

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

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

«На правах рукопису»
УДК __

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: «Моделювання однорядних заклепувальних з'єднань під час
віброакустичних навантажень»**

Виконав :

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп

Сіромаха А.О. _____

Керівник: _____

Рецензент: _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень 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

Сіромасі Антону Олександровичу

1. Тема дисертації «Моделювання однорядних заклепувальних з'єднань під час віброакустичних навантажень», науковий керівник дисертації професор кафедри Кабанячий Володимир Володимирович, д.т.н, затверджені наказом по університету від «__» _____ 2023 р. № _____
2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження: Обшивка літака Ан-178.
4. Вихідні дані: заклепочні з'єднання, алюмінієві сплави, композитні матеріали.
 5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1. Дослідження заклепочних з'єднань обшивки літака Ан-178.
 - 5.2. Розгляд та порівняння головних з'єднань.
 - 5.3. Визначення спрощених зразків, що імітують частину обшивки літака.
 - 5.4. Проведення експерименту, для визначення динамічних якостей спрощених зразків під час вібраційного навантаження.
 - 5.5. Розробка чисельним методом моделі спрощених зразків, порівняння з експериментом.
 - 5.6. Розрахунок основних динамічних характеристик спрощених зразків
 - 5.7. Аналіз характеристик міцності розробленої моделі
 - 5.8. Розробка стартап-проекту.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу
 - 6.1. Огляд науково-технічної літератури по заклепочним з'єднанням.
 - 6.2. Результати порівняння основних віброакустичних навантажень.
 - 6.3. Результати вибору спрощених зразків частини обшивки літака.

6.4. Результати експериментального дослідження динамічних якостей зразків.

6.5. Результати оптимізації. Графічне представлення оптимального з'єднання обшивки.

6.6. Старт-проект.

Орієнтовний перелік публікацій

1. 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.	Пошук та дослідження заклепочних з'єднань обшивки літака Ан-178.	до 15.12.2022 р.	
2.	Розгляд та порівняння головних з'єднань.	до 01.02.2023 р.	
3.	Визначення спрощених зразків, що імітують частину обшивки літака.	до 21.03.2023 р.	
4.	Проведення експерименту, для визначення динамічних якостей спрощених зразків при вібраційному навантаженні	до 03.06.2023 р.	
5.	Розробка МКЕ моделі спрощених зразків, порівняння з експериментом.	до 02.07.2023 р.	
6.	Розрахунок основних динамічних характеристик зразка.	до 17.10.2023 р.	
7.	Аналіз характеристик міцності розробленої моделі.	до 28.10.2023 р.	
8.	Розробка стартап-проекту.	до 05.12.2023 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист.	до 29.12.2023 р.	
10.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат.	до 06.01.2024 р.	

Студент

Антон СІРОМАХА

Науковий керівник

Володимир КАБАНЯЧИЙ

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація: «Моделювання однорядних заклепочних з'єднань під час віброакустичних навантажень» містить 70 сторінки тексту, 33 ілюстрацій, 27 таблиць та 7 бібліографічних посилань.

Актуальність: дослідження моделювання однорядних заклепочних з'єднань під час віброакустичних навантажень є важливе для авіаційної галузі, оскільки воно спрямоване на оптимізацію конструкцій літаків, забезпечення їхньої міцності та витривалості під впливом вібраційних навантажень.

Мета проєкту: розробка та відпрацювання методики визначення частотних характеристик спрощених зразків, зокрема власних частот та коефіцієнта демпфування. Подальше використання отриманих даних при випробуваннях на літаку Ан-178 для оцінки ефективності заміни клеїв.

Об'єкт дослідження: обшивка літака АН-178.

Предмет дослідження: частотні характеристики спрощених зразків що імітують обшивку літака АН-178.

Методи дослідження: експериментальний метод включає застосування імпульсного збудження та синусоїдальної прокачки для визначення частотних характеристик та напруженого стану зразків, а також використання широкосмугової вібрації для оцінки реакції зразків на різноманітні навантаження. Розрахунковий підхід базується на побудові САД моделей та розрахунках на випадкове широкосмугове навантаження в програмі "Siemens Nastran". Обидва підходи використовують різні методи та апаратуру для визначення власних частот, коефіцієнтів демпфування та напруженого стану зразків під впливом вібраційних навантажень.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в розвитку та оптимізації методів моделювання однорядних клепоквих з'єднань у 2-D кінцевих елементах, де заклепкове з'єднання замінено стрічкою. Дослідження вперше впроваджує та вдосконалює методику визначення частотних характеристик та коефіцієнта

демпфування для спрощених зразків. Застосування різних методів експериментального навантаження та розрахунків дозволяє вперше отримати комплексне розуміння динаміки та напруженого стану таких з'єднань, що відкриває нові можливості для покращення конструкцій авіаційних систем.

Практичне значення отриманих результатів: дозволяють оптимізувати конструкції літаків, забезпечуючи високу міцність та запобігаючи небезпеці резонансу, що може виникнути під впливом різних внутрішніх чи зовнішніх факторів. Такий підхід сприяє підвищенню безпеки та тривалості служби літаків, а також оптимізації їхньої продуктивності та функціональності в умовах реальної експлуатації.

Ключові слова: вібраційне навантаження, експеримент, метод кінцевих елементів, заклепкові з'єднання, амплітудно-частотна характеристика, резонанс, динаміка, міцність.

ABSTRACT

Master's Thesis: "Modeling Single-Row Riveted Joints under Vibroacoustic Loads" consists of 67 pages of text, 33 illustrations, 27 tables, and 7 bibliographic references.

Relevance: The investigation into modeling single-row riveted joints under vibroacoustic loads is crucial for the aviation industry, aiming to optimize aircraft structures, ensure their strength, and durability under vibrational stress.

Project Objective: The development and refinement of a methodology to determine the frequency characteristics of simplified samples, specifically their natural frequencies and damping coefficients. The obtained data will be further utilized in tests on the Antonov An-178 aircraft to assess the effectiveness of adhesive replacement.

Research Object: The skin of the Antonov An-178 aircraft.

Research Subject: Frequency characteristics of simplified samples simulating the skin of the Antonov An-178 aircraft.

Research Methods: The experimental approach involves the application of impulse excitation and sinusoidal pumping to determine the frequency characteristics and stress state of the samples. Additionally, broad-spectrum vibration is used to assess the samples' reactions to various loads. The computational approach is based on building CAD models and performing calculations under random broadband loading using Siemens Nastran software.

Scientific Novelty: The obtained results contribute to the development and optimization of modeling methods for single-row riveted joints in 2-D finite elements, where the riveted connection is replaced by a strip. The research introduces and enhances the methodology for determining frequency characteristics and damping coefficients for simplified samples. Employing various experimental loading methods and calculations provides a comprehensive understanding of the dynamics and stress state of such connections, offering new possibilities for improving aviation system designs.

Practical Significance: The results allow for the optimization of aircraft structures, ensuring high strength and preventing resonance dangers under various

internal or external factors. This approach enhances the safety and service life of aircraft while optimizing their productivity and functionality in real operational conditions.

Keywords: vibrational loading, experiment, finite element method, riveted joints, amplitude-frequency characteristics, resonance, dynamics, strength.

ЗМІСТ

РЕФЕРАТ	4
СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ	10
ВСТУП	11
1 ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ ЛІТАКА АН-178.....	12
Висновок до розділу	19
2 РОЗГЛЯД ТА ПОРІВНЯННЯ ГОЛОВНИХ З'ЄДНАНЬ.	20
Висновок до розділу	25
3 ВИЗНАЧЕННЯ СПРОЦЕНИХ ЗРАЗКІВ, ЩО ІМІТУЮТЬ ЧАСТИНУ ОБШИВКИ ЛІТАКА.....	26
Висновок до розділу	33
4 ПРОВЕДЕННЯ ЕКСПЕРИМЕНТУ, ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ЯКОСТЕЙ СПРОЦЕНИХ ЗРАЗКІВ ПРИ ВІБРАЦІЙНОМУ НАВАНТАЖЕННІ	34
4.1 Проведення експерименту для зразка 1	34
4.2 Проведення експерименту для зразка 2.....	39
Висновок до розділу	42
5 РОЗРОБКА ЧИСЕЛЬНИМ МЕТОДОМ МОДЕЛІ СПРОЦЕНИХ ЗРАЗКІВ, ПОРІВНЯННЯ З ЕКСПЕРИМЕНТОМ.....	43
5.1 Розробка моделі зразка 1	43
5.2 Розробка моделі зразка 2.....	44
Висновок до розділу	46
6 РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗРАЗКА.48	
6.1 Розрахунок динамічних характеристик зразка 1	48
6.2 Розрахунок динамічних характеристик зразка 2	50

Висновок до розділу	52
7 АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК МІЦНОСТІ РОЗРОБЛЕНОЇ МОДЕЛІ. 54	
7.1 Аналіз моделі зразка 1	54
7.2 Аналіз моделі зразка 2	55
Висновок до розділу	56
8 РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЄКТУ	58
8.1 Опис ідеї проекту	58
8.2 Технологічний аудит проекту.....	60
8.3 Аналіз ринкових можливостей	61
8.4 Розроблення ринкової стратегії проекту	64
8.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту	65
Висновок до розділу	65
ВИСНОВОК.....	68
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ.....	70

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ

M_x , Н – момент пластини по осі

σ , Па – напруження

P , Па – розподілене навантаження на пружину

h – висота пластини

D , Па/м² – згинна жорсткість пластини

E , кг/м² – модуль пружності пластини

μ , – коефіцієнт Пуансона

ρ , кг/м³ – густина пластини

ω – коефіцієнт закріплення

ν , Гц, - частота

ξ , % - відносна похибка

Коеф. демпф. – коефіцієнт демпфування

СКЗ – середньоквадратичні значення

МКЕ – метод кінцевих елементів

АЧХ – амплітудно частотна характеристика

ПЗ – програмне забезпечення

БД – база даних

ВСТУП

Розвиток сучасного літакобудування тісно пов'язаний із викликами у сферах міцності та динаміки. Збільшення вимог до ефективності, швидкостей, тиску, температур, а також зменшення ваги та габаритів конструкцій, покращення їхньої надійності та ресурсів ставлять перед нами завдання розширення досліджень у теоретичній та експериментальній площинах, зокрема у вивченні міцності, стійкості та коливань.

Для оцінки напруженого стану при вібро-акустичному навантаженні тонкостінних конструкцій літаків все частіше використовують метод кінцевих елементів (МКЕ). Такі конструкції в багатьох випадках використовують точкові заклепкові з'єднання, які важко моделювати при використуванні МКЕ. Аналіз отриманих руйнувань від віброакустичного навантаження клепкових з'єднань показав, що тріщини обшивки літаків проходять між краєм заклепок і крайнім місцем притискання до полиці закріплення.

Виходячи з характеру розвитку руйнування в даному дослідженні було розглянуто моделювання тонкостінних конструкцій у вигляді комбінації 2-D кінцевих елементів, де заклепкове з'єднання замінено стрічкою, що склеєна з полицею закріплення.

1 ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ ЛІТАКА АН-178

Більшість комерційних літаків виготовляються із застосуванням заклепкових з'єднань, а не зварювання. Існують різні методи з'єднання матеріалів заклепками, включаючи внахлест та стик. Вони всі спрямовані на створення стійкого та надійного з'єднання двох компонентів. На перший погляд, зварювання також може бути використано для з'єднання компонентів.

Хоча зварювання існує з 1800-х років і є ефективним методом з'єднання матеріалів, в авіабудуванні заклепки мають декілька переваг, таких як простота обслуговування та відновлення. Також, через тонку товщину обшивки літака, вона менше підходить для використання зварних швів.

Головною перевагою використання заклепкових з'єднань у літаках є те, що вони виявляються міцнішими та більш довговічними порівняно із зварними з'єднаннями. У випадку зварювання два компоненти з'єднуються, переважно, зовнішніми частинами. Натомість заклепка створює з'єднання зсередини, що забезпечує більшу міцність та тривалість. Це особливо важливо для літаків, оскільки польоти з великою швидкістю на великих висотах створюють значні навантаження на з'єднання та стики в корпусі літака.

На літаку АН-178 використовуються різні типи заклепкових з'єднань в залежності від конструкції та функціональних вимог. Основні типи заклепок, які можуть бути застосовані, включають:

- Одностороння заклепка (flush rivet): Це тип заклепки, де заклепка повністю втоплена в обидві обшивки літака, створюючи гладку поверхню.
- Зовнішня заклепка (protruding rivet): У цьому випадку заклепка частково виступає на зовнішню сторону обшивки. Вони можуть використовуватися для підвищення міцності та аеродинамічних характеристик.
- Заклепковий болт: Деякі з'єднання можуть використовувати спеціальні заклепкові болти або стандартні болти для деяких конструкційних елементів.
- Заклепкова шпень: Це можуть бути розгалужені заклепки, які використовуються для особливих конструкційних вимог.

Одностороння заклепка, рисунок 1.1, також відома як flush rivet або заклепка з гладким головкою, є одним із типів заклепочних з'єднань, які широко використовуються в авіаційній індустрії для з'єднання компонентів літаків.



Рисунок 1.1 Одностороння заклепка

Основні характеристики односторонньої заклепки:

Головка заклепки: головка заклепки розташована з одного боку компоненту, тобто зі сторони, на якій відбувається встановлення заклепки.

Використання: цей тип заклепок використовується там, де важлива аеродинаміка або зовнішній вигляд. Односторонні заклепки дозволяють створювати гладкі, аеродинамічно ефективні поверхні, оскільки головка не виступає за межі компоненту.

Укладання: заклепка вкладається з одного боку компоненту через отвір, а з іншого боку її обробляє дією заклепувального молотка або спеціалізованої машини.

Вигляд головки: головка односторонньої заклепки зазвичай має плоску або злегка конічну форму, яка дозволяє їй рівномірно адаптуватися до поверхні компоненту.

Використання матеріалів: односторонні заклепки використовуються для з'єднань алюмінієвих, титанових та інших легких матеріалів, що важливо для забезпечення оптимальної ваги літака.

Переваги односторонніх заклепок (flush rivets) в авіації:

- Гладка поверхня: односторонні заклепки забезпечують гладку та аеродинамічно ефективну поверхню, що сприяє зменшенню опору повітря та поліпшенню аеродинаміки літака.

- Вага: заклепки є легкими, що важливо для забезпечення легкості та оптимальної ваги літака.

- Міцність: односторонні заклепки забезпечують міцне та надійне з'єднання, особливо в умовах високих навантажень та стресів, що властиві літакам.

- Широке застосування: заклепки можуть бути використані в різних частинах літака, включаючи обшивку, крила та хвости.

Недоліки односторонніх заклепок в авіації:

- Споживання часу: процес встановлення односторонніх заклепок може бути тривалим, особливо при ручному встановленні, хоча автоматизовані системи можуть значно прискорити цей процес.

- Необхідність доступу з одного боку: для встановлення односторонніх заклепок потрібний доступ лише з одного боку компоненту, що може бути обмеженням в деяких конструкційних сценаріях.

- Обмеженість матеріалів: заклепки часто використовуються для з'єднань легких матеріалів, таких як алюміній, титан, іноді обмежуючи їх використання для тяжких або високоміцних матеріалів.

- Спеціальне обладнання: встановлення односторонніх заклепок може вимагати спеціального обладнання та навчання операторів для забезпечення високої якості з'єднань.

Зовнішня заклепка (protruding rivet), рисунок 1.2, є одним із типів заклепочних з'єднань, які використовуються в авіаційній індустрії для з'єднання компонентів літаків. Протилежно односторонній заклепці, де головка розташована в середині компоненту, зовнішні заклепки мають головку, що виступає за межі поверхні компонента. Ось деякі характеристики цього типу з'єднання:



Рисунок 1.2 Зовнішня заклепка (protruding rivet)

Головка заклепки: головка заклепки розташована ззовні компонента, що утворює видимий виступ.

Зовнішні заклепки знаходять своє застосування в областях, де важливо не лише створити міцне з'єднання, але і забезпечити додаткову стійкість та можливість легкої ідентифікації зовнішньої сторони компоненту.

