо впливає на слухові органи та психіку людини. Отже, шумовий вплив треба контролювати й обмежувати.

Зниження рівня шуму ТГД

Проблема зниження рівня шуму літальних апаратів з повітряно-реактивними двигунами може розглядатися тільки як комплексна проблема,

складовими якої є: створення нових малошумних двигунів; удосконалення машин, що експлуатуються; раціональне компонування літального апарата; оптимізація режимів його польоту та ін..

Конструктивні заходи, які застосовуються під час проектування і модифікації авіаційних силових установок, мають спрямовуватися на зниження рівня шуму, що генерується елементами проточної частини двигуна.

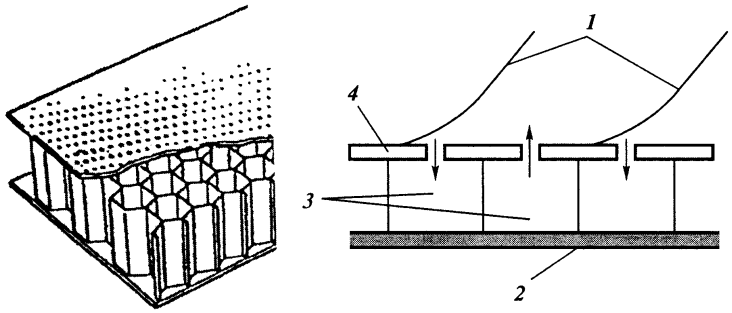
Різноманітність існуючих підходів, відсутність загальних рекомендацій, суперечливий характер експериментальних даних свідчать про складність проблеми. Деякі з можливих шляхів її вирішення наведені нижче.

До заходів щодо зниження рівня шуму струменів відноситься встановлення на двигун приладів, які дають змогу інтенсифікувати процес змішування. До них належать турбулізатори потоку, розташовані всередині сопла і на його зрізі. З метою зменшення шуму в певних напрямах використовують асиметричні сопла та сопла з екранами. Застосування шумопоглинальних сопел різної конструкції дає змогу знизити рівень шуму, що створюється струменем. Практично шумоглушники такого типу є безпосереднім продовженням реактивної насадки і можуть мати гофровану поверхню з центральним тілом та без нього, багато-трубчасту, пелюсткову, або інші структури. Кількість гофрів і труб може варіюватися у широкому діапазоні[50].

Звичайно, застосування шумоглушників збільшує гідравлічний опір сопла (зменшується коефіцієнт швидкості φ), що призводить до зниження питомої тяги двигуна та зростання питомої витрати палива. Тому перед конструктором постає складне завдання – розроблення шумопоглинального пристрою, який значно зменшував би акустичну потужність струменя при невеликому збільшенні гідравлічного опору. В добре відпрацьованих шумопоглинальних пристроях зменшення потужності шуму завдяки зміні форми сопла може становити 7…10 дБ на кожні 1…2 % зниження ефективної тяги двигуна.

Подовження каналів застосовується разом з їх облицюванням звукопоглинальними матеріалами. Облицювання виконується у вигляді панелей (рисунок 5.1), в яких пористий шар *4* (див. рисунок 5.1, *б*), що прилягає до потоку, з'єднується з великою кількістю сотових структур *3*, обмежених твердою стінкою *2*. Саме у цих структурах розсіюється акустична енергія звукових хвиль *1*.

Існують звукопоглиначі, що застосовуються для послаблення дискретних тонів, або широкосмугового шуму. При їх конструюванні враховується співвідношення висоти каналу та довжини звукової хвилі. Недоліком такого досить простого способу шумопоглинання, що не потребує зміни конструкції двигуна, є можливість руйнування звукопоглинача в процесі експлуатації.



а ***б***

Рисунок 5.1. Облицювання каналів звукопоглинальним покриттям:
а – загальний вигляд покриття; *б* – принципова схема дії покриття;
1 – звукові хвилі; *2* – тверда непроникна поверхня каналу; *3* – сотова структура; *4* – проникна поверхня, повернута до струменя

З метою зниження рівня шуму, що створюється лопатевими апаратами вентилятора, застосовуються спеціальні заходи. На відміну від двоконтурних авіаційних двигунів 60-х років, вентилятори яких мали кілька ступенів, оснащених вхідним направляючим апаратом (ВНА), малі осьові зазори між вінцями, короткий канал зовнішнього контуру, компресор внутрішнього контуру, а також звукопоглинальне покриття, сучасні двигуни мають одноступеневий вентилятор без ВНА з оптимально віддаленими від нього

вздовж осі соплового апарату (СА) зовнішнього та НА внутрішнього контурів, збільшені зазори між лопатевими апаратами, збільшену довжину каналу зовнішнього контуру, а також звукопоглинальне покриття. Ретельно підбираються співвідношення кількості лопатей, що обертаються, та нерухомих лопатей.

Застосування соплового апарату з кількістю лопатей, що більш ніж удвічі перевищує кількість лопатей робочого колеса (РК), що дає змогу досягти ефекту відсікання шуму взаємодії ротора і статора.

Правильний вибір співвідношення кількості лопатей може привести до зниження рівня акустичної потужності на 5…7 дБ. Певного зниження шуму можна також досягти і при встановленні нахилених лопатей. Навіть невелике зменшення колової швидкості кінців лопатей може дати істотне зниження шуму. Так, перехід від колової швидкості 400 м/с до 375 м/с знижує рівень акустичної потужності приблизно на 10 дБ. Просторове профілювання лопатей вентилятора дає змогу оптимізувати кути натікання потоку.

Прагнення до збільшення потужності вентиляторів і подальшого підвищення ступеня двох контурності сприяло появі ТГВД різних типів.

