

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»
УДК 629.7.015: 533.69.048

До захисту допущено:
В. о. завідувача кафедри
_____ Петро ЛУК'ЯНОВ
«__» _____ 2024 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Оптимізація ресурсних характеристик основної опори шасі
літака типу Ан»**

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп
Торохтій Михайло Петрович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н, доцент кафедри АРБ
Бондар Юрій Іванович _____

Рецензент:

Доцент, к.т.н., доцент кафедри СКЛА
Комісаренко Олена Сергіївна _____

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає заповичень з праць інших авторів без відповідних посилань.
Студент _____

Київ – 2024 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Петро ЛУК'ЯНОВ

«__» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Торохтію Михайлу Петровичу

1. Тема дисертації «Оптимізація ресурсних характеристик основної опори шасі літака типу Ан», науковий керівник дисертації доцент кафедри Бондар Юрій Іванович, к. т. н., затвержені наказом по університету від «03» грудня 2023 р. № 5134-с

2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.

3. Об'єкт дослідження: Основна опора шасі літака Ан-32

4. Вихідні дані: Технічна документація на основну опору шасі Ан-32;
Статистичні дані по літакам-попередникам Ан-24 та Ан-26;
Дані програми випробувань;
Максимальна злітна/посадкова маса – 27000 кг;
Злітна швидкість - 210 км/год;
Посадкова швидкість – 220 км/год;
Обтиск амортизатора – 215 мм;
Обтиск пневматиків – 435 мм;

5. Перелік завдань, які потрібно розробити:

5.1. Аналітичний огляд сучасних робіт по визначенню та оптимізації ресурсних характеристик елементів конструкції літальних апаратів.

5.2. Аналіз результатів випробувань основної опори шасі.

5.3. Розрахунок навантажень на основну опору шасі

5.4. Розробка скінченно-елементної моделі шасі.

5.5. Визначення критичних зон та їх ресурсу за даними скінченно-елементного розрахунку.

5.6. Оптимізація критичних зон.

5.7. Порівняння ресурсних характеристик не оптимізованої та оптимізованої опори шасі.

5.8. Розробка практичних рекомендацій для підвищення ресурсних характеристик

конструкції елементів шасі.

5.9. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Результат аналітичного огляду сучасних робіт по визначенню та оптимізації ресурсних характеристик.

6.2. Аналіз результатів випробувань основної опори шасі.

6.3. Визначення схеми навантажень на основну опору шасі

6.4. Розташування критичних зон основної опори шасі

6.5. Порівняння ресурсу не оптимізованої та оптимізованої основної опори шасі

6.6. Практичні рекомендації по підвищенню ресурсних характеристик елементів конструкції основної опори шасі

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 08.11.2022 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналітичний огляд сучасних робіт по визначенню та оптимізації ресурсних характеристик елементів конструкції літальних апаратів	до 22.12.2022 р.	
2.	Аналіз результатів випробувань	до 01.02.2023 р.	
3.	Розрахунок навантажень на основну опору шасі	до 21.03.2023 р.	
4.	Розробка скінченно-елементної моделі.	до 03.06.2023 р.	
5.	Визначення критичних зон та їх ресурсу за розрахунковими даними скінчено-елементного обчислення	до 23.09.2023 р.	
6.	Оптимізація критичних зон	до 27.10.2023 р.	
7.	Порівняння ресурсних характеристик не оптимізованої та оптимізованої опор шасі	до 1.11.2023 р.	
8.	Розробка стартап-проекту.	до 15.11.2023 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 10.12.2023 р.	
10.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 19.12.2023 р.	

Студент

Михайло ТОРОХТІЙ

Науковий керівник

Юрій БОНДАР

Реферат

Магістерська дисертація: "Оптимізація ресурсних характеристик основної опори шасі літака типу Ан ", 92 сторінок, 52 рисунків, 37 таблиць, 15 посилань.

Актуальність: Однією з задач при проектуванні є забезпечення достатніх ресурсних характеристик та відповідність конструкції вимогам CS-25 та FAR 25. Від повноти забезпечення вимог залежить строк служби конструкції, надійність конструкції, кількість витрат на обслуговування, продуктивність. Оптимізація ресурсних характеристик ООШ дає можливість збільшити строк служби опори, збільшити економічну ефективність та покращити надійність.

Мета роботи: визначення критичних зон конструкції шасі та провести оптимізувати для покращення ресурсних характеристик.

Об'єкт дослідження: Основна опора шасі літака Ан-32.

Предмет дослідження: Ресурсні характеристики конструкції опори шасі.

Методи дослідження: Розрахунок напружено – деформованого стану за допомогою скінчено – елементної моделі та скінчено – елементного аналізу; аналітичне визначення числа циклів до руйнування; використання алгоритму оптимізації критичних зон.

Наукова новизна одержаних результатів: дослідження шляхів та методів покращення ресурсних характеристик конструкції деталі; дослідження впливу зміни геометрії на напружено – деформований стан та на ресурсні характеристики деталі; формування алгоритму оптимізації ресурсних характеристик деталей.

Практичне значення одержаних результатів: покращення ресурсних характеристик опори шасі, що дозволить довше її використовувати. Сформований алгоритм проведення оптимізації ресурсних характеристик можна застосовувати у наступних проектах.

Апробація результатів дисертації: V та VI науково-практична конференція студентів та молодих вчених "Авіа-ракетобудування: Перспективи

та напрямки розвитку", та XV International Student Conference.
«INTELLIGENCE. INTEGRATION. RELIABILITY.».

Публікації: "Механіка гіроскопічних систем" №45 2023-го року.

Ключові слова: основна опора шасі, напружено-деформований стан, скінчено-елементний аналіз, зони критичного напруження , ресурс.

Abstract

Master's thesis: "Optimization of resource characteristics of the main landing gear support of the AN aircraft", 92 pages, 52 figures, 37 tables, 15 references.

Relevance: One of the tasks in design is to ensure sufficient resource characteristics and compliance of the structure with the requirements of CS-25 and FAR 25. The service life of the structure, reliability of the structure, the amount of maintenance costs, and productivity depend on the completeness of the requirements. Optimization of the service life characteristics of the tower makes it possible to increase the service life of the tower, increase economic efficiency and improve reliability.

Purpose: to identify critical areas of the chassis structure and to optimize to improve the resource characteristics.

Object of study: The main landing gear support of the AN-32 airplane.

Subject of research: Resource characteristics of the landing gear support structure.

Research methods: Calculation of the stress-strain state using a finite element model and finite element analysis; analytical determination of the number of cycles to failure; use of the critical zone optimization algorithm.

Scientific novelty of the results: study of ways and methods to improve the resource characteristics of the part structure; study of the effect of geometry changes on the stress-strain state and on the resource characteristics of the part; formation of an algorithm for optimizing the resource characteristics of parts.

Practical significance of the results: improvement of the resource characteristics of the chassis support, which will allow it to be used longer. The formed algorithm for optimizing the resource characteristics can be used in the following projects.

Testing of the results of the dissertation: V and VI Scientific and Practical Conference of Students and Young Scientists "Aircraft and Rocketry: Prospects and

directions of development", and XV International Student Conference. "INTELLIGENCE. INTEGRATION. RELIABILITY."

Publications: "Mechanics of gyroscopic systems" №45, 2023.

Keywords: main chassis support, stress-strain state, finite element analysis, critical stress zones, service life.

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень	9
ВСТУП.....	10
1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНИХ РОБІТ ПО ВИЗНАЧЕННЮ ТА ОПТИМІЗАЦІЇ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ.....	11
1.1. Визначення ресурсних характеристик.....	11
1.2. Способи оптимізація ресурсних характеристик.....	18
Висновки по розділу.....	18
2. АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ ВИПРОБУВАНЬ ОСНОВНОЇ ОПОРИ ШАСІ.....	19
Висновки по розділу.....	21
3. ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ НА ОСНОВНУ ОПОРУ	22
3.1. Визначення зовнішніх навантажень на опору шасі.....	22
Висновки по розділу.....	28
4. РОЗРОБКА СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНОЇ МОДЕЛІ ШАСІ	30
4.1. Побудова скінчено-елементної моделі.....	30
4.1.1. Ідеалізація моделі.....	30
4.1.2. Вибір елементів для аналізу	37
4.1.3. Вибір розміру елемента.....	43
4.1.4. Уточнення сітки. Проведення конвергенції сітки.....	44
4.1.5. Субмодельвання	45
4.1.6. Вибір моделі з'єднань.....	46
4.2. Розробка розрахункової моделі.....	47
4.3. Вибір вирішувача	48
Висновки по розділу.....	48
5. ВИЗНАЧЕННЯ КРИТИЧНИХ ЗОН ТА ЇХ РЕСУРСУ ЗА ДАНИМИ СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНОГО РОЗРАХУНКУ.....	49
5.1. Визначення критичних зон.....	49
Висновки по розділу.....	60
6. ОПТИМІЗАЦІЯ КРИТИЧНИХ ЗОН.	61

						<i>АЛ-2120мп.10.4.1.00.00 ПЗ</i>		
Змн.	Лист	№ докум	Підпис	Дата				
Разраб		Торохтій М. П.			<i>Оптимізація ресурсних характеристик основної опори шасі літака типу Ан</i>	Літ.	Арк.	Архувів
Перевір.		Бондар Ю. І.					7	92
Т. контр.						КПІ ім. Ігоря Сікорського		
Н. Контр.		Поваров С.А.				Каф. АРБ гр. АЛ-21мп		
Затв.		Луц'янов П.В.						

6.1.	Вибір параметрів для оптимізації	61
6.2.	Визначення ресурсних характеристик оптимізованої моделі.	63
	Висновки по розділу	66
7.	ПОРІВНЯННЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕ ОПТИМІЗОВАНОЇ МОДЕЛІ ТА ОПТИМІЗОВАНОЇ МОДЕЛІ ОПОРИ ШАСІ.	67
	Висновки по розділу	69
8.	РОЗРОБКА ПРАКТИЧНИХ РЕКОМЕНДАЦІЙ ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ ШАСІ	70
8.1.	Фактори, що знижують ресурс опори шасі	70
8.2.	Рекомендації для підвищення ресурсних характеристик	72
	Висновки по розділу	74
9.	СТАРТАП-ПРОЕКТ	75
9.1.	Опис ідеї проекту	75
9.2.	Технологічний аудит ідеї проекту	76
9.3.	Аналіз ринкових можливостей запуску стартап - проекту	77
9.4.	Розробка ринкової стратегії стартап-проекту	83
9.5.	Розробка маркетингової програми стартап-проекту	85
	Висновки до розділу	88
	ВИСНОВКИ	89
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:	91

Перелік умовних скорочень

ООШ – основна опора шасі;

ПЗ – програмне забезпечення;

ЗПС - злітно – посадкова смуга;

БЗПС – бетонна злітно – посадкова смуга;

ГЗПС – ґрунтова злітно – посадкова смуга;

СЕМ – скінчено - елементна модель;

СЕА – скінчено - елементний аналіз;

CAD – Computer - aided design

CAM – Computer - aided manufacturing

CAE – Computer - aided engineering

ВСТУП

При проектуванні нового літального апарату необхідно забезпечити виконання вимог норм льотної придатності [1] до характеристик, раціонального використання ресурсів, екологічності та інших аспектів одночасно з вирішенням задач оптимізації.

Однією з задач при проектуванні є забезпечення достатніх ресурсних характеристик та відповідність конструкції вимогам CS-25 та FAR 25. Від них залежить строк служби конструкції, надійність конструкції, кількість витрат на обслуговування, продуктивність. Оптимізація цих характеристик конструкції на етапі проектування в подальшому зменшить ризики виходу з ладу конструкції через передчасне зародження та ріст тріщини, забезпечить оптимальне використання матеріалів, зменшить витрати на обслуговування. З розвитком сучасних технологій структурного аналізу можна проаналізувати велику кількість можливих варіантів роботи конструкції та отримати дані про те як саме себе поводить. За допомогою нових методів та інструментів по оптимізації можна оперувати та варіювати параметрами деталі та визначити їх оптимальні значення для забезпечення гарних показників довговічності разом з тим не погіршивши інші ключові характеристики.

Основна опора шасі є одним з ключових агрегатів літака. Оптимізації ресурсних характеристик опори дає можливість збільшити строк служби опори, збільшити економічну ефективність та покращити надійність.

Метою даної роботи є проведення оптимізації ресурсних характеристик основної опори шасі літака Ан-32 та розробки нового підходу до оптимізації ресурсних характеристик деталей та надання рекомендацій для їх покращення.

1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНИХ РОБІТ ПО ВИЗНАЧЕННЮ ТА ОПТИМІЗАЦІЇ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Головною причиною втомних руйнувань конструкції є циклічні навантаження, що діють на конструкцію в процесі її експлуатації призводячи до накопичення пошкоджень, що в свою чергу призводить до зародження втомної тріщини, її розвиток та руйнування.

Циклічні навантаження характеризуються навантаженнями, що повторюються рівної або нерівної величини. Ці навантаження діють періодично або випадково на конструкцію при випробуваннях або в процесі експлуатації. Повторні навантаження виражають через цикли.

Циклом навантаження називають послідовність значень змінних навантажень за один період процесу їх зміни. Цикл повторних навантажень може описуватися двома параметрами якими можуть бути:

- Мінімальна і максимальне навантаження;
- Мінімальне навантаження та розмах;
- Амплітуда навантажень та її середня величина.

Цикли можуть бути симетричні та асиметричні. Симетричним циклом називаю такий цикл максимум і мінімум якого рівні по абсолютній величині, але протилежні по знаку. Асиметричним циклом називають цикл в якого максимум та мінімум навантаження різні по абсолютній величині.

1.1. Визначення ресурсних характеристик.

Для оцінки довговічності конструкції використовують такі методи:

- Аналітичний
- Експериментальний;
- Числовий.

Аналітичний метод базується на теоретичній моделі та формулах. Аналітичний метод допускає припущення та спрощення, які можуть не

відображати реальну поведінку моделі, що в наслідку призведе до результатів які не відображають реальну поведінку деталі.

Числовий метод базується на комп'ютерному моделюванні. При такому методі створюється розрахункова модель та проводиться СЕА для отримання напружень, що виникають в конструкції під час дії навантаження для подальшого розрахунку ресурсу. Такий метод є більш точним ніж аналітичний, але вимагає більше обчислювальної потужності, що прямо впливає на час видачі результату.

Експериментальний метод полягає у проведенні стендових лабораторних випробувань на повно розмірних моделях на стенді. Такий метод є найбільш точним, але водночас є найбільш вартісним, трудомістким та часозатратним.

Стендові лабораторні випробування конструкцій літака проводяться для визначення характеристик ресурсу та зносу складових авіаційної конструкції на всіх етапах життєвого циклу літака. При випробуваннях визначається:

- Характеристик втоми;
- Залишкова міцність;
- Зношування;
- Тривалості розвитку тріщини;

Лабораторні випробування поділяються на чотири види:

- 1) Випробування на етапі робочого проектування. На даному етапі проводять випробування для визначення та підтвердження втомних, зносостійких та тріщиностійких характеристик найбільш відповідальних агрегатів літака зміна конструкції яких веде за собою значну зміну конструкції інших агрегатів. Конструкції для випробувань виготовляють з випередженням графіку виготовлення складових компонентів. В результаті визначаються середні значення довговічності, зносу та швидкості росту тріщини під дією навантажень що імітують експлуатаційні навантаження.
- 2) Контрольні попередні випробування на етапі виготовлення дослідних зразків літака. Такі випробування проводяться з цілю підтвердження технічних характеристик та відповідність параметрам якості дослідних

зразків. Відповідність цим параметрам дає змогу оцінити можливості продемонструвати дослідний зразок на приймальні випробування. Під час випробувань вирішуються наступні завдання:

- Дослідження впливу зовнішнього впливу на функціональні характеристики агрегатів та довговічність його вузлів;
- Дослідження залишкової міцності силової конструкції з регламентними пошкодженнями;
- Дослідження впливу внутрішніх факторів на функціональні характеристики агрегатів, бо систем. Також досліджується навантаженість окремих деталей агрегатів або систем;
- Доопрацювання та доводження функціональних характеристик агрегатів до відповідності вимогам технічного завдання;
- Уточнення режимів навантаження, необхідних для сертифікаційних випробувань.

3) Сертифікаційні випробування

Сертифікаційні випробування – це контрольні випробування серійного екземпляра конструкції або системи літака. Ціль даних випробувань полягає у встановленні відповідних характеристик ресурсу об'єкта національним або міжнародним нормативно-технічним документам. Результатом даних випробувань є:

- Визначення та уточнення відпрацювання ресурсу, можливостей ремонту, заміни окремих деталей.
- Фіксація граничного стану об'єкту на основі контролю параметрів об'єкта та дослідження його технічного стану.

4) Контрольні періодичні та типові випробування на етапі серійного виготовлення та регулярної експлуатації. Контрольні періодичні та типові випробування на етапі серійного виготовлення та регулярної експлуатації проводяться у випадку внесення змін в конструкцію або технологію виготовлення з цілю оцінити вплив змін на ресурсні та функціональні характеристики виробу. Також такі випробування проводять у випадку

зміни умов експлуатації та в тих випадках де не всі експлуатаційні фактори, що впливають на ресурс агрегатів були відтворені в сертифікаційних випробуваннях.

При лабораторних випробуваннях авіаційної конструкції враховуються такі фактори впливу як:

- Зовнішні навантаження що діють на конструкцію при русі по аеродрому та польоті;
- Основні функціональні навантаження які діють на механічні системи;
- Функціональні навантаження, що діють на механічні системи на нестационарних режимах роботи;
- Додаткові зовнішні навантаження, що виникають в елементах механічних систем при деформаціях основної конструкції;
- Додаткові функціональні навантаження, що виникають в елементах систем при несиметричній роботі бустерів, рульових агрегатів тощо;
- Вібрації, коливання та ударні навантаження;
- Температури;
- Потрапляння у змазку бруду, струшки на відкритих поверхнях, окиснення змазки;
- Інші види атмосферних впливів.

На рисунку 1.1.1 представлений узагальнений вигляд циклу ресурсних випробувань авіаційних конструкцій[2].

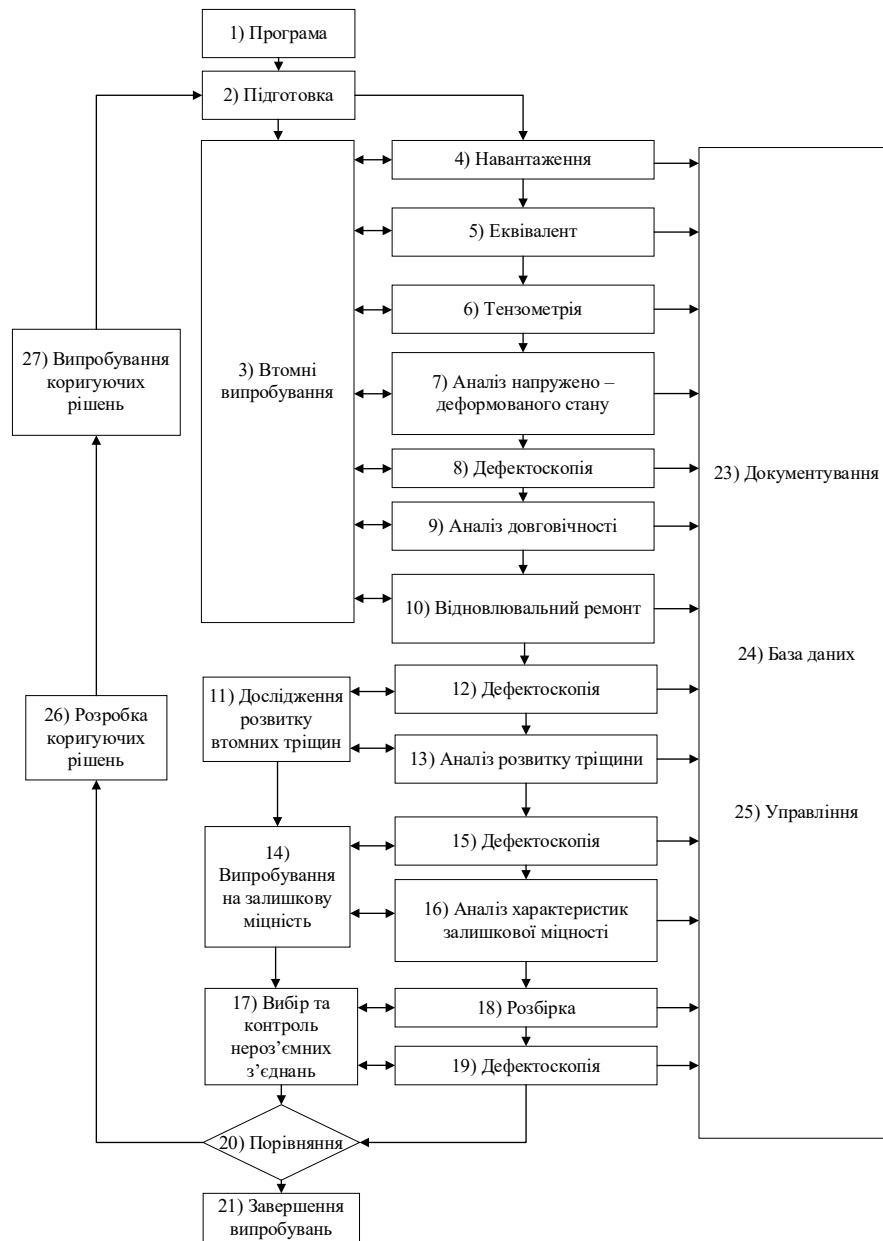


Рис 1.1.1. Узагальнена схема циклу ресурсних випробувань

Послідовність робіт при випробуванні:

- 1) Розробка плану-програми випробувань;
- 2) Виготовлення натурального об'єкту випробування та створення випробувального стенду;
- 3) Встановлення випробування в об'ємі не менше двох проектних ресурсів;
- 4) Вимірювання змінних навантажень, що відтворюються в стендових умовах;
- 5) Оцінка еквівалентності умов випробувань умовам реальної експлуатації;

- 6) Тензометрія об'єкту випробувань;
- 7) Порівняльний аналіз результатів тензометрії та розрахунку напружено-деформованого стану об'єкту випробувань;
- 8) Дефектоскопія об'єкту випробувань;
- 9) Порівняльний аналіз результатів дефектоскопії та розрахункового прогнозу довговічності;
- 10) Відновлювальний ремонт пошкоджених зон об'єкту випробувань;
- 11) Дослідження розвитку тріщини;
- 12) Дефектоскопія зон, що пошкоджені втомними тріщинами або штучними пошкодженнями;
- 13) Порівняльний аналіз тривалості розвитку тріщини, що були отримані при випробуваннях та прогнозовані по розрахунку;
- 14) Проведення випробувань на залишкову міцність;
- 15) Дефектометрія зон, що пошкоджені втомними тріщинами або зі штучним пошкодженням;
- 16) Порівняльний аналіз характеристик залишкової міцності, що тримані при випробуваннях та прогнозовані по розрахунку;
- 17) Розбірка та дефектоскопія нероз'ємних з'єднань;
- 18) Розбірка нероз'ємних з'єднань;
- 19) Дефектоскопія не роз'ємних з'єднань;
- 20) Аналіз та порівняння оцінок параметрів та характеристик з параметрами та характеристиками, передбачуваними програмою випробувань;
- 21) Завершення випробувань при задовільних результатах;
- 22) Реєстрація проміжних та кінчених результатів основних етапів випробувань;
- 23) Проведення фіксації та документування результатів випробувань;
- 24) Формування бази даних;

- 25) Управління процесом випробувань;
- 26) Визначення коригуючих рішень;
- 27) Виконання коригуючих рішень.