Переваги зовнішніх заклепок (protruding rivets) в авіації:

- Додаткова міцність: зовнішні заклепки надають додаткову міцність з'єднанню, особливо у випадках, коли важливо витримати великі механічні навантаження.
- Стійкість та жорсткість: цей тип заклепок може забезпечити більшу стійкість та жорсткість з'єднання, що важливо в конструкції, де потрібна додаткова жорсткість.
- Легкість в ідентифікації: зовнішні заклепки легко видно ззовні, що дозволяє операторам та інженерам легко ідентифікувати та інспектувати з'єднання.
- Герметичність: головка заклепки, яка виступає за межі поверхні, може допомагати утворювати герметичне з'єднання, що важливо для запобігання проникненню води чи інших рідин.
- Застосування в різних матеріалах: зовнішні заклепки можуть бути використані для з'єднань різних матеріалів, включаючи алюміній, титан та інші сплави.

Недоліки зовнішніх заклепок в авіації:

- Аеродинамічний опір: видимий виступ головки зовнішньої заклепки може створювати додатковий аеродинамічний опір, що може впливати на продуктивність та пальне споживання літака.
- Зовнішній вигляд: зовнішні заклепки можуть порушити гладкий та естетичний зовнішній вигляд літака, особливо якщо важлива аеродинаміка або дизайн.
- Потреба в підготовці поверхні: встановлення зовнішніх заклепок може вимагати підготовки поверхні, що може включати обробку та фінішування.
- Вага: вага зовнішніх заклепок може бути більшою, ніж у деяких інших типів заклепок, хоча це може бути невеликим фактором в загальній вазі літака.
- Потреба в доступі з обох боків: для встановлення зовнішніх заклепок може знадобитися доступ до обох боків компонента, що може бути обмеженням в певних умовах.

Заклепковий болт, рисунок 1.3: деякі з'єднання можуть використовувати спеціальні заклепкові болти або стандартні болти для деяких конструкційних елементів.



Рисунок 1.3 Зображення заклепкового болта

Заклепковий болт — це тип заклепкового з'єднання, який використовується в авіаційній індустрії для створення міцних та надійних з'єднань між компонентами літаків. Цей тип з'єднання дозволяє ефективно з'єднувати частини літака, забезпечуючи міцність та легкість обслуговування.

Основні елементи заклепкового болта:

- Болт: Циліндричний стержень із різьбою на кінці та головкою.
- Гайка: Елемент, що завинчується на різьбову частину болта.
- Заклепка: Металевий елемент із головкою, який фіксується на різьбову частину болта.

Процес встановлення:

- Вставлення болта через отвір у компоненті.
- Закріплення гайки на різьбову частину болта.
- Закріплення заклепки, забезпечуючи міцне з'єднання.

Переваги:

- Міцність: Заклепкові болти забезпечують високу міцність та стійкість з'єднань.
- Легкість: Легкість заклепкових болтів важлива для зменшення ваги літака та покращення його продуктивності.
- Легкість розбірки: Можливість розбірки дозволяє легко проводити обслуговування та ремонт.

Недоліки:

- Аеродинамічний опір: Зовнішня частина головки заклепкового болта може створювати деякий аеродинамічний опір, що впливає на продуктивність літака.
- Вимоги до обладнання: Процес встановлення заклепкових болтів може вимагати високоточного обладнання та спеціалізованої кваліфікації персоналу.
- Масштаби виробництва: Деякі види заклепкових болтів можуть бути виробничо більш трудомісткими порівняно із деякими іншими видами з'єднань.

Використання в авіації:

Заклепкові болти застосовуються для з'єднань структурних компонентів, таких як крила, фюзеляж, стабілізатори, де потрібна висока міцність та легкість.

Загалом, заклепкові болти є ефективним рішенням для створення міцних та легких з'єднань у конструкції літаків, і їх використання є поширеним у авіаційній промисловості.

Заклепкова шпень, рисунок 1.4: це можуть бути розгалужені заклепки, які використовуються для особливих конструкційних вимог.

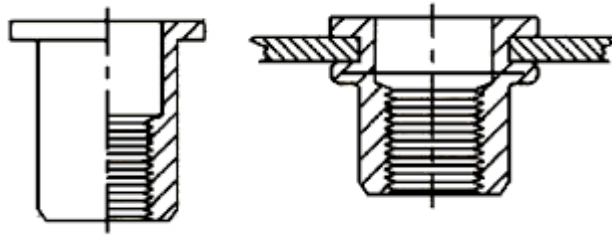


Рисунок 1.4 Заклепкова шпень

Заклепкова шпень — це вид заклепкового з'єднання, який використовується в авіаційній індустрії для з'єднання компонентів літака. Цей механізм забезпечує міцне та надійне з'єднання шляхом використання шпнів або болтів.

Основні елементи заклепкової шпні:

- Шпень (болт): циліндричний стержень із головкою на одному кінці та різьбою на іншому.
- Гайка: елемент, який завинчується на різьбову частину шпня для створення з'єднання.
- Заклепка (головка): металевий елемент, який фіксується на різьбову частину шпня.

Процес встановлення:

- Вставлення шпня через отвір у компоненті.
- Закріплення гайки на різьбову частину шпня.
- Закріплення заклепки, забезпечуючи міцне з'єднання.

Переваги:

- Міцність та надійність: заклепкова шпень забезпечує міцне та надійне з'єднання компонентів.
- Ефективність в умовах великих навантажень: цей тип з'єднання ефективний при зустрічі великих механічних навантажень.
- Легкість розбірки: забезпечує можливість легкої розбірки для проведення обслуговування та ремонту.
- Застосування в структурних елементах: заклепкові шпєні часто використовуються для з'єднання структурних компонентів.

Недоліки:

- Вимоги до обладнання: встановлення заклепкових шпєнів може вимагати високоточного обладнання та кваліфікації персоналу.
- Масштаби виробництва: деякі процеси виробництва можуть бути трудомісткими порівняно із деякими іншими видами з'єднань.

Використання в авіації:

Заклепкові шпєні застосовуються для з'єднання структурних елементів літаків, таких як крила, фюзеляж, хвостова частина тощо.

Загалом, заклепкова шпєнь є ефективним та поширеним методом з'єднання в авіаційній індустрії, забезпечуючи міцність та надійність з'єднання в умовах високих механічних навантажень.

Висновок до розділу

Більшість комерційних літаків використовують заклепкові з'єднання замість зварювання. Це обумовлено їхньою простотою обслуговування та здатністю до відновлення. Заклепки виявляються міцнішими та довговічнішими, що робить їх відповідними для вимог авіаційної індустрії, де важлива міцність та надійність з'єднань. На літаку АН-178 застосовуються різні типи заклепкових з'єднань, включаючи односторонні, зовнішні та заклепкові болти, залежно від конструкції та функціональних вимог.

2 РОЗГЛЯД ТА ПОРІВНЯННЯ ГОЛОВНИХ З'ЄДНАНЬ.

Типи заклепок

Літак Ан-178 використовує різні типи заклепок для з'єднання структурних елементів та забезпечення необхідної міцності конструкції. Розглянемо основні типи заклепок, які використовуються:

- Плаваючі заклепки. Використовуються для амортизації вібрацій та забезпечення стійкості конструкції під дією рухомих об'єктів, таких як турбіни чи вібрації обладнання. Це дозволяє поглиблювати навантаження та захищати від пошкоджень.
- Структурні заклепки використовуються для створення стійких та міцних з'єднань між структурними елементами. Ці заклепки забезпечують основну міцність конструкції та витримують навантаження, що виникають під час польоту.
- Вібраційно-гасильні заклепки використовуються для зменшення впливу вібрацій на конструкцію літака. Вони допомагають поглиблювати коливання та запобігати руйнівному впливу на інші компоненти літака.
- Інші типи заклепок. Залежно від конкретних вимог та дизайну, можуть застосовуватися інші типи заклепок, такі як герметичні, механічні чи варіативні, залежно від специфікацій та функціональності конкретних областей літака.

Використання різних типів заклепок дозволяє оптимізувати конструкцію літака, забезпечуючи необхідну міцність та функціональність в кожній області. Це також дозволяє враховувати специфічні умови роботи та вимоги до різних елементів конструкції літака Ан-178.

Основними видами заклепочних з'єднань, що використовуються в літаку Ан-178, є:

- Клепані з'єднання з натягом. У цих з'єднаннях заклепковий стрижень стягується за допомогою кулачкового або пневматичного

інструменту. Це забезпечує високу міцність з'єднання, але вимагає використання спеціального обладнання.

- Клепані з'єднання з розтисканням. У цих з'єднаннях заклепковий стрижень розтискається за допомогою ексцентрикового або пневматичного інструменту. Це менш трудомісткий процес, ніж клепані з'єднання з натягом, але забезпечує меншу міцність з'єднання.

Клепані з'єднання з натягом використовуються в найбільш критичних місцях конструкції літака, таких як фюзеляж, крила та оперення. Вони забезпечують високу міцність та надійність з'єднання, що є необхідним для забезпечення безпеки польоту.

Клепані з'єднання з натягом – це тип заклепочних з'єднань, в яких заклепковий стрижень стягується за допомогою кулачкового або пневматичного інструменту. Це забезпечує високу міцність з'єднання, але вимагає використання спеціального обладнання.

Клепане з'єднання з натягом складається з наступних елементів:

- Заклепковий стрижень – це металевий стрижень, який проходить через отвори в з'єднуваних деталях.
- Заклепкова головка – це металева деталь, яка кріпиться до одного кінця заклепкового стрижня.
- Заклепкове кільце – це металева деталь, яка кріпиться до іншого кінця заклепкового стрижня.

Для виготовлення клепаного з'єднання з натягом необхідно виконати наступні кроки:

1. Просвердлити отвори в з'єднуваних деталях.
2. Вставити заклепковий стрижень в отвори.
3. Закріпити заклепкову головку на одному кінці заклепкового стрижня.
4. Затягнути заклепковий стрижень за допомогою кулачкового або пневматичного інструменту.

При затягуванні заклепкового стрижня заклепкова головка розширюється і притискається до однієї з з'єднуваних деталей. Заклепкове кільце

розширюється і притискається до іншої з'єднуваної деталі. Це створює між деталями тиск, який забезпечує міцність з'єднання.

Переваги:

- Висока міцність. Заклепані з'єднання з натягом забезпечують дуже високу міцність з'єднання. Це робить їх ідеальними для використання в найбільш критичних місцях конструкції літака, таких як фюзеляж, крила та оперення.
- Надійність. Заклепані з'єднання з натягом є дуже надійними. Вони можуть витримувати великі навантаження і не руйнуються навіть при ударах або інших впливах.
- Швидкість і простота виготовлення. Заклепані з'єднання з натягом можна виготовити відносно швидко і просто. Це дозволяє значно скоротити час і витрати на виробництво літака.

Недоліки:

- Вартість спеціальних інструментів. Для виготовлення клепаных з'єднань з натягом може знадобитися використання спеціального обладнання, такого як кулачкові або пневматичні інструменти. Це може збільшити вартість виробництва літака.
- Відсутність можливості розбирання. Заклепані з'єднання з натягом не можуть бути розібрані без пошкодження. Це може ускладнити ремонт або модернізацію літака.

Клепані з'єднання з натягом використовуються в літаку Ан-178 для з'єднання основних елементів конструкції, таких як фюзеляж, крила та оперення. Вони забезпечують високу міцність і надійність з'єднання, що є необхідним для забезпечення безпеки польоту.

Клепані з'єднання з натягом використовуються в літаку Ан-178 для з'єднання наступних елементів:

- Фюзеляж. Заклепані з'єднання з натягом використовуються для з'єднання панелей фюзеляжу, а також для з'єднання фюзеляжу з іншими елементами конструкції, такими як крила, оперення та силовий набір.

- Крила. Заклепані з'єднання з натягом використовуються для з'єднання панелей крил, а також для з'єднання крил з фюзеляжем.
- Оперення. Заклепані з'єднання з натягом використовуються для з'єднання панелей оперення, а також для з'єднання оперення з фюзеляжем.

Клепані з'єднання з натягом є важливим елементом конструкції літака Ан-178, який забезпечує його міцність, надійність і безпеку.

Клепані з'єднання з розтисканням використовуються в менш критичних місцях конструкції літака, таких як обшивка та внутрішні перегородки. Вони забезпечують достатню міцність з'єднання для виконання своїх функцій, але вимагають меншого рівня точності і трудомісткості при виготовленні.

Клепані з'єднання з розтисканням – це тип заклепочних з'єднань, в яких заклепковий стрижень розтискається за допомогою ексцентрикового або пневматичного інструменту. Це менш трудомісткий процес, ніж клепані з'єднання з натягом, але забезпечує меншу міцність з'єднання.

Клепане з'єднання з розтисканням складається з наступних елементів:

- Заклепковий стрижень – це металевий стрижень, який проходить через отвори в з'єднуваних деталях.
- Заклепкова головка – це металева деталь, яка кріпиться до одного кінця заклепкового стрижня.
- Заклепкове кільце – це металева деталь, яка кріпиться до іншого кінця заклепкового стрижня.

Для виготовлення клепаного з'єднання з розтисканням необхідно виконати наступні кроки:

1. Просвердлити отвори в з'єднуваних деталях.
2. Вставити заклепковий стрижень в отвори.
3. Закріпити заклепкову головку на одному кінці заклепкового стрижня.
4. Розтиснути заклепковий стрижень за допомогою ексцентрикового або пневматичного інструменту.

При розтискуванні заклепкового стрижня заклепкова головка розширюється і притискається до однієї з з'єднуваних деталей. Заклепкове

кільце розширюється і притискається до іншої з'єднуваної деталі. Це створює між деталями тиск, який забезпечує міцність з'єднання.

Переваги:

- Менший рівень трудомісткості. Заклепані з'єднання з розтисканням можна виготовити відносно швидко і просто. Це дозволяє значно скоротити час і витрати на виробництво літака.
- Більша доступність обладнання. Для виготовлення клепаных з'єднань з розтисканням не потрібно використання спеціального обладнання, такого як кулачкові або пневматичні інструменти. Це може зменшити вартість виробництва літака.

Недоліки:

- Менша міцність. Заклепані з'єднання з розтисканням забезпечують меншу міцність з'єднання, ніж клепані з'єднання з натягом. Це означає, що їх можна використовувати тільки в менш критичних місцях конструкції літака.
- Відсутність можливості розбирання. Заклепані з'єднання з розтисканням не можуть бути розібрані без пошкодження. Це може ускладнити ремонт або модернізацію літака.

Клепані з'єднання з розтисканням використовуються в літаку Ан-178 для з'єднання менш критичних елементів конструкції, таких як обшивка та внутрішні перегородки. Вони забезпечують достатню міцність з'єднання для виконання своїх функцій, але вимагають меншого рівня точності і трудомісткості при виготовленні.

Клепані з'єднання з розтисканням використовуються в літаку Ан-178 для з'єднання наступних елементів:

- Обшивка. Заклепані з'єднання з розтисканням використовуються для з'єднання панелей обшивки фюзеляжу, крила та оперення.
- Внутрішні перегородки. Заклепані з'єднання з розтисканням використовуються для з'єднання внутрішніх перегородок фюзеляжу.

Клепані з'єднання з розтисканням є важливим елементом конструкції літака Ан-178, який забезпечує його міцність і надійність.

Висновок до розділу

Вибір типу клепочного з'єднання для конкретного місця конструкції літака визначається вимогами до міцності, надійності та трудомісткості виготовлення.

Переваги використання заклепочних з'єднань у літаку Ан-178

- Висока міцність і надійність. Заклепочні з'єднання забезпечують високу міцність і надійність конструкції літака, що є необхідним для забезпечення безпеки польоту.
- Швидкість і простота виготовлення. Заклепні з'єднання дозволяють значно скоротити час та витрати на виробництво літака.
- Доступність матеріалів. Для виготовлення заклепочних з'єднань використовуються широко доступні матеріали, такі як алюміній, титан та нержавіюча сталь.

Недоліки використання заклепочних з'єднань у літаку Ан-178

- Відсутність можливості розбирання. Заклепні з'єднання не можуть бути розібрані без пошкодження. Це може ускладнити ремонт або модернізацію літака.
- Висока вартість спеціальних інструментів. Для виготовлення заклепочних з'єднань може знадобитися використання спеціального обладнання, такого як кулачкові або пневматичні інструменти. Це може збільшити вартість виробництва літака.