Порівняно з традиційним гвинтом турбогвинтового двигуна, гвинтовентилятор має більшу кількість лопатей, менший діаметр і вищу частоту обертання. Шаблеподібна (зігнута назад) у кінці форма лопаті створює такий самий ефект, що й стріловидна форма крила надзвукового літака. Вона дає змогу знизити нормальну (відносно вхідної кромки) складову відносної швидкості потоку. Це сприяє зменшенню рівня максимальних швидкостей на профілі, даючи змогу або уникнути появи ударних хвиль, або знизити їхню інтенсивність, а значить, зменшити рівень шуму, що генерується. Збільшення кількості лопатей гвинтовентилятора (порівняно з повітряним гвинтом) знижує навантаження на одну лопать і підвищує частоту тонів. Наслідком цього є швидше згасання звукових коливань в атмосфері. Акустична взаємодія вінців, які обертаються у протилежних напрямах, при оптимально вибраних

осьових зазорах між роторами приводить до зниження рівня шуму, що поширюється від вентилятора за рухом потоку та проти нього.

Шум, який створюється літальним апаратом і контролюється відповідно до стандартів ІСАО, може значно відрізнятися від шуму, що створюється власне силовою установкою.

Раціональне компонування двигуна на літальному апараті може знизити шум, який генерується. Таке компонування передбачає використання позитивних ефектів екранування прямого акустичного випромінювання або корисної інтерференції. Наприклад, встановлення двигуна під крилом або на фюзеляжі (за крилом і вище від нього) зменшує шум компресора, особливо на посадковому режимі. Аналогічний ефект зниження шуму досягається на літаках з трьома двигунами, при встановленні середнього двигуна у хвостовій частині фюзеляжу, коли вхідний пристрій має S–подібну форму. У разі компактного розташування двигунів зменшується шум, що поширюється у площині їх компонування.

Характеристики випромінювання та поширення шуму можуть бути істотно знижені застосуванням асиметричних вхідних і вихідних пристроїв. Оскільки до землі доходять лише звукові хвилі, які випромінюються під час польоту в нижню півсферу, для зниження рівня шуму використовують будь-які засоби, що відбивають більшу частину звукової енергії вгору та вбік. Такими засобами є сопла не круглого перерізу, повітрозабірники з висувними елементами та поворотними сегментами, вихідні пристрої з неконцентричним розташуванням сопел, тощо.

5.2.2 Шляхи вирішення проблеми забруднення повітря

Проблема забруднення атмосфери авіаційним транспортом не обмежується лише вивченням і оцінкою впливу газових і аерозольних продуктів згоряння авіаційних двигунів на озоновий шар. Існує кілька аспектів прояву наслідків такого забруднення: - фотохімічний: виражений у зміні співвідношення між концентраціями малих, але важливих складових

атмосферного повітря внаслідок протікання фотохімічних реакцій. Тобто ріст одних атмосферних газів (а також аерозолів) супроводжується зменшенням інших газових компонентів повітря; - радіаційний: коливання в складі парникових газів (вуглекислого газу CO_2, водяної пари H_2O, озону O_3, метану CH_4 і ін.), аерозолів і особливо утворення перистих хмар ведуть до зміни теплового і радіаційного балансів системи Земля-атмосфера, а отже, і до зміни температури повітря в атмосфері та і на земній поверхні; - біологічний: виражений впливом потоку біологічно активного ультрафіолетового випромінювання на рівні поверхні Землі, інтенсивність якого залежить від товщини озонового шару. Як відомо, ультрафіолетове випромінювання є небезпечним для здоров'я людей, тварин та знижує продуктивність деяких видів рослин. На основі вище згаданого, викиди авіаційних двигунів впливають на життєво важливі елементи екосистеми: якість повітря, його температуру, атмосферну циркуляцію і клімат, потік ультрафіолетової радіації. Газотурбінні двигуни, що переважно застосовуються на сучасному повітряному транспорті, є вагомими споживачами вуглеводневих палив і атмосферного кисню, одночасно являються джерелами забруднення атмосфери відпрацьованими газами. В суміші продуктів згорання палива з надлишком повітря міститься ряд шкідливих речовин, що регламентуються санітарно-гігієнічними нормами і вимогами Міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО)

Для зменшення шкідливих викидів в атмосферу широко застосовується метод скорочення кількості працюючих авіадвигунів під час руління повітряного судна в зоні аеропорту. Збільшення вмісту сполук з вуглеводом у паливі, як правило, супроводжується збільшенням його в'язкості, щільності, поверхневого натягу, що погіршують розпил і випаровування палив. Отже, на двигунах повинно спостерігатись взаємно протилежний вплив палив на емісію NO_x на режимах малого газу і максимальному режимі. Паралельно з вивченням природи шкідливих викидів і механізму їх впливу на навколишнє середовище є доцільним продовжувати розробку нових камер згорання і нових

концепцій двигунів. Конструкційні зміни в камерах згорання повинні бути направлені на підвищення повноти згорання палива. Під час проектування авіаційних двигунів брати за основу такі сучасні камери згорання, як: гомогенні, із змінною геометрією, гібридні, струйно-стабілізаторного типу, каталітичні. Закономірність утворення NO_x в камерах згорання газотурбінних двигунів визначає два основних шляхи зниження емісії указаних оксидів: - зниження температури в першій зоні камери згорання; - зменшення часу перебування газів в зоні високих температур. Зважаючи на складність запропонованих вище методів, розглянемо дещо простіші заходи покращення показників, які впливають на забруднення атмосфери продуктами емісії авіаційних двигунів. Відомо, що збільшення злітної ваги сучасного реактивного лайнера на 3-4% приводить до збільшення витрат палива на 150-200 кг на час польоту, а, отже, збільшення емісії CO_2 в атмосферу на 470-630 кг[50].

Можна запропонувати такі приклади економії палива:

- зниження злітної ваги за рахунок залишення на землі одного з трьох баків з водою літака Boeing – 747-200 (у випадку, якщо він не є необхідним в даному конкретному рейсі) дозволить зекономити 380 т палива в рік, а отже знизити емісію CO_2 в атмосферу на 1200 т;

- економія 52 т палива і зниження емісії газу на 165 т за рахунок заміни металічного баку для води пластмасовим;

- зменшення опору повітряного судна, викликаного забрудненням поверхні брудом на 1% зменшить витрату палива на 15000 галонів в рік для Boeing – 737, або на 100000 галонів для Boeing – 737;

- зменшення забруднення двигуна призведе до збільшення коефіцієнту питомої витрати пального (SFC).