Під час проведення випробувань необхідно враховувати певний ряд вимог:

- Потрібно максимально відтворити реальні умови експлуатації об'єкту випробувань. Для цього необхідно врахувати якомога повний спектр чинників що впливають на об'єкт як з боку суміжних елементів, агрегатів, вузлів так і з боку зовнішнього середовища;
- Скорочення вартості випробувальних робіт шляхом широкого використання засобів автоматизації випробувань;
- Забезпечення максимальної достовірності результатів випробувань за рахунок використання адекватних методів та засобів випробувань.

На рисунках 1.1.2 показано стенд з вмонтованою основною опорою шасі літака Bombardier CRJ 700 [3] для ресурсних випробувань. Опора шасі кріпиться до стенду через вузли кріплення. Колесо замінене на так зване «фальшиве колесо» до якого прикріплені тяги які симулюють навантаження по осі Z та сил тертя.



Рис 1.1.2. Ресурсні випробування основної опори шасі Bombardier CRJ 700.

1.2. Способи оптимізація ресурсних характеристик

Оптимізація ресурсних характеристик – це процес покращення та підвищення строку служби та довговічності деталей, систем тощо. Метою оптимізації є:

- Збільшення строку служби об'єкту;
- Підвищення надійності;
- Зменшення витрат на виробництво;
- Раціональне використання матеріалу;
- Зменшення частоти поломок;
- Зменшення витрат на обслуговування та ремонт;
- Покращення безпеки

До основних параметрів якими можна оперувати аби покращити ресурсні характеристики деталі є:

- Геометрія виробу;
- Матеріал;

Геометрія деталі чи конструкції впливає на розподіл напружень і помилки в проектуванні можуть призвести до появи концентрацій напружень, що може призвести до появи тріщин та дефектів. Для покращення ресурсних характеристик потрібно мінімізувати гострі переходи поверхонь та кути які є концентраторами напружень.

Характеристики матеріалу мають значний вплив на ресурсні характеристики деталі. Характеристики міцності, стійкість до корозії та температур та інші характеристики матеріалу впливають на його довговічність.

Висновки по розділу

В даному роботі було проведено огляд існуючих методів визначення ресурсних характеристик та методів їх оптимізації. Для визначення ресурсних характеристик можна використати аналітичний, числовий або ж експериментальний метод. Для оптимізації ресурсних характеристик можна піти шляхом зміни матеріалу, геометричних характеристик або ж покращити спосіб виготовлення матеріалу.

2. АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ ВИПРОБУВАНЬ ОСНОВНОЇ ОПОРИ ШАСІ.

Для проведення ресурсних випробувань, опора шасі встановлюється у спеціальний стенд для ресурсних випробувань (рис 2.1). ООШ встановлюють в стенд та закріплюють в рамі стенду у вузлах кріплення до літака. На вісь ООШ встановлюють хибні колеса які мають таку ж вагу як і реальні колеса. Навантаження здійснюється за допомогою гідроциліндрів. До гідроциліндрів кріпляться динамометри які вимірюють зусилля які діють на шасі. Тяги кріпляться за допомогою сферичних шарнірів.

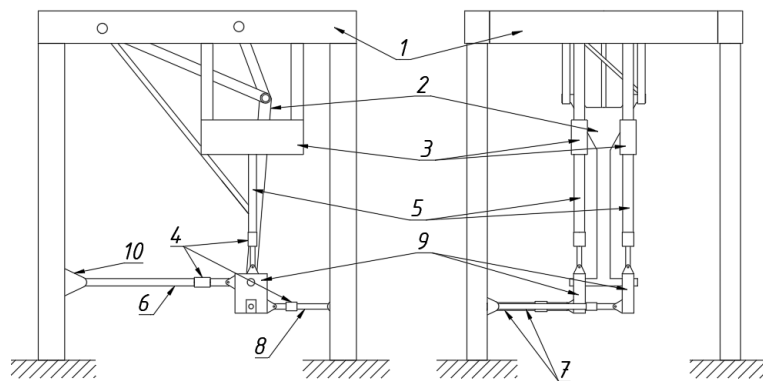


Рис 2.1 Схема стенду для ресурсних випробувань ООШ

1 – рама стенду; 2 – ООШ; 3 – підвіска; 4 – динамометри; 5 – гідроциліндр для відтворення навантажень P_y ; 6 – гідроциліндр для відтворення навантажень P_{x0} ; 7 – гідроциліндр для відтворення навантажень P_z ; 8 – гідроциліндр для відтворення навантажень P_{xt} ; 9 – хибні колеса; 10 – сферичний шарнір.

Схема прикладення навантажень на ООШ показана на рисунку 2.2.

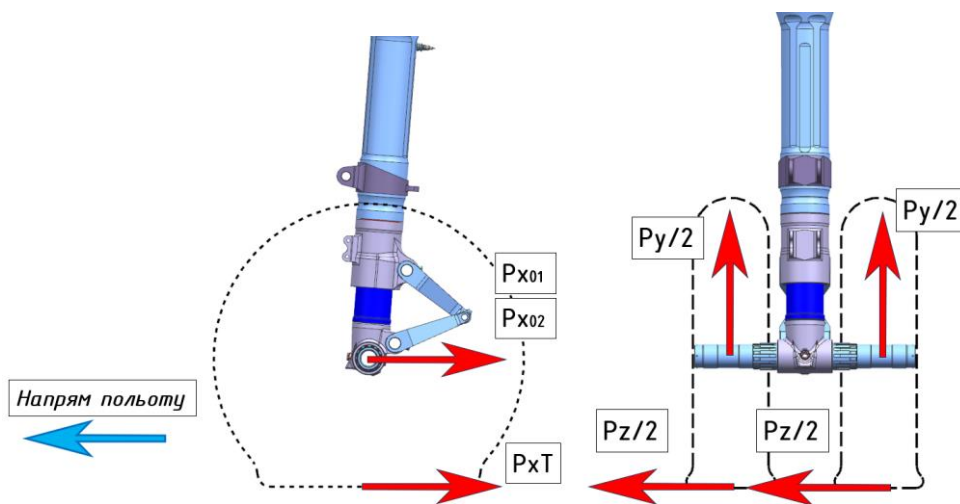


Рис 2.2. Схема прикладення навантаження на основну опору шасі

Додатній напрям сил прийняті:

P_y – вертикально ввєрх;

P_x – проти польоту;

P_z – до осі літака.

Розподіл програмних навантажєнь між колесами по 50% на колесо (напіввєсь).

Випробування були виконані в об'ємі 79870 лабораторних польотів. Руйнування лівї труби корпусу циліндра відбулося при 67995 (рис 2.2.) лабораторних польотів і після ремонту при 79870 (рис 2.3.) лабораторних польотів. При значені 52570 лабораторних польотів відбулося руйнування правї труби (рис 2.4) корпусу циліндра. Для продовження випробувань цю зону відремонтували.



Рис 2.2. Руйнування лівї труби циліндра.



Рис 2.3. Руйнування лівї труби корпусу циліндра при значені N=79870



Рис 2.4. Руйнування правої труби циліндра.

Висновки по розділу

В даному розділі було розглянуто та проведено аналіз результатів випробування. Було проаналізовано схему навантаження опори шасі. За результатами лабораторних випробувань перша руйнування конструкції відбулася у верхній зоні правої труби траверси при 52570 лабораторних польотів. Після ремонту було продовжено випробування та при 67995 лабораторних польотів відбулося руйнування лівої труби у верхній частині та після ремонту на 79870 відбулося друге руйнування лівої труби.

3. ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ НА ОСНОВНУ ОПОРУ

Навантаження, що діють на опору шасі в процесі експлуатації можна розділити на окремі режими такі як:

- Старт;
- Рулювання до розбігу;
- Розбіг;
- Посадка;
- Пробіг;
- Рулювання після пробігу.

Такі режими характеризуються різним поєднанням сил, що діють на опору шасі.

В процесі типового польоту на основну опору шасі діють такі сили:

P_y – сила, що направлена по нормалі відносно поверхні ЗПС;

P_{x0} – лобова сила яка прикладається до осі колеса;

P_{xt} – лобова сила тертя яка виникає при гальмуванні колеса та прикладається до місця контакту колеса з ЗПС;

P_z – бокова сила яка прикладається до контакту колеса та ЗПС.

3.1. Визначення зовнішніх навантажень на опору шасі.

Вихідні дані:

- Максимальна маса при посадці $m_{\text{пос}} = 27000$ кг;
- Кількість коліс на опорі $z = 2$;
- Кількість амортизаторів на опорі $x = 1$;
- Кількість основних опор $r = 2$;
- Посадкова швидкість - 220 км/год;
- Обтиск пневматику – 435 мм.

Коефіцієнт перевантаження при зльоті приймаю:

$$n_{\text{зл}}^e = 2, \quad (3.1)$$

Коефіцієнт перенавантаження $n_{\text{пос}}^e$ приймає значення [4]:

$$n_{\text{пос}}^e = 2,6 + \frac{4500}{m_{\text{пос}} + 2500} = 2,75, \quad (3.2)$$

Навантаження на опору шасі при зльоті визначається за формулою:

$$P_{\text{ст}}^{\text{зл}} = \frac{m_{\text{зл}}ga}{rzb}, \quad (3.3)$$

Навантаження на опору шасі при посадці визначається за формулою:

$$P_{\text{ст}}^{\text{пос}} = \frac{m_{\text{пос}}ga}{rzb}, \quad (3.4)$$

Так як в даній роботі розрахунок стояночного навантаження ведеться при максимально допустимих злітних та посадкових масах тобто $m_{\text{зл}} = m_{\text{пос}} = 27000$ кг, тоді:

$$P_{\text{ст}}^{\text{зл}} = P_{\text{ст}}^{\text{пос}} = \frac{m_{\text{зл}}ga}{rzb} = \frac{27000 * 9,81 * 0,435}{2 * 2} = 55602,48 \text{ Н або } 5669,875 \text{ кгс}, \quad (3.5)$$

де параметр $\frac{a}{b}$ приймемо 0,839.

3.2. Визначення програмного блоку навантажень.

Процес експлуатації основної опори шасі можна розділити на окремі режими [5]:

- Старт;
- Рулювання до розбігу;
- Розбіг;
- Посадка;
- Пробіг;
- Рулювання після пробігу.

Режими відрізняються один від одного різними наборами навантажень, значеннями перевантажень та їх приросту.

Основним параметром, що визначає значення перевантаження при режимах польоту є прирощування перевантаження Δn при обтиску опори на 50 мм.

Обтиск опори визначається шляхом складання обтиску амортизатора та пневматику при однакових навантаженнях на опору та пневматик. Діаграма обтиску опори ООШ зображена на рисунку 3.2.1.

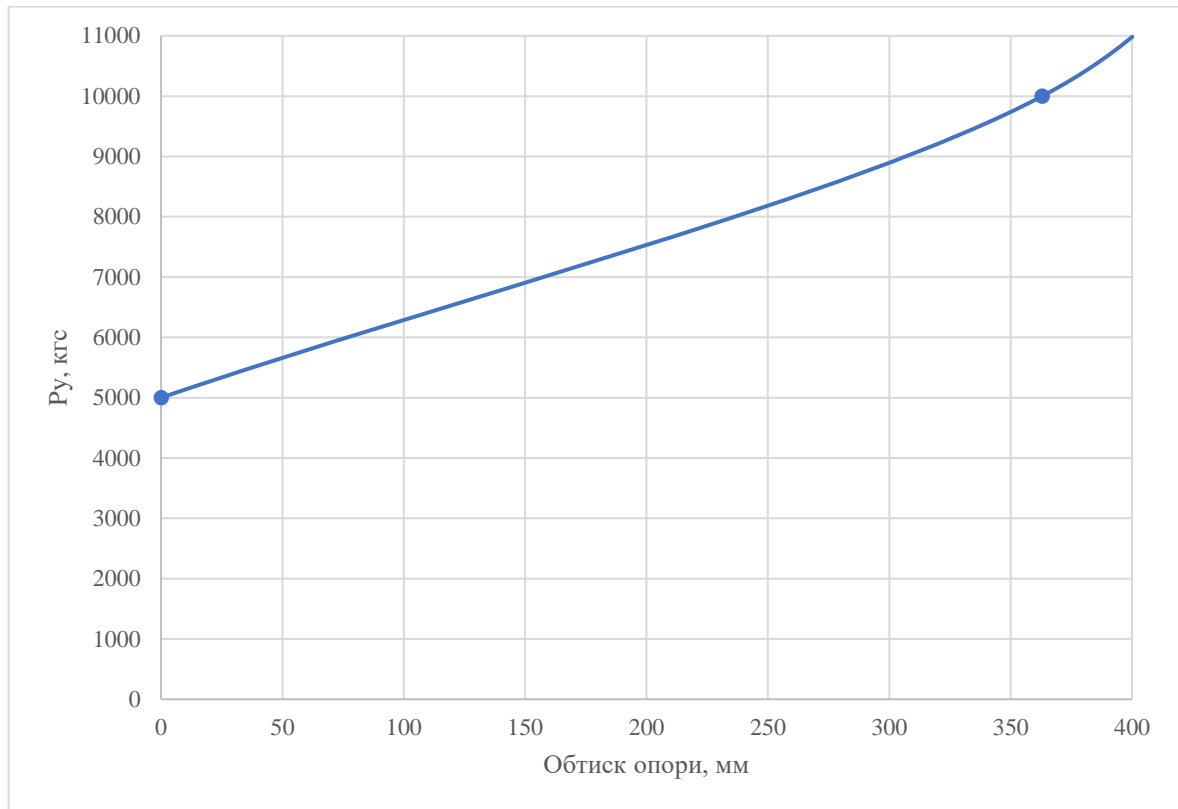


Рис 3.2.1 Діаграма обтиску ООШ

Приріст перевантаження при експлуатації з БЗПС та ГЗПС визначається за формулою:

$$\Delta n = \frac{\Delta P}{P_{ст}}, \quad (3.6)$$

де $\Delta P = 0.23$ - різниця між навантаженням та навантаженнями при збільшенні обтиску опори на 50 мм.

Розрахунок для експлуатації з БЗПС та ГЗПС на деяких режимах полоту відрізняється. В даній роботі проводиться розрахунок навантажень при експлуатації з ГЗПС.

Режим старту:

При старті опора шасі сприймає сили P_y та $P_{хт}$ величина яких змінюється при зміні тяги двигуна літака. Навантаження визначаються за формулами:

$$P_{y1} = P_{ст}^{зл}, \quad (3.7)$$

$$P_{y2} = P_{ст}^{зл} - P_d, \quad (3.8)$$

де P_d – величина розвантажування опори за рахунок тяги двигуна, яка рівна 1655 кгс.

$$P_{хт} = \frac{T_d}{N}, \quad (3.9)$$

де T_d – розрахункова тяга двигунів літака на старті. Приймаємо $T_d = 9400$ кгс;

N – кількість основних опор на літаку.

Рулювання до злету:

При рулювання на опорі шасі діє сила P_y та визначається за формулами:

$$P_{y1} = P_{ст}^{3л}(1 + \Delta n), \quad (3.10)$$

$$P_{y2} = P_{ст}^{3л}(1 - \Delta n), \quad (3.11)$$

Режим розбігу:

При режимі розбігу на опорі діють сили P_y , P_{x0} та P_z . Їх значення можна визначити за наступними формулами:

$$P_{y1} = P_{ст}^{3л}(1 + \Delta n), \quad (3.12)$$

$$P_{y2} = P_{ст}^{3л}(1 - \Delta n), \quad (3.13)$$

$$P_{x01} = -P_{x02} = P_{ст}^{3л}(0.2 + 0.53\Delta n), \quad (3.14)$$

$$P_{z1} = -P_{z2} = P_{ст}^{3л}(0.12 + 0.53\Delta n), \quad (3.15)$$

Режим посадки:

При посадковому ударі на опорі діють сили P_y , P_{x0} та P_z . Навантаження на основну опору визначаються наступним чином:

$$P_y = P_{ст}^{пос}, \quad (3.16)$$

$$P_{x01} = -P_{x02} = 0,6P_y, \quad (3.17)$$

$$P_{z1} = -P_{z2} = 0,4P_y, \quad (3.18)$$

Режим пробігу:

Після посадкового удару відбувається гальмування літака і в такому випадку додатково до сил P_{y1} , P_{y2} , P_{x0} та P_z виникає сила $P_{хт}$:

$$P_{y1} = P_{ст}^{пос}(1 + 0.65\Delta n), \quad (3.19)$$

$$P_{y2} = P_{ст}^{пос}(1 - 0.65\Delta n), \quad (3.20)$$

$$P_{x01} = -P_{x02} = P_{ст}^{пос}(0.14 + 0.53\Delta n), \quad (3.21)$$

$$P_{хт} = 0,3P_{ст}^{пос}, \quad (3.22)$$

$$P_{z1} = -P_{z2} = P_{ст}^{пос}(0.26 + 0.53\Delta n), \quad (3.23)$$

Рулювання після пробігу:

При рулювання на опорі шасі діє сила P_y та визначається за формулами:

$$P_{y1} = P_{ст}^{noc}(1 + \Delta n), \quad (3.24)$$

$$P_{y2} = P_{ст}^{noc}(1 - \Delta n), \quad (3.25)$$

Розрахункові значення навантажень занесені в таблицю 3.2.1. В таблиці 3.2.2 наведені зведені значення навантаження для побудови блоку навантажень типового польоту. На рисунку 3.2.2 зображено графік блоку навантажень типового польоту.

Таблиця 3.2.1.

Результати розрахунку навантажень.

	Режим польоту	Максимум, кгс	Мінімум, кгс	Число циклів
P_y	Старт	5669,88	4014,88	1
	Рулювання до злету	6990	4349,75	5
	Розбіг	6990	4349,75	4
	Посадка	5669,88	0,00	2
	Пробіг	6527,96	4811,79	6
	Рулюванні після пробігу	6990	4349,75025	6
P_{x0}	Старт	0	0	-
	Рулювання до злету	0	0	-
	Розбіг	1833,64	-1833,64	4
	Посадка	3401,93	-3401,93	2
	Пробіг	1493,45	-1493,45	7
	Рулюванні після пробігу	0	0	-
P_z	Старт	0	0	-
	Рулювання до злету	0	0	-
	Розбіг	1380,05	-1380,05	4
	Посадка	2267,95	-2267,95	2
	Пробіг	2173,83	-2173,83	6
	Рулюванні після пробігу	0	0	-
P_{xt}	Старт	2350	0	1
	Рулювання до злету	0	0	-
	Розбіг	0	0	-
	Посадка	0	0	-
	Пробіг	1700,96	0	6
	Рулюванні після пробігу	0	0	-

Зведені значення навантажень.

№	P_y	P_{x0}	P_{xt}	P_z
0	5669,88	0	2350	0
1	4014,88	0	0	0
2	6990	0	0	0
3	4349,75	0	0	0
4	6990	0	0	0
5	4349,75	0	0	0
6	6990	0	0	0
7	4349,75	0	0	0
8	6990	0	0	0
9	4349,75	0	0	0
10	6990	0	0	0
11	4349,75	0	0	0
12	6990	1833,64	0	1380,05
13	4349,75	-1833,64	0	-1380,05
14	6990	1833,64	0	1380,05
15	4349,75	-1833,64	0	-1380,05
16	6990	1833,64	0	1380,05
17	4349,75	-1833,64	0	-1380,05
18	6990	1833,64	0	1380,05
19	4349,75	-1833,64	0	-1380,05
20	5669,88	3401,93	0	2267,95
21	0,00	-3401,93	0	-2267,95
22	5669,88	3401,93	0	2267,95
23	0	-3401,93	0	-2267,95
24	6527,96	1493,45	1700,96	2173,83
25	4811,79	-1493,45	0	-2173,83
26	6527,96	1493,45	1700,96	2173,83
27	4811,79	-1493,45	0	-2173,83
28	6527,96	1493,45	1700,96	2173,83
29	4811,79	-1493,45	0	-2173,83
30	6527,96	1493,45	1700,96	2173,83
31	4811,79	-1493,45	0	-2173,83
32	6527,96	1493,45	1700,96	2173,83
33	4811,79	-1493,45	0	-2173,83
34	6527,96	1493,45	1700,96	2173,83
35	4811,79	-1493,45	0	-2173,83
36	6990	0	0	0
37	4349,75	0	0	0
38	6990	0	0	0
39	4349,75	0	0	0

Продовження таблиці 3.2.2

40	6990	0	0	0
41	4349,75	0	0	0
42	6990	0	0	0
43	4349,75	0	0	0
44	6990	0	0	0
45	4349,75	0	0	0
46	6990	0	0	0
47	4349,75	0	0	0

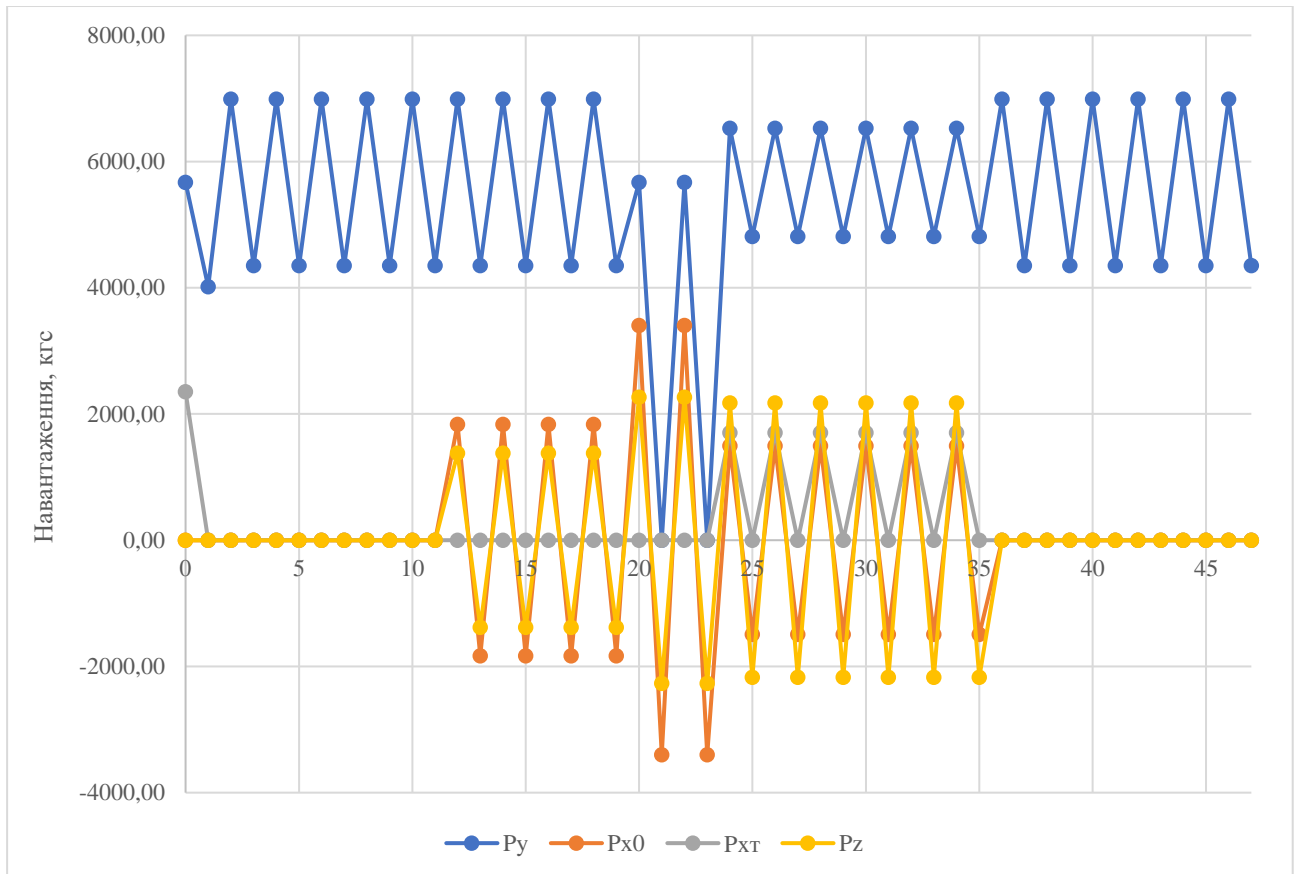


Рис 3.2.2 Блок навантажень типового польоту.