3 ВИЗНАЧЕННЯ СПРОЩЕНИХ ЗРАЗКІВ, ЩО ІМІТУЮТЬ ЧАСТИНУ ОБШИВКИ ЛІТАКА.

Об'єктом дослідження виступають два зразки, різного матеріалу, що імітують обшивку, що кріпиться однорядним клепоквим з'єднанням до стрингера. Зразок являє собою дві консольні обшивки з кріпленням посередині розміром 170x90 мм. На рисунку 3.1 приведено загальний вигляд зразка в якому:

- Верхня частина, імітує панель обшивки;
- Нижня частина, імітує стрингер конструкції;
- Верхня частина кріпиться до нижньої за допомогою однорядного клепоквого з'єднання, трьома клепками;

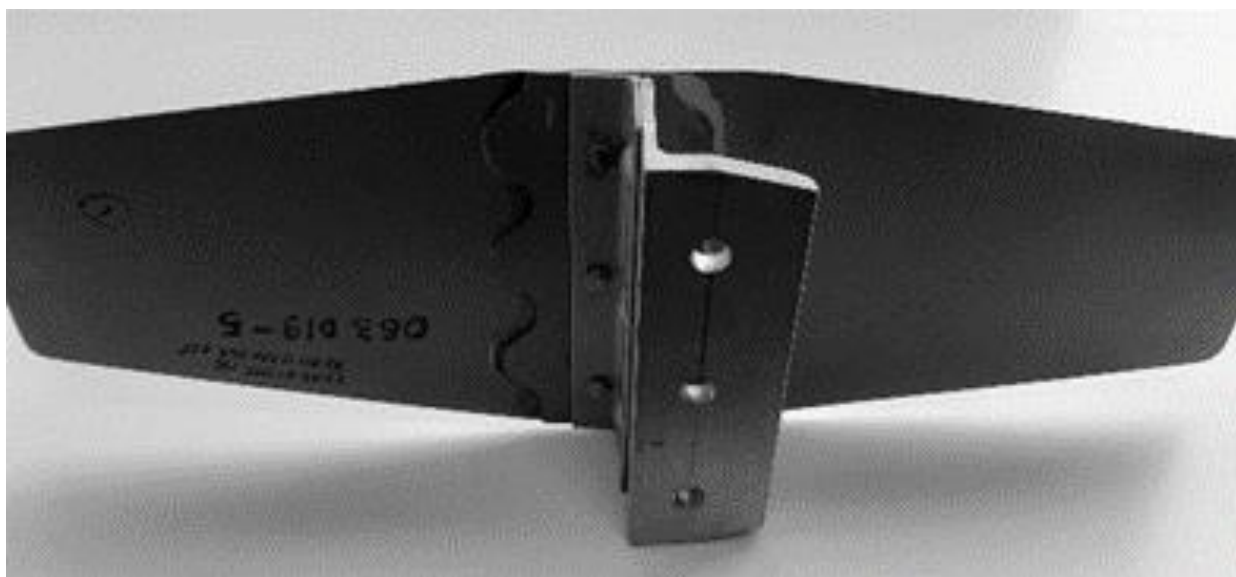


Рисунок 3.1 Модель досліджуваного зразка.

Фізичні властивості обох зразків наведені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 Фізичні та геометричні властивості зразків.

№ Зразка	Матеріал обшивки	Модуль Юнга, кгс/мм ²	Густина, кг/м ³	Товщина, мм		Коефіцієнт Пуассона
				Обшивка	Підкладна стрічка + клей ВК-25	
1	Склопластик	1617	1488	1.7	-	0.3

Продовження таблиці 3.1

2	Алюміній Д16Т	7200	2800	0.6	0.5	0.3
---	------------------	------	------	-----	-----	-----

Для визначення напруженого стану зразки препарувались тензодатчиками.

Схема розташування тензодатчиків приведені на рисунках 3.2, 3.3.

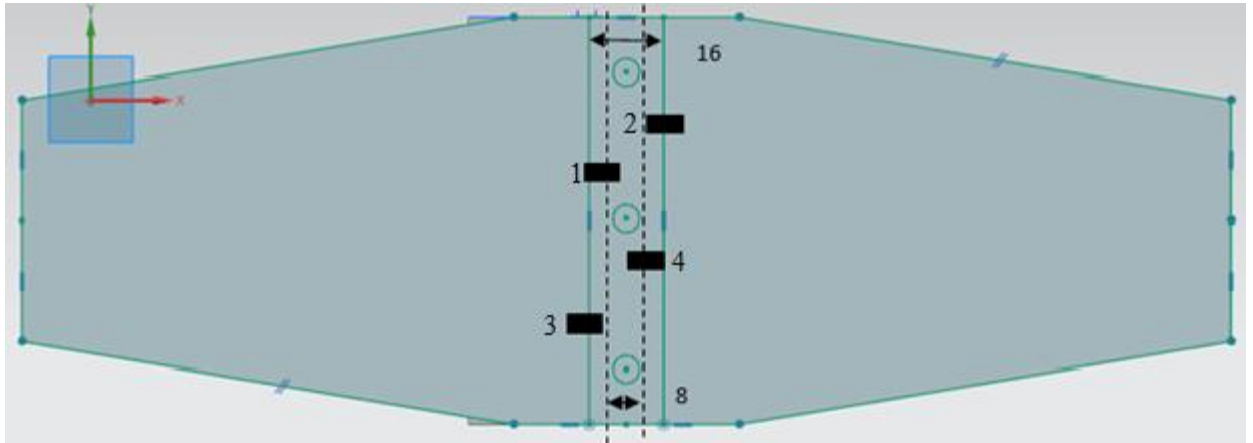


Рисунок 3.2 – Розташування тензодатчиків на поверхні зразка 1

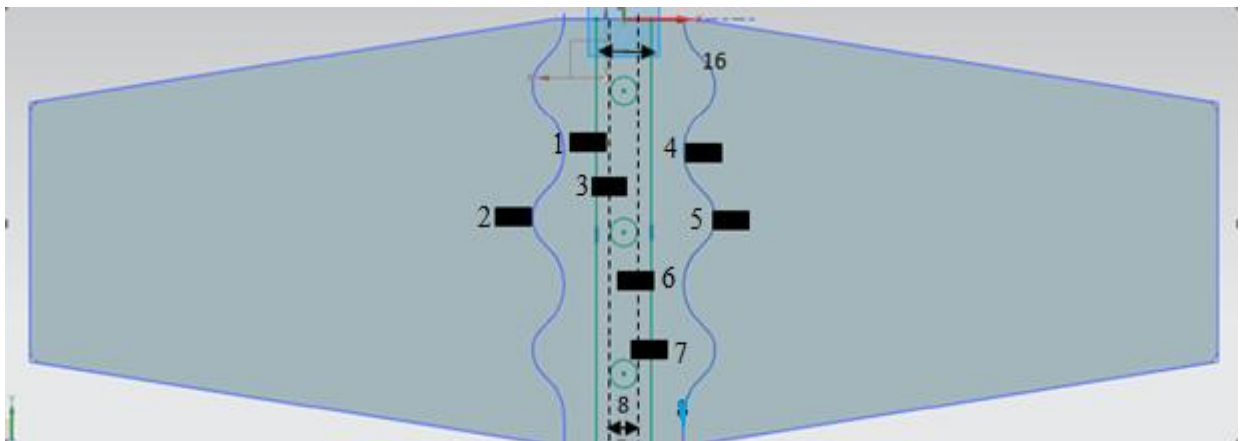


Рисунок 3.3 Розташування тензодатчиків на поверхні зразка 2

Суть дослідження полягає в порівнянні експериментальних даних, отриманих шляхом вібраційного навантаження конструкцій зразків з розрахунками МКЕ різних варіантів моделювання.

Експериментальна частина базується на знаходженні частотних характеристик (власні частоти та коефіцієнт демпфування) і напруженого стану зразка, при вібраційному збудженні.

Зразки закріплювалися на вібростенді, як показано на рисунку 3.4.

Були використані наступні 3 методи навантаження:

- Імпульсне збудження зразка (наноситься удар спеціальним молотком, в якому встановлений вібрдатчик).
- Навантаження синусоїдальною прокачкою (на вібростенд йде навантаження генератором, що задає стенду вібраційне навантаження зі змінною частотою, яке передається на зразок).
- Навантаження широко-смуговою вібрацією (на вібростенд йде навантаження генератором, що задає стенду широко-смугову вібрацію, що передається на зразок).



Рисунок 3.4 Закріплення зразка на вібростенді

Для задання навантажень і реєстрацію реакцій зразків була задіяна наступна апаратура:

- Вібростенд VEB RFT;
- Вібрдатчик KB – 11;
- Тензометрична апаратура 8-АНЧ;

- Реєструючий аналізатор вібро-акустичних сигналів «Spectran»;
- Реєструючий вібро-аналізатор «Modan».

Реакція зразка на навантаження з допомогою препаративних тензодатчиків записувалась в комп'ютер. В результаті подальшої обробки були отримані АЧХ, виходячи з яких були знайдені власні частоти і коефіцієнти демпфування, а також напружений стан, для навантаження широко-смуговою вібрацією.

Розрахунковий спосіб базувався на побудові САД моделі зразка та розрахунок на випадкове широкосмугове навантаження в програмі «Siemens Nastran».

Для кожної розглянутої моделі було проведено:

- Побудова зразка в натуральну величину;
- Побудова 2-D сітки зразка;
- Задання демпфування, знайденого експериментально для даного зразка;
- Знаходження власних частот і форм коливання;
- Розрахунок напруженого стану при випадковому широкосмуговому навантаженні, що відповідає експериментальному для даного зразка.

Після розрахунок всіх розглянутих варіантів для кожного зразка визначалися:

- Модель, що з найбільшою вірогідністю моделює напружений стан клепкового з'єднання;
- Похибки в визначенні частоти і максимального напруження.

Для розрахунку використовувалась консольно-закріплена та закріплена по чотирьом сторонам пластина (рисунок 3.5), з відношенням довжини до ширини 1:1.

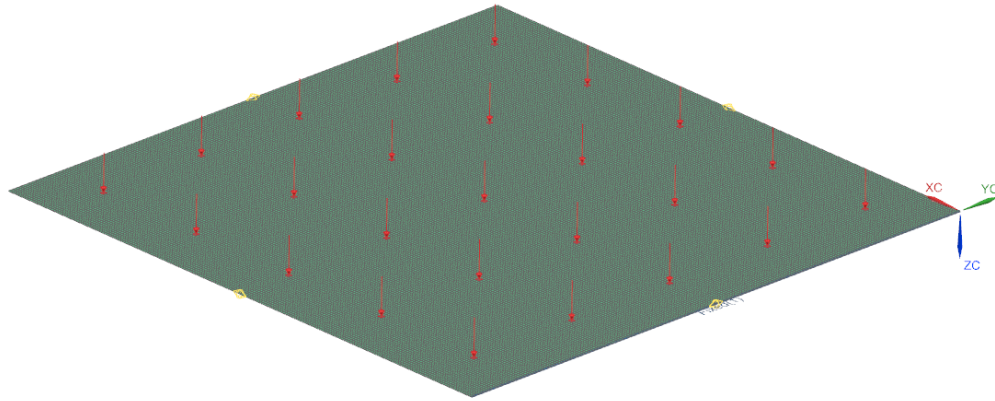


Рисунок 3.5 Модель МКЕ та симуляція навантажень

Напруження розраховувались за формулою 3.1:

$$\sigma = \frac{6M_x}{h^2} \quad (3.1)$$

де:

M_x , Н – момент пластини по осі;

σ , Па – напруження;

P , Па – розподілене навантаження на пружину;

h , мм – товщина пластини.

Момент пластини по осі розраховується за формулою 3.2:

$$M_x = kPb \quad (3.2)$$

де:

k – коефіцієнт моменту;

b , мм – ширина/довжина пластини.

Розрахунок частот був проведений за формулою 3.3:

$$\vartheta = \frac{\omega}{2\pi b^2} \sqrt{\frac{D}{\rho h}} \quad (3.3)$$

де:

D , Па/м² – згинна жорсткість пластини

ϑ , Гц – частота;

ρ , кг/м³ – густина пластини

ω – коефіцієнт закріплення;

b , мм – ширина/довжина пластини.

Згинна жорсткість пластини розраховується за формулою 3.4:

$$D = \frac{Eh^3}{12(1 - \mu)} \quad (3.4)$$

де:

E , кг/м² – модуль пружності пластини;

μ , – коефіцієнт Пуансона;

h , мм – товщина пластини.

Дані для розрахунків наведені у таблиці 3.2

Таблиця 3.2 – Параметри та властивості для розрахунку закріплених моделей.

Параметри та властивості	Закріплення по стороні	
	Одній	Чотирьом
Висота h , мм	1	1
Довжина/ширина b , мм	100	200
Модуль Юнга E , кг/м ²	7,0632e10	7,0632e10
Густина ρ , кг/м ³	2800	2800
Коефіцієнт моменту, k	0,53020	0,0513
Коефіцієнт закріплення, ω	3,468	35,999
Коефіцієнт Пуасона, μ	0,3	0,3

Згідно з проведеними навантаженнями було розраховано частоту, напруження пластини та відносну похибку. Розбиття елементів складало: 200*200, 100*100, 50*50, 30*30, 20*20, 10*10. Дані виведено в таблиці 3.3,3.4.

Таблиця 3.3 – Результати навантажень консольно-закріпленої пластини

Розмір елементів, мм	Напруження, МПа	Частота, Гц	Відносна похибка напружень, %	Відносна похибка частот, %
Теоретичні значення	0.0317	83.92	0	0
200	0.0317	83.92	0.00	0.00
100	0.0315	83.92	-0.63	0.00
50	0.0312	83.915	-1.58	-0.01

Продовження таблиці 3.3

30	0.0308	83.91	-2.84	-0.01
20	0.0302	83.83	-4.73	-0.11
10	2.85	83.57	-10.09	-0.42

Таблиця 3.4 – Результати навантажень закріпленої по чотирьом сторонам пластини

Розмір елементів, мм	Напруження, МПа	Частота, Гц	Відносна похибка напружень, %	Відносна похибка частот, %
Теоретичні значення	12.312	215.7832	0	0
200	12.06	215.59	-2.0	-0.1
100	11.8	215.55	-4.2	-0.1
50	11.46	215.44	-6.9	-0.2
30	11.05	215.24	-10.3	-0.3
20	9.87	214.3	-19.8	-0.7
10	7.81	211.83	-36.6	-1.8

На основі результатів, що наведені в таблиці 3.3 та таблиці 3.4, було побудовано діаграму залежності відносної похибки частоти та напружень для консольно-закріпленої пластини, від розбивки на елементи. Зображено на рисунку 3.6, рисунку 3.7.