Як відомо, періодичне промивання дозволяє покращити SFC на 1,5% і знизити CO_2 з 290 до 190 т в рік. Крім того заплановане на 2015 рік використання в Європі і США комплексної системи комунікацій, навігації, наведення і управління повітряним рухом (CNS/ATM) має забезпечити

зниження витрат палива і емісії CO_2 приблизно на 5%. Варто також звернути увагу на можливість упровадження та використання на авіаційному транспорті альтернативних палив. Так, відомо, що одним із «чистих» палив є водень, і так звані кріогенні палива. Незважаючи на недоліки водню як транспортного палива, пов'язані з його низькою щільністю та низькою температурою кипіння (20 К), він вважається більш перспективним для повітряного транспорту, ніж для інших видів. При цьому, чим більша швидкість та маса літака, тим доцільніше використання двигунів, які працюють на водні. На сьогодні у якості інноваційних розробок пропонується впроваджувати для живлення тягових електродвигунів сонячні батареї, розміщені на поверхні крил та фюзеляжі. Теоретично, такий літак може знаходитися в повітрі стільки, скільки сонячні промені його освітлюють. У цьому випадку зліт літака здійснюється за рахунок накопиченої енергії, а підтримання в польоті відбувається за рахунок енергії, яка надходить від сонячного випромінювання. І хоча фахівці авіаційної галузі скептично і з недовірою відносяться до встановлення таких силових агрегатів на літаки цивільної та воєнної авіації, на мою власну думку, ця ідея заслуговує на життя та проведення натурних експериментів з макетними літаками.

Висновки до розділу 5

Негативний вплив на екологію являється важливим фактором для світу, тому це питання являється обовязковим для розглядання в даній роботі.

В даному розділі дипломної роботи було розглянуто вплив експлуатації повітряних суден на навколишнє середовище, описано основні фактори та причини негативного впливу на довкілля. Також розглянуті методи покращення екологічного стану, та наведено приклади використання цих методів.

6 ОХОРОНА ПРАЦІ

6.1 Шкідливі і небезпечні фактори при обслуговуванні ПС[51]

При виконанні технічного обслуговування ПС на працюючі впливають такі небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

1) рухомі ПС, спец автотранспорт і самохідні механізми;
2) пересуваються вироби, заготовки та матеріали;
3) незахищені рухливі елементи ПС (елерони, щитки, інтерцептори, тримери, шасі, що обертаються гвинти, турбіни, що випускаються трапи і інше);
4) спец автотранспорту (піднімаються і опускаються кабіни, люльки, кузова, сходи, поворотні платформи), механізмів (вантажно-розвантажувальні лебідки літаків, крани) і виробничого обладнання;
5) падаючі вироби авіаційної техніки, інструмент і матеріали при технічному обслуговуванні ПС на елементах літака, стабілізаторі, фюзеляжі і при роботі на висоті із застосуванням механізованих підйомників;
6) ударна хвиля (вибух баків під тиском, парів горючої рідини);
7) струмені відпрацьованих газів авіадвигунів і предмети, що потрапили в них;
8) струмені газів і рідин з посудин і трубопроводів, що працюють під тиском;
9) повітряні всмоктувальні потоки, що рухаються з великою швидкістю (зона сопел авіадвигунів);
10) падіння ПС (з підйомників або при помилковою прибирання шасі);
11) розбірні конструкції (бортові драбини та інше виробниче обладнання);
12) розташування робочого місця або робочої зони на відстані не менше 2 метрів, неогороджених перепадів по висоті на 1,3 метра і більше;

13) підвищене ковзання (внаслідок обмерзання, зволоження і замаслювання поверхонь ПС, трапів, драбин, приставних драбин і покриттів місць стоянок, по яких переміщається працює персонал);
14) підвищена запиленість та загазованість повітря в зоні технічного обслуговування ПС;
15) підвищена або знижена температура поверхонь авіаційної техніки обладнання і матеріалів;
16) підвищена або знижена температура, вологість і рухливість повітря в зоні технічного обслуговування ПС;
17) підвищений рівень шуму, вібрації, ультра-інфразвуку;
18) підвищене значення напруги в електричному ланцюзі, замикання якої може пройти через тіло людини;
19) підвищений рівень статичної електрики;
20) підвищений рівень лазерного випромінювання в робочій зоні;
21) підвищений рівень електромагнітних випромінювань;
22) підвищений рівень іонізуючих випромінювань у робочій зоні;
23) розташування робочого на значній висоті відносно поверхні землі (підлоги);
24) ДСТУрі кромки, задирки і шорсткості на поверхнях ЗС, обладнанні та інструменту;
25) відсутність або нестача природного світла;
26) недостатня освітленість робочої зони;
27) знижена контрастність об'єктів розрізнення з фоном;
28) підвищена яскравість світла;
29) пряме виблискування (прожекторне освітлення місць стоянок, світло фар ПС і спец автотранспорту) і відображене виблискування від розлитої води та інших рідин на поверхні місць стоянок і перону;
30) підвищена пульсація світлового потоку;
31) підвищений рівень потоку ультрафіолетових і інфрачервоних променів;

32) хімічні речовини (токсичні, дратівливі, сенсибілізуючі, канцерогенні, мутагенні, що впливають на репродуктивну функцію);

33) що входять до складу застосовуваних матеріалів, паливно-мастильні матеріали, шампуні і отрутохімікати, що проникають в організм через органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкірні покриви і слизові оболонки;

34) фізичні перевантаження (статичні і динамічні) і нервово-психічні перевантаження (емоційні перенапруження).

Рівні небезпечних і шкідливих виробничих факторів при технічному обслуговуванні ПС не повинні перевищувати гранично допустимих значень, встановлених державними стандартами (далі - ДСТУ), правил улаштування електроустановок, санітарними правилами і нормами, інший нормативно-технічною документацією, які затверджуються відповідно до чинного законодавства.

Технічне обслуговування повітряних суден повинно проводитися з дотриманням вимог відповідних ДСТУ, нормативних правових актів з пожежної безпеки для промислових підприємств, по пожежній охороні в цивільній авіації Республіки Казахстан.