Висновки по розділу

В даній частині було визначено основні режими на яких працює основна опора шасі літака. А саме:

- Старт;
- Рулювання до розбігу;
- Розбіг;
- Посадка;
- Пробіг;

- Рулювання після пробігу.

Кожен з режимів польоту характеризується варіацією сил що діють на опору. Також було визначено експлуатаційні навантаження та визначено програмний блок навантажень для типового польоту.

4. РОЗРОБКА СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНОЇ МОДЕЛІ ШАСІ

4.1. Побудова скінчено-елементної моделі

4.1.1. Ідеалізація моделі

Просторові моделі зазвичай не підходять для створення скінчено-елементної моделі та аналізу [6], [7]. Причиною цього є деталізація і наявність великої кількості скруглень, фасок, малих отворів які можуть не впливати на результат розрахунку, але вимагають створення більш деталізованої сітки, що призводить до збільшення часу розрахунку. CAD геометрія ніколи не надається в такій формі яка підходить для СЕ аналізу так як CAD може призначатися для різних зацікавлених сторін окрім аналітиків СЕМ. Тому перед створенням скінчено-елементної моделі, геометрію «вчищають» від зайвих фасок, малих отворів, скруглень тощо.

CAD збірки зазвичай дуже об'ємні і містять болти, гайки, шайби які необхідні для збирання деталей. Такі деталі можна замінити простими одновимірними елементами або відкинути якщо вони не вносять великий вклад в результат.

При створенні ідеалізованої моделі основної опори шасі було ідеалізовано такі деталі:

- Траверса. Видалено отвір в нижній трубці (рис 4.1.1.1) та фаски у верхній частині траверси (рис 4.1.1.2);
- Вузол циліндра. Видалено отвір у проушині (рис 4.1.1.3);
- Головка штоку. Видалено отвори та напівсферичну впадину у нижній частині деталі і фаски (рис 4.1.1.4);
- Вісь. Видалено фаски та отвори (рис 4.1.1.5);
- Верхня ланка шліц – шарніру. Видалено отвори в нижній та верхній частині деталі та фаски в отворах (рис 4.1.1.6);
- Нижня ланка шліц – шарніру. Видалено отвори в нижній частині деталі та фаски в отворах (рис 4.1.1.7)
- Вуха. Видалено фаски в отворах (рис 4.1.1.8);
- Гайка. Видалено отвори в корпусі деталі (рис 4.1.1.9);

- Букса верхня. Видалено отвори в корпусі та фаски (рис 4.1.1.10);
- Втулка. Видалено фаски (рис 4.1.1.12);
- Опора ліва. Видалено отвір для змащування в зоні з'єднання до лівого вузла траверси та виступи навколо отвору на корпусі деталі (рис 4.1.1.13);
- Опора права. Видалено отвір для змащування в зоні з'єднання до правого вузла траверси (рис 4.1.1.14);

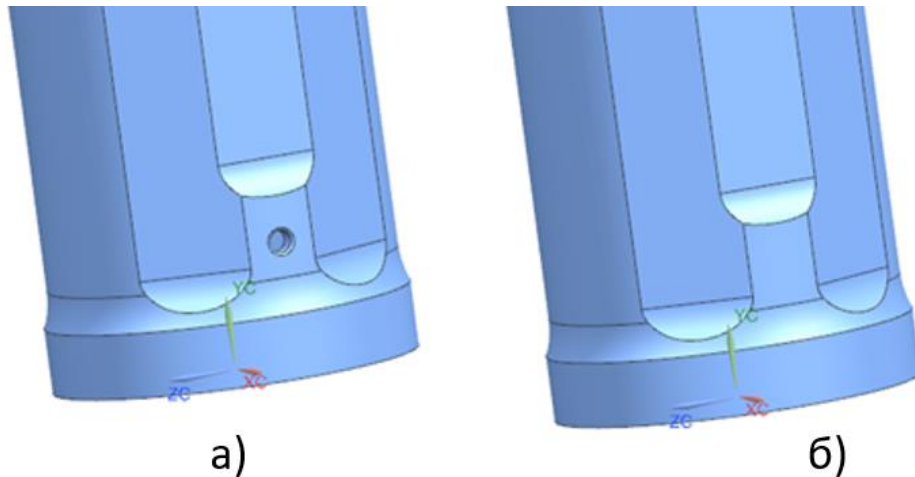


Рис 4.1.1.1 Траверса (нижня труба):

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

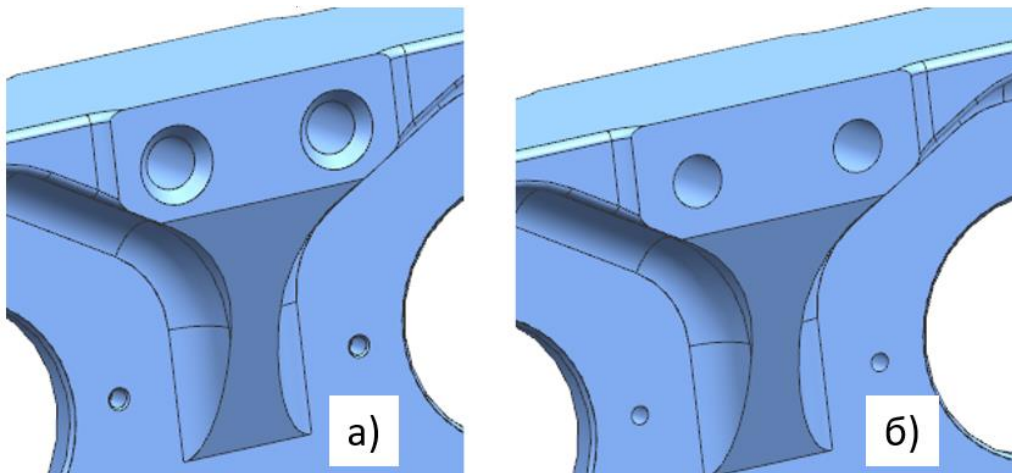


Рис 4.1.1.2 Траверса (верхня частина):

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

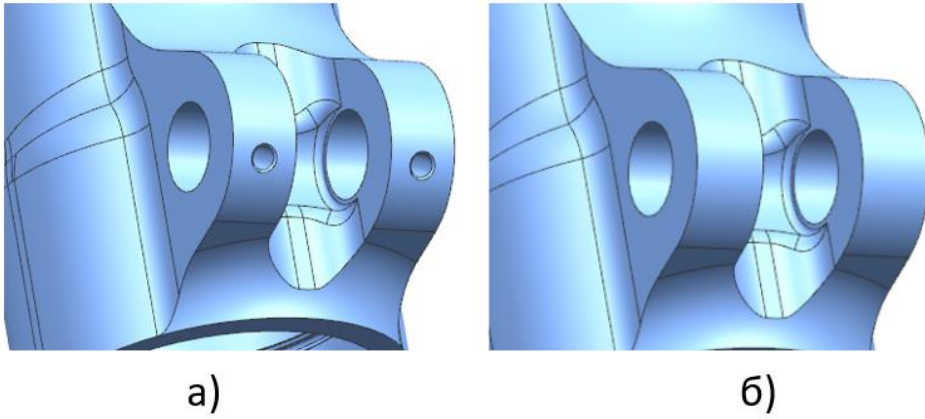


Рис 4.1.1.3 Провушина вузла циліндра:
 а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

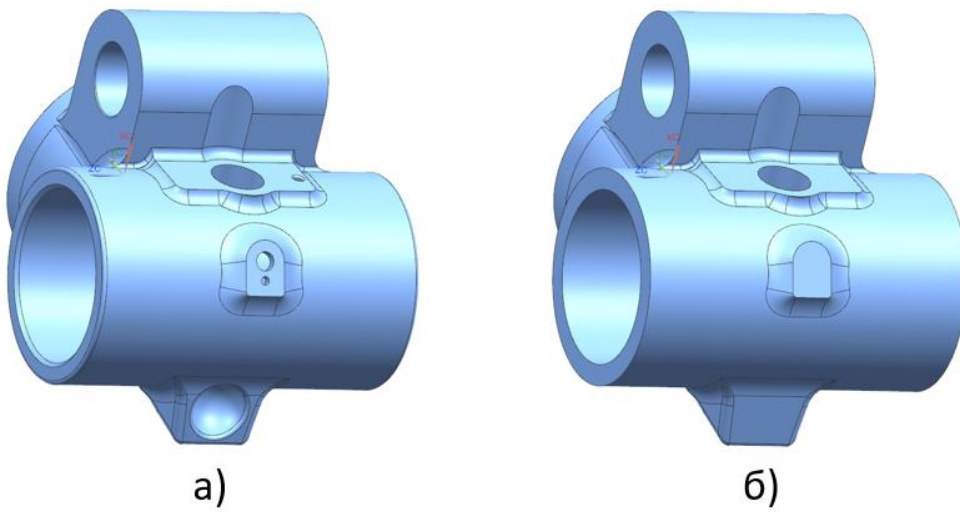


Рис 4.1.1.4 Головка штоку:
 а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

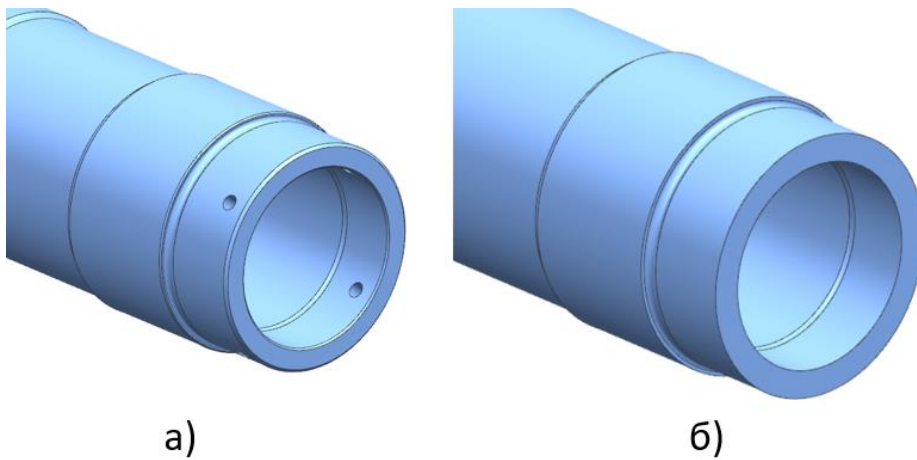


Рис 4.1.1.5 Вісь:
 а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

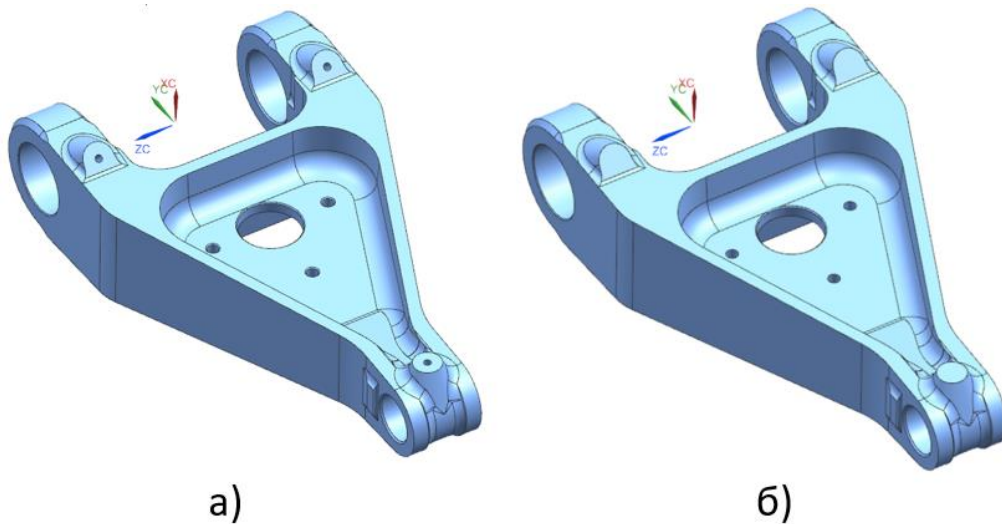


Рис 4.1.1.6 Верхня ланка шліц – шарніру:
 а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

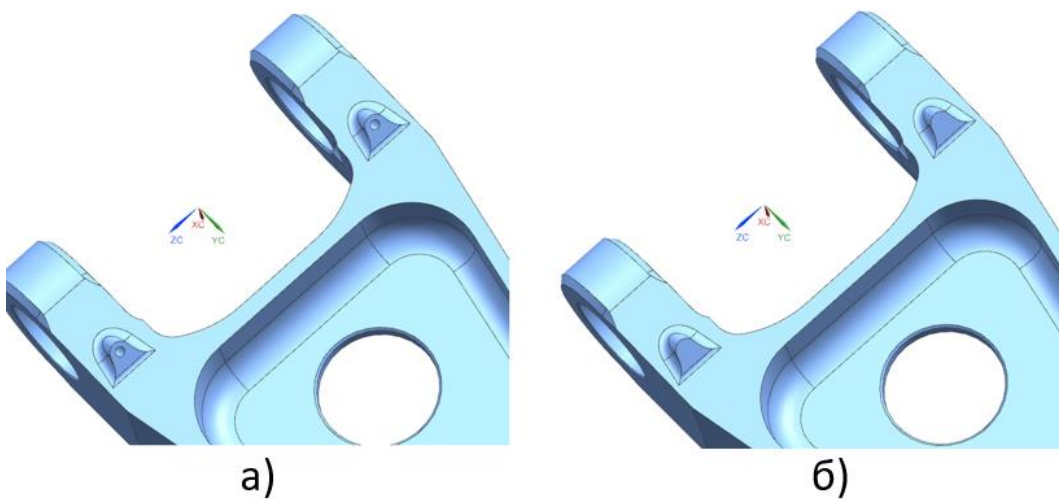


Рис 4.1.1.7 Нижня ланка шліц – шарніру:
 а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

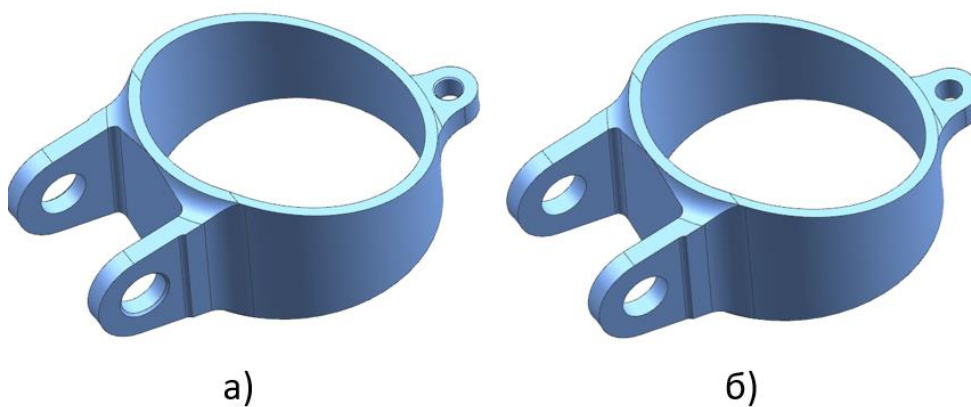


Рис 4.1.1.8 Вухо:
 а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

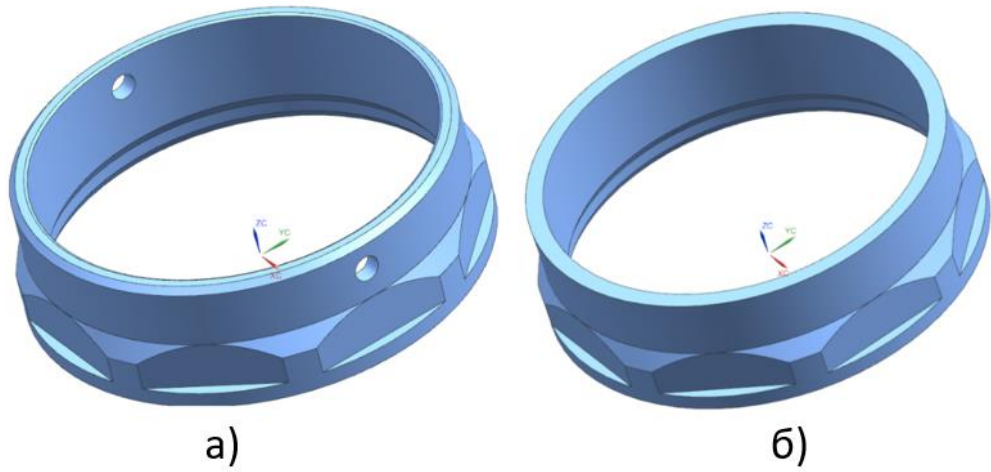


Рис 4.1.1.9 Гайка:

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

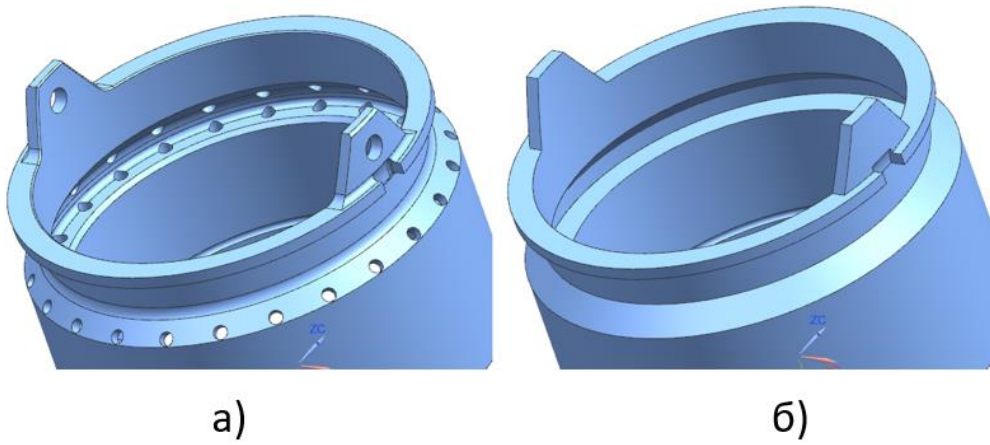


Рис 4.1.1.10 Букса верхня:

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

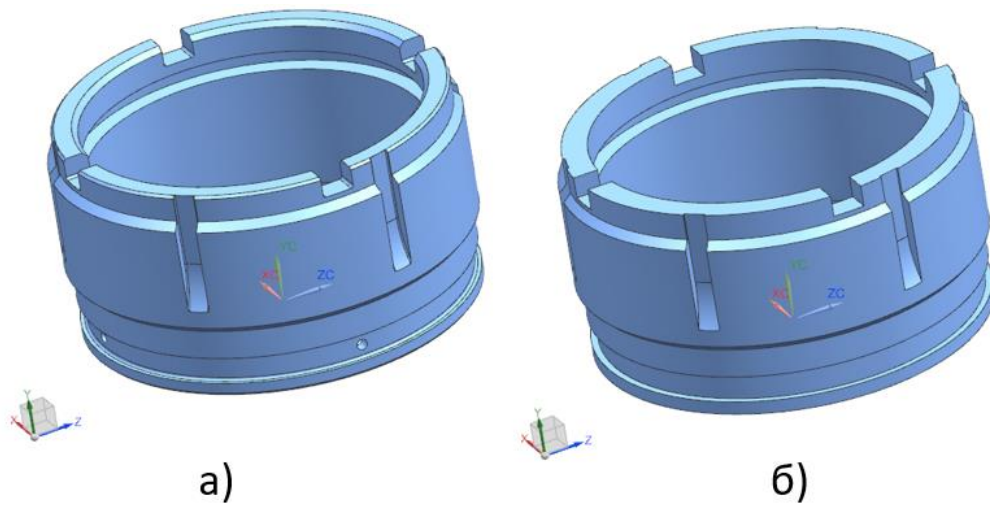


Рис 4.1.1.11 Букса нижня:

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

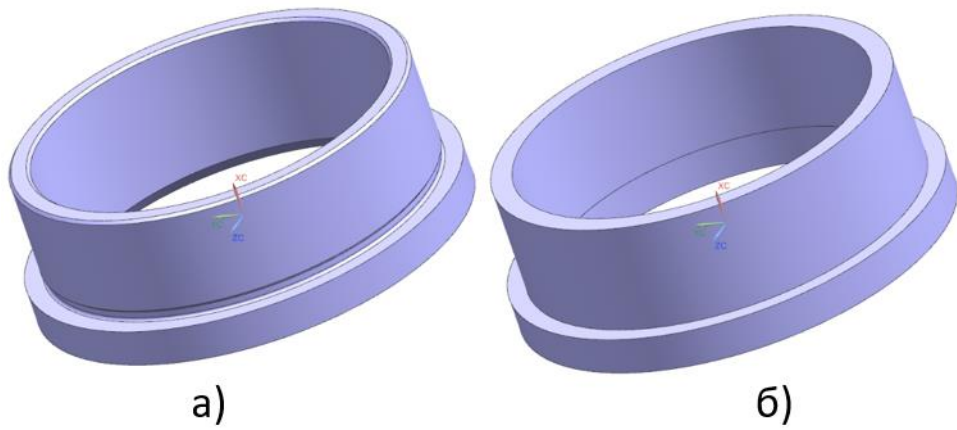


Рис 4.1.1.12 Втулка:

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

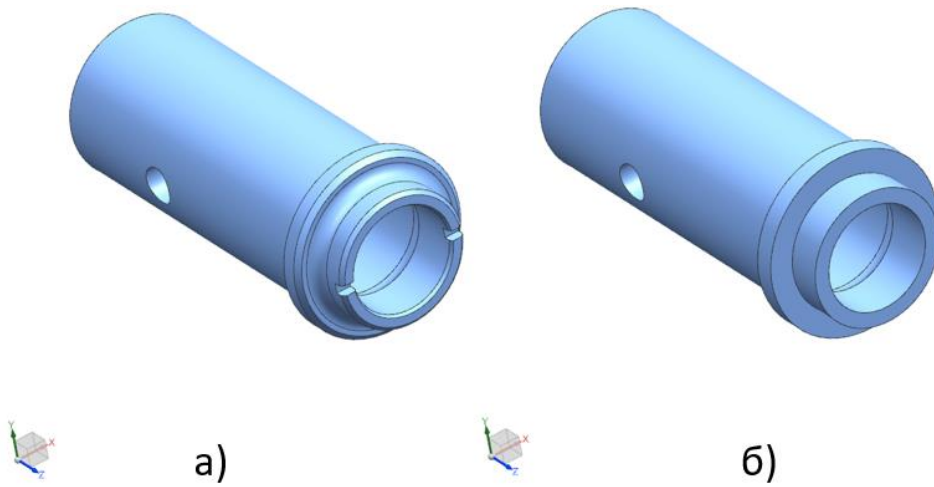


Рис 4.1.1.13 Палець:

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

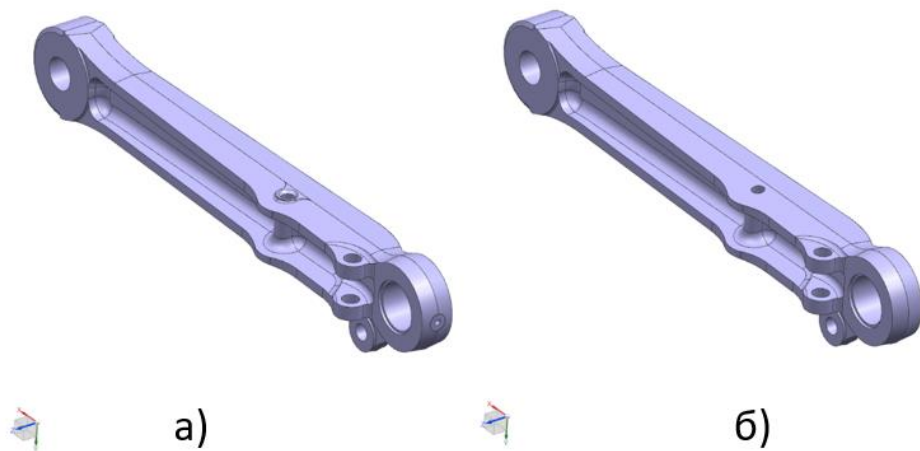


Рис 4.1.1.14 Стійка ліва:

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

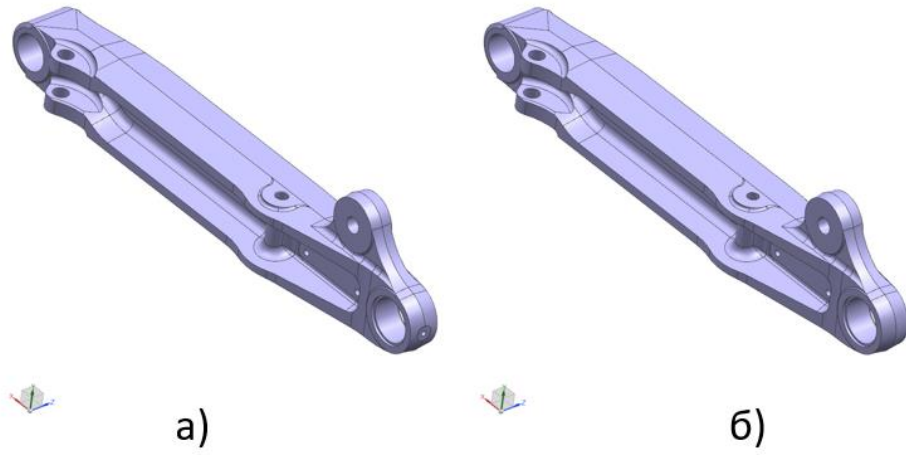


Рис 4.1.1.15 Стійка права

а - не ідеалізована модель; б - ідеалізована модель.

Загальний вигляд ідеалізованої основної опори шасі представлений на рисунку 4.1.1.15.

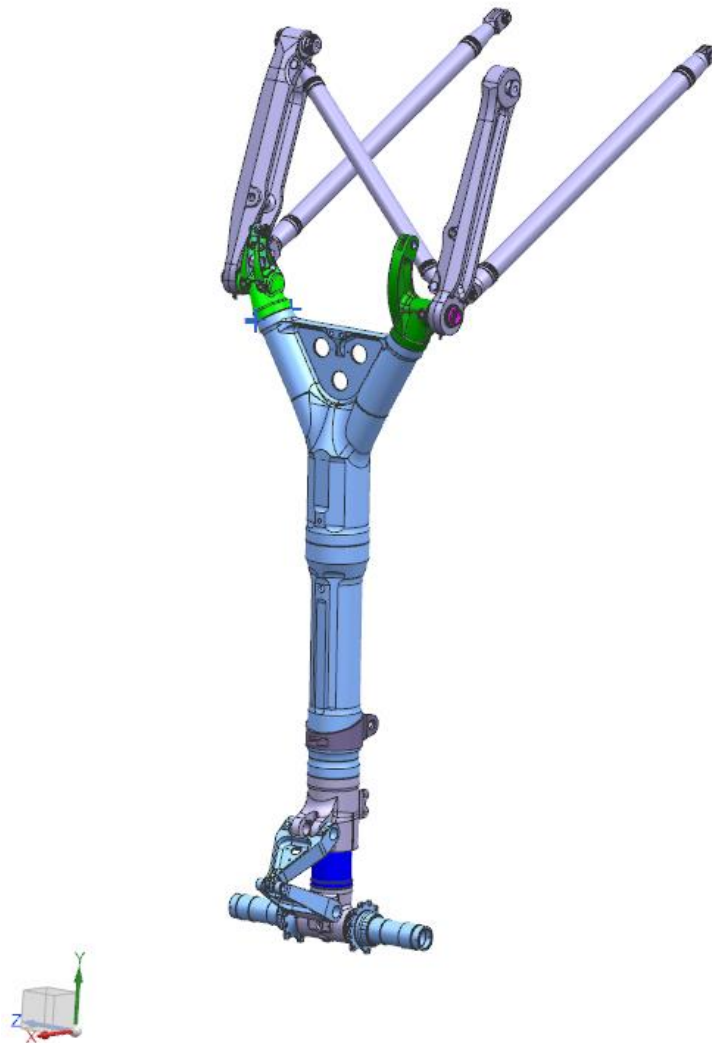


Рис 4.1.1.16 Ідеалізована модель основної опори

4.1.2. Вибір елементів для аналізу

Вибір типу елемента є важливою частиною в скінчено елементному аналізі так як тип елемента впливає на точність результатів, поведінку моделі, розмірність моделі та на необхідний час розрахунку.

Основні елементи, що використовуються в скінчено елементному аналізі поділяються на [6], [8]:

- 1D елементи;
- 2D елементи;
- 3D елементи;
- Спеціальні елементи, що використовуються для застосування граничних умов.

При виборі елементів слід враховувати такі аспекти:

- Тип елемента;
- Ступені свободи;;
- Точність;
- Вплив на тривалість розрахунку;

На рисунку 4.1.2.1 зображені варіанти елементів, що використовуються в структурному аналізі. На рисунку 4.1.2.2 зображено типи елементів та які деталі та конструкції вони моделюють.







CATEGORY	TYPE	NUMBER OF NODES
1D	Truss 	2
	Beam 	2
2D	Plain Strain of Stress 	3 or 4
	Membrane 	3 or 4
	Shell 	From 3 to 8
3D	Solid 	From 8 to 20

Рис 4.1.2.1. Типи скінчених елементів

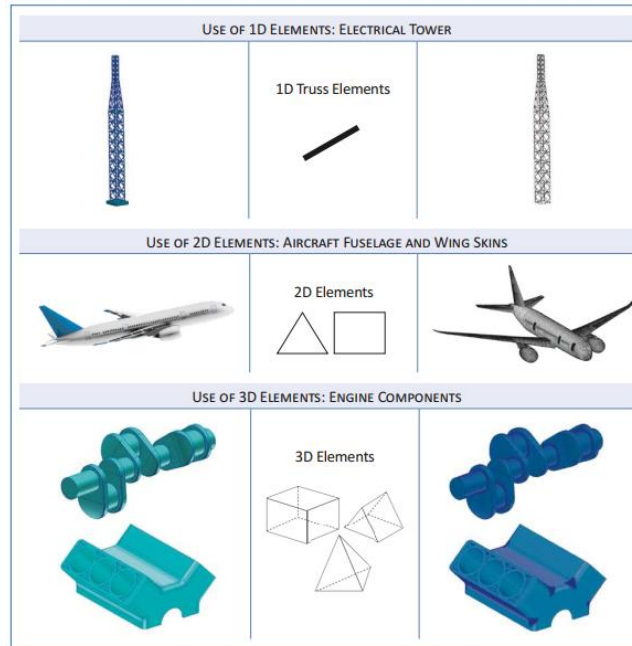


Рис 4.1.2.2. Типи елементів та які деталі і конструкції вони моделюють

1D елементи поділяються на:

- Елементи ферми
- Балочні елементи

Елементи ферми (рис 4.1.2.3) представляє собою довгий та тонкий елемент який має два вузли, які можуть бути орієнтовані в будь-якому напрямку в 3D просторі. Деталь добре передає осьове та крутне навантаження.

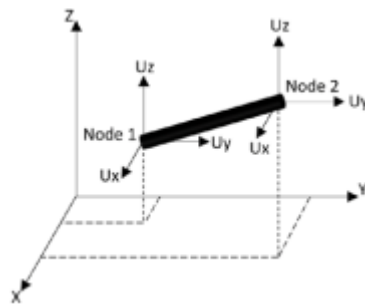


Рис 4.1.2.3. Елемент ферми

Елемент визначається постійним поперечним перерізом A та константою кручення J . Такі елементи використовуються для:

- Конструктивних частин
- Стрижнів
- Дискретних підсилювачів, ребр жорсткості

Балочний елемент (Рис 4.1.2.4) як і елемент ферми має два вузли які можуть бути орієнтовані в будь – якому напрямку в просторі. Балочний елемент має шість ступенів вільності.

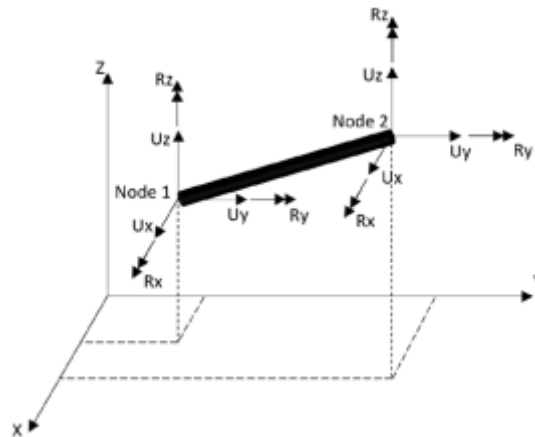


Рис 4.1.2.4 Балочний елемент

Такий елемент дозволяє моделювати складний поперечний переріз без моделювання геометрії.

1D елементи в моделі опори шасі використовуються у моделюванні деталей трубчастої форми такі як підкоси (рис 4.1.2.3, 4.1.2.4).



Рис 4.1.2.3 Підкос

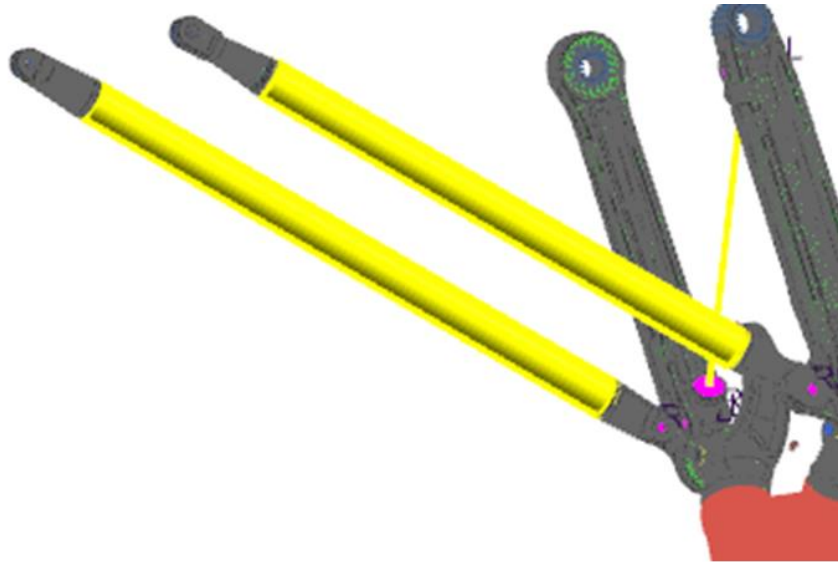


Рис 4.1.2.4 Ферма

2D елементи - це трикутні або чотирикутні елементи які мають лише два ступені свободи по переміщенню. Такі елементи використовуються для аналізу тонкостінних конструкцій, плит і тп. Існує три типи 2D елементів:

- Плити
- Мембрані
- Оболонкові

Як трикутні так і чотирикутні 2D елементи поділяються на лінійні та квадратичні. Трикутні лінійні елементи мають 3 вузли, а квадратні мають по 6 вузлів. Чотирикутні лінійні мають 4 вузли в свою чергу чотирикутні квадратні елементи мають 8 вузлів.

Плити – це двовимірні елементи з 2 або 4 вузлами які можуть орієнтуватися будь де у просторі (рис 4.1.2.5). Такі елементи можуть мати три ступені свободи де одна ступінь поступального руху та дві обертальні. Такі елементи використовують для моделювання кузовів автомобілів, корпусів кораблів тощо. Такий елемент використовується коли:

- Відсутнє обертання навколо нормалі елементу;
- Розподіл напружень по товщині є лінійним;
- Співвідношення товщини деталі до ширини чи довжини більше ніж 1/10.

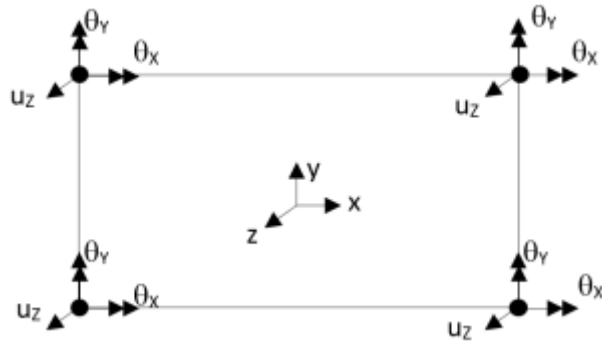


Рис 4.1.2.5 2D елементи плита

Мембранний елементу – це 3 або 4 вузлові 2D елементи (рис 4.1.2.6). Їх використовують в моделюванні тканин, тонких металевих оболонок. Також такі елементи можна використовувати як шаблон 3D елементів для зчитування поверхневих напружень.

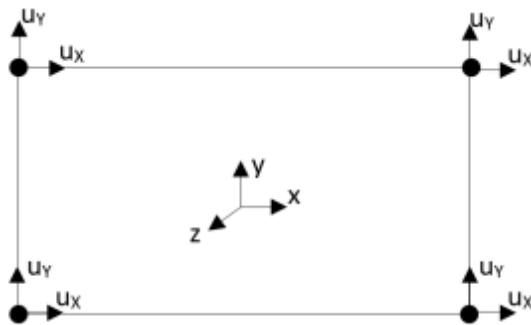


Рис 4.1.2.6 Мембрана зі двома ступенями вільності x та y по переміщенню

2D оболонкові елементи – це площинні елементи як можуть будь як орієнтуватися в просторі та мають п'ять ступенів свободи у вузлах, а саме:

- Три поступальні u_x , u_y , u_z ;
- Два обертальні θ_x , θ_y .

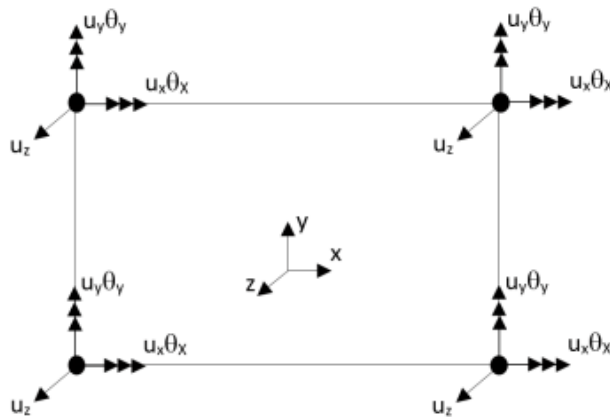


Рис 4.1.2.7 2D оболонковий елемент

Такі елементи використовуються для модулювання листів металі малої товщини.

При моделюванні опори шасі 2D елементи використовуються лише як шаблон на поверхні деталі для покращення якості 3D сітки на поверхні.

3D елементи – це тривимірні елементи які використовуюється для моделювання 3D-структур де не підходить застосування балочні або ж 2D елементи.

3D елементи поділяються на:

- Тетраедальні (TET) мають три грані;
- Гексагональні (HEX) мають шість граней;
- Призматичні (PENTA) мають п'ять граней.

Всі ці елементи поділяються на лінійні та квадратичні. Відповідно

- Тетраедальні (TET). Лінійні мають 4 вузла. Квадратичні мають 10 вузлів;
- Гексагональні (HEX). Лінійні мають 8 вузлів. Квадратичні мають 20 вузлів;
- Призматичні (PENTA). Лінійні мають 6 вузлів. Квадратичні мають 15 вузлів.

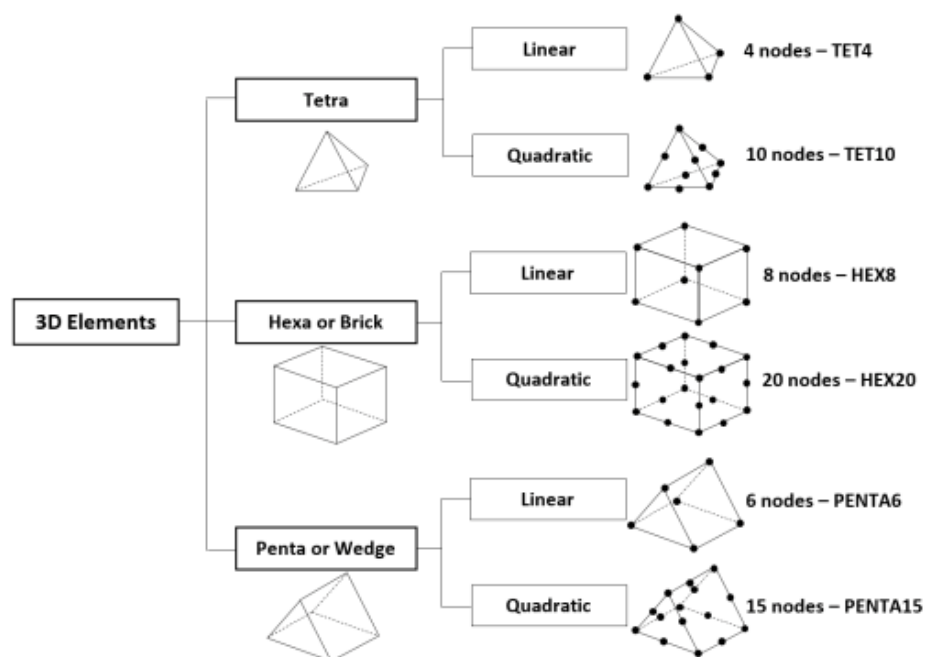


Рис 4.1.2.8 3D елементи та їх типи

3D елементи використовуються для моделювання деталей складної форми які не можна описати 1D чи 2D елементами. Такі елементи зазвичай мають більше ступенів свободи ніж 1D чи 2D елементи тому для розрахунку такої моделі вимагає більше потужностей для обчислення.

Тетраедральні елементи рекомендується для використання тому, що вони видають точніші результати, проте тетраедральні елементи були значно покращені з часом. Тетраедральні елементи використовуються там де є складна геометрія і гексагональні елементи не можуть її описати але густина тетраедральних елементів має бути більшою в областях критичних зон.

Призматичні елементи використовуються для переходу між тетраедральними та гексагональними елементами і не використовуються у відповідальних зонах.

Для створення основних деталей конструкції опори шасі було використано TET4 елементи. В критичних зонах густина сітки збільшена за рахунок 2D шаблону для більш точного результату.

Спеціальні елементи – це елементи які створені для моделювання граничних умов або специфічних об'єктів. До таких елементів відносять:

- 1D контактні елементи;
- Елементи маси
- Жорсткі елементи R – типу.

В моделі шасі використовуються жорсткі елементи R – типу RBE2 для моделювання хибного колеса до якого прикладається частина навантажень. RBE2 елемент забезпечує поведінку жорсткого тіла.

4.1.3. Вибір розміру елемента

Для вибору розміру елемента сітки потрібно врахувати наступні фактори:

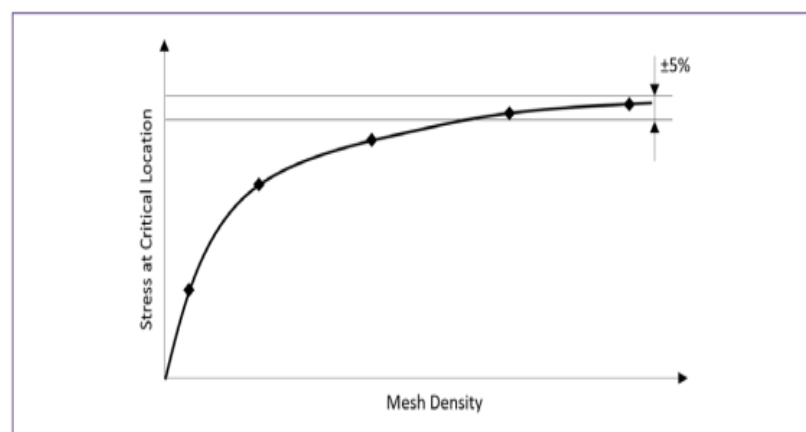
- **Наявні обчислювальні потужності.** Обчислюванні потужності розрахункової станції обмежують в деталізації СЕМ. Чим дрібніша сітка моделі тим більше ступенів свободи вона генерує і тим більше вимагає потужносте робочої станції.