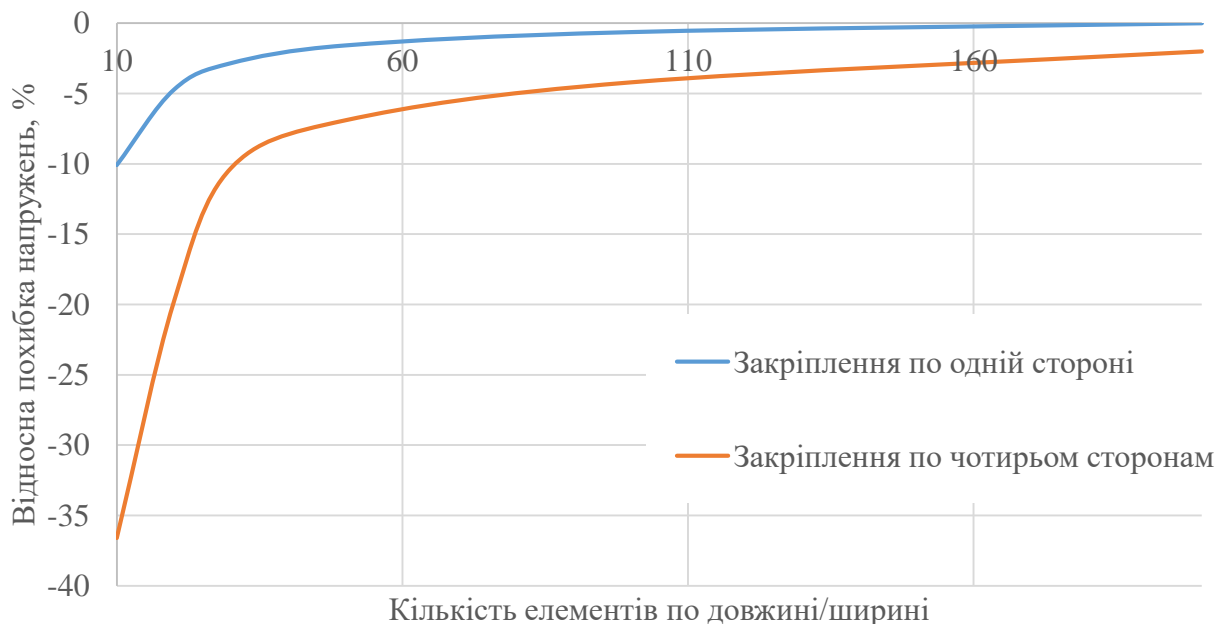


Рисунок 3.6 Залежність відносної похибки напружень, для консольно-закріпленої пластини, від розбивки на елементи, к-сть елементів по довжині/ширині

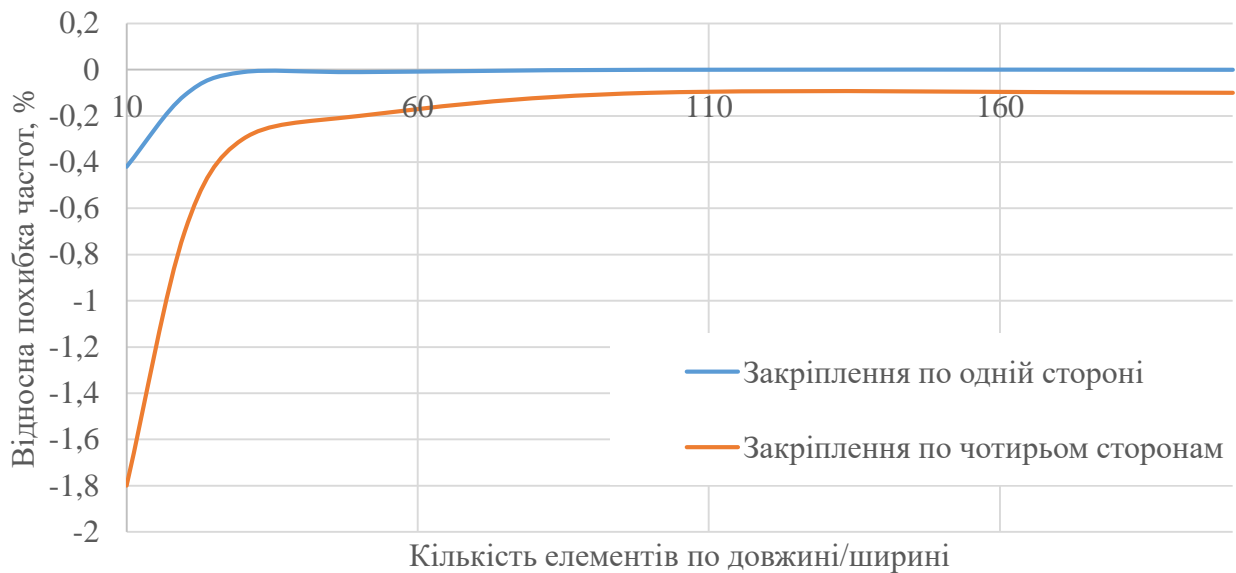


Рисунок 3.7 Залежність відносної похибки частоти, для консольно-закріпленої пластини, від розбивки на елементи, к-сть елементів по довжині/ширині

Враховуючи те, що в інженерних аналізах похибка становить $\pm 10\%$ з отриманих результатів видно, що для тонкостінних конструкцій, з повздовжнім та поперечним закріпленням, розбиття обшивки між закріпленнями повинно бути менше 40 елементів.

При моделюванні дослідних зразків елементів тонкостінних конструкцій (рисунок 3.5) величина елементів обиралась з умови не менше 100 елементів для кожної консолі дослідного зразка. Таким чином похибка розрахунку МКЕ не перевищує 1 %.

Висновок до розділу

У даному розділі було розглянуто визначення спрощених зразків що імітують обшивку, які кріпляться до стрингера клепоким з'єднанням. Подані фізичні властивості матеріалів, розташування тензодатчиків та методи навантаження. Проведено експериментальну оцінку напруженого стану зразків під вібраційним навантаженням. Також використано програмне забезпечення для розрахунків та моделювання, зроблено аналіз впливу розбивки на точність розрахунків.

4 ПРОВЕДЕННЯ ЕКСПЕРИМЕНТУ, ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ЯКОСТЕЙ СПРОЩЕНИХ ЗРАЗКІВ ПРИ ВІБРАЦІЙНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

4.1 Проведення експерименту для зразка 1

Навантажуючи імпульсними ударами, змінною синусоїдальною та широко-смуговою вібрацією були отримані амплітудно-частотні характеристики (АЧХ) передаточної функції зразка 1. Приклад АЧХ для перших двох форм наведено на рисунку 4.3.

Так як зразок закріплюється не симетрично відносно осі клепок, то як видно з АЧХ (рисунок 4.3), маємо дуже близькі (антисиметричну) першу форму (рисунок 4.1) та (симетричну) другу форму (рисунок 4.2). При цьому:

- Амплітуда антисиметричної форми суттєво менше ніж симетричної.
- Права консоль, що опирається на стінку кутника, який імітує стрингер (рисунок 4.1), має більшу амплітуду коливань ніж амплітуда лівої консолі.

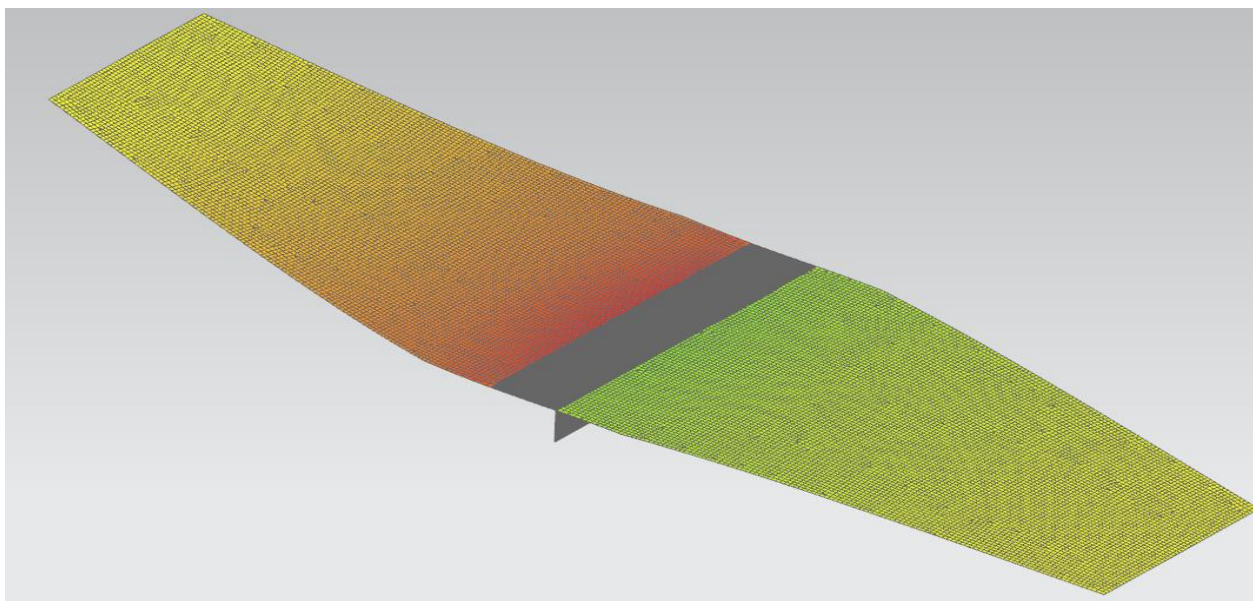


Рисунок 4.1 Перша форма коливань, що знаходиться у протифазі.

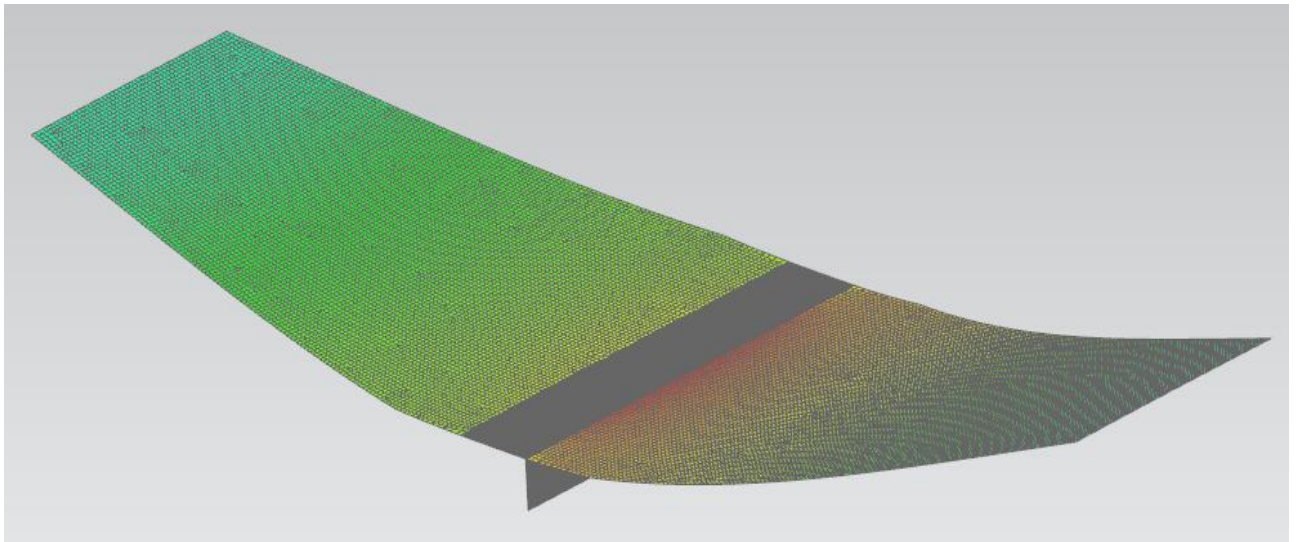


Рисунок 4.2 Друга форма коливань, що знаходиться у фазі.

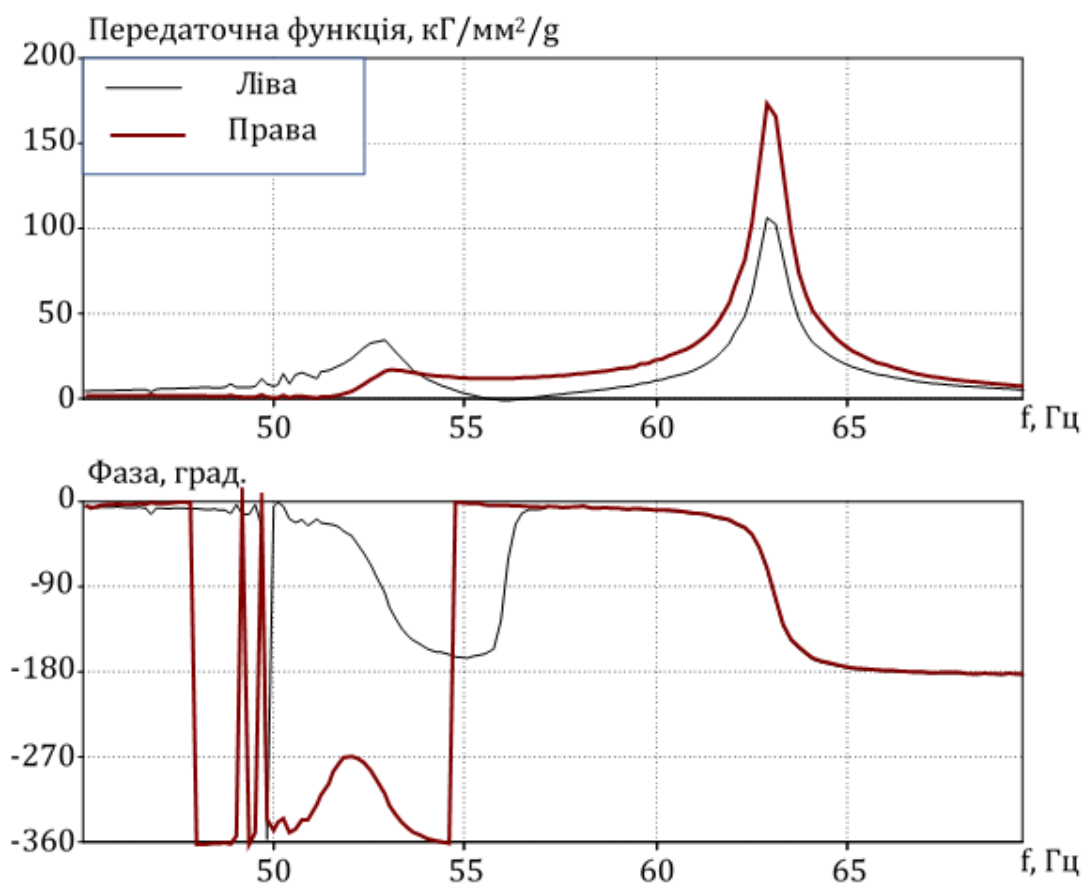


Рисунок 4.3 Графік резонансних частот по першому на четвертому (червона лінія) каналу

Використовуючи алгоритми програм «Spectran» і «Collector» по отриманих АЧХ були знайдені частоти і коефіцієнти демпфування. Приклад розрахунку

наведений на графіку (рисунок 4.4). Отримані значення частот і коефіцієнтів демпфування для різних видів навантаження показані в таблицях 4.1-4.3.

Канал 20.faf_4 / 20.faf к 9, частота 62.98Гц, Коеф. демпф. 0.01145.

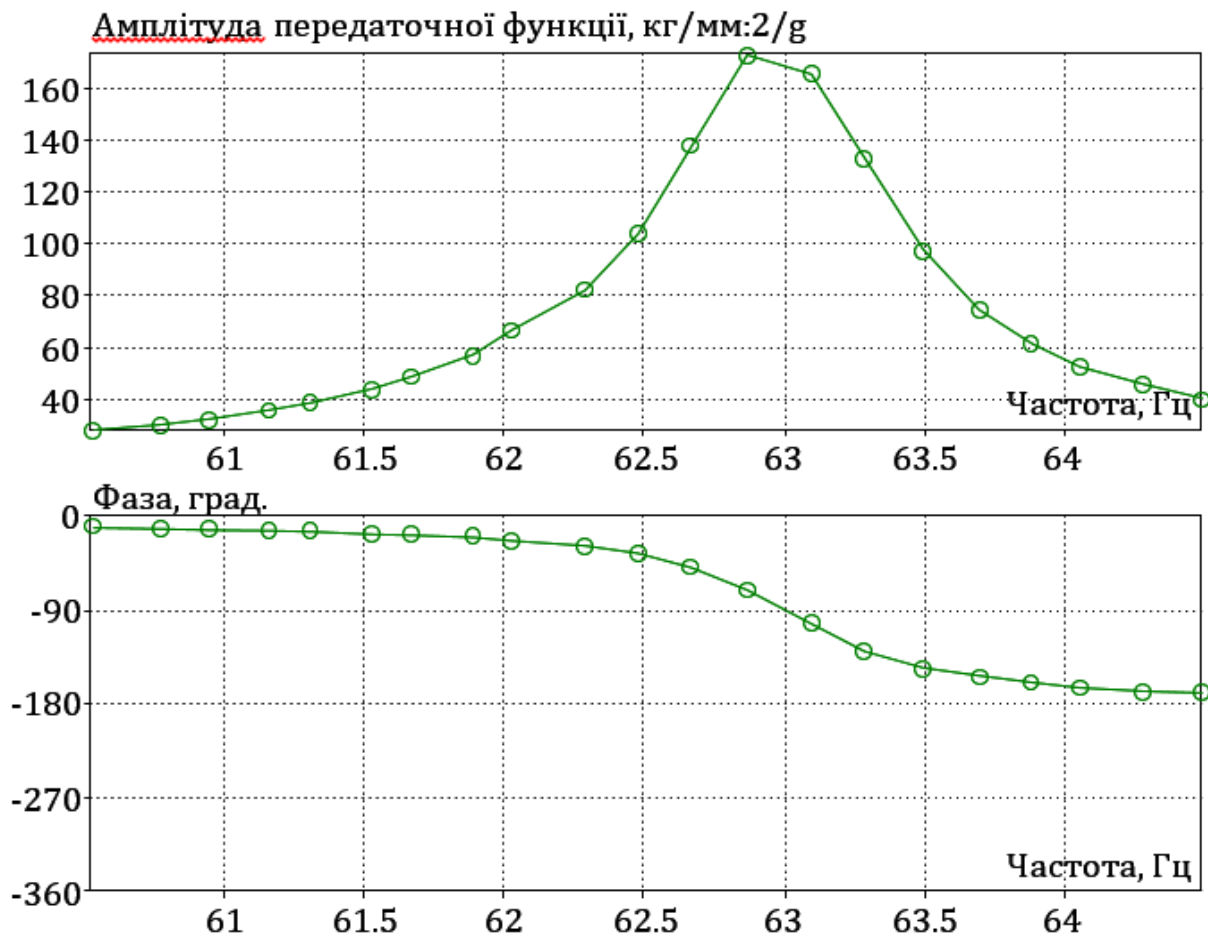


Рисунок 4.4 Приклад знаходження частоти та коефіцієнта демпфування

Для визначення коефіцієнта демпфування, який необхідно задавати при розрахунках МКЕ будемо використовувати АЧХ по другій формі, що має суттєво більшу амплітуду коливань. На рисунках 4.5 і 4.6 показані залежності відповідно для коефіцієнтів демпфування і частот від величини пікових амплітуд.