Виробниче обладнання, що застосовується при технічному обслуговуванні ПС, має відповідати вимогам ДСТУ.

Пристосування по забезпеченню безпеки виконання робіт повинні відповідати вимогам ДСТУ.

Процес технічного обслуговування слід організувати так, щоб виключити забруднення навколишнього середовища відходами паливно-мастильних матеріалів, спеціальних рідин, а також шумом і електромагнітним випромінюванням.

Стічні води з місць стоянок ПС перед скиданням в каналізацію повинні очищатися і знешкоджувати.

6.2 Конструктивні та організаційні заходи по зниженню впливу шкідливих факторів

До заходів по зниженню впливу шкідливих факторів відносяться вимоги при технічному обслуговуванню яких необхідно обов’язково дотримуватись під час виконання робіт.

6.2.1 Загальні вимоги до охорони праці[52]

Авіаційний механік - це професія підвищеної небезпеки, до якої висуваються додаткові вимоги безпеки праці, що включають в себе спеціальні вимоги з теоретичного навчання, практичної стажування, атестації, допуску до самостійної роботи, інструктажу з охорони праці та періодичної перевірки знань за професією і безпеки праці.

Особи, які не пройшли інструктаж з ОП і пожежної безпеки, до роботи не допускаються.

Механіки наземного обслуговування, незалежно від стажу і кваліфікації, не рідше одного разу в три місяці повинен проходити повторний інструктаж з охорони праці. Спеціаліст виявив незадовільні знання і навички безпечного виконання робіт з наземного обслуговування ПС до самостійної роботи не допускається.

Авіамеханік, направлений для участі в інших роботах, що виходять за рамки посадових обов'язків, повинен пройти інструктаж з безпечного виконання таких робіт.

Особовий склад зобов'язаний виконувати вимоги Правил внутрішнього розпорядку, використовувати передбачену нормами спецодяг, спецвзуття та засоби індивідуального захисту.

Спеціаліст, який допустив порушення або неповне виконання вимог цієї інструкції, може бути притягнутий до адміністративної відповідальності, а в залежності від наслідків та до кримінальної.

6.2.2 Вимоги охорони праці перед початком роботи

Перед початком робіт слід одягнути спецодяг і спецвзуття та інші засоби індивідуального захисту відповідно до характеру виконуваної роботи і погодними умовами.

Перед виконанням робіт потрібно отримати необхідний інструмент, пристосування або прилади, провести перевірку і справність.

Перед зустріччю прибуваючого ПС слід виконати:

- підготувати місце стоянки, прибрати аеродромний інвентар, який заважає зарулювання літака на місце стоянки, поверхня покриття стоянки повинно бути чисте, без замаслювання, без сміття, а в зимовий час і очищено від льоду і снігу, особливу увагу звернути на місця де будуть знаходиться колеса шасі і місця установок заземлення;
- перевірити наявність засобів пожежогасіння, їх справність і терміни повірки;
- підготувати до використання необхідні засоби наземного обслуговування - драбини, піддони, сходи.
- перевірити жезли, сигнальні ліхтарі, необхідні при керівництві зарулювання літака.
- перевірити стан наземного джерела електроживлення.

6.2.3 Вимоги охорони праці під час виконання робіт

При зустрічі ПС на місце стоянки, фахівець повинен знаходитися попереду керма літака на відстані не менше 10 метрів від його крайньої точки і в поле зору командира ПС.

Спеціаліст при зарулювання ПС повинен подавати умовні сигнали для маневру літака за допомогою палиць або сигнальних ліхтарів.

Після зарулювання ПС на стоянку встановлювати заземлення і колодки під колеса основних і (або) передніх коліс в залежності від типу ПС слід тільки після виключення двигунів (повного припинення обертання лопатей гвинтів).

На маршруті огляду ПС слід обережно, щоб уникнути травмування від виступаючих або рухомих частин літака.

При використанні, драбини або драбини слід розміщувати таким чином щоб виключити їх падіння, падіння інструменту, засоби наземного обслуговування або падіння самого фахівця, при знаходженні на драбині або сходами.

Для уникнення пожежі або вибуху необхідно стежить за тим, щоб на елементи кисневої системи не потрапляли промаслені предмети, включаючи одяг.

При підключенні наземного джерела електроживлення до мережі ПС, переконатися у відсутності сторонніх предметів, вологи, снігу або льоду в роз'ємах, переконається в щільності з'єднання при підключенні і виключити мимовільне випадання вилки з роз'єму ПС.

При заправці ПС паливом особливу увагу приділяти на заземлення літака, паливозаправника, установки заземлення між ПС і ТЗ, між шлангом ТЗ і заправної горловиною ПС.

При виконанні робіт, пов'язаних із застосуванням гасу, бензину або інших паливно мастильних матеріалів (відкритий спосіб заправки) фахівця слід користуватися засобами індивідуального захисту органів дихання, зору і шкірного покриву.

Під час буксирування і (або) запуску двигунів, переконатися, що всі фахівці беруть участь в процесі, знаходяться на своїх місцях, сторонні предмети драбини, сходи прибрані, двері, люки закриті.

Для захисту органів слуху від впливу високого рівня шуму при запуску при запуску і роботі двигунів слід використовувати засоби індивідуального захисту.

Підвищену обережність і обачність слід дотримуватися при знаходженні і при переміщенні фахівця на поверхні крила.

При огляді ПС в недостатньо освітлених місцях або місць ПС з недостатнім штучним освітленням слід використовувати переносні лампи з

джерелом електричного живлення не більше 12В для постійного токи і не більше 27В для змінного струму.

Операції по переміщенню повітряного судна (буксирування) повинні виконуватися з підвищеною увагою для запобігання причинення шкоди персоналу, пошкодження повітряного судна, обладнання та пристосувань і тільки з використанням справного обладнання і тягача, що володіє достатнім тяговим зусиллям для даного типу ПС. До операцій з буксирування повинен допускатися тільки навчений і кваліфікований персонал. Співробітники повинні бути проінструктовані про небезпеки, пов'язані з діями по переміщенню повітряного судна, наприклад, всмоктування двигуном, рух передньої стійки шасі, шляхи переміщення повітряного судна і тягача, видимість. Перед початком буксирування необхідно прибрати з під ПС драбини і пристосування, від'єднати від ПС шланги і дроти наземних джерел живлення. Провести огляд шляху і намічене місце стоянки і очистити зону руху від агрегатів, спецавтотранспорту та інших предметів. У разі небезпеки, буксирування ПС повинна бути припинена за командою будь-якого учасника буксирування.