- **Вибір типу аналізатора.** Існують різні типи аналізу основними з яких є лінійний, нелінійний або динамічний. Для лінійного аналізу велика кількість вузлів та елементів не потребується багато часу для розрахунку. Але при нелінійному аналізі час розрахунку значно зростає.
- **Пріоритетність.** При розрахунку великих збірок інженерів зазвичай цікавлять лише певні зони, а не вся збірка загалом. Для цього зони які є менш пріоритетними моделюються грубшаю сіткою тоді як пріоритетні зони моделюються більш детальною. Такий підхід дає оптимальне використання ресурсів робочої станції.

4.1.4. Уточнення сітки. Проведення конвергенції сітки.

Конвергенція сітки проводиться для того аби визначити оптимальний розмір сітки при якій результат буде мінімально відрізнятися від реального значення для відповідальних зон. Якщо існують результати випробувань та записи тензодатчиків тоді легко визначити та звірити СЕМ.

Зазвичай таких даних по всім точкам немає особливо це стосується етапу раннього проектування коли ще немає ні дослідного зразка, ні даних експериментальних випробувань. В такому разі використовують криву збіжності.



4.1.4.1 Крива збіжності

Крива збіжності показує при якому розмірі сітки результат аналізу буде вірним. Для початку обирають критичний параметр результату. Ним може бути напруження чи деформація. Далі задаються певним набором значень розмірності сітки. Після чого проводяться ряд розрахунків з різними розмірами сіток. Далі за

результатами будують криву сходження. Якщо значення критичного параметра відрізняються менш ніж на 5 – 1 % то розмір сітки підібраний правильно. Варто зазначити що при збільшенні розміру сітки збільшується час розрахунку.

В моделі шасі виконувалася конвергенція сітки в критичних зонах де важлива точність результату.

4.1.5. Субмодельвання

Метод субмодельювання використовується для уточнення результатів зон інтересу моделі на основі попереднього грубого розрахунку глобальної моделі. В субмодельюванні модель поділяється на грубу та уточнену. Результати розрахунку грубої моделі використовуються як граничні умови для уточненої моделі.

В субмодельюванні є два підходи:

- 1) Субмодельювання глобальної СЕМ. Перший підхід полягає у виділенні грубої, перехідної та уточненої зони моделі. Перевагою даного методу є те що не потрібно витягувати поля переміщень чи реакцій та застосовувати їх на субмодель. Субмодель вже вбудована у глобальну модель. Також цей підхід є вигідним коли потрібно проаналізувати декілька випадків навантаження. До недоліків можна віднести те, що вся модель має більше елементів і як наслідок час розрахунку та потрібні ресурси комп'ютера збільшуються;
- 2) Виокремлення частини з глобальної моделі. Такий підхід передбачає вилучення деталі чи її частини з глобальної моделі та її подальше уточнення. До виокремленої моделі застосовують граничні умови у вигляді переміщень чи реакцій які були отримані з попереднього аналізу глобальної моделі. Перевагою даного підходу є менша кількість елементів і відповідно менший час на розрахунок порівняно з першим підходом. До недоліків можна віднести те, що у випадку великої кількості випадків навантажень на глобальну модель потрібно окремо знімати поля переміщень чи навантажень з глобальної моделі та прикладати їх на субмодель.

В даній роботі буде використовуватися другий підхід так як він дозволяє зменшити час на розрахунок.

4.1.6. Вибір моделі з'єднань.

Конструкції, що складається з кількох елементів мають вузли з'єднань, які часто є слабкими зонами в конструкції. Деталі можуть бути з'єднані за допомогою різних підходів таких як:

- Зварювальне;
- Клейове;
- Болтове;
- Клепальне;
- Пресоване.

В авіації для з'єднань металевих деталей в більшості використовують заклепувальні та болтові з'єднання. Для моделювання таких з'єднань використовують різні підходи і вибір підходу залежить від завдання. Якщо потрібно лише передати навантаження від одної на іншу деталь то можна використати 1D елементи але якщо потрібно більш детально змоделювати контакт, зтяжку то потрібно створювати 3D модель, а також змоделювати зтяжку якщо іде мова за болтове з'єднання.

В моделі шасі болтове з'єднання деталей здійснюється шляхом моделювання болта за допомогою універсального з'єднання «Bolt connection» яке складається з елементів CBEAM та RBE2. Зони з'єднання рухомих деталей моделюються за допомогою елементів CBEAM в поєднанні з RBE2 зі звільнення ступеню свободи у вузлах вздовж осі повороту (рис 4.5.1).

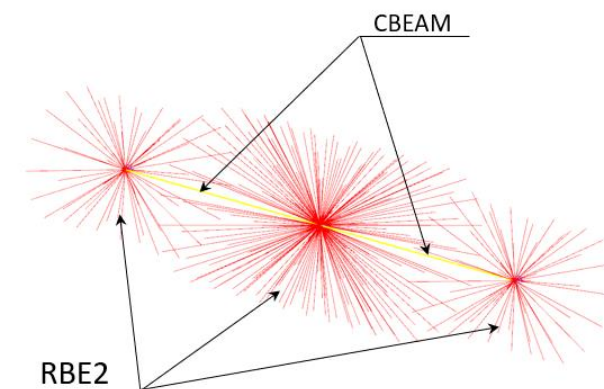


Рис 4.1.5.1 Модель рухомого з'єднання

4.2. Розробка розрахункової моделі

Відповідно до схеми навантаження (рис 2.2) навантаження прикладаються і на розрахункову модель.

Навантаження P_y та P_x прикладаються на вісь опори (4.2.1).

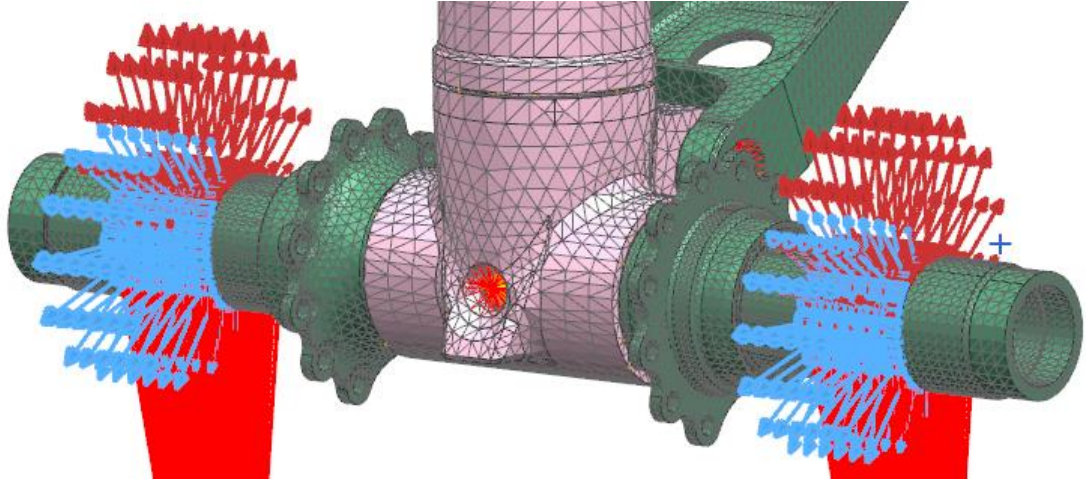


Рис 4.2.1. Схема прикладання навантажень P_y та P_x на розрахункову модель.

P_{xt} та P_z прикладається до точки дотику пневматику з землею тобто до вузлів RBE2 елементів (рис 4.2.2).

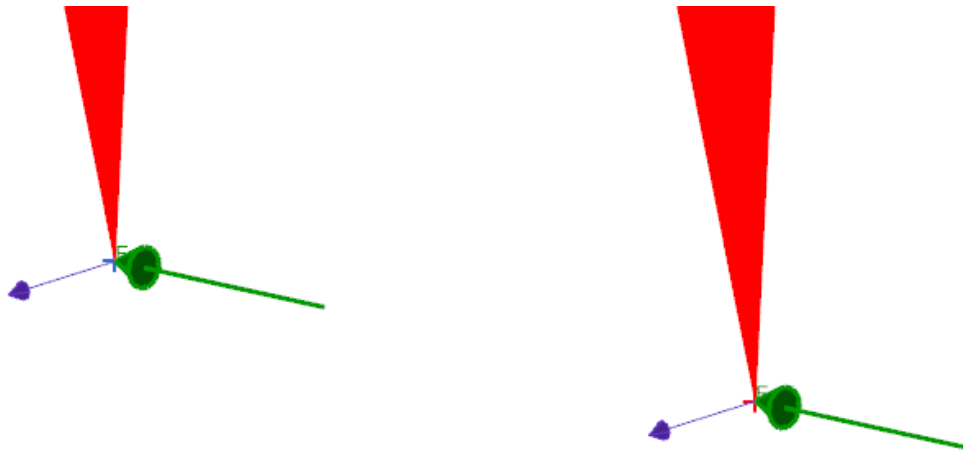


Рис 4.2.2. Точки прикладення навантажень P_{xt} та P_z .

Модель закріплюється за допомогою застосування обмежень на вузли кріплення ферми опори до гондоли та на підкос, що складається (рис 4.2.3.).

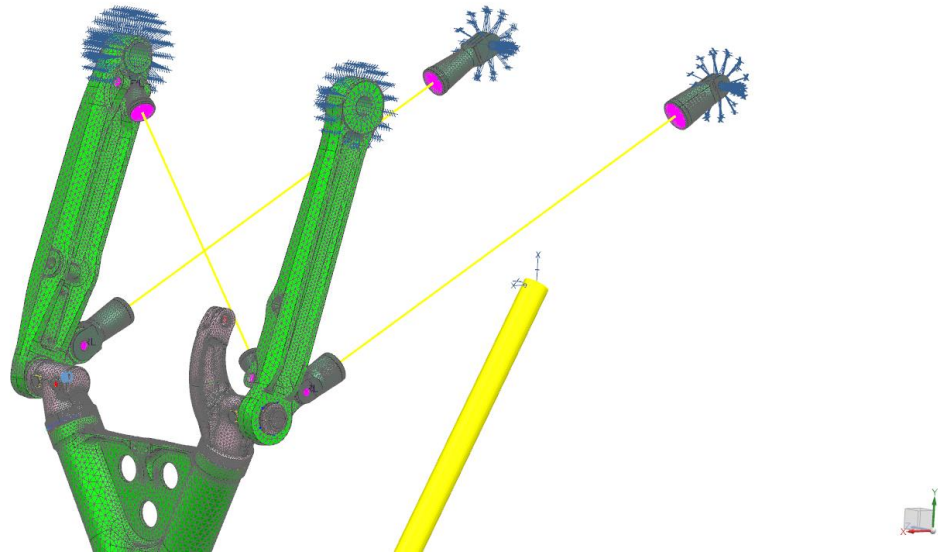


Рис 4.2.3. Місця прикладання обмежень на опору.

4.3. Вибір вирішувача

Для структурного розрахунку СЕМ опори шасі буде використовуватися вирішувач NASTRAN. Для знаходження напружень в деталі від дії статичних сил можна використати наступні типи аналізу:

- Лінійна статика (101);
- Нелінійна статика (106, 400, 401, 402, 601, 701);

Основними відмінностями лінійного типу вирішувача від нелінійного це те, що перший не враховує нелінійні властивості матеріалу.

В даній роботі буде використовуватися 101 лінійний тип аналізу.

Висновки по розділу

В даній частині було проведено розробку скінчено-елементної моделі опори та розрахункової опори шасі. Розглянуто основні аспекти створення скінчено-елементної моделі, а саме:

- Підготовка ідеалізованої моделі;
- Вибір елементів

Було розглянуто створення розрахункової моделі де обговорено наступні аспекти:

- Місця прикладання навантажень;
- Місця прикладання обмежень.

Також було обрано тип вирішувача, а саме NASTRAN 101.

5. ВИЗНАЧЕННЯ КРИТИЧНИХ ЗОН ТА ЇХ РЕСУРСУ ЗА ДАНИМИ СКІНЧЕНО-ЕЛЕМЕНТНОГО РОЗРАХУНКУ

5.1. Визначення критичних зон.

Після розробки СЕМ та проведення СЕА було отримано дані про напружено-деформований стан моделі опори шасі. На рисунках 5.1.1 та 5.1.2 зображено значення напружень та деформацій для одного з випадків навантажень.

Sim AFEM 32.01.4101.000.001 An-32 ПР27т : Valid V4 Pr An-32 m27т cont Sol 101
Stress - Element-Nodal, Unaveraged, Worst Principal
Beam Section : Recovery Point C
, Beam Coord sys : Local
Deformation : Displacement - Nodal Magnitude

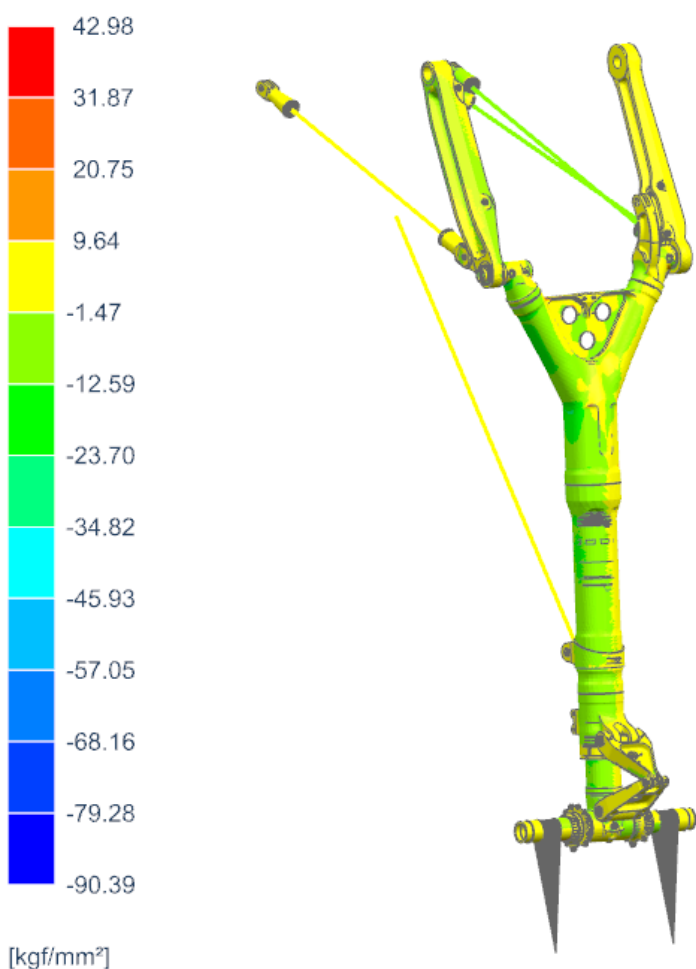


Рис 5.1.1 Напруження ООШ

Sim AFEM 32.01.4101.000.001 АН-32 ПР27т : Valid V4 Пр АН-32 м27т cont Sol 101
Stress - Element-Nodal, Unaveraged, Worst Principal
Beam Section : Recovery Point C
, Beam Coord sys : Local
Deformation : Displacement - Nodal Magnitude

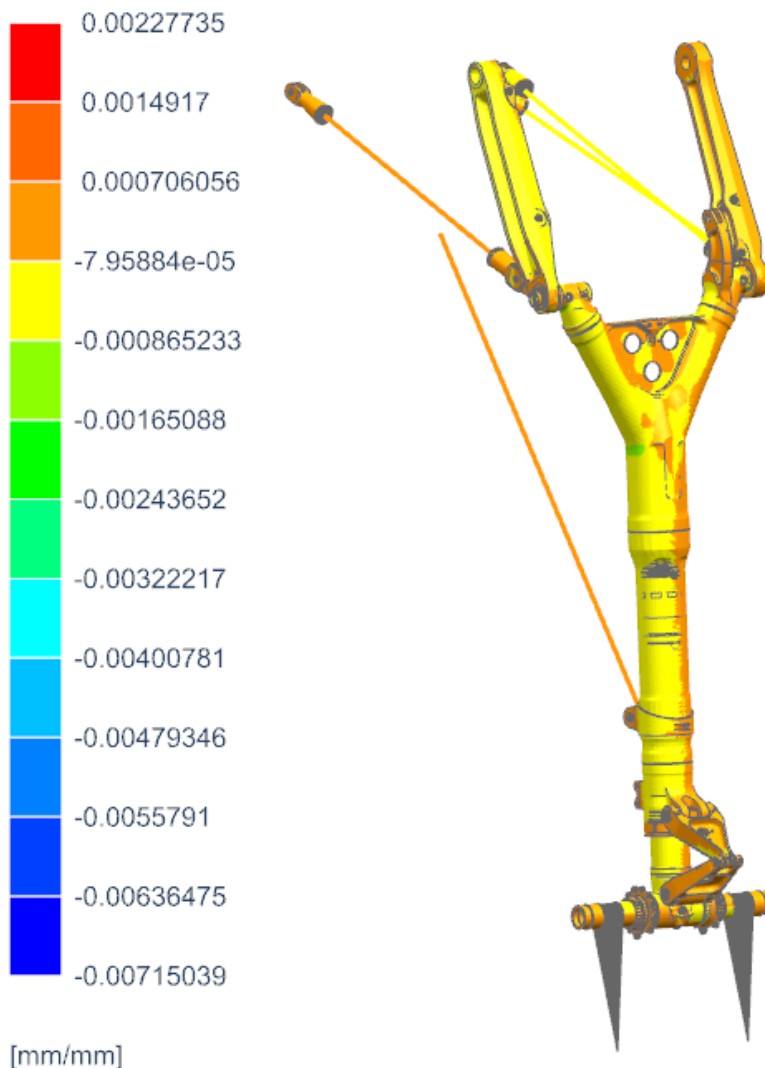


Рис 5.1.2 Деформація ООШ

Провівши аналіз всіх випадків навантаження було виявлено, що максимальне значення напружень майже у всіх випадках навантаження спостерігається у верхній частині лівої та правої труби траверси в зоні радіусного переходу. В зоні радісного переходу верхньої лівої труби максимальне напруження становить $38,21 \text{ кгс/мм}^2$ (рис 5.1.3), а для правої $42,98 \text{ кгс/мм}^2$ (рис 5.1.4). Значення напружень наведені в таблиці 5.1.1.

Sim AFEM 32.01.4101.000.001 An-32 ПР27т : Valid V4 Pr АН-32 m27т cont Sol 101 Result
Stress - Element-Nodal, Averaged, Worst Principal
Beam Section : Recovery Point C
, Beam Coord sys : Local
Deformation : Displacement - Nodal Magnitude

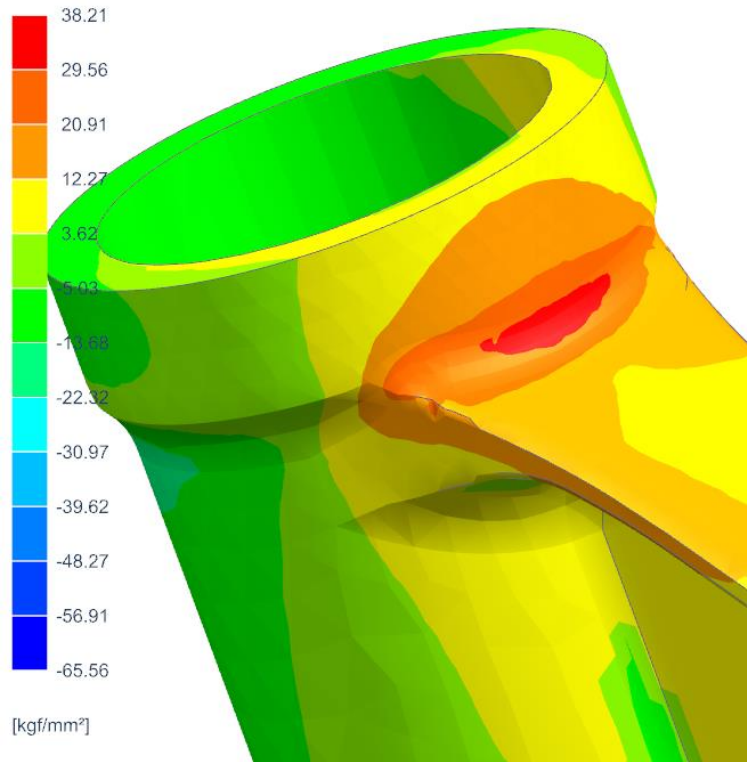


Рис 5.1.3. Зона лівої труби.

Sim AFEM 32.01.4101.000.001 An-32 ПР27т : Valid V4 Pr АН-32 m27т cont Sol 101 Result
Stress - Element-Nodal, Averaged, Worst Principal
Beam Section : Recovery Point C
, Beam Coord sys : Local
Deformation : Displacement - Nodal Magnitude

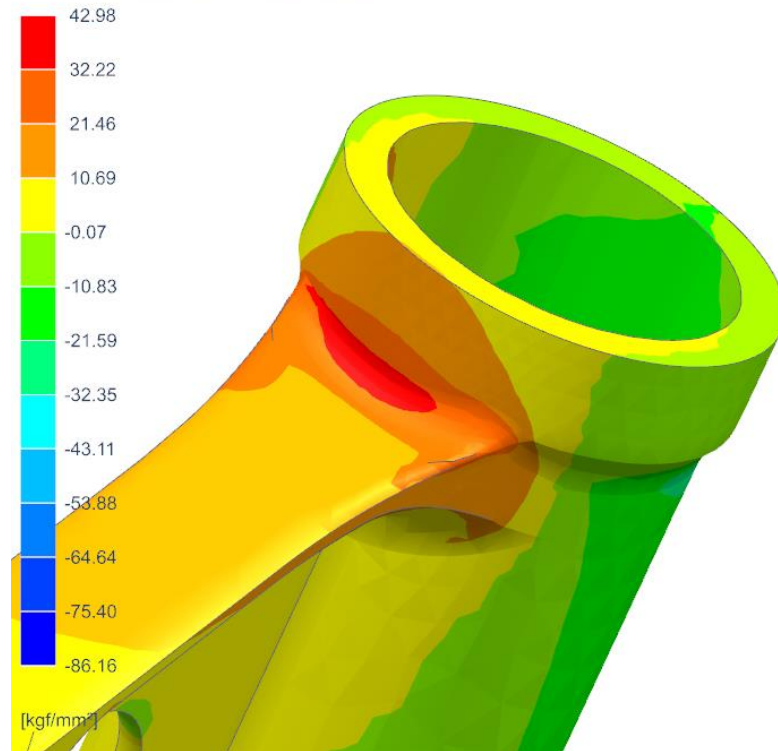


Рис 5.1.4. Зона правої труби.