Таблиця 4.1 – Результати вимірювання зразка (методом імпульсного навантаження).

№ Вимірювання	Пікові значення напружень, кг/мм ²	1 форма		2 форма	
		Частота, Гц.	Коеф. демпф.	Частота, Гц.	Коеф. демпф.

Продовження таблиці 4.1

1	0.80	52.5	0.022	64.30	0.021
2	0.80	52.62	0.019	64.29	0.020
Середнє знач.	0.35	52.56	0.021	64.30	0.021

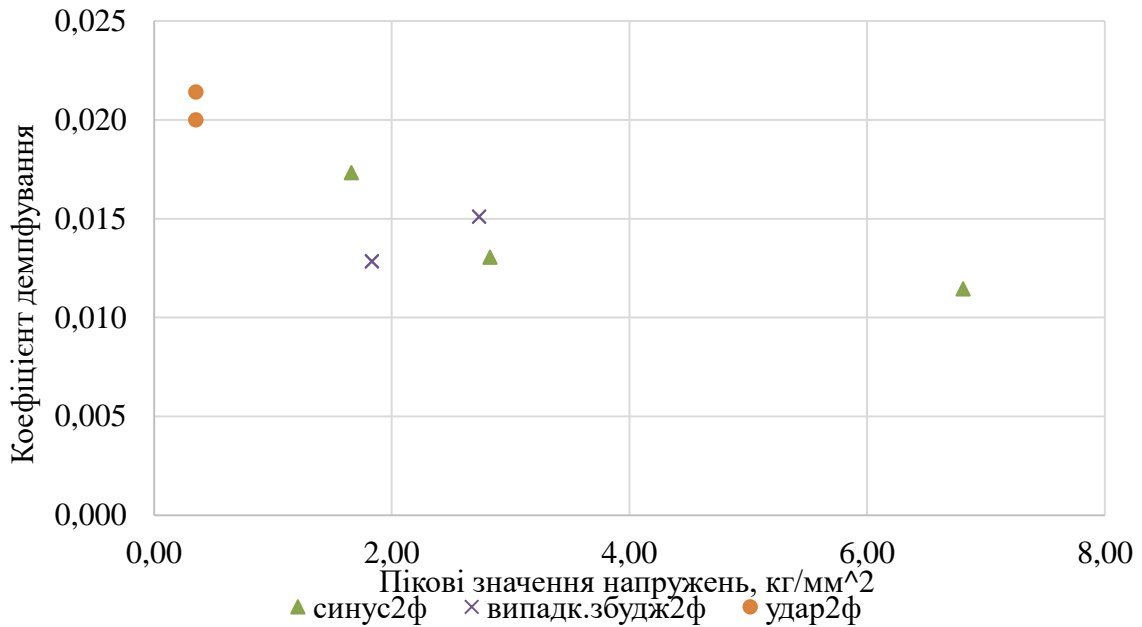


Рисунок 4.5 Графік залежності коефіцієнту демпфування від пікових значень напружень

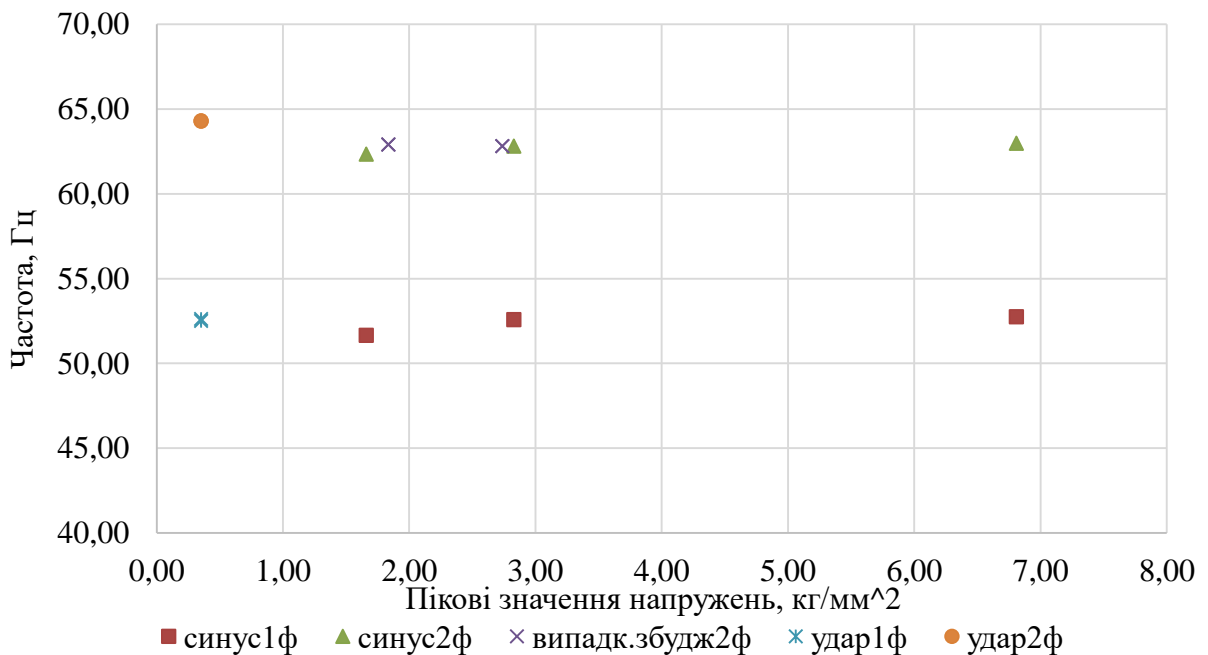


Рисунок 4.6 Графік залежності резонансних частот від пікових значень напружень

Таблиця 4.2 – Результати вимірювання зразка (метод синусоїдальної прокачки)

№ Вимірювання	Пікові значення напружень, кг/мм ²	Форма №1		Форма №2	
		Частота, Гц.	Коеф. демпф	Частота, Гц.	Коеф. демпф
1	1.66	51.65	0.029	62.33	0.017
2	2.82	52.57	0.025	62.81	0.013
3	6.80	52.76	0.024	62.98	0.012
Середнє знач.	-	52.33	0.026	62.71	0.014

Таблиця 4.3 – Результати вимірювання зразка (метод широко-смугової вібрації)

№ Вимірювання	Пікові значення напружень, кг/мм ²	Частота, Гц.	Коеф. демпф
1	1.833	62.91	0.013
2	2.736	62.80	0.015
3	1.833	62.91	0.013
4	2.736	62.80	0.015
Середнє значення	-	62.80	0.015

Зрівняльний аналіз отриманих даних показав

- Власні частоти коливань не залежать від величини амплітуди коливань. Розбіжність отриманих значень частот при використанні трьох різних методів навантаження лежать у межах $\pm 1.7\%$, що відповідає допустимій точності визначення частот $\pm 2\%$, згідно з нормативами [6];
- Величина коефіцієнта демпфування має тенденцію до збільшення, при малих значеннях амплітуди коливань. Розбіжність отриманих значень коефіцієнта демпфування при використанні різних методів навантаження для напруження 1.5 кг/мм² - 3 кг/мм² становить $\pm 20\%$;

Для розрахунку МКЕ, було взяте усереднене значення демпфування, що становить ~ 0.015 .

4.2 Проведення експерименту для зразка 2

Навантажуючи імпульсним ударом, змінною синусоїдальною та широко-смуговою вібрацією були отримані АЧХ передаточної функції зразка 2. Розрахунок проводився за допомогою семи тензодатчиків, приклеєних на зразок у місцях найбільш вірогідних максимальних навантажень. Схема розташування тензодатчиків зображена на рисунку 4.

Так як зразок закріплюється не симетрично відносно осі клепок, то як видно з АЧХ маємо:

- Амплітуда антисиметричної форми суттєво менша ніж симетричної (ліва і права частини зразка в проті фазі);
- Права частина зразка має більшу амплітуду коливань

Частоти та коефіцієнти демпфування зразка, отримані за допомогою трьох різних методів навантаження, наведені у таблицях 4.4 – 4.6.

Таблиця 4.4 – Результати вимірювання частот та коеф. демпфування зразка по 5-му та 2-му датчику (метод імпульсного навантаження)

№ датчика	Напруження, кг/мм ²	Частота, Гц		Коеф. демпфування	
		1 форма	2 форма	Ліва частина	Права частина
2	1.113	38.05	42.47	0.023	0.024
5	1.113	38.05	42.47	0.024	0.022

На підставі результатів, наведених в таблиці 10, були побудовані графіки залежності коефіцієнтів демпфування та резонансних частот від пікових значень напружень, що наведені на рисунку 4.7 та рисунку 4.8.

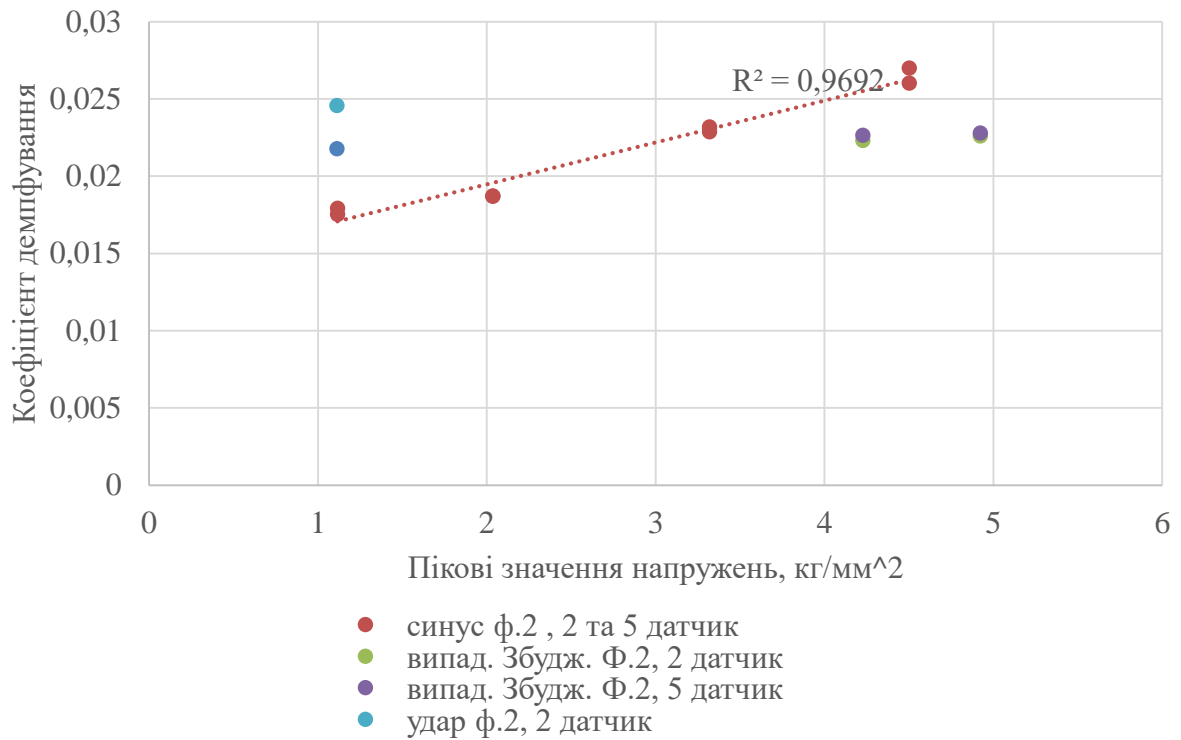


Рисунок 4.7 Графік залежності коефіцієнтів демпфування від пікових значень напружень

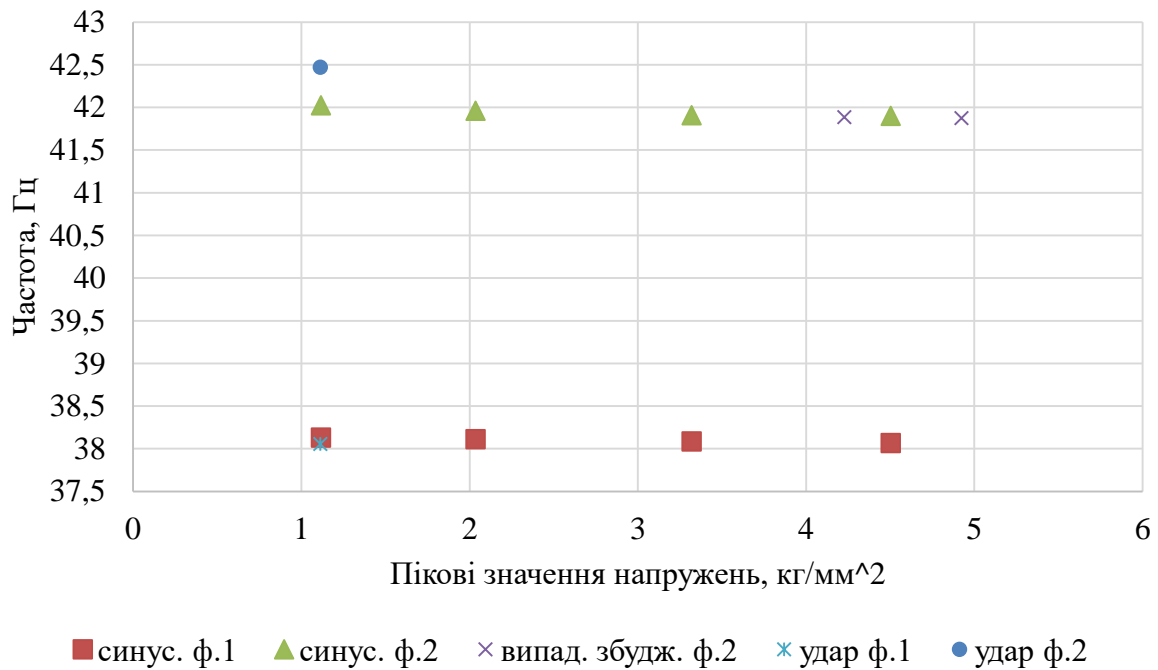


Рисунок 4.8 Графік залежності резонансних частот від пікових значень напружень

Зрівняльний аналіз отриманих даних показав:

- Власні частоти коливань не залежать від величини амплітуди коливань. Розбіжність отриманих значень частот при

використанні трьох різних методів навантаження лежать в межах $\pm 1.0\%$, що відповідає допустимій точності визначення частот $\pm 2\%$, згідно з нормативами [6];

- Величина коефіцієнтів демпфування має тенденцію до зменшення при малих значень амплітуди коливань. Розбіжність отриманих значень коефіцієнтів демпфування при використанні різних методів навантаження для напруження 3 кг/мм² - 5 кг/мм² становить $\pm 19\%$;

Таблиця 4.5 – Результати вимірювання частоти та коефіцієнтів демпфування зразка (метод синусоїдальної прокачки)

№ вимірювання	Напруження, кг/мм ²	Частота, Гц		Коеф. демпф.	
		1 форма	2 форма	1 форма	2 форма
1 (2 датчик)	4.502	38.07	41.89	0.023	0.026
2 (2 датчик)	3.320	38.08	41.90	0.024	0.023
3 (2 датчик)	2.035	38.11	41.96	0.018	0.019
4 (2 датчик)	1.116	38.13	42.02	0.017	0.017
1 (5 датчик)	3.320	38.06	41.90	0.028	0.023
2 (5 датчик)	2.035	38.09	41.96	0.023	0.019
3 (5 датчик)	1.116	38.11	42.02	0.021	0.018
4 (5 датчик)	4.502	-	41.90	-	0.027

Таблиця 4.6 – Результати вимірювання частот та коефіцієнтів демпфування зразка (метод навантаження широко-смуговою вібрацією)

№ вимірювання	Напруження, кг/мм ²	Частота, Гц		Коеф. демпф.	
		1 форма	2 форма	1 форма	2 форма
1 (2 датчик)	4.923	38.04	41.87	0.030	0.022
2 (2 датчик)	4.227	38.02	41.88	0.026	0.022
1 (5 датчик)	4.923	-	41.87	-	0.023
2 (5 датчик)	4.227	-	41.88	-	0.023

Висновок до розділу

В результаті дослідження передаточної функції зразка 1, який був підданий імпульсним ударам, змінною синусоїдальною та широко-смуговою вібрацією, були отримані амплітудно-частотні характеристики (АЧХ). З використанням трьох різних методів навантаження було виявлено антисиметричну та симетричну форми коливань. Антисиметрична форма виявилася із значно меншою амплітудою, а права консоль, опираючись на стрингер, мала більшу амплітуду коливань.