Спеціаліст, який бере участь в операціях з наземного обслуговування повинен звертати увагу на те, що застосовувані протизаморожувальні рідини є шкідливими для людини хімічними речовинами і при попаданні всередину організму може викликати отруєння зі смертельним результатом.

Тому слід виконувати такі вимоги безпеки:

Уникати попадання рідини на шкіру рук, обличчя;

Працювати в засобах індивідуального захисту;

При обробці ПС слід перебувати від ПС таким чином, щоб вітер відносив від людини розпорошеного крапельно-повітряну суміш.

6.2.4 Вимоги охорони праці при виниканні аварійної ситуації

При виникненні пожежі чоловік, який помітив загоряння, зобов'язаний:

- викликати пожежну команду по телефону "101" з повідомленням точного місця пожежі, що горить, хто викликає, і вжити заходів до гасіння пожежі, наявними силами і засобами пожежогасіння;
- повідомити про те, що трапилося керівнику робіт, начальнику зміни, цеху;
- організувати зустріч пожежної команди.

Якщо фахівець виявився свідком нещасного випадку, треба негайно надати першу допомогу і при необхідності доставити в медсанчастину.

6.2.5 Вимоги охорони праці при завершенні обслуговування

Після закінчення наземного обслуговування необхідно ретельно перевірити, чи не залишилося на місці робіт деталей, інструменту або інших сторонніх предметів.

Забороняється зливати відстій палива на землю.

Після закінчення робіт слід закрити кришки, стулки, люки, двері, капоти. Відключити наземне джерело живлення, прибрати драбини, сходи, трап.

6.3 Технічне обслуговування планера

Вимоги цього підрозділу поширюються на виробничі процеси технічного обслуговування планера і висотної системи ПС на місцях стоянок і встановлюють вимоги безпеки при технічному обслуговуванні планера і висотної системи ПС відповідно до регламентів технічного обслуговування.

При технічному обслуговуванні планера і висотної системи ПС повинні дотримуватися норми відповідних ДСТУ.

При технічному обслуговуванні планера і висотної системи ПС можуть діяти такі небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

1) рухомі самохідні і переміщувані вручну машини, механізми, випробувальні та контролюючі пристрої, пристосування щодо забезпечення виконання робіт, а також їх рухливі незахищені частини;
2) виступаючі частини планера ПС і його устаткування;
3) рухливі частини планера і висотної системи ПС, які мають шарнірну підвіску;
4) знімні частини планера ПС, що не мають петель підвіски, утримувані спеціальними замками;
5) повітряні атмосферні потоки (вітер);
6) розлітаються частини планера ПС при випробуванні фюзеляжу на герметичність або розлітаються частини посудин, що працюють під тиском;
7) перекидні ВС при зливі палива з паливних баків, а також при установці ПС в лінію польоту з гідропідйомників;
8) Не допускається розміщення інструменту на деталях і вузлах шасі, а також на штучному покритті місця стоянки або на землі.

Технічне обслуговування високорозташованих деталей і вузлів шасі повинно виконуватися із застосуванням драбин, що мають висоту огорожі робочих площадок 1 метр. При неможливості використання таких драбин на окремих видах робіт в деяких типах літаків допускається використовувати драбини з огорожею висотою не більше 1 метра, але при цьому повинні бути вжиті заходи по страховці, що виключають падіння працюючих.

Пристосування (драбини, підставки, технологічне обладнання) при роботах з обслуговування шасі слід встановлювати так, щоб не було можливості (необхідність) переміщення центру ваги працюючого за межі робочого майданчика, а також руйнування або перекидання наземного обладнання рухливими частинами шасі ПС.

Максимальна маса ПС, при якій дозволяється виробляти його підйом, встановлюється технологічними вказівками по кожному типу ПС з урахуванням стану поверхні місця установки підйомників.

При установці ПС на підйомники попереду і ззаду ПС слід встановити знаки безпеки з попереджуючим написом «Обережно! Можливо обвалення літака»

Підйом ВС на підйомниках на відкритих місцях стоянок допускається проводити при швидкості вітру, встановленої відповідно до технології технічного обслуговування конкретного типу ПС.

Інструмент, що застосовується для обслуговування кисневих систем повітряних суден, повинен бути чистим, знежиреним і не повинен використовуватися для інших робіт.

Для роботи на паливної, гідравлічної і кисневої системах переносні світильники повинні бути тільки вибухобезпечного виконання.

Переносні світильники, використовувані для роботи на паливної, гідравлічної і кисневої системах ПС, повинні мати захисну сітку, гачок для підвіски, шланговий провід достатньої довжини зі справною ізоляцією.

Провід, що живить лампу або електроінструмент, не повинен торкатися вогких або гарячих поверхонь. При виявленні несправності світильника, електроінструменту або дроти роботу необхідно негайно припинити, а електромережу несправних споживачів знеструмити.

Справність переносних світильників і електроінструменту, використовуваних для роботи на паливної, гідравлічної і кисневої системах ПС повинна перевірятися не рідше одного разу на місяць, а також перед видачею для роботи.

При демонтажі і промиванні двигунів, паливної, масляної або гідравлічної систем під місця роз'ємів повинні бути встановлені листи (піддони) для збору витікаючої рідини, а також екрани для захисту від бризок інших частин ПС.

Стікаючі з систем рідини повинні систематично віддалятися в міру накопичення і обов'язково при перерві на обід, після закінчення зміни або завершення робіт. Пролиті на землю рідини повинні забиратися негайно

шляхом засипання залитих місць чистим сухим піском, після чого пісок забирається.

Всі роботи, пов'язані з промиванням окремих знімних вузлів і агрегатів органічними розчинниками, повинні проводитися в спеціальному приміщенні, обладнаному для цих цілей, або поза приміщеннями, але не ближче 25 метрів від ПС.