Напруження в критичних зонах

Режим польоту	σ , кгс/мм ² Зона лівої труби траверси	σ , кгс/мм ² Зона правої труби траверси	Число повторів
Старт	8,68	8,67	1
	5,98	5,96	1
Рулювання до злету	10,15	10,16	5
	6,68	6,64	5
Розбіг	-3,83	22,98	4
	20,96	-3,4	4
Посадка	-6,19	42,98	2
	36,56	1,87	2
Режим пробігу	-2,68	40,76	6
	38,21	-5,5	6
Рулюванні після пробігу	10,15	10,16	6
	6,68	6,64	6

Як зазначається в розділі 2 при лабораторних випробуваннях саме в цих зонах відбулася поломка конструкції шасі. Зважаючи на вищезгадане критичними зонами конструкції ООШ є зона радіусного переходу у верхній частині лівій та правої труби траверси. Для цих зон буде проводитися розрахунок ресурсних характеристик та їх оптимізація.

5.2. Розрахунок ресурсних характеристик.

Для визначення ресурсних характеристик буде використано аналітичний метод який ґрунтується на формулах та даних випробувань типових зразків на довговічність.

Вихідні дані:

- Дані напружень в критичних зонах
- Матеріал траверси - 30ХГСН2А-ВД
- Напівфабрикат – штамповка
- Показник нахилу вітки кривої втоми m - 3.61
- Показник матеріалу C – 10,77
- Коефіцієнт концентрації зразку K_t – 2,2

Механічні характеристики сталі 30ХГСН2А-ВД [9] наведені в таблиці 5.2.1.

Таблиця 5.2.1

Механічні властивості 30ХГСН2А-ВД

σ_B , кгс/мм ²	172,4
$\sigma_{0,2}$, кгс/мм ²	147
$\sigma_{\text{пц}}$, кгс/мм ²	100
E , кгс/мм ²	195000
G , кгс/мм ²	7700

Діаграма деформації для сталі 30ХГСН2А-ВД наведена на рисунку 5.2.3.

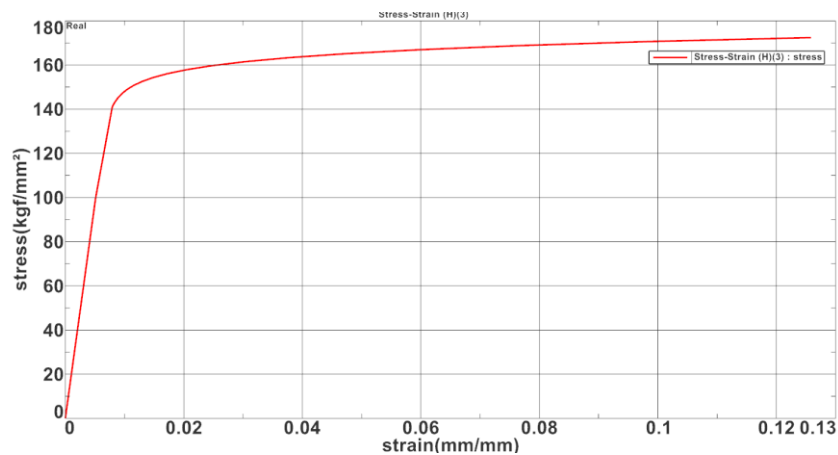


Рис 5.2.3. Діаграма деформації для сталі 30ХГСН2А-ВД

Крива втоми для сталі 30ХГСН2А-ВД з коефіцієнтом концентрації $K_t = 2,2$ наведена на рисунку 5.2.4.

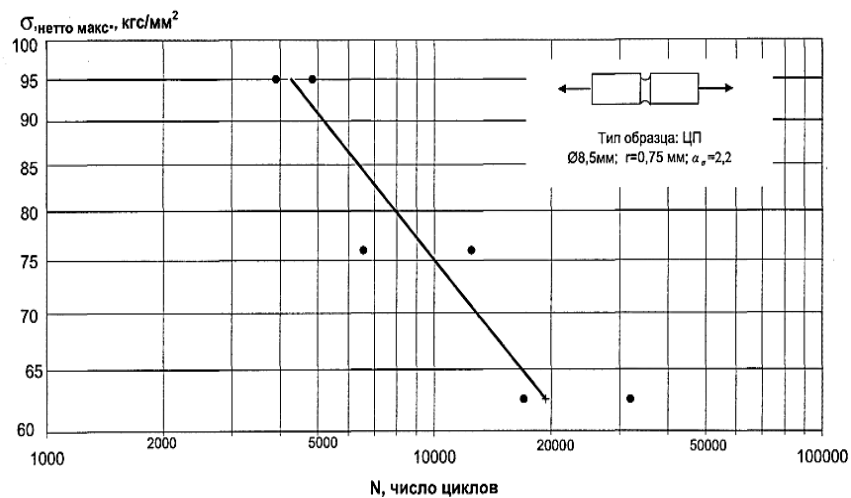


Рис 5.2.4. Крива втоми для 30ХГСН2А-ВД штамповка.

В подальших розрахунках потрібно використовувати коефіцієнти m та C для кривої довговічності з $K_t = 1$. Для інтерполяції кривої використовуються методи Ювіналя та Петерсона.

За методом Петерсона знаходиться значення напруження для числа циклів до руйнування 1000000. Для цього використовується наступна формула:

$$K_f = 1 + \frac{K_t - 1}{1 + \frac{a}{r}}, \quad (5.1)$$

де $a = 10^{-3} \left(\frac{30000}{\sigma_B * 1421,9} \right)^{1.8} = 0,00144$;

r – радіус надрізу зразка, рівний 0,75 мм.

Для знаходження напруження для числа циклів до руйнування 1000 використовується метод Ювіналя. За цим методом потрібно знайти значення K'_t з співвідношення:

$$\frac{K'_f - 1}{K_f - 1}, \quad (5.2)$$

Співвідношення 5.2 знаходиться з графіку, що зображений на рисунку 5.2.5 [10].

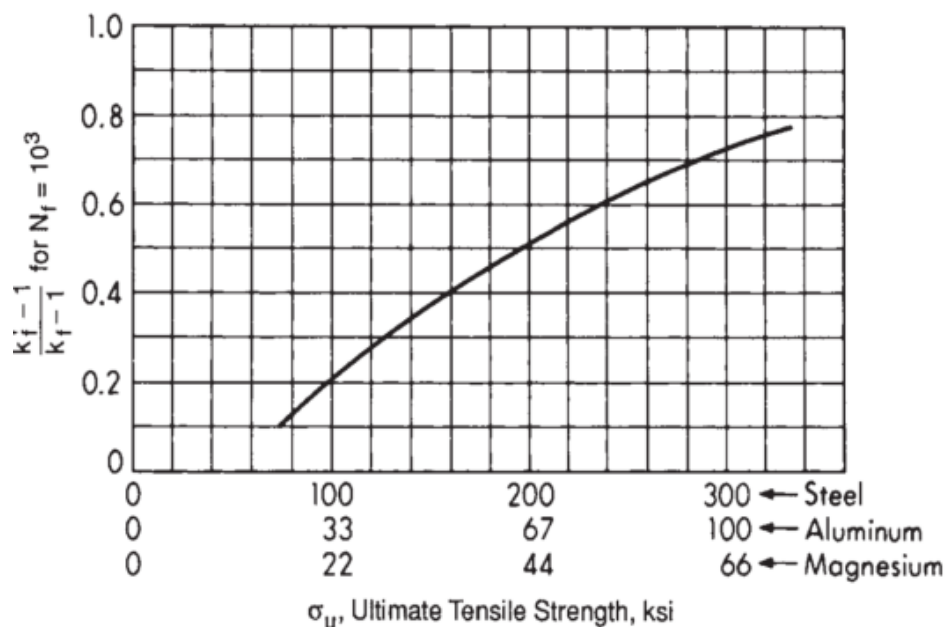


Рис 5.2.5 Крива корекції Ювіналя

Відповідно K'_f рівний 1,515.

Напруження для $N=1000$ та $N = 1000000$ визначаються за:

$$\sigma'_{\text{НОМ } 1000} = \sigma_{\text{НОМ } 1000} K_f, \quad (5.3)$$

$$\sigma'_{\text{НОМ } 100000} = \sigma_{\text{НОМ } 100000} K'_f, \quad (5.4)$$

Коефіцієнти матеріалу $m = 3,22$ та $C = 10,91$ були перераховані за стандартом ASTM [12].

В результаті було отримано криву довговічності для $K_t = 1$ яка наведена на рисунку 5.2.6.

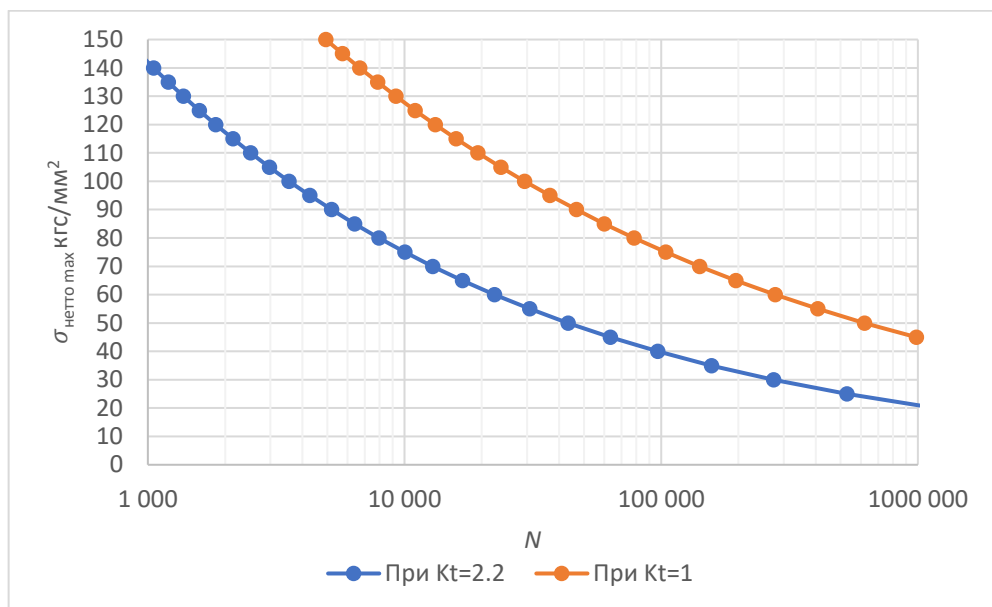


Рис 5.2.6 Криві довговічності для $K_t = 2.2$ та $K_t = 1$

З метою спрощення розрахунків результати напружень схематизуються по методу «дощу». При схематизації приймають певні правила та допущення які дозволяють замінити вихідний процес на схематизований який вносить такий же вклад в пошкодження як і реальний. В таблиці 5.2.2 та 5.2.3 наведені схематизовані по методу дощу результати для критичних зон.

Таблиця 5.2.2

Схематизовані результати для зони лівої труби

σ_{max}	10,1 5	36,5 6	10,1 5	6,78	10,1 5	20,9 6	20,9 6	38,2 1	8,68	36,5 6	36,5 6	38,2 1	38,2 1
σ_{min}	5,98	- 2,68	6,68	4,65	6,68	- 3,83	- 6,19	- 2,68	- 3,83	- 3,83	- 6,19	- 6,19	4,65
Кількість циклів	1	1	4	1	5	3	1	5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5

Схематизовані результати для зони правої труби

σ_{max}	40,7 6	10,16	10,1 6	40,7 6	42,9 8	10,1 6	22,9 8	22,98	8,67	42,98	42,98
σ_{min}	1,87	6,64	-5,50	- 5,50	1,87	6,64	- 3,40	-3,40	5,96	5,96	6,64
Кількість циклів	1	5	1	5	1	5	1	3	0,5	0,5	0,5

Для розрахунку довговічності деталей складної форми через результати СЕА використовують поправочний коефіцієнт n який визначається через градієнт напружень [11].

Градієнт напруги визначається за формулою:

$$G = \frac{\left(\frac{\Delta\sigma}{\Delta z}\right)}{\sigma_{max}}, \quad (5.5)$$

де Δz – відстань між напруженнями на поверхні та в глибині деталі;

$\Delta\sigma$ – різниця між максимальними і мінімальними значеннями напружень на глибині Δz .

На рисунку 5.2.7 зображено схему вимірювання параметрів для визначення градієнту.

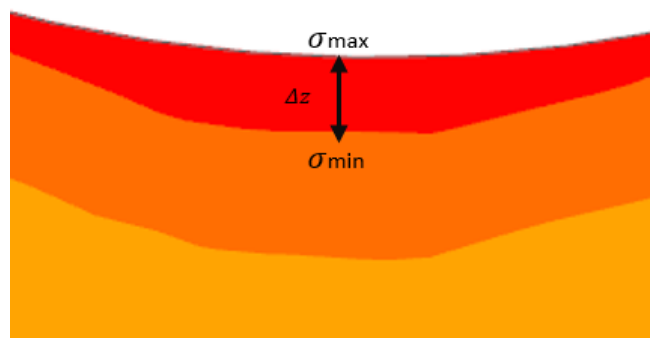


Рис 5.2.7 Визначення параметрів градієнту

Для знаходження параметру n використовують графік, що зображений на рисунку 5.2.8.

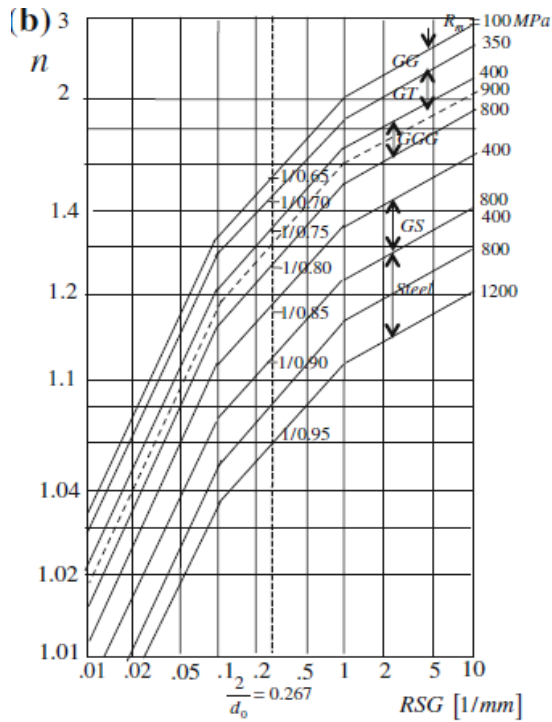


Рис 5.2.8 Графік залежності поправочного коефіцієнту від градієнту.

Напруження з урахуванням поправочного коефіцієнту визначаються за формулою:

$$\sigma' = \frac{\sigma}{n}, \quad (5.6)$$

Отримані поправочні коефіцієнти n та відкориговані значення напружень наведені в таблиці 5.2.4 для лівої труби траверси та 5.2.5 для правої труби.

Таблиця 5.2.4

Результати поправочних коефіцієнтів та напружень для зони лівої труби

n для σ_{max}	n для σ_{min}	σ'_{max}	σ'_{min}
1,013	1,01	10,02	5,91
1,013	1,013	36,09	-2,65
1,015	1,012	10,03	6,58
1,015	1,01	6,68	4,60
1,013	1,014	10,02	6,59
1,013	1,012	20,69	-3,78
1,01	1,01	20,75	-6,13
1,015	1,012	37,76	-2,64
1,015	1,012	8,55	-3,78
1,012	1,013	36,13	-3,78
1,012	1,01	36,13	-6,13
1,013	1,012	37,76	-6,11
1,012	1,01	37,76	4,60

Результати поправочних коефіцієнтів та напружень для зони правої труби

n для σ_{max}	n для σ_{min}	σ'_{max}	σ'_{min}
1,012	1,011	40,28	1,85
1,01	1,014	10,06	6,57
1,02	1,01	9,96	-5,45
1,01	1,01	40,36	-5,43
1,013	1,01	42,43	1,85
1,011	1,01	10,05	6,57
1,01	1,01	22,75	-3,37
1,01	1,011	22,75	-3,36
1,01	1,011	8,58	5,90
1,012	1,011	42,47	5,90
1,01	1,011	42,55	6,57

Далі визначається еквівалентне значення напруження. Для визначення еквівалентного напруження для кожного циклу використовуємо формулу Одінга:

$$\sigma_{екв\ i} = \sqrt{2 * \sigma_{ai} * \sigma'_{max}}, \quad \text{при } \sigma_m \geq 0 \quad (5.7)$$

$$\sigma_{екв\ i} = \sqrt{2} * (\sigma_{ai} + 0,2 * \sigma_m), \quad \text{при } \sigma_m \leq 0 \quad (5.8)$$

де:

$\sigma_{екв\ i}$ – еквівалентне напруження циклу;

$\sigma_{ai} = \frac{\sigma'_{max} - \sigma'_{min}}{2}$ – амплітуда циклу;

σ_{max} – максимальне напруження;

$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2}$ – середнє значення напружень.

Розрахунок кількості циклів до руйнування в даній роботі проводиться за допомогою правила Майнера за яким пошкодження визначається за рівнянням:

$$D = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \dots + \frac{n_i}{N_i}, \quad (5.9)$$

де D - це загальне пошкодження. Якщо $D \geq 1$ то деталь вийшла з ладу;

n – кількість циклів;

N – кількість циклів до руйнування за один цикл.

Кількості циклів до руйнування за один цикл визначається з рівняння:

$$N_i \sigma_{екв\ i}^m = 10^C, \quad (5.10)$$

Звідки:

$$N_i = \frac{10^c}{\sigma_{\text{екв } i}^m}, \quad (5.11)$$

Результати розрахунку занесені в таблиці 5.2.6 та 5.2.7.

Таблиця 5.2.6

Результати розрахунку для критичної зони лівої труби

σ_{ai} , КГС/ММ ²	$\sigma_{\text{екв } i}$, КГС/ММ ²	$n_{\text{ц}}$	N_i	$\frac{n_i}{N_i}$
2,06	6,42	1	204279393,75	4,90E-09
19,37	37,39	1	701001,21	1,43E-06
1,72	5,88	4	270628361,01	1,48E-08
1,04	3,72	1	1178820060,89	8,48E-10
1,72	5,86	5	273146372,27	1,83E-08
12,24	22,50	3	3595261,71	8,34E-07
13,44	23,62	1	3076843,68	3,25E-07
20,20	39,05	5	609267,67	8,21E-06
6,17	10,27	0,5	44935060,31	1,11E-08
19,95	37,97	0,5	667122,89	7,49E-07
21,13	39,07	0,5	608462,31	8,22E-07
21,93	40,70	0,5	533563,21	9,37E-07
16,58	35,38	0,5	837519,15	5,97E-07

Таблиця 5.2.5

Результати розрахунку для критичної зони правої труби

σ_{ai} , КГС/ММ ²	$\sigma_{\text{екв } i}$, КГС/ММ ²	$n_{\text{ц}}$	N_i	$\frac{n_i}{N_i}$
19,21	39,34	1	595157,24	1,68E-06
1,74	5,92	5	264778224,47	1,89E-08
7,70	12,39	1	24578294,99	4,07E-08
22,90	42,99	5	447322,82	1,12E-05
20,29	41,49	1	501351,75	1,99E-06
1,74	5,91	5	266423970,94	1,88E-08
13,06	24,38	1	2779002,07	3,60E-07
13,06	24,38	3	2779572,55	1,08E-06
1,34	4,80	0,5	518924465,35	9,64E-10
18,29	39,41	0,5	591631,18	8,45E-07
17,99	39,13	0,5	605354,56	8,26E-07

Якщо пошкодження дорівнює 1 тоді кількість циклів о руйнування рівне:

$$N = \frac{1}{\sum \frac{n_i}{N_i}}, \quad (5.13)$$

Підставивши данні у вираз отримуємо значення:

Для лівої труби

$$N = 71696 \text{ циклів}$$

Для правої труби

$$N = 55426 \text{ циклів}$$

В таблиці 5.2.6 наведено порівняння розрахункових результатів та результатів випробувань.

Таблиця 5.2.6

Порівняння результатів розрахунку з результатами лабораторних випробувань

	Ліва труба траверси	Права труба траверси
Результати випробувань	67995	52570
Результати розрахунку	71696	55426
Розбіжність	5,43%	5,44%

Висновки по розділу

В даному розділі було проаналізовано отримані результати СЕА ООШ літака Ан-32 та визначено критичні зони в конструкції. Проаналізувавши всі випадки навантаження виявлено, що концентратори напружень знаходяться на радіусному переході в зонах верхньої лівої та правої труби траверси тому ці місця були обрані як критичні зони. Для визначених критичних зон було розраховано число циклів до руйнування.

6. ОПТИМІЗАЦІЯ КРИТИЧНИХ ЗОН.

6.1. Вибір параметрів для оптимізації

Для покращення ресурсних характеристик, а саме збільшення числа циклів до руйнування можна змінити:

- Матеріал;
- Геометрію;

Зміна матеріалу на такий який буде мати кращі характеристики довговічності може збільшити час роботи деталі але таке рішення може вести за собою негативні наслідки як:

- Збільшення вартості виробу;
- Технологічні обмеження;
- Доступність.

Зміна геометричних параметрів деталі значно впливає на довговічність деталі. Такий варіант більш економічним порівняно зі заміною матеріалу якщо геометрія деталі не сильно змінюється. Але такий варіант теж має свої недоліки як:

- Можливий вплив змін на роботу інших агрегатів;
- Внесення змін в процес виготовлення деталі.

В даній роботі буде розглянуто зміну геометрії деталі, а саме зміну радіусу скруглення у верхній зоні лівої та правої труби траверси (рис 6.1.1).

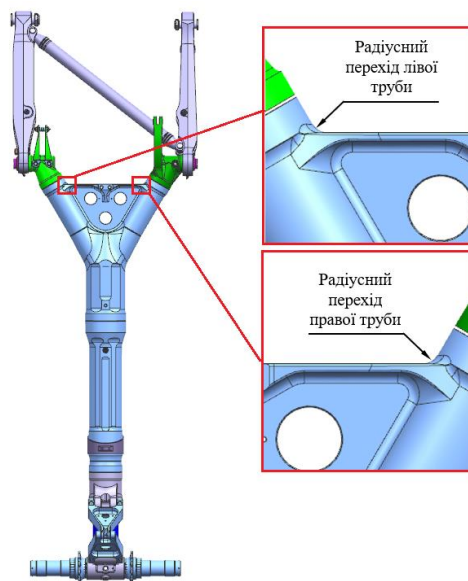


Рис 6.1.1. Зони для оптимізації

Для автоматизації розрахунку великої кількості значень радіусів скруглення буде використовуватись програмне забезпечення HEEDS.

Для процесу оптимізації ПЗ HEEDS використовує гібридний метод SHERPA [13]. Даний метод використовує декілька стратегій пошуку одночасно та проводить адаптацію під задачу.

Переваги методу:

- Визначає якісні рішення для широких класів задач і може виконувати глобальну та локальну оптимізацію одночасно;
- Використовує кілька стратегій одночасно для ефективного та результативного пошуку;
- Адаптується до кожної задачі

Для оптимізації було обрано навантаження, що діють на режимі пробігу так як вони є найбільш повторюваними, а також під час цього режиму виникають найбільші напруження в критичній зоні правої труби траверси яка має найменше число циклів до руйнування.