Отримані частоти та коефіцієнти демпфування за різними методами навантаження вказують на те, що власні частоти коливань залишаються стійкими і не залежать від амплітуди коливань. Розбіжність у визначенні частот лежить в межах $\pm 1.7\%$, що відповідає допустимій точності.

Для зразка 2, що також був підданий імпульсним ударам, змінною синусоїдальною та широко-смуговою вібрацією, були отримані схожі результати. Антисиметрична та симетрична форми коливань виявилися, при цьому амплітуда антисиметричної форми суттєво менше, і права частина має більшу амплітуду.

Аналіз отриманих даних для зразка 2 також вказує на стійкість власних частот коливань та тенденцію до зменшення коефіцієнтів демпфування при малих значеннях амплітуди коливань. Розбіжність у визначенні частот та коефіцієнтів демпфування при використанні різних методів навантаження становить $\pm 1.0\%$ та $\pm 19\%$ відповідно.

Отримані результати свідчать про те, що власні частоти коливань та їхні характеристики є стійкими при різних методах навантаження, що робить отримані дані надійними для подальших розрахунків та аналізу.

5 РОЗРОБКА ЧИСЕЛЬНИМ МЕТОДОМ МОДЕЛІ СПРОЩЕНИХ ЗРАЗКІВ, ПОРІВНЯННЯ З ЕКСПЕРИМЕНТОМ

5.1 Розробка моделі зразка 1

Щоб змоделювати напружений стан клепкового шва, було взято закріплену пластину, ширина якої варіювалась в діапазоні 0 – 100% від ширини закріплення полиці. Розраховувались власні частоти і відклики на випадковий сигнал широко-смугової вібрації з спектральною щільністю 0.0332 g²/Гц. Розмір кінцевих елементів було вибрано з урахуванням розділу 3 (рисунок 3.5).

Як приклад розрахунку, на рисунку 5.1 наведено розподілення напружень для випадку ширини пластини 70% відносно полиці.

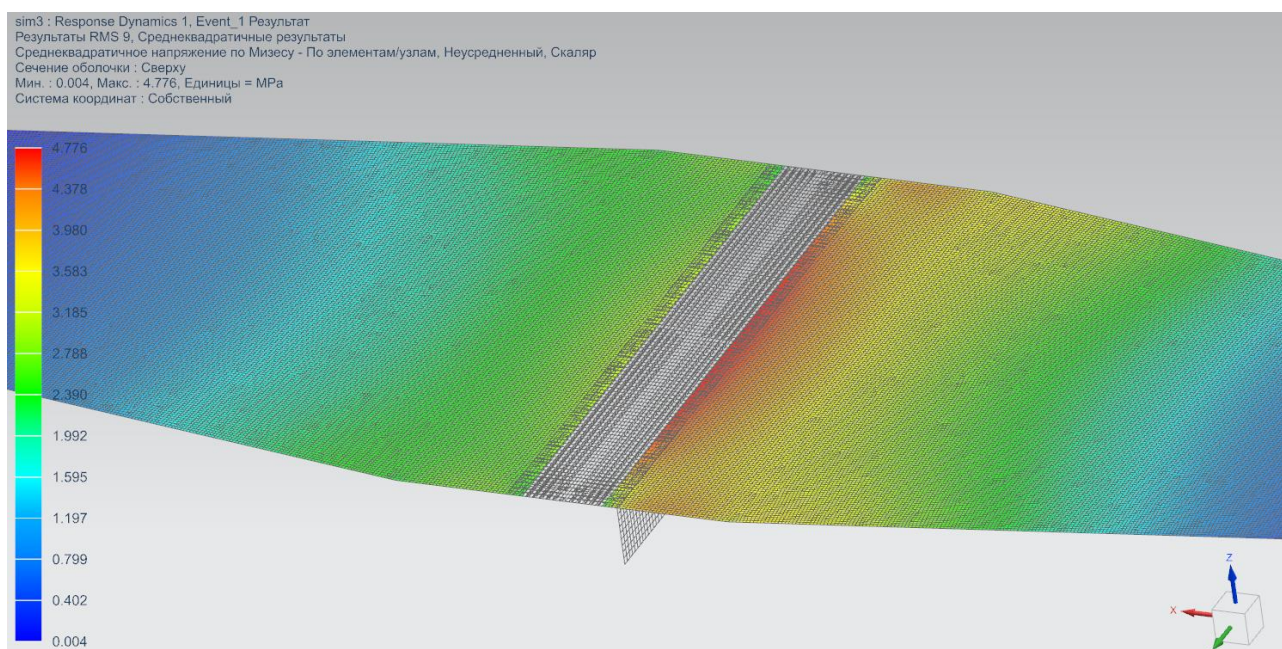


Рисунок 5.1 Розподіл напружень по всій площині зразка

Результати розрахунків наведені в таблиці 5.1, рисунок 5.2.

Таблиця 5.1 – Результати розрахунків змінної ширини пластини

Ширина закріплення, %	Частота				Напруження				
	Значення, Гц		Похибка, %		Значення, кг/мм ²			Похибка, %	
	Ф1	Ф2	Ф1	Ф2	Ліва	Права	Відношення	Ліва	Права
Експеримент	52.33	62.8	0	0	0.312	0.474	1.52	0	0

Продовження таблиці 5.1

0	49.17	60.21	-6.04	-4.1	0.411	0.483	1.18	31.7	1.9
50	53.40	62.48	2.04	-0.5	0.337	0.495	1.35	8.0	4.4
70	54.95	63.65	5.01	1.9	0.305	0.501	1.51	-2.2	5.7
100	57.68	66.21	10.2	4.0	0.291	0.502	1.73	-6.7	5.9

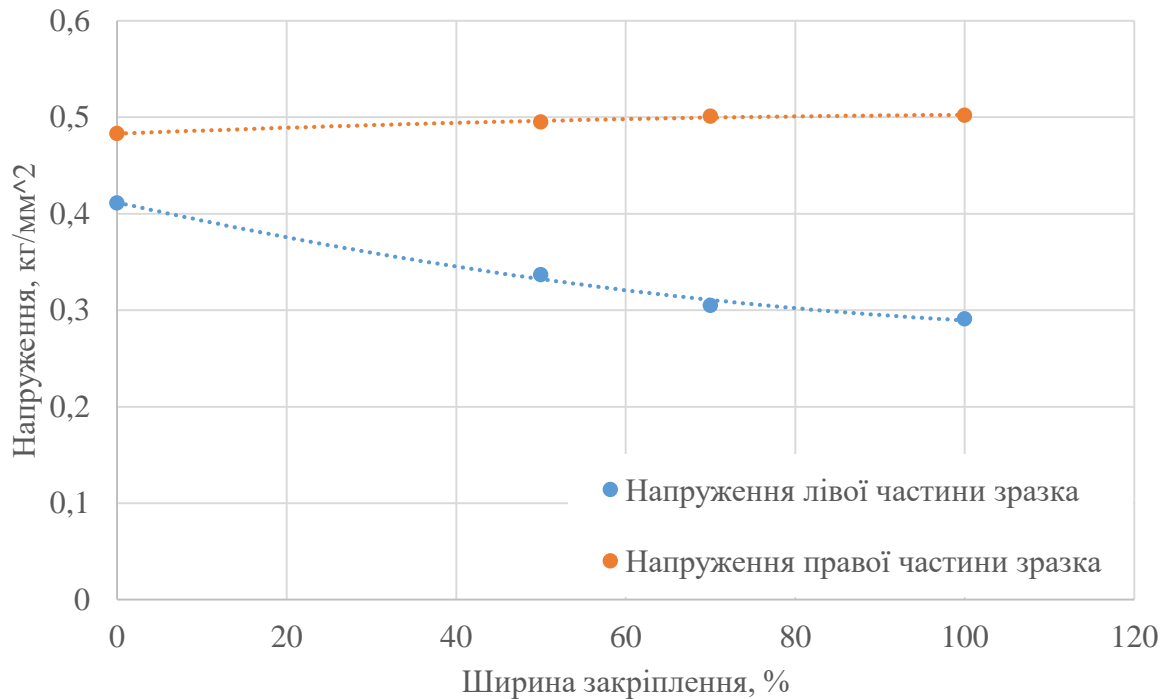


Рисунок 5.2 - Графік залежності напружень від зміни ширини пластины

5.2 Розробка моделі зразка 2

Для моделювання клепоквого з'єднання зразка, розглядалось декілька варіантів підкладної стрічки, з метою розробити модель з меншою кількістю кінцевих елементів:

- Хвиляста підкладна стрічка - ширина по пікам 46 мм, по впадинам 26 мм;
- Прямокутна стрічка з еквівалентною масою шириною 33 мм (по осі середньої лінії хвилі, хвилястої стрічки).
- Закріплення 0 мм по осі заклепок.

Напружений стан моделей зображено на рисунку 5.3 та рисунку 5.4.

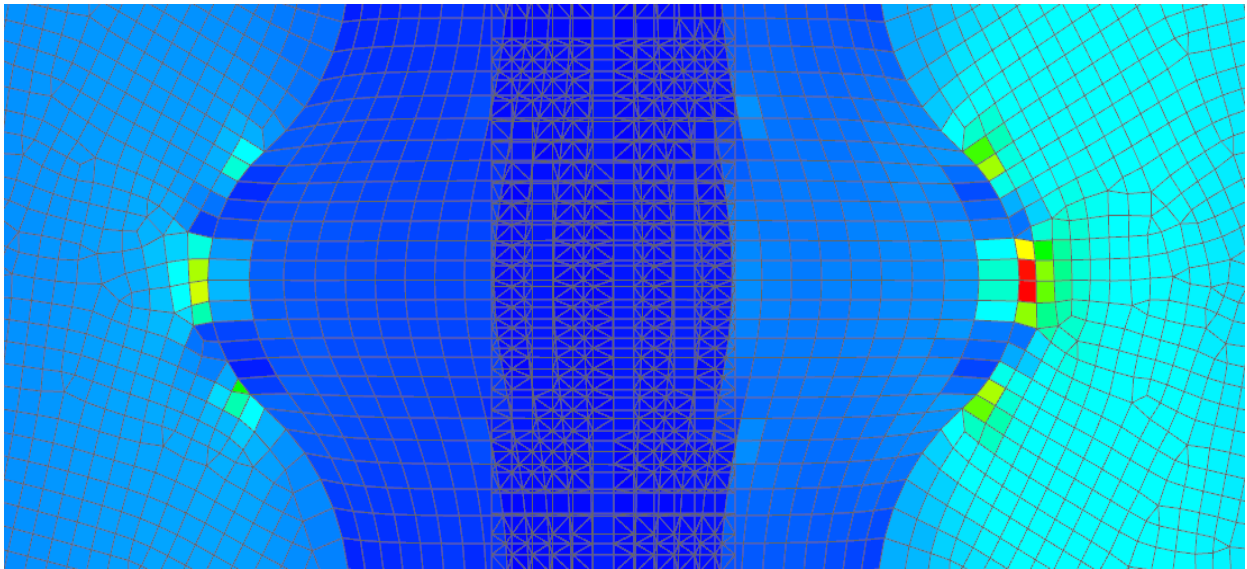


Рисунок 5.3 - Загальний вигляд напруженості при навантаженні широко-
смуговою вібрацією, для хвилястої підкладної стрічки

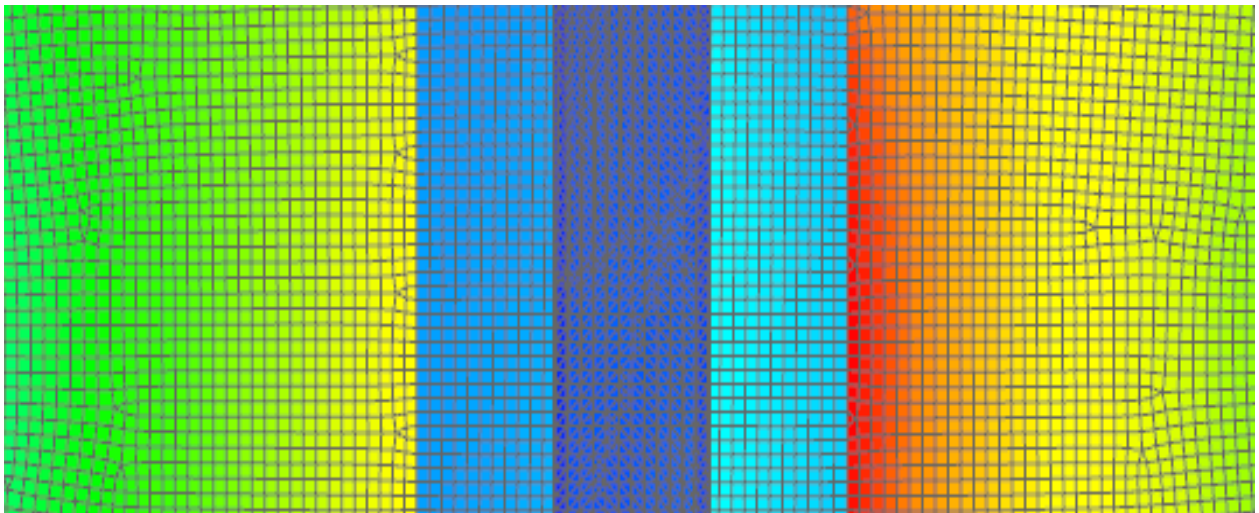


Рисунок 5.4 - Загальний вигляд напруженості при випадковому навантаженні
для прямокутної стрічки з масою що еквівалентна хвилячтій підкладній стрічці

Найбільші напруження припадають на максимальні виступи підкладної стрічки і мають локальний характер (1 – 2 елемента), рисунок 5.3. Порівняння експериментальних та розрахованих значень СКЗ напружень для хвилястої підкладної стрічки наведені в таблиці 5.2. Графік залежності даних, отриманих експериментально, і результатів розрахунку МКЕ в точках вимірювання напружень, наведений на рисунку 5.5.

Таблиця 5.2 Залежність теоретичних даних СКЗ напружень від відносної відстані від заклепочного шву.

Відносна відстань від заклепочного шву, x/b	-1.917	-0.625	-0.275	0.275	0.625	1.333	2.008
СКЗ експеримент, $\text{кг}/\text{мм}^2$	1.329	0.302	0.414	0.451	0.439	0.749	1.637
СКЗ, МКЕ напружень, $\text{кг}/\text{мм}^2$	1.331	0.354	0.384	0.462	0.472	0.822	1.736

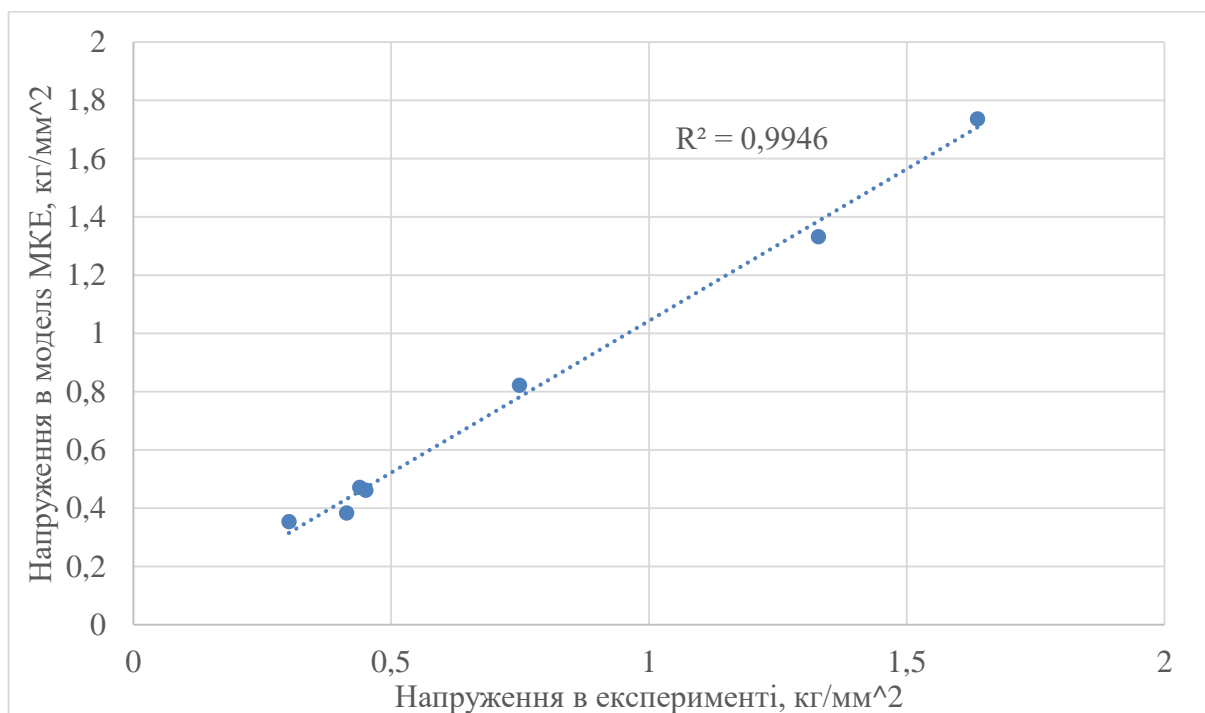


Рисунок 5.5 - Залежність напружень в експерименті та моделі

Виходячи з графіка, коефіцієнт кореляції становить 0,995, видно, що модель з хвилястою підкладною стрічкою добре моделює напружений стан зразка.

Висновок до розділу

У розділі проведено моделювання напруженого стану клепакового шва на закріпленій пластині. Використовуючи випадковий сигнал широко-смужової вібрації, були розраховані власні частоти і відклики для різних ширин пластини. Представлено розподіл напружень по всій площині зразка для прикладу з шириною пластини 70% відносно полиці.

Отримані результати підтверджують, що власні частоти коливань та напружений стан не значно змінюються при зміні ширини пластини. Графік залежності напружень від зміни ширини пластини підтверджує стійкість показників і вказує на можливість використання моделі для аналізу різних конфігурацій.

Для зразка 2, що моделювався як клепокве з'єднання з різними варіантами підкладної стрічки, проведено аналіз напруженого стану. Виявлено, що найбільші напруження виникають на максимальних виступах підкладної стрічки, мають локальний характер та впливають на 1-2 елементи.

Порівняння експериментальних і розрахованих значень напружень показало високу кореляцію (коефіцієнт кореляції 0,995), що свідчить про добру адекватність моделі. Такий підхід дозволяє ефективно моделювати та аналізувати напружений стан зразків з клепоквим з'єднанням.

В цілому, результати розділу демонструють, що розроблені моделі є ефективними і можуть бути використані для аналізу та оптимізації клепоквих з'єднань у різних конфігураціях та умовах навантаження.

6 РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗРАЗКА.

6.1 Розрахунок динамічних характеристик зразка 1

Після визначення частотних характеристик були проведені дослідження зразка на навантаження широко-смуговою вібрацією. Отримані середньо-квадратичні значення (СКЗ) напружень при збудженні спектральною щільністю $0.0332 \text{ g}^2/\text{Гц}$, дані приведені в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 СКЗ напружень зразка.

Відносна відстань від заклепочного шву, x/b	-0.48	-0.24	0	0.24	0.48
СКЗ напружень, $\text{кг}/\text{мм}^2$	0.31	0.27	0	0.32	0.47

Побудовано графік епюр напружень для експерименту у місці з'єднання клепокового шву рисунок 6.1.

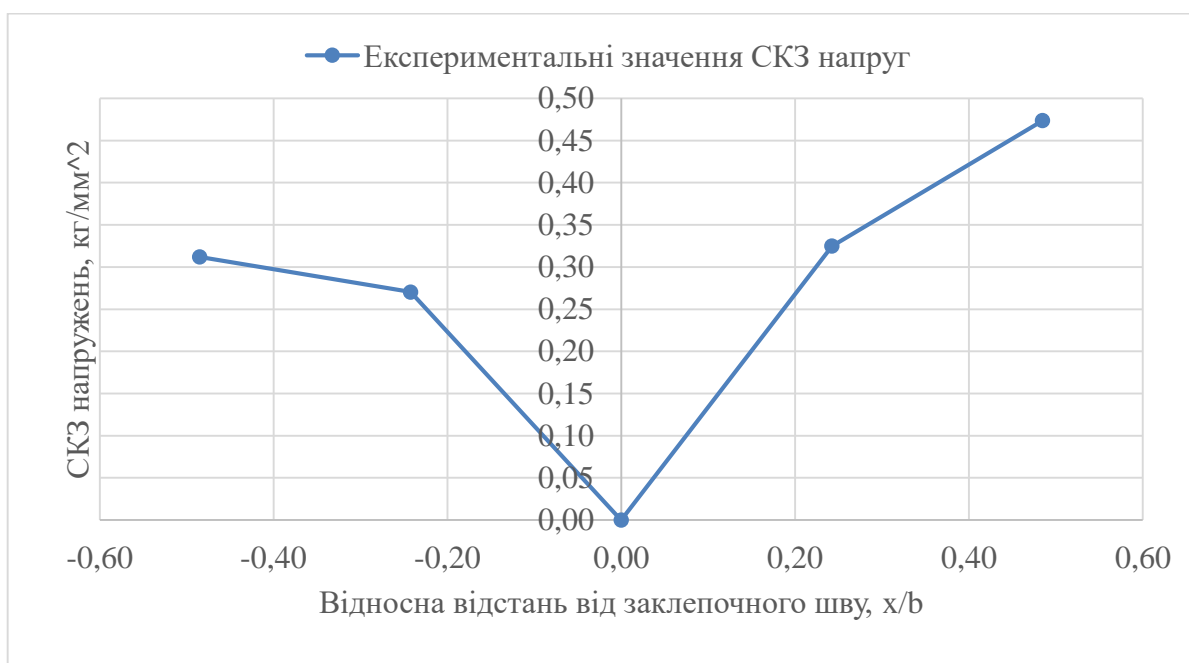


Рисунок 6.1 - Графік залежності СКЗ напружень від відстані до заклепочного шву

Для визначення найбільш вірогідного варіанту закріплення, був проведений кореляційний аналіз між даними отриманими експериментально і результатами розрахунку МКЕ, в точках де було вимірювання напружень. Дані для розрахунку та отримані коефіцієнти кореляції наведено в таблиці 6.2. Графіки кореляційної залежності приведено на рисунках 6.2 – 6.4.

Таблиця 6.2 Зрівняльні напруження в моделі та експерименті

№Пластини	Напруження в точках, кг/мм ²						Коеф. кореляції
	1	0.7	0.5	-0.5	-0.7	-1	
Відношення ширини, x/b							
Експеримент	0.470	0.388	0.320	0.270	0.288	0.310	1.000
50%	0.465	0.480	0.495	0.337	0.326	0.316	0.548
70%	0.486	0.501	0.152	0.125	0.305	0.296	0.724
100%	0.502	0.141	0.136	0.120	0.120	0.291	0.629

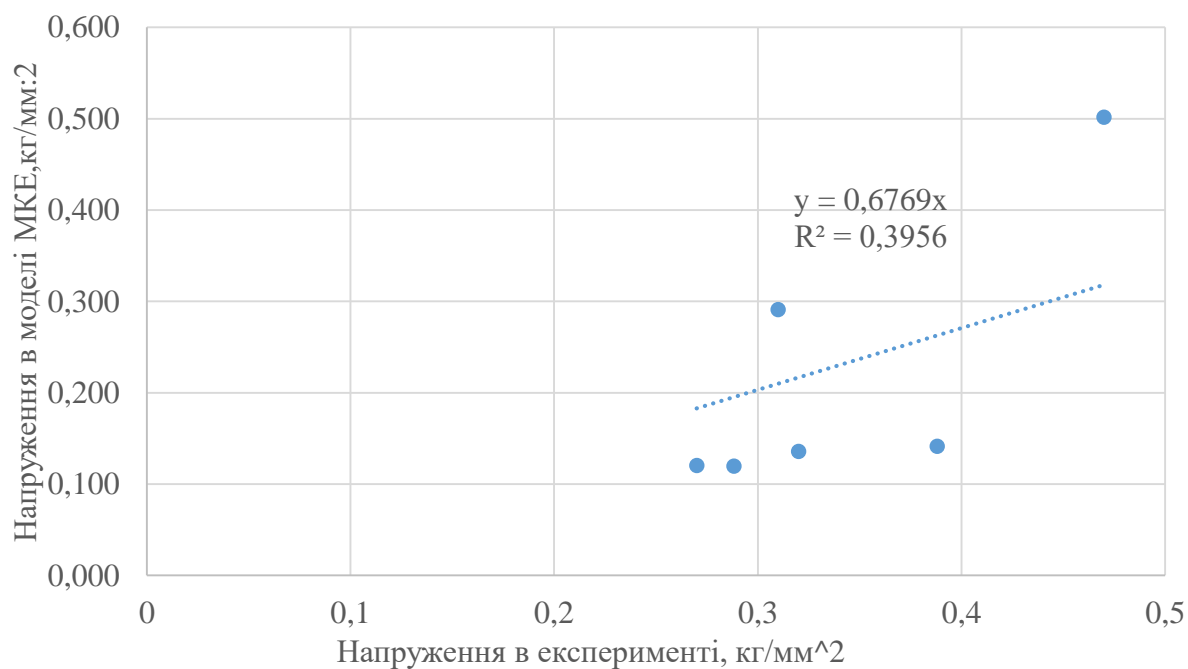


Рисунок 6.2. Кореляція напружень в екперименті та моделі, при відносній ширині 100%.

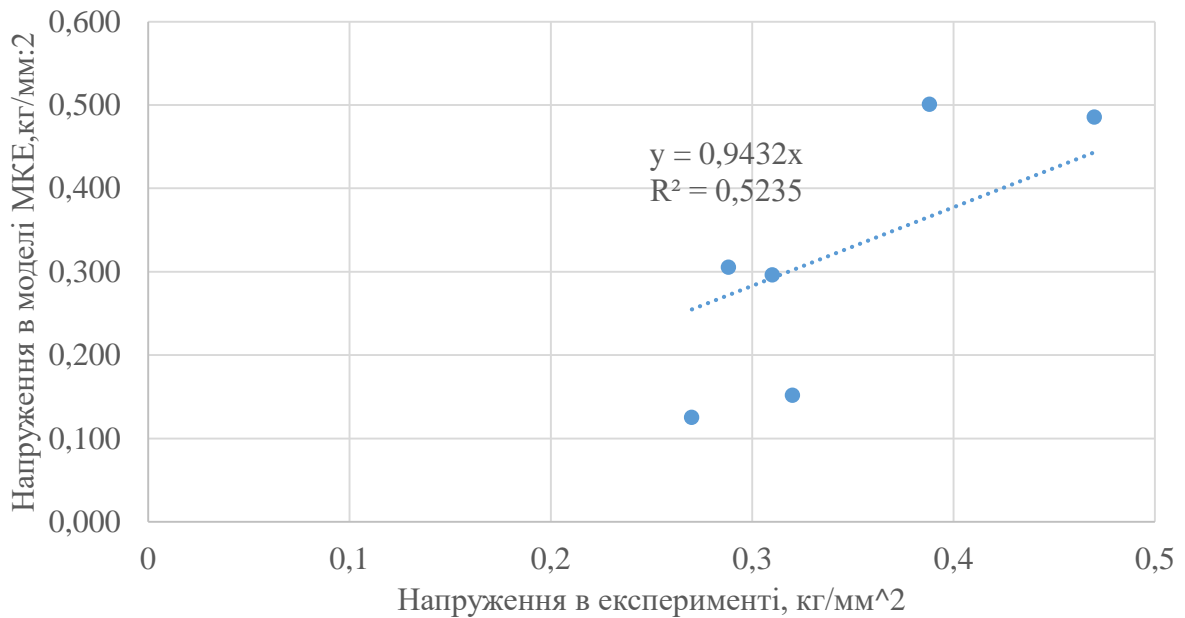


Рисунок 6.3 Кореляція напружень в екперименті та моделі, при відносній ширині 70%.

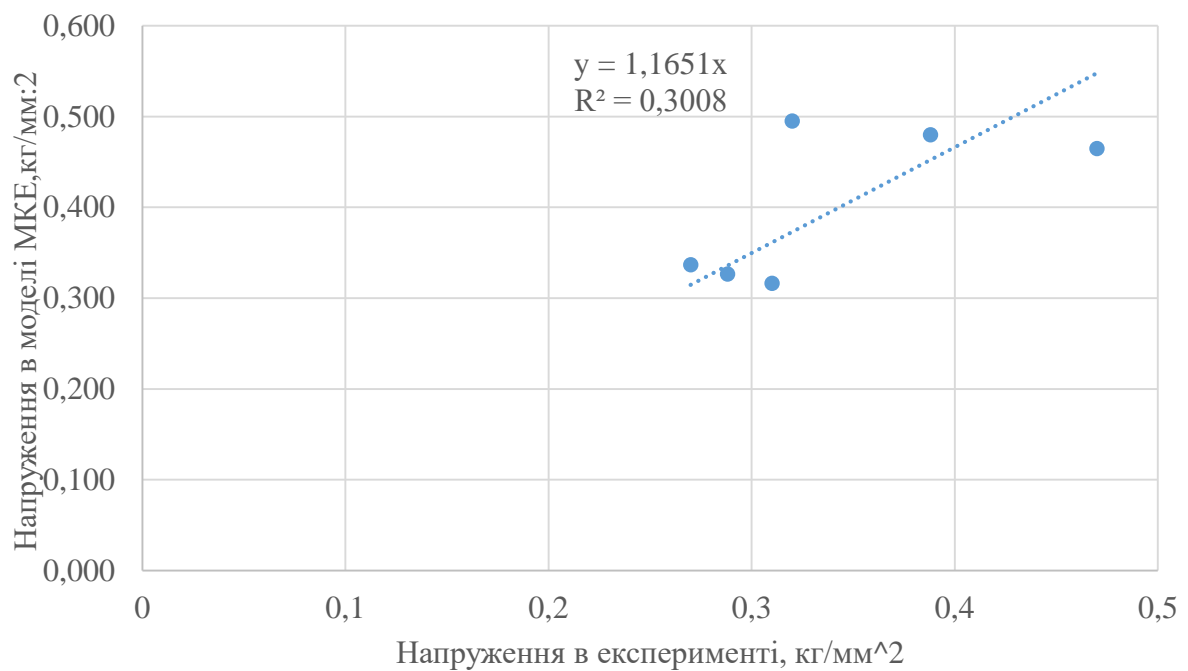


Рисунок 6.4 Кореляція напружень в екперименті та моделі, при відносній ширині 50%.

6.2 Розрахунок динамічних характеристик зразка 2

Значення отриманих середньо-квадратичних значень напружень (СКЗ) при збудженні спектральною щільністю 0.03 g²/Гц, на відносній відстані від ширини полиці, наведено в таблиці 6.3, графік наведено на рисунку 6.5.

Таблиця 6.3 – Залежність теоретичних даних СКЗ напружень від відносної відстані до заклепочного шву.

Відносна відстань від заклепочного шву, x/b	1.84	-0.60	-0.26	0	0.26	0.60	1.28	1.93
СКЗ напружень (1 вимір.), $\text{кг}/\text{мм}^2$	1.329	0.302	0.414	0	0.451	0.439	0.749	1.637
СКЗ напружень (2 вимір.), $\text{кг}/\text{мм}^2$	1.370	0.313	0.433	0	0.474	0.458	0.783	1.709

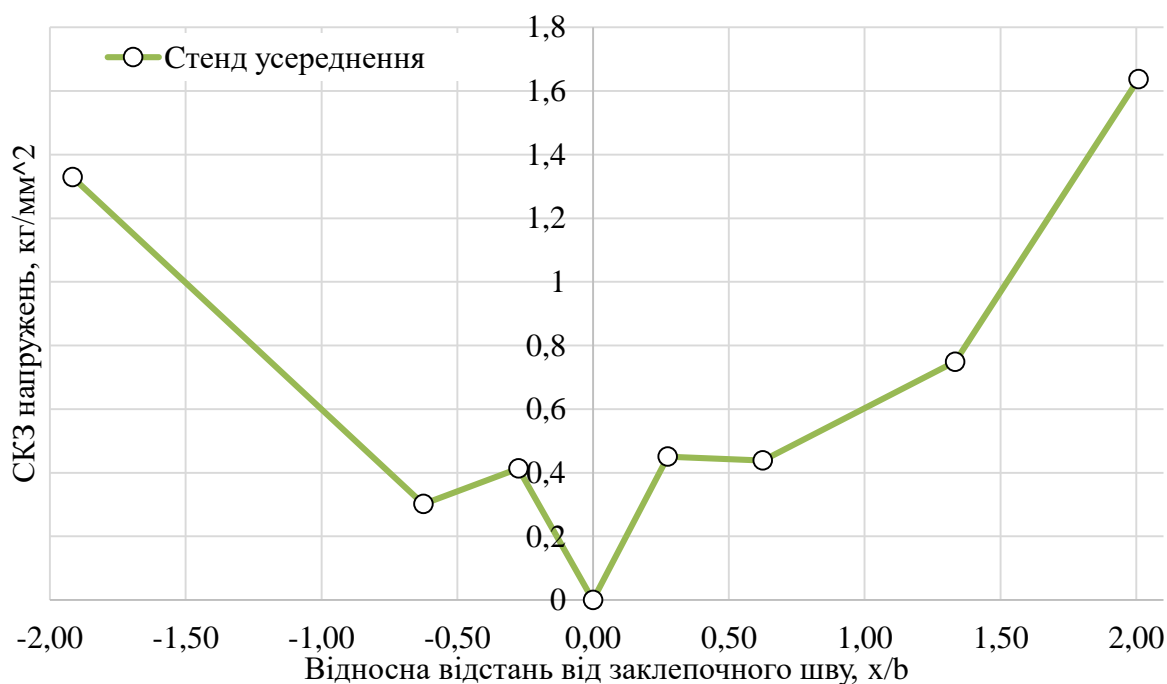


Рисунок 6.5 - Залежність напружень в експерименті від відстані від заклепкового шву

Спектр отриманих СКЗ напружень в діапазоні від 35 до 45 Гц при випадкових навантаженнях, для найбільш навантажених точок показано на рисунку 6.6.

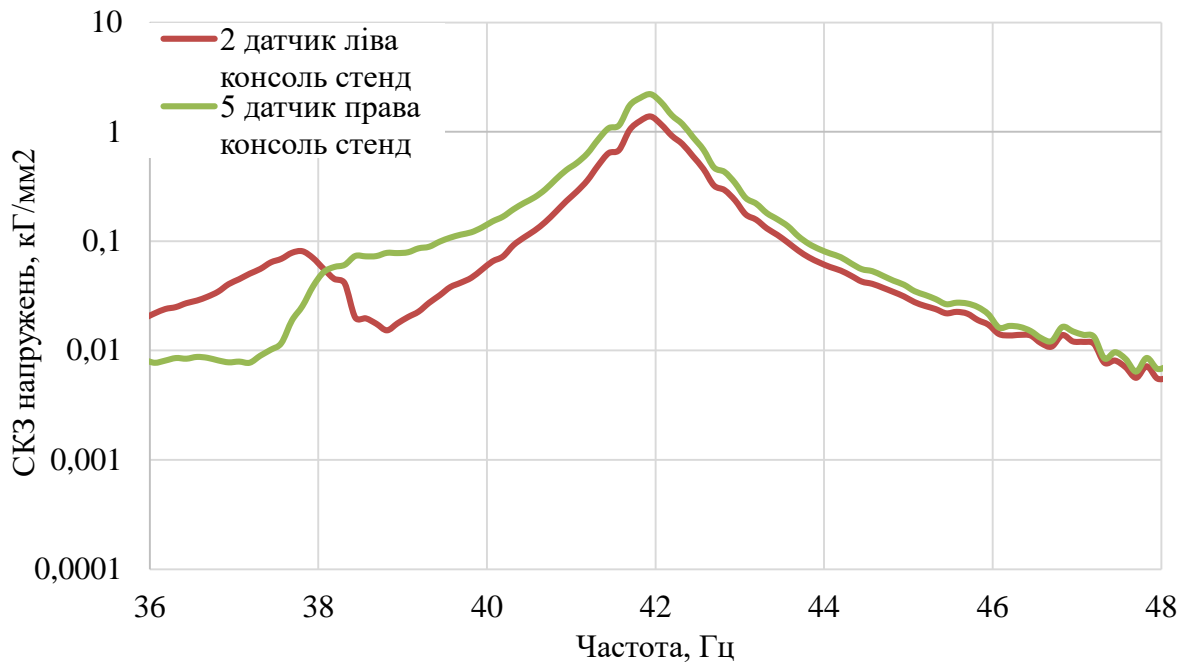


Рисунок 6.6 - Спектр напружень в точках максимальних значень для лівої та правої частини зразка

Висновок до розділу

У розділі було проведено комплексне дослідження напруженого стану зразка клепокного шва під впливом широко-смугової вібрації. З використанням спектральної щільності $0.0332 \text{ g}^2/\text{Гц}$ були виміряні середньо-квадратичні значення (СКЗ) напружень для різних відстаней від заклепочного шва. Графік епюр напружень, представлений на рисунку 6.1, відображає залежність СКЗ напружень від відстані до заклепочного шва.

Для визначення найбільш вірогідного варіанту закріплення був проведений кореляційний аналіз між експериментальними даними та результатами розрахунку МКЕ для різних ширин пластини. Отримані коефіцієнти кореляції свідчать про адекватність моделі до експериментальних даних при різних конфігураціях. Графіки кореляційної залежності підтверджують високу ступінь відповідності між моделлю та експериментом.

У другому зразку досліджено середньо-квадратичні значення напружень при впливі вібрації спектральною щільністю $0.03 \text{ g}^2/\text{Гц}$. Результати представлені в таблиці 6.3 та ілюстровані на рисунку 6.1. Додатково, на рисунку 6.6 показано

спектр отриманих СКЗ напружень від 35 до 45 Гц для найбільш навантажених точок.

Виявлено, що модель добре корелює з експериментальними даними, що підтверджується високими коефіцієнтами кореляції. Результати свідчать про ефективність розроблених моделей у відтворенні напруженого стану та їхню застосовність для прогнозування поведінки з'єднань під впливом динамічних навантажень.

7 АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК МІЦНОСТІ РОЗРОБЛЕНОЇ МОДЕЛІ.

7.1 Аналіз моделі зразка 1

Зрівняльний спектр напружень отриманих в експерименті і розрахованими МКЕ показано на рисунку 7.1.

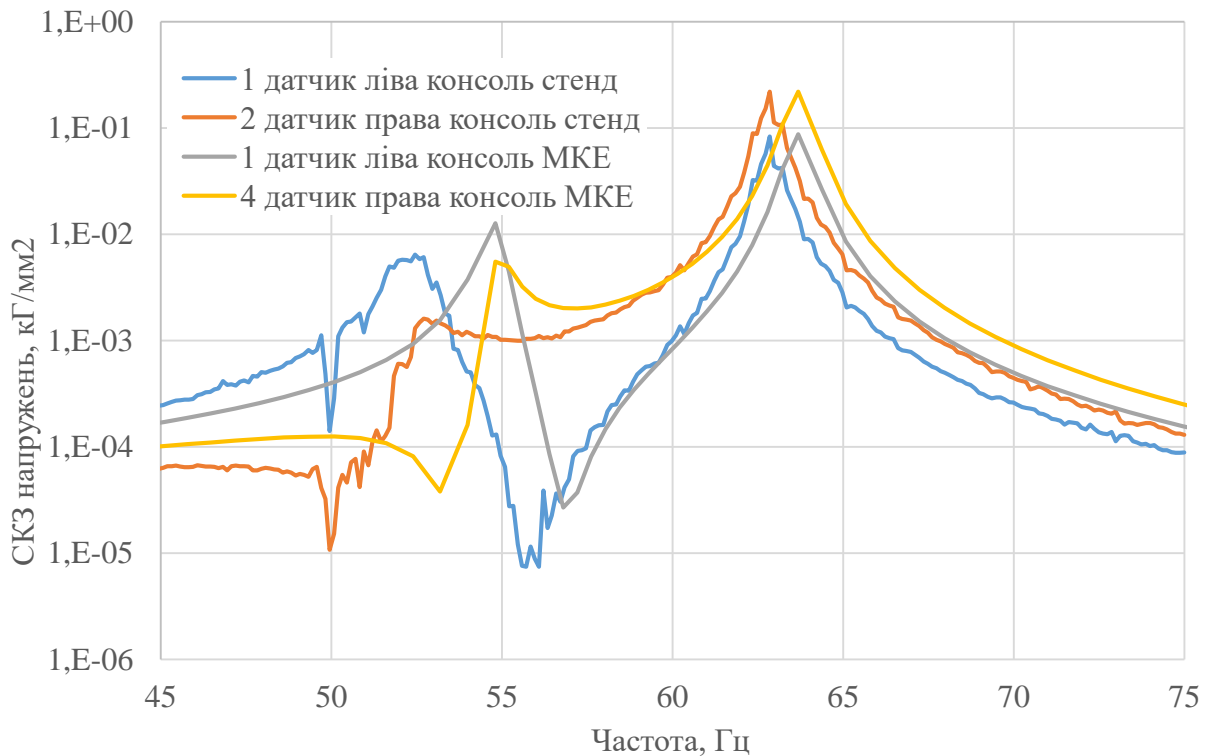


Рисунок 7.1 - Зрівняльний спектр напружень в точках максимальних значень для лівої та правої частини зразка

Найбільш вірогідним виявився варіант з шириною закріплення 70%, так як він має найбільше значення коефіцієнта кореляції. При цьому похибка по частоті складає: по першій формі - 5,01%, по другій формі - 1,9%. Похибка максимальних значень напружень складає в лівій частині - 2,2%, в правій частині - 5,7%.

Незважаючи на велику похибку в визначенні напруженості по лівій частині зразка що має меншу амплітуду коливань, варіант з 0-ю шириною можна застосовувати для оцінки максимальних значень напружень. При цьому похибка визначення максимального напруження не перевищує 2%, а похибка по частоті становить 4.1%. Даний варіант дуже спрощує моделювання МКЕ і тому може

використовуватися для розрахунку максимального значення напруженості габаритних або складних конструкцій.

7.2 Аналіз моделі зразка 2

На рисунку 7.2 показано порівняння експериментального та розрахованого з допомогою МКЕ спектрів напружень.

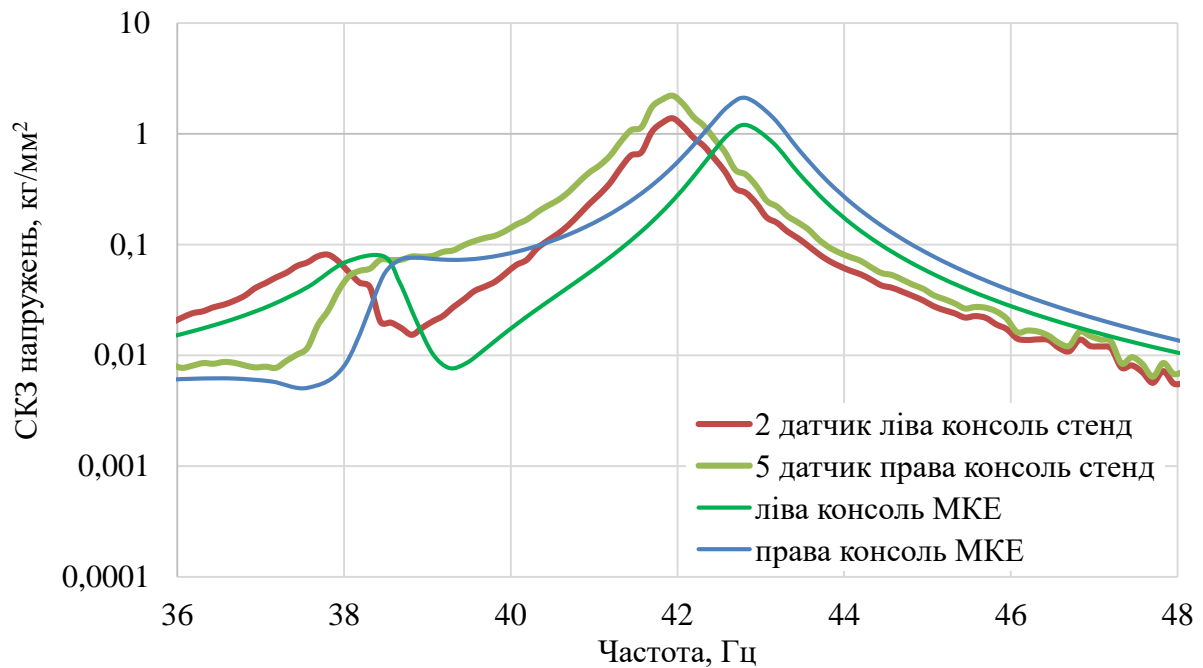


Рисунок 7.2 - Зрівняльний спектр напружень в точках максимальних значень для лівої та правої консолі зразка

У зв'язку зі складністю моделювати хвилясту підкладну стрічку, було розглянуто моделі заміни підкладної стрічки на спрощену прямокутну з еквівалентною масою та стрічку з нульовою шириною.

Конструкція з хвилястою підкладною стрічкою має локальний максимум напруження в районі різкої зміни жорсткості. Тріщина, що виникає в даному районі конструкції буде продовжувати рости по обшивці з набагато меншими напруженнями в напрямку, що паралельний заклепковому з'єднанню. Для оцінки довговічності конструкції потрібно враховувати середнє значення напруження уздовж можливого розвитку тріщини.

З урахуванням того, що оцінку довговічності необхідно оцінювати за середнім значення напруження в обшивці конструкції, то при порівнянні моделей підкладної стрічки зі спрощеною прямокутною з еквівалентною масою, та стрічкою з нульовою шириною закріплення було використано усереднені значення напружень. В таблиці 7.1 наведені отримані значення частот, напружень та похибки відносно варіанта хвилястої підкладної стрічки.

Таблиця 7.1 – Зрівняльний аналіз даних різних типів моделювання підкладних стрічок.

Назва закріплення	Частота, Гц		Похибка, %	Напруження, кг/мм ²		Похибка, %
	f1	f2	ξ 1	σ 1	σ 2	ξ 2
Хвиляста (46 мм)	38.14	42.73	0	0.892	1.188	0
Прямокутна (33 мм)	37.97	42.39	-0.8	0.938	1.226	3.2
Закріплення (0 мм)	31.41	34.51	-19.2	1.355	1.355	14.1

Модель зі спрощеною прямокутною підкладною стрічкою з еквівалентною масою підходить для моделювання усередненої напруженості конструкцій з хвилястою підкладною стрічкою, а похибка