Промивання двигунів повинна проводитися відповідними технічними миючими засобами. При промиванні двигунів із застосуванням пожежонебезпечних органічних розчинників необхідно вводити в них антистатичні присадки.

Після промивання двигун протягом 15 хвилин слід провітрювати, а потім продувати стисненим повітрям.

При заміні двигуна або повітряного гвинта необхідно відключити електроживлення, що забезпечує запуск двигуна, зняти акумулятори, відключені дроти обмотати ізоляційною стрічкою, поставити заглушки на штепсельні роз'єми і трубопроводи.

При ремонті, промиванні, випробуванні на герметичність або таруванні паливної системи всі споживачі електроенергії на ПС, крім обслуговуючих тарування, повинні бути відключені. Проведення інших робіт на ПС в цей час не дозволяється.

При перевірці на герметичність паливної системи важелі управління двигунами повинні знаходитися в положенні «стоп», а електромагнітні клапани на двигунах знеструмлені. При виявленні течі тиск в паливній системі повинен бути знижений, а сліди палива видалені.

При підігріві кабін і двигунів ВС моторними підігрівниками і аеродромними кондиціонерами повітря повинні виконуватися вимоги нормативних правових актів щодо застосування моторних підігрівачів при технічному обслуговуванні ПС та інструкції по експлуатації заводу-виготовлювача.

Моторний підігрівач (кондиціонер) може бути допущений до обслуговування авіаційної техніки, якщо його параметри відповідають паспортним даним і укладаються в встановлені допуски.

Моторний підігрівач (кондиціонер) повинен бути встановлений у ВС на відстані довжини стандартних рукавів, але не ближче 3 метрів від крайніх його точок.

До початку підігріву необхідно встановити в ВС нормативну кількість справних вогнегасників.

Справність рукавів, відсутність механічних пошкоджень і забруднень ПММ повинні визначатися візуальним оглядом, який виробляється під час щоденного обслуговування.

Підводять рукава підігрівача повинні подаватися в кабіну ПС або приєднуватися до двигуна тільки після встановлення нормального режиму роботи підігрівача.

Водій, авіатехнік (авіамеханік) та інші особи, які виконують роботи з підігріву, знаходяться у підігрівача і постійно стежать за його роботою.

Після припинення роботи не допускається зупинка двигуна автомобіля, підігрівачів без попередньої продувки калорифера установки холодним повітрям від вентилятора до охолодження.

При заміні калориферів підігрівачів необхідно проводити очищення внутрішньої поверхні кожуха калорифера, поверхонь повітряного тракту і вентилятора від кіптяви і сажі.

Технічний стан підігрівачів (кондиціонерів) і рукавів підведення повітря в кабіни ВС має виключити можливість потрапляння в підігрівається (охолоджуваний) повітря будь-яких механічних частинок, домішок. При експлуатації моторних підігрівачів не допускається:

- працювати без передбаченого заземлювального пристрою;
- проводити роботи з підігріву ПС з одночасною заправкою його паливом або запуском двигунів ПС;
- запускати підігрівачі при відсутності справних вогнегасників;

- використовувати підігрівачі при підсікання палива з баків або трубопроводів, а також з несправним глушником;
- виробляти заправку підігрівачів паливом під час їх роботи;
- переміщати працюючий підігрівач від одного ПС до іншого;
- допускати перевищення температури повітря на виході з підігрівача, передбаченої інструкцією (керівництвом) з технічної експлуатації;
- користуватися забрудненими, промасленими або пошкодженими рукавами, класти рукава на сидіння і спинки крісел;
- розпалювати підігрівачі факелами за винятком тих, для яких це передбачено інструкцією заводу-виготовлювача;

В процесі підігріву необхідно постійно контролювати чистоту надходить від підігрівача повітря і стежити за розташуванням рукавів. При появі в кабіні ПС диму або запаху гару слід негайно вимкнути підігрівач і винести рукава підігрівача з ПС. Моторний підігрівач необхідно відвести від ВС і з'ясувати причину несправності.

Висновки до розділу 6

Роботи з технічного обслуговування є дуже важливими для підтримання льотної придатності авіаційної техніки. Тому забезпечення всіх необхідних, безпечних умов для цього є першочерговим завданням будь-якої організації з технічного обслуговування, бо життя людини є найвищою цінністю в світі.

В розділі охорони праці було розкрито фактори які можуть виникнути при виконанні технічного обслуговування ПС, необхідні вимоги які необхідно обов’язково виконуватись під час робіт з технічного обслуговування. Більш детально було розглянуто вимоги охорони праці під час обслуговування планера літака.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1) В даній роботі було розглянуто природу втомних навантажень. Описано основні фактори які впливають на виникнення втомних навантажень.

Розглянуто процеси створення втомних тріщин та стадії розвитку цих тріщин. Детально описано процеси які проходять під час циклічного деформування.

Наведено сучасні методи контролю технічного стану конструкцій та їх актуальність на даний момент часу та описані деякі методи контролю втомних пошкоджень поверхневого шару. Питання дослідження втомних тріщин, циклічних навантажень на поверхні обшивки повітряного судна є сучасним та актуальним.

Було описано та розраховано літак місцевих повітряних сполучень. Були описані типові складові конструкції для виконання рейсів. Для даного типу літаків було розраховані елементи конструкції, розраховано ценрівку літака та ув’язано компоненти між собою. Літак місцевих повітряних сполучень має багато переваг для комерційного використання в будь-якій країні.

Описані дослідження деформаційного рельєфу на поверхні обшивки ПС та методика визначення шорсткості і пластичної деформації поверхні при циклічному навантаженні. В процесі циклічного навантаження відбувається збільшення площі локальних ділянок поверхні плакуючого шару, на яких розвивається ДР, і яке супроводжується зростанням шорсткості поверхні на цих ділянках. Встановлено регресійні залежності між характеристиками розвитку ДР в площині поверхні (параметр насиченості ДР) і в нормальному до неї напрямі (параметр шорсткості), а також залежно цих характеристик від циклічної напрацювання.