Радіус скруглення рівний 15 мм відповідно діапазон варіювання радіуса від 15 до 58 мм. 58 мм це максимально можливе значення радіуса скруглення. Також задаю відображення зміни маси деталі.

В результаті проведення розрахунків найбільш оптимальним значення радіуса є 48,5 мм зі значенням напруження 33,43 кгс/мм² (рис 6.1.2). Подальше збільшення радіуса значно не впливає на напруження (рис 6.1.3). Маса траверси збільшилась на 256 грам.

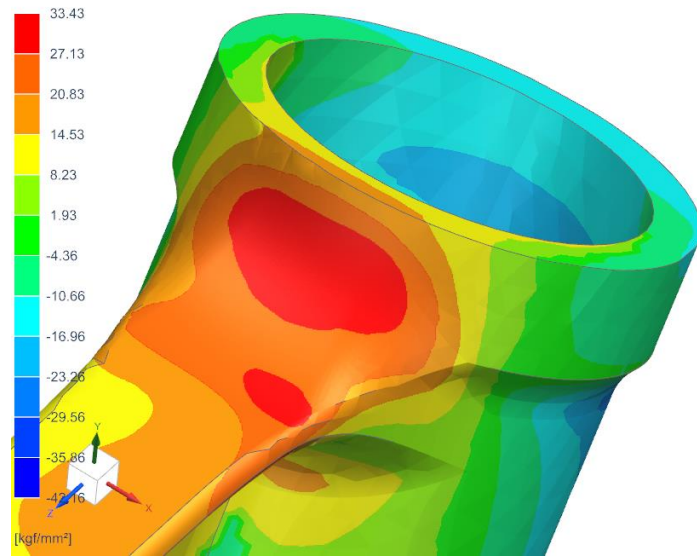


Рис 6.1.2. Напружено-деформований стан критичної зони правої труби траверси.

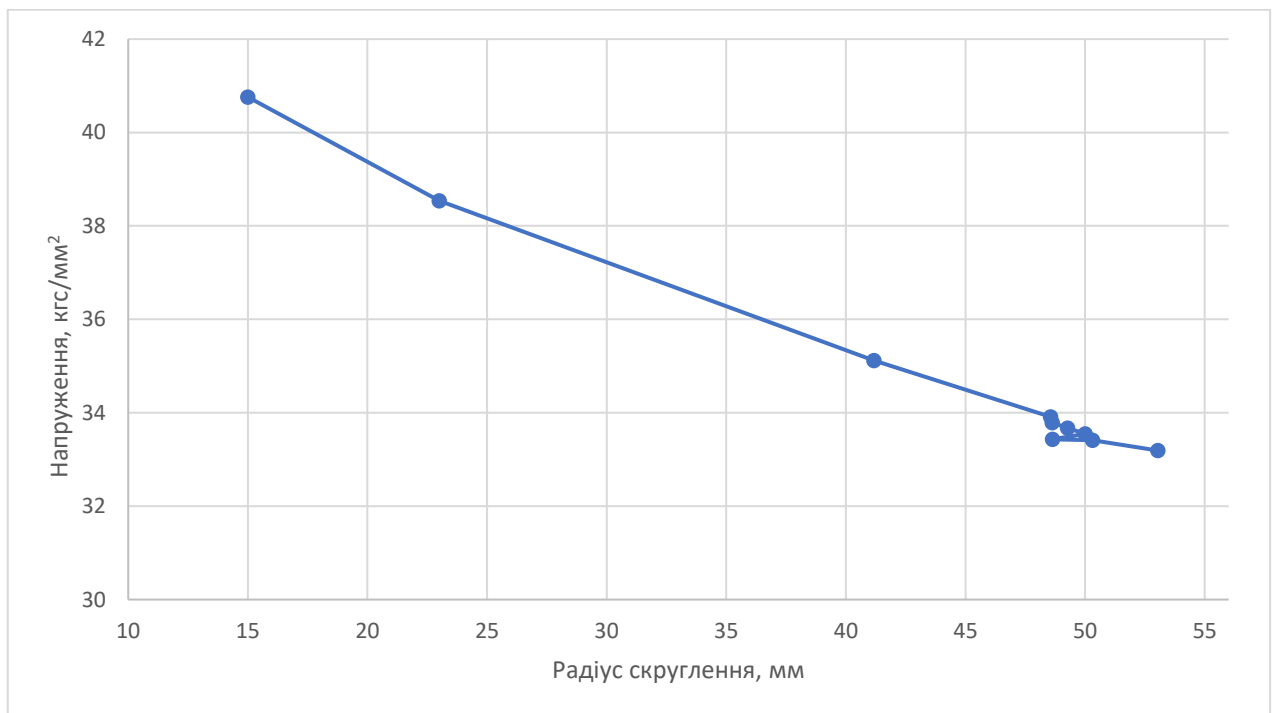


Рис 6.1.3. Графік залежності напруження від радіусу скруглення.

6.2. Визначення ресурсних характеристик оптимізованої моделі.

За результатами оптимізації та вибором оптимального значення радіуса скруглення в критичних зонах проводиться повторний розрахунок напружено-

деформованого стану ООШ. Отримані значення напружень в критичних зонах зведені в таблиці 6.2.1.

Таблиця 6.2.1

Напруження у критичних зонах після оптимізації

Режим польоту	σ , кгс/мм ² Зона лівої труби траверси	σ , кгс/мм ² Зона правої труби траверси	Число повторів
Старт	4,95	4,86	1
	2,83	2,86	1
Рулювання до злету	6,78	6,56	5
	4,65	4,58	5
Розбіг	-1,56	18,56	4
	17,56	1,25	4
Посадка	-2,43	34,59	2
	25,24	1,16	2
Режим пробігу	0,28	33,43	6
	29,85	-1,68	6
Рулюванні після пробігу	6,78	6,56	6
	4,65	4,58	6

Розрахунок ресурсних характеристик проводиться за таким же алгоритмом який описаний в підрозділі 5.2. В таблицях 6.2.2 та 6.2.3 наведено значення поправочних коефіцієнтів та відкориговані значень напружень для лівої та правої критичних зон.

Таблиця 6.2.2

Результати поправочних коефіцієнтів та напружень для зони лівої труби

n для σ_{max}	n для σ_{min}	σ'_{max}	σ'_{min}
1,01	1,01	26,76	-2,41
1,01	1,01	6,71	4,60
1,01	1,014	17,39	-2,40
1,011	1,011	6,71	4,60
1,011	1,01	29,53	0,28
1,013	1,01	6,69	2,80
1,011	1,01	17,37	-1,54
1,01	1,011	26,76	0,28
1,012	1,01	4,89	-1,54
1,011	1,01	29,53	-1,54
1,01	1,013	29,55	4,59

Таблиця 6.2.3

Результати поправочних коефіцієнтів та напружень для зони правої труби

n для σ_{max}	n для σ_{min}	σ'_{max}	σ'_{min}
1,015	1,01	34,08	1,15
1,012	1,011	33,03	1,15
1,014	1,012	18,30	1,24
1,012	1,01	6,48	4,53
1,013	1,011	6,48	-1,66
1,012	1,01	6,48	4,53
1,01	1,013	33,10	-1,66
1,01	1,012	18,38	1,24
1,01	1,011	4,81	2,83
1,013	1,011	34,15	2,83
1,01	1,012	34,25	4,53

В таблиці 6.2.4 та 6.2.5 наведено результати розрахунку еквівалентних напружень для критичних зон лівої та правої труби траверси.

Таблиця 6.2.4

Результати розрахунку еквівалентних напружень для критичної зони лівої труби

σ_{ai} , кгс/мм ²	$\sigma_{екв i}$, кгс/мм ²	$n_{ц}$	N_i	$\frac{n_i}{N_i}$
14,58	27,94	1	1791339,80	5,58E-07
1,05	3,76	4	1140102386,93	3,51E-09
9,89	18,55	1	6702813,50	1,49E-07
1,05	3,76	6	1143741165,07	5,25E-09
14,62	29,39	5	1522559,47	3,28E-06
1,95	5,10	1	427317674,68	2,34E-09
9,46	18,12	3	7217092,57	4,16E-07
13,24	26,62	1	2092397,32	4,78E-07
3,22	5,61	0,5	314897909,67	1,59E-09
15,53	30,29	0,5	1381416,32	3,62E-07
12,48	27,16	0,5	1961632,19	2,55E-07

Результати розрахунку еквівалентних напружень для критичної зони
правої труби

σ_{ai} , КГС/ММ ²	$\sigma_{екв i}$, КГС/ММ ²	$n_{ц}$	N_i	$\frac{n_i}{N_i}$
16,47	33,50	1	998552,28	1,00E-06
15,94	32,45	1	1105809,23	9,04E-07
8,53	17,68	1	7824799,08	1,28E-07
0,97	3,55	5	1371024421,94	3,65E-09
4,07	7,26	1	137379668,60	7,28E-09
0,97	3,55	5	1371024421,94	3,65E-09
17,38	33,92	5	959424,30	5,21E-06
8,57	17,75	3	7722292,19	3,88E-07
0,99	3,09	0,5	2151710497,31	2,32E-10
15,66	32,70	0,5	1079219,74	4,63E-07
14,86	31,90	0,5	1168410,11	4,28E-07

Число циклів до руйнування для критичної зони в лівій труби траверси становить $N = 181340$, а для правої труби траверси $N = 117102$.

Висновки по розділу

В даному розділі було проведено оптимізацію критичних зон. Для покращення характеристик було обрано зміну значення радіуса скруглення в критичних зонах. Щоб визначити оптимальне значення радіусу було обрано режим польоту пробіг. Навантаження при пробігу спричиняють великі значення напружень, що в сукупності з частим повторюванням вносить великий вклад в пошкодження конструкції. Використовуючи програмне забезпечення HEEDS та метод оптимізації SHERPA було визначено оптимальне значення радіусу 48,5 мм. Отримавши оптимальне значення радіусу скруглення було проведено перерахунок числа циклів до руйнування для лівої та правої труби траверси.

7. ПОРІВНЯННЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕ ОПТИМІЗОВАНОЇ МОДЕЛІ ТА ОПТИМІЗОВАНОЇ МОДЕЛІ ОПОРИ ШАСІ.

Як згадувалося в попередньому розділі, що для збільшення числа циклів до руйнування в процесі оптимізації було збільшено радіус скруглення в критичних зонах. Як наслідок значення напружень знизились що і дало приріст числа циклів до руйнування.

На рисунку 7.1 зображено графік порівняння напружень критичної зони радіусного переходу у верхній частині лівої труби траверси. Для цієї зони найбільші напруження виникають на режимах розбігу, посадки та пробігу. На режимі розбігу після проведення оптимізації максимальне значення напруження знизились на 16,7%. При посадці та пробігу максимальні напруження знизились на 26,1% та 21,9%.

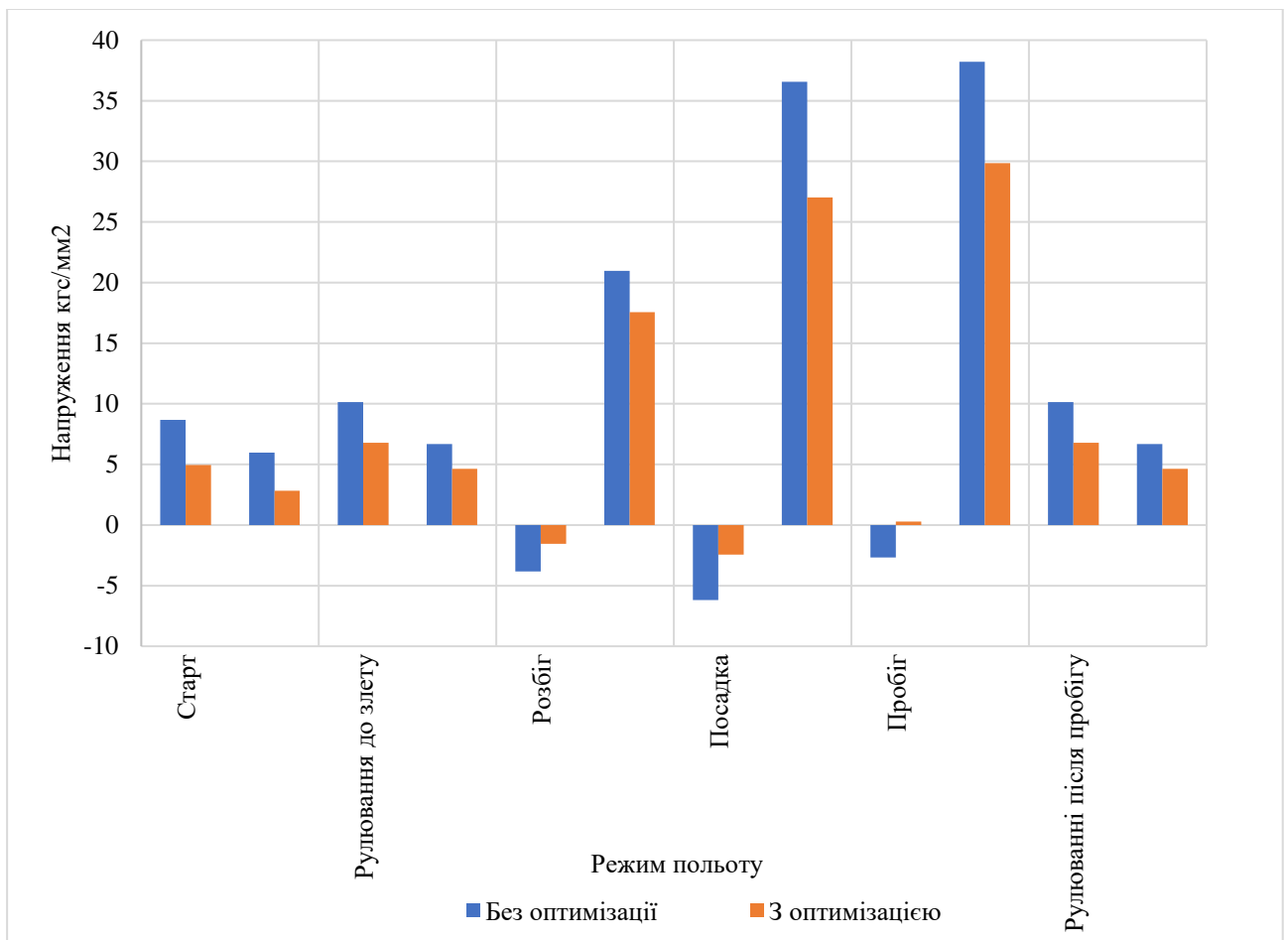


Рис 7.1 Графік порівняння напружень критичної зони лівої труби

На рисунку 7.2 зображено графік де порівнюються значення напружень в критичній зоні радіусного переходу у верхній частині правої труби траверси. Найбільші напруження в неоптимізованій опорі виникають на етапах розбігу, посадці та пробігу. Провівши оптимізацію критичної зони максимальні напруження знизились на 19,2% при розбігу, 19,5% при посадці та на 18% при пробігу.

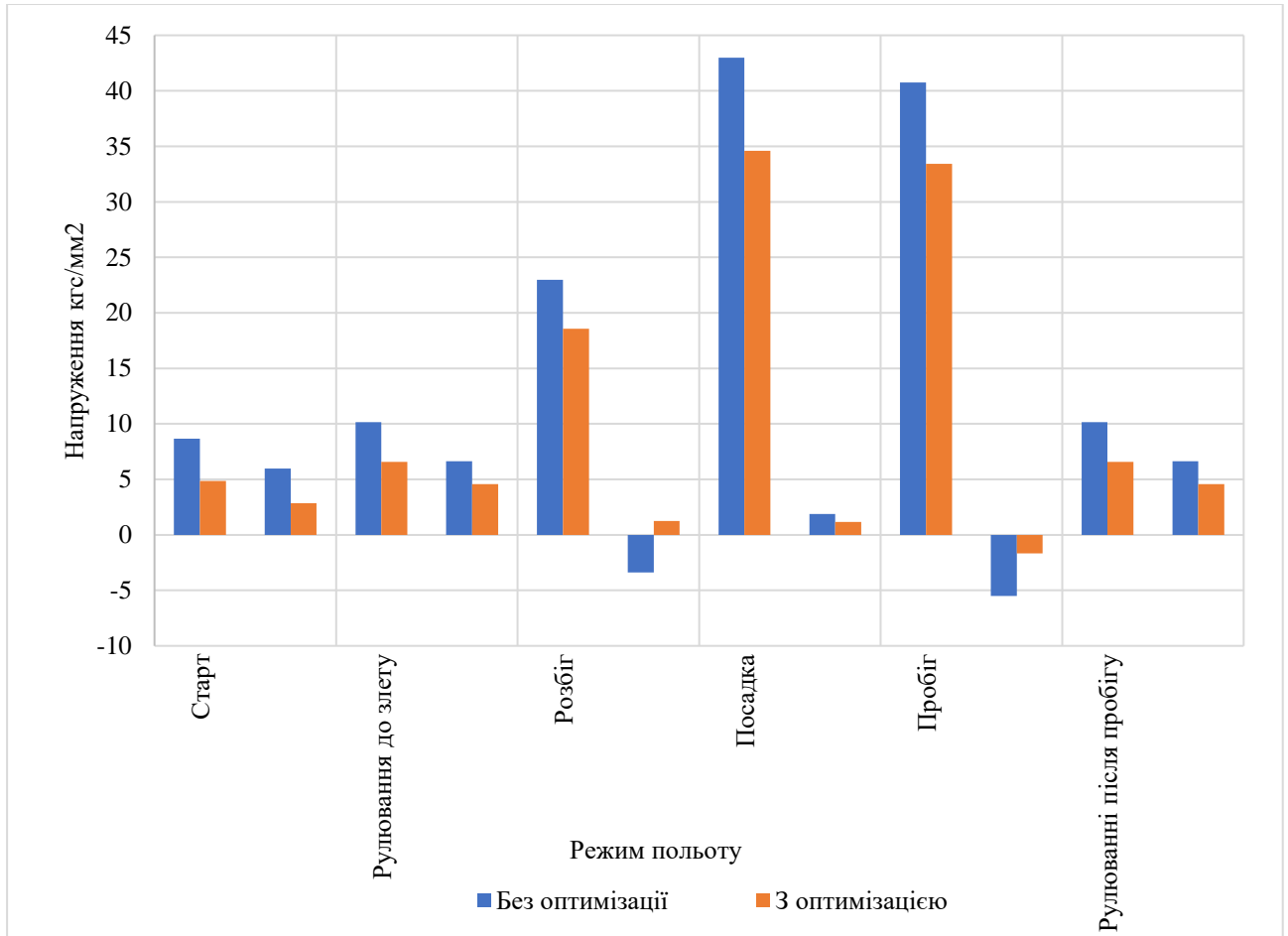


Рис 7.2 Графік порівняння напружень критичної зони лівої труби

Порівнювальний графік чисел циклів до руйнування наведений на рисунку 7.3. Число циклів для критичної зоні лівої труби збільшилось в 2,5 разів, а для правої в 2,1 рази.

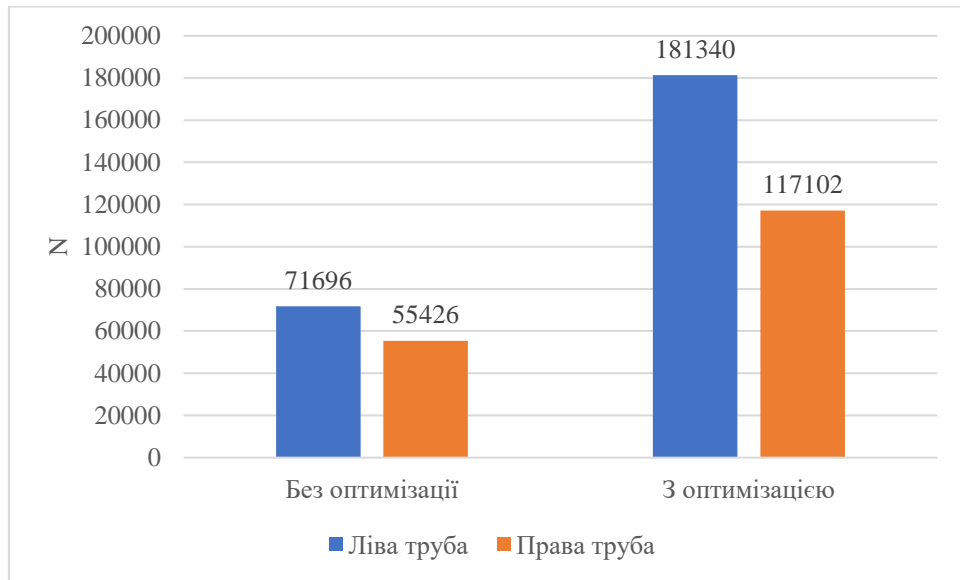


Рис 7.3 Порівняння чисел циклів до руйнування

Висновки по розділу

В цьому розділі було проведено порівняння результатів ресурсних характеристик оптимізованої та неоптимізованої моделі опори шасі. Оптимізувавши геометрію траверси, напруження в критичних зонах знизились. Так для критичної зони лівої труби траверси на режимах розбігу, посадки та пробігу максимальні напруження знизились на 16,7 %, 26,1% та на 21,9%. Для критичної зони правої труби максимальні напруження які проявлялись на режимах розбігу, посадці та пробігу знизились на 19,2%, 19,5% та на 18% відповідно.

В результаті оптимізації число циклів до руйнування для радіусного переходу у верхній частині лівої труби збільшилось у 2,5 рази, а для правої труби у 2,1 рази.

8. РОЗРОБКА ПРАКТИЧНИХ РЕКОМЕНДАЦІЙ ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ РЕСУРСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЇ ЕЛЕМЕНТІВ ШАСІ

8.1. Фактори, що знижують ресурс опори шасі

При експлуатації літального апарату основними причинами пошкодження та руйнування опори шасі є [14]:

- Втома металу;
- Деградація властивостей матеріалу;
- Корозія;
- Зношування;
- Повзучість та релаксація;
- Недостатня статична міцність;
- Випадковий фактор.

Втома – це процес при якому поступово накопичуються пошкодження в елементах конструкції в наслідок дії змінних напружень. Дія змінних напружень призводить до зміни фізико – механічних властивостей і як наслідок зародження та ріст тріщини. Як показав досвід експлуатації близько 90% руйнування починається на поверхневому шарі деталі. Елементи конструкції літака, що працюють на розтяг найбільш схильні до втомних пошкоджень.

Корозія одна з найбільших причин пошкодження та відмови при експлуатації (рис 8.1.1). Середовища при яких може зародитися корозія поділяють на дві групи:

- 1) Кліматичні середовища, що діють ззовні;
- 2) Середовища, що утворюються в процесі експлуатації та діють на внутрішню частину конструкції.

Видів корозії нараховується велика кількість і їх можна поділити на дві групи.