Розроблено й апробовано комплекс оригінальних методик, для дослідження ДР на поверхні плакуючого шару алюмінієвого сплаву Д16АТ при циклічному навантаженні, який включає методики реєстрації насиченості ДР, шорсткості і пластичної деформації поверхні контрольованих майданчиків зразків із застосуванням безконтактного інтерференційного профілометра.

Розроблене методичне забезпечення дозволяє отримувати якісну і кількісну інформацію про деформаційному стані плакуючого шару об'єкта контролю для оцінки його історії навантаженості і пошкодження. При циклічному навантаженні незалежно від рівня діючих напружень в циклі має місце інваріантне лінійне співвідношення між граничними значеннями (відповідними утворення втомної тріщини) пластичної деформації і відносної шорсткості поверхні плакуючого шару.

2) В дипломній роботі було досліджено вплив експлуатації повітряних суден на навколишнє середовище, описано основні фактори та причини негативного впливу на довкілля. Також розглянуті методи покращення екологічного стану, та наведено приклади використання цих методів.

В розділі охорони праці було розкрито фактори які можуть виникнути при виконанні технічного обслуговування ПС, необхідні вимоги які необхідно обов’язково виконуватись під час робіт з технічного обслуговування. Більш детально було розглянуто вимоги охорони праці під час обслуговування планера літака.

СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. *А. с.* 1104385 СССР. Способ определения усталостного повреждения материала / Ю. Г. Михайлов, Н. А. Елгаев (СССР). − Заявл. 17.03.83 ; опубл. 23.07.84, Бюл. №27. − 1 с.

2. *Алехин В. П.* Физика прочности и пластичности поверхностных слоев материалов / В. П. Алехин. − М. : Наука, 1983. − 230 с.

3. *Альшиц В. И.* О природе локализации пластической деформации в твердых телах / В. И. Альшиц, Г. В. Бережкова. // Физическая кристаллография : сб. науч. тр. в серии «Проблемы современной прочности», 1992.
− С. 129−151.

4. *Бернштейн М. Л.* Структура и механические свойства металлов / М. Л. Бернштейн, В. А. Займовский. − М. : Металлургия, 1970. − 472 с.

5. *Воробьев А. З.* Сопротивление усталости элементов конструкций / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебенев. − М. : Машиностроение, 1990. − 240 с.

6. *Гладкий В. Ф.* Прочность, вибрация и надежность конструкции летательного аппарата / В. Ф. Гладкий. − М. : Наука, 1975. − 456 с.

7. *Горицкий В. М.* Структура и усталостное разрушение металлов / В. М. Горицкий, В. Ф. Терентьев. − М. : Металлургия, 1980. − 208 с.

8. *Гудков А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов /А. И. Гудков, П. С. Лешаков. − М. : Машиностроение, 1968. − 470 с.*

9. *Иванова В.С.* Природа усталости металлов / В. С. Иванова, В. Ф. Терентьев. − М. : Металлургия, 1975. − 303 с.

10. *Карускевич М. В.* Оптичний контроль накопиченого втомного пошкодження / М. В. Карускевич, Д. М. Костенюк, С. В. Каран // Вісник НАУ. − 2009. − № 2. − С. 48−51.

11. *Карускевич О. М.* Влияние уровня напряжений на развитие деформационного рельефа / О. М. Карускевич // Вестник двигателестроения. − 2005. − № 2. − С. 79−83.

12. *Карускевич О. М.* Оцінка залишкового ресурсу конструкційних алюмінієвих сплавів по еволюції деформаційного рельєфу поверхні : автореф. дис. на получение науч. степени канд. техн. наук : спец. 05.02.09 "Динамика и прочность машин" / О. М. Карускевич. − К., 2007. − 20 с.

13. *Немец Я*. Развитие усталостных трещин // Я. Немец / Проблемы прочности. − 1988. − № 7. − С. 9−18.

14. *Оцінка* довговічності плакованих алюмінієвих сплавів при асиметричному циклічному навантажуванні / М. В. Карускевич, А. Д. Погребняк, Т. П. Маслак, [та інш.] // Вісник НАУ. − 2009. − С. 52−56.

15. *Панин В. Е.* Физическая мезомеханика деформируемого твердого тела как многоуровневой системы. I. Физические основы многоуровневого подхода / *В. Е.Панин, В. Е. Егорушкин, А. В. Панин //* Физ. мезомех. − 2006. − Т. 9, № 3. − С. 9−22.

16. *Панин В. Е.* Эффект поверхностного слоя в деформируемом твердом теле / В. Е. Панин, И. В. Панин // Физ. Мезомех. − 2005. − Т.8, Ч. 5. − С. 7−15.

17. *Парамонов Ю. М.* Источники информации индивидуального расхода ресурса. Надежность, живучесть и ресурс конструкции летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов ГА / Ю. М. Парамонов. − Рига : РКИИГА, 1980. − 78 с.

18. *Патент* на корисну модель № 29683 Україна, МПК G01N 3/32. Спосіб визначення залишкового ресурсу елементів конструкцій за станом деформаційного рельєфу поверхні плакуючого шару / С. Р. Ігнатович, М. В. Карускевич, О. М. Карускевич ; Власник НАУ. − № 200709909; заявл. 04.09.2007; опубл. 25.01.2008, Бюл. № 2. − 3 с.: іл.

19. *Природа* локализации пластической деформации твердых тел / В. Е. Панин, В. Е. Егорушкин, А. В. Панин, [и др.] // Журнал технической физики. − 2007. − Т.77, № 8. − С. 62−69.

20. *Профилометр* для контроля микро/нано топографии поверхности методом оптической интерферометрии / С. Р. Игнатович, В. Н. Шмаров, И. М. Закиев, [и др.] // Нанотехнологии: Сб. докл. Харьковской нанотехнологической ассамблеи-2008. − Т.1. − Харьков : ХФТИ, 2008. − С. 202−205

21. *Розрахунки* та випробування на міцність. Види та методи механічних випробувань. Терміни та визначення : ДСТУ 2824-94. − (Чинний від 1996-01-01). − К. : Держспоживстандарт України, 1994. − 32 с.

22. *Сопротивление* материалов деформированию и разрушению: в 2 т. / под ред. В. Т. Трощенко. − К. : Наук. думка, Т. 2. − 1994. −702 с.

23. *Степнов М. Н.* Усталость легких конструкционных сплавов / М. Н. Степнов, Е. В. Гиацинтов. − М. : Машиностроение, 1973. − 320 с.

24. *Тейлор Дж.* Нагрузки, действующие на самолет / Дж. Тейлор. − М. : Машиностроение, 1971. − 341с.

25. *Терентьев В. Ф.* К вопросу о негомогенности протекания деформации в начальной стадии циклического нагружения армко-железа // В. Ф. Терентьев, К. Хольсте / Проблемы прочности. − 1973. − № 11. − С. 3−10.

26. *Терентьев В. Ф.* Усталость металлических материалов / В. Ф. Терентьев. − М. : Наука, 2003. − 254 с.

27. *Физическая* мезомеханика и компьютерное конструирование материалов / Под ред. В. Е. Панина. − Новосибирск : Наука, 1995. − Т.1. − 297 с.

28. *Шанявский А. А.* Моделирование усталостных разрушений металлов. Синергетика в авиации / А. А. Шанявский. − Уфа : ООО «Монография», 2007. − 500 с.

29. *Aircraft* structural health monitoring, prospects for smart solutions from a european viewpoint / NLR TP 97489; G. Bartelds. − Amsterdam, 1997. − 13 p.

30. *Baxter W. J.* Gel Electrode Imaging of Fatigue Cracks in Aluminium Alloys / W. J. Baxter // International Journal of Fatigue. − V.5, Issue 1. − 1983. − P. 37-42

31. *Bryan D. F.* Effect of load spectrum variables on fatigue crack initiation and propagation / D. F. Bryan, J. M. Potter − Ann Arbor : ASTM, 1980. − 230 p.

32. *Caber P. J.* A new interferometric profiler for smooth and rought surfaces. / P. J. Caber, S. J. Martinek, R. J. Niemann // WYKO Technical Bulletin 1993-27A, WYKO, Tucson, AZ. − 1993. − P.1−14.

33. *Dally, J. W.* Conductive Polymers as Fatigue-damage Indicators / J. W. Dally, G. A. Panizza // Experimental Mechanics. − 1972. − №3. − P. 124−129.

34. *Derevyagina L. S.* Capabilities of the television-optical measuring complex TOMSC for fracture analysis / L. S. Derevyagina, V. E. Panina, A. I. Gordienko // Physical Micromechanics. − 2009. − V. 12, № 3-4/ − P. 160−165.

35. *Evaluation* of the -S/N- Fatigue Life Gage Under Constant and Variable Amplitude Loading / Naval Air Development Center Report NADC-72071-VT; M. Rosenfeld, S. Scheindlinger. − Warminster, 1972. − 144 p.

36. *Fatigue* in aerostructures−where structural health monitoring can contribute to a complex subject. [Электронный ресурс] / Philosophical Transactions of the Royal Society. − Режим доступа к информации :

37. *Fu-Kuo Chang* Structural health monitoring : advancements and challenges for Implementation / Fu-Kuo Chang. − Pennsylvania: DEStech Publications, Inc., 2005. − 1886 p.

38. *Harting. D. R.* The -S/N- Fatigue-Life Gage: A Direct Means of Measuring Cumulative Fatigue Damage / D. R. Harting // Experimental Mechanics. − 1966. − №2. − P. 19A-24A.

39. *Jin N.* Formation of dislocation structures during cyclic deformation of F.C.C. crystals. Formation of PSBs in crystals oriented for single-slip / N. Jin // Acta Mater. − 1989. − V. 37. − P. 2055−2066.

40. *Karuskevich O. M.* Deformation roughness under cyclic and static loads / O. M. Karuskevich, T. P. Maslak, Hui Zhao Zhang // Proceedings of NAU. − 2005. − № 2(24). − P. 68−71.

41. *Miyoshi K.* Surface characterization techniques: an overview / Glenn Research Center of NASA ; K. Miyoshi. − NASA/TM 211497. − Glenn, 2002. − 45 p.

42. *Panin V. E.* Strain-induced defects in solids at the different scale levels of plastic deformation and the nature of their sources / V. E. Panin // Mater. Sci. Eng. − 2001. − V. 310−321. − P. 197−200.

43. *Patent* No 05563916 U.S., IPC G01N 300 Color Displaying Fatigue Sensor / W. R. Scott; Owner Scott W. R. − No 4015465; filed 31.03.1975; publ. 05.05.1977. − 5 p. : img.

44. *Patent* No 05591915 U. S., IPC G01B 530 Fatigue Damage Indicator / H. W. Smith; Owner The Boeing Company. − No 3979949.; filed 30.06.1975; publ. 14.09.1976. − 7 p. : img.

45. *Patent* No 24943 U.S., IPC G01N 10/18 Fatigue Indicator / A. V. DeForest; Owner DeForest A.V. − No 2449883; filed 12.02.1948; publ. 21.09.1948. − 4 p. : img.

46. *Patent* No 677163 U.S., IPC G01B 7/16 Metal Fatigue Detector / C. Raymond; Owner Tensiodyne Corp. − No5237875.; filed 29.03.1991; publ. 24.08.1993. − 8 p. : img.

47. *Shamir J.* Optical systems and processes / J. Shamir. − Washington : SPIE Press, 1999. − 434 p.

48. *Structural* Health Monitoring: A Contribution to the Intelligent Aircraft Structure [Электронный ресурс] / Database of Nondestructive Testing − Режим доступа к информации ::

http://www.ndt.net/article/ecndt2006/doc/Tu.1.1.1.pdf

49. *Zasimchuk E.* Single crystals as an indicator of fatigue damage / E. Zasimchuk, A. Radchenko, M. Karuskevich // Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 1992. − Vol. 15, N 12. − P. 1281−1283.

50. https://journals.indexcopernicus.com/search/article?articleId=1888677

51. http://method.meteorf.ru/publ/tr/tr365/ivan_a.pdf

52.https://ohranatruda.ru/ot_forum/messages/forum19/topic2470/message41376/#message41376

Додатки