До першої групи можна віднести ті корозії процес яких повільно протікає. Їх можна виявити в процесі експлуатації та застосувати відповідні міри. Їх зачистка та нанесення захисного шару в подальшому дає можливість уникнути

пошкодження деталі. Процес зачистки супроводжується зняттям шару матеріалу та зменшенням площі поперечного перерізу, що призводить утворення концентратора напруги.

До другої групи відносять корозії які зароджуються в товщині матеріалу до яких відносяться міжкристалічна корозія та корозія під напругою. Міжкристалічна корозія – це процес руйнування по межах кристалів металу. Такий вид корозії часто спостерігається в деталях з великою товщиною. Корозія під напругою залежить від складу корозійного середовища, чутливістю металу до такого виду корозії та величини напружень на розтяг.



Рис 8.1.1 Корозія опори шасі

Зношування є наслідком тертя між двох або більше деталей. Як і корозія зношування є частою причиною виходу з ладу деталі. Для зменшення зношування потрібно зменшувати тертя між деталями.

Повзучість та релаксація виникає при довгій дії навантаження. Повзучість спостерігається коли збільшується деформація при тривалій дії навантаження. Релаксація являє собою процес зменшення напруження при постійній величині деформації матеріалу.

Недостатня статична міцність на сьогоднішній момент є рідкісним явищем у зв'язку розвитком та застосуванням нових методів розрахунку та аналізу конструкцій.

Випадковий фактор зумовлений рідкими явищами які стаються при експлуатації. До таких явищ можна віднести:

- Грубі посадки;
- Помилки при обслуговуванні та ремонті;
- Стикання з птахом
- Удар блискавки;
- Град;
- Виробничий дефект.

8.2. Рекомендації для підвищення ресурсних характеристик

Майбутній літальний апарат має задовольняти інтереси всіх зацікавлених сторін, але якщо розглядати питання не тільки забезпечення потрібних ресурсних характеристик, але й їх покращення та підвищення то це може вплинути на інші характеристики конструкції.

Грунтуючись на вищесказаному та на отриманих результатах оптимізації ООШ літака Ан-32 можна сформулювати наступний перелік рекомендацій для покращення ресурсних характеристик конструкції опори шасі:

- 1) Пониження напружень шляхом оптимальної геометрії деталі. Зона розташування концентраторів напружень залежить від геометрії деталі, матеріалу, прикладених навантажень, але зазвичай концентратори напружень виникають в отворах, переходах однієї поверхні в іншу та послаблених зонах. Для пониження концентрації напруження роблять місцеве підсилення критичної зони шляхом нарощування товщини. Використовуючи алгоритми оптимізації можна визначити оптимальне значення геометричних параметрів підсиленої зони враховуючи обмеження по масі, технологічності тощо;
- 2) Вибір оптимального матеріалу. Характеристика матеріалу є одним з ключових факторів, що визначають ресурсні характеристики деталі. Для конструкції опор шасі варто використовувати високоміцні сталі або ж аналогічні за міцнісними та втомними характеристиками титанові сплави.

Варто зазначити, що не всі матеріали які є міцними мають хороші втомні характеристики;

- 3) Використання СЕА для виявлення критичних зон. Для визначення критичних зон широко використовуються СЕА. СЕА дає результати розподілу напруження по всьому об'єму деталі, що дає можливість виявити зони з підвищеними напруженням та оптимізувати їх для пониження напружень;
- 4) Детальне визначення можливих експлуатаційних навантаження на всіх режимах польоту. На даному етапі потрібно визначити всі можливі навантаження, що діють на опору шасі на різних етапах польоту. Експлуатаційні навантаження не тільки залежать від характеристик конструкції шасі, але і від ЗПС з якої буде експлуатуватись повітряне судно. При експлуатації з ГЗПС навантаження на опору більші на відміну від БЗПС через те, що ГЗПС є нерівними. Варто враховувати довжини смуг рулювання до ЗПС та з якого боку відбувається розворот. При визначенні програми навантажень також потрібно враховувати статистичні дані експлуатації літаків попередників для кращого відтворення умов експлуатації майбутнього літального апарату та його конструкції зокрема опори шасі. На етапі проектування коли ще немає реальної конструкції чи стенду для випробувань можна застосувати віртуальну лабораторію випробувань які здійснюється за допомогою спеціального програмного ПЗ. Такі ПЗ дозволяють симулювати всі етапи прольоту від старту до рулювання після посадки та виводити необхідні дані про конструкції та як вона реагує на ті чи інші фактори;
- 5) Перевірка виконання технології обробки поверхні. Подряпини на поверхні деталі можуть призвести до зародження та подальшого розвитку тріщини. Для уникнення браку потрібно кожену деталь перевіряти на відсутність дефектів на зовнішній поверхні;
- 6) Зміцнення поверхневого шару. Для зміцнення поверхневого шару деталі використовуються механічні, термічні, хіміко – термічні, лазерна

гартування та іншими методами зміцнення металу. Зміцнення поверхні деталі робить її більш стійкою до пошкоджень та зносостійкою;

- 7) Використання захисного шару від корозії. Для запобігання утворенню корозії на поверхні деталі потрібно наносити якісне антикорозійне покриття. У разі фіксування корозії вже при експлуатації потрібно її зачистити та нанести захисний шар.

Варто зазначити, що абсолютно всі випадки експлуатації неможливо врахувати. В процесі використання літального апарату можуть виникати ситуації які не були розглянуті при проектуванні тому потрібно слідкувати за процесом експлуатації в реальних умовах. При експлуатації можна виявити інші критичні зони та недоліки конструкції і врахувати їх в нових версіях конструкції.

Висновки по розділу

В даному розділі було розглянуто фактори, що негативно впливають на ресурсні характеристики конструкції опори шасі та сформовано рекомендації по підвищенню надійності та часу експлуатації. Рекомендації були сформовані ґрунтуючись на перерахованих факторах, що негативно впливають на ресурс опори, а також на отриманих результатах проведеної роботи по покращенню ресурсних характеристик основної опори шасі Ан-32. На покращення ресурсних характеристик найбільший вплив має пониження напружень в критичних зонах та вибір оптимально матеріалу. Для виявлення критичних зон потрібно використовувати СЕА тому, що його результати дають інформацію про напруження в конструкції та показують де зосереджені концентратори напружень. Також потрібно перевіряти деталь на наявність дефектів на зовнішній поверхні, використовувати методи зміцнення поверхневого шару та захищати поверхню деталі від корозії.

9. СТАРТАП-ПРОЕКТ

9.1. Опис ідеї проекту

Ідея проекту полягає у створенні інжинірингової компанії яка б надавала послуги:

- Навчання, підвищення кваліфікації та консультації інженерів системам CAD, CAM та CAE;
- розрахунку повного комплексу аеродинамічних, міцнісних та втомних характеристик літальних апаратів.

Для цілісного уявлення про зміст ідеї та можливі потенційні ринки надається опис ідеї стартап – проекту (табл.9.1.1) [15].

Таблиця 9.1.1

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Надання навчальних та інжинірингових послуг в сфері	1. Навчання, підвищення кваліфікації та консультація інженерного персоналу системам CAD, CAM та CAE	Клієнт отримає якісне навчання вік сертифікованих викладачів.
	2. Розрахунок аеродинамічних, міцнісних та втомних розрахунків літальних апаратів	Клієнт отримає швидкий та точний результат аналізу характеристик агрегату.

На даний момент в Україні не існує компаній які б надавали якісне навчання, підвищення кваліфікації та консультації інженерів системам CAD, CAM та CAE. Те саме стосується і постачання ПЗ. Якщо ж говорити про надання послуг розрахунку аеродинамічних, міцнісних та втомних характеристик то потенційно конкурентом може виступити ДП Антонов та Прогрестех.

Проведено порівняльний аналіз показників: для власної ідеї визначено показники, що мають а) гірші значення (W, слабкі); б) аналогічні (N, нейтральні) значення; в) кращі значення (S, сильні) (табл. 9.1.2).

Таблиця 9.1.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів			W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Мій проект	ДП Антонов	Прогрестех			
1.	Ціна	Середня	Середня	Висока		+	
2.	Час на проведення роботи	Відповідно до погодженої дати	Відповідно до погодженої дати	Відповідно до погодженої дати			+
3.	Матеріально-технічна база	Достатня	Хороша	Хороша		+	
4.	Точність результатів	Точні	Точні	Точні			+

Визначивши слабкі, сильні та нейтральні сторони характеристики та властивостей ідеї потенційних послуг можна отримати підґрунтя для формування його конкурентоспроможності.

9.2. Технологічний аудит ідеї проекту

Для реалізації ідеї проекту необхідно провести аудит технології. Технологічний аудит включає в себе вибір технології, визначення існуючих технологій та їх потреби, доступність технології (табл. 9.2.1).

Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Навчання, підвищення кваліфікації та консультація інженерного персоналу системам CAD, CAM та CAE	Приміщення, Створення онлайн - платформи, персональний комп'ютер та спеціальне ПЗ.	Створено	Потребує створення онлайн платформи, найму приміщення, купівлі комп'ютерів та ліцензій на ПЗ
2	Розрахунок аеродинамічних, міцнісних та втомних розрахунків літальних апаратів	Спеціальне ПЗ	Створено	Необхідно закупити ліцензії на спеціальне ПЗ
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: є можливою				

За результатами технологічного аудиту проекту всі технології для його реалізації створено але потребують значного вкладення ресурсів.

9.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап - проекту

На даному етапі визначаються ринкові можливості які дають уявлення про можливості входу на ринок. В таблиці 9.3.1 наведено попередні характеристики потенційного ринку проекту.

Таблиця 9.3.1

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту.

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	8
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	Залежить від проекту

Продовження таблиці 9.3.1

3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Дороговартісне ПЗ
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявні
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	20%

З характеристики потенційного ринку можна зробити висновок що ринок є привабливим для входження.

В таблиці 9.3.2 наведено потенційну групу клієнтів та їх характеристики.

Таблиця 9.3.2

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Навчання та консультації інженерного персоналу	Інженерні компанії	-	Якість, Актуальність
2	Проведення аеродинамічних, міцнісних та втомних розрахунків	Інженерні компанії	-	Дешевизна та точність результату

Проводиться аналіз ринкового середовища. В цьому аналізі розглядаються фактори що сприятимуть проекту та фактори які будуть перешкоджати впровадженню проекту В таблиці 9.3.3 наведені фактори загрози. В таблиці 9.3.4 наведені фактори можливостей.

Таблиця 9.3.3

Фактори загрози

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Великі витрати	Прибуток не покриває затрати	Пошук інвесторів
2	Мала кількість замовлень	Мала зацікавленість у послугах	Розвиток суміжних напрямків та розширення послуг

Таблиця 9.3.4

Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Вихід на міжнародний ринок	Збільшення клієнтів та співпраця з іноземними компаніями	Відкриття філій в інших країнах з великим попитом на послуги. Збільшення штату працівників.
2	Розвиток суміжних напрямків та розширення послуг	За появи попиту та наявності додаткових коштів компанія може розширити сферу послуг	Відкриття нових відділів в компанії та збільшення зарплатні за рахунок прибутку.

Далі проводиться аналіз пропозиції де визначаються загальні риси конкуренції на ринку. В таблиці 9.3.5 наведено ступеневий аналіз конкуренції на ринку.

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкуренто - спроможною)
1. Тип конкуренції: Олігополія	Мала кількість фірм та спеціалістів зданих виконувати таку роботу	Співпраця з вузами
2. За рівнем конкурентної боротьби: національний	Є необхідність в якісному навчанні та розрахунку різних характеристик для підприємств.	Якісно виконана робота
3. За галузевою ознакою: міжгалузева	Працівники здатні виконувати різні послуги	Компанія охоплює широкий спектр послуг.
4. Конкуренція за видами товарів: товарно-родова та між бажаннями	Розробка не тільки стандартизованих, а і індивідуальних проектів	Здатність виконувати індивідуальні потреба клієнта.
5. За характером конкурентних переваг: цінова	Висока якість та низька ціна за послуг.	Постійне покращення надання послуг за невисоку ціну
6. За інтенсивністю - марочна	Існують компанії з відомим брендами	Створити стратегію розвитку бренду з хорошою репутацією за рахунок надання якісних послуг

Для більш детального аналізу умов конкуренції проводиться аналіз за М. Портером (табл. 9.3.6).

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Склад аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
	Інжинірингові компанії	Конструкторські бюро	Компанії які постачають ПЗ	Авіабудівні компанії	-
Висновки:	Мало інжинірингових компаній можуть надати послуги навчання та якісного розрахунку за прийнятну ціну	Велика кількість конкурентів	Формують ціни	Формують строки на виконання роботи	

Ґрунтуючись на результатах аналізу конкретності, вимог споживачів, характеристик ідеї проекту та факторів маркетингового середовища визначається та описується перелік факторів конкурентоспроможності (табл. 9.3.8).

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Якість	Клієнт отримує якісне обслуговування та підтримку

2	Швидкість виконання	За рахунок використання сучасного ПЗ систем CAD, CAM та CAE процес розрахунку скорочується зі збереженням точності
3	Ціна	Професійне володіння сучасного ПЗ для розрахунків дозволяє оптимізувати процес виконання роботи, що дозволяє зменшити ціну.

Визначивши фактори конкурентоспроможності проводиться аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту (табл. 9.3.8).

Таблиця 9.3.8

Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з компанією Прогрестех						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Якість	18					+		
2	Швидкість виконання	16				+			
3	Ціна	17		+					

Фінальним етапом є проведення аналізу ринку можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл. 9.3.9).

Таблиця 9.3.9

SWOT-аналізу

Сильні сторони	Слабкі сторони
<ul style="list-style-type: none"> - Нижча ціна; - Швидкість виконання; - Якість обслуговування. 	Матеріально-технічна база для проведення комплексу розрахунків.

Можливості	Загрози
- Вихід на міжнародний ринок; - Розширення сфери послуг.	- Великі витрати; - Мала кількість замовлень

9.4. Розробка ринкової стратегії стартап-проекту

При розробці ринкової стратегії першим кроком визначаються стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (таб 9.4.1).

Таблиця 9.4.1

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу в сегмент
1	Авіабудівні компанії	Висока	Високий	Низький	Середня
2	Інженерні компанії	Середня	Середня	Висока	Середня

В таблиці 9.4.2 наведено сформовану базову стратегію розвитку.

Таблиця 9.4.2

Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Надання послуг в інших інженерних напрямках	Стратегія масового маркетингу	Автоматизація процесу з високим рівнем якості надання послуг.	Стратегія диференціації

Подальшим кроком є визначення стратегії конкурентної поведінки (табл. 9.4.3)

Таблиця 9.4.3

Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект «першопроходьцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Ні	Буде шукати нових та забирати у існуючих конкурентів	Частково	Стратегія виклику лідера

Зважаючи на вимоги споживачів та залежності обраної базової стратегії розвитку і стратегії конкурентної поведінки розробляється стратегія позиціонування, що полягає у формуванні ринкової пропозиції, за яких споживачі мають ідентифікувати торгівельну марку (табл. 9.4.4).

Таблиця 9.4.4

Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкуренто спроможні позиції власного стартап проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту
-------	-------------------------------------	---------------------------	---	---

1	Актуальність наданих знань. Якісне надання послуг.	Стратегія диференціації	Постійне вдосконалення бази знань. Використання системи автоматизації та оптимізації розрахунків	Актуальна база знань. Висока точність розрахунків. Швидкість видачі результату.
---	--	-------------------------	--	---

Провівши роботу над даним підрозділом було узгоджено систему рішень щодо ринкової поведінки компанії.

9.5. Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Для початку потрібно сформулювати маркетингові концепції товару, який отримає споживач. Для цього в таблиці 9.5.1 підсумовано результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 9.5.1

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Навчання та консультація інженерів сучасному ПЗ систем CAD, CAM та CAE.	Отримання актуальних та корисних знань та навичок.	Якісне надання послуг та підтримки

2	Проведення аеродинамічних, міцнісних та втомних розрахунків.	Швидке та недороге проведення аеродинамічних, міцнісних та втомних розрахунків	Невисока ціна та час реалізації
---	--	--	---------------------------------

Після визначення ключових переваг концепції розробляється трирівнева маркетингова модель товару де проводиться уточнення ідеї послуг та особливості процесу його надання. Опис трьох рівнів моделі товару наведено в таблиці 9.5.2.

Таблиця 9.5.2

Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Послуга за задумом	Навчання інженерного складу, розрахунок аеродинамічних, міцнісних та втомних характеристик літака		
II. Послуга у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх/Тл/Ор
	1. Актуальність бази знань	М	Вр/Тх
	2. Точність результатів розрахунку	М	Вр/Тх/Тл/Ор
	3. Швидкість видачі результату	М	Вр/Тх
	4. Ціна	М	Вр/Тх/Тл
III. Послуга із підкріпленням	Консультація та підтримка		
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: за рахунок авторських прав.			

Далі потрібно визначити цільові межі, якими необхідно керуватись при встановленні ціни на послуги та товар, що передбачає аналіз ціни на послуги, а також аналіз рівня доходів цільової групи споживачів. Результати аналізу наведено в таблиці 9.5.3.

Таблиця 9.5.3

Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на послугу
1	180 - 250 тис. грн	170 – 250 тис. грн	Високий	110 – 170 тис. грн

Наступним кроком є визначення оптимальної системи збуту (табл. 9.5.4).

Таблиця 9.5.4

Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Клієнти прагнуть отримати якісні послуги за малу ціну	Гарантій якості, вчасне виконання замовлення	Співпраця на рівні підприємств	Переговори з клієнтом про поставку послуг

Далі йде остання складова маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що ґрунтується на вибраній основі позиціонування та визначену специфіку поведінки клієнтів. Концепція маркетингової комунікації наведена а таблиці 9.5.5.

Концепція маркетингової комунікації

№ п/п	Специфіка поведінки і цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1		Конференції, виставки, інтернет ресурси та особисті контакти	Найкраще співвідношення між ціною та якістю надання послуг	Представити переваги та залучити зацікавлених осіб	Представлення на тематичних конференціях, виставках та інтернет ресурсах

Висновки до розділу

В даному розділі було проведено розробку стартап – проекту інжинірингової компанії. Компанія буде надавати послуги навчання, підвищення кваліфікації та консультації системам CAD CAM та CAE. Також компанія буде надавати послуги розрахунку аеродинамічних, міцнісних та втомних характеристик літальних апаратів, що дозволить не тільки приносити прибуток в компанію але і підтримувати та підвищувати рівень компетенції, а також покращувати навчальну програму. Проект такої компанії є актуальним так як на ринку мало компаній які можуть надавати подібний спектр послуг. Компанія має перспективи росту та розвитку на ринку.

ВИСНОВКИ

У процесі виконання роботи над магістерською дисертацією було проведено оптимізацію ресурсних характеристик ООШ літаків типу «Ан» на прикладі ООШ літака Ан-32.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні критичних зон конструкції опори з точки зору ресурсу та оптимізація конструкції для покращення ресурсних характеристик.

Практичне значення полягає у розробці алгоритму дій для оптимізації конструкції з точки зору ресурсних характеристик.

На підставі проробленої роботи зроблені наступні висновки:

1. Визначення критичних зон в конструкції опори шасі літака Ан-32 та оптимізація геометрії опори покращує ресурсні характеристики. Для верхньої кричної зони лівої труби траверси число циклів до руйнування зросло збільшилось в 2,5 разів, а для правої в 2,1 разів;
2. Визначення критичних зон за допомогою СЕА дає достатню точність при тому є більш дешевшим способом на відміну від експериментального методу;
3. Оптимізація деталей конструкції з точки зору ресурсних характеристик може значно покращити вагову ефективність конструкції;
4. Проведено аналіз стартап – проекту інжинірингової компанії яка б займалася навчанням та підвищенням кваліфікації інженерного складу підприємств ПЗ системам CAD, CAM та CAE, а також могла б виконувати повний спектр аеродинамічних, міцнісних та втомних характеристик літальних апаратів. Провівши аналіз виявилось, що така компаніє має можливості розвитку на ринку.

Результати роботи докладені на науково-практичній конференції студентів та молодих вчених "Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку" і на XV міжнародній конференції студентів та молодих вчених "Intelligence. Integration. Reliability" і опубліковані у вигляді тез. Отримані результати були

опубліковані у фаховому виданні «Механіка гіроскопічних систем» №45 2023-го року.

Результати роботи можуть бути використані для подальшого покращення методології оптимізації ресурсних характеристик авіаційних конструкцій.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ:

1. Certification specifications and acceptable means of compliance for large Aeroplanes CS-25. // European Union Aviation Safety Agency. – 2020. https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_26_0.pdf.
2. Щербань К. С. Ресурсные испытания натуральных конструкций самолётова / К. С. Щербань. – Москва: Издательство физико-математической литературы, 2009. – 236 с.
3. Jerzy P. Komorowski. REVIEW OF CANADIAN AERONAUTICAL FATIGUE WORK 1999-2001 / Jerzy P. Komorowski. // INSTITUTE FOR AEROSPACE RESEARCH NATIONAL RESEARCH COUNCIL OF CANADA. – 2010. – С. 60.
4. Собитов Н. Г. Конструкция и прочность воздушных судов / Н. Г. Собитов, В. В. Гаража, И. П. Челюканов. – Киев: КИИГА, 1988. – 268 с.
5. Дмитриев В. М. Научно-технический отчет: Методические рекомендации по расчетной оценке долговечности деталей опоры шасси на этапе проектирования, - ЦАГИ, 1983. - 78 с.
6. Madier. D. Practical Finite Element Analysis for Mechanical Engineers / Dominique Madier., 2020.
7. Blaschke P. Siemens NX für Fortgeschrittene – kurz und bündig / P. Blaschke, A. Wunsch. – Magdeburg: Springer Vieweg, 2023. – 228 с. – (5).
8. Werkle H. Finite Elements in Structural Analysis: Theoretical Concepts and Modeling Procedures in Statics and Dynamics of Structures. Springer, 2023
9. Расчетные характеристики металлических конструкционных авиационных материалов – Москва: Триада принт, 2007.
10. Kadhim M. M. Mechanical Behavior of the Materials Fatigue (Part 2) Stress-Life Method of the Notched Members [Электронный ресурс] / М. М. Kadhim, A. W. Hussein // University of Baghdad College of Engineering Mechanical Engineering Department. – 2020. – Режим доступа до ресурсу: https://www.researchgate.net/publication/341255033_Mechanical_Behavior

_of_the_Materials_Fatigue_Part_2-_Stress-
Life_Method_of_the_Notched_Members/stats.

11. Freddi A. Experimental Stress Analysis for Materials and Structures: Stress Analysis Models for Developing Design Methodologies / A. Freddi, G. Olmi, L. Cristofolini., 2015.
12. ASTM Standard practice for statistical analysis of linear or linearized stress-life (S-N) and strain-life (ϵ -N) fatigue data. ASTM International, 2015.
13. Red Cedar Technology. SHERPA – An Efficient and Robust Optimization/Search Algorithm. ISBN 978-1-118-56811-8 (cloth)
14. Арепьев А.Н., Громов М.С., Шапкин В.С. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций. – М.: Воздушный транспорт, 2002. — 424 с.
15. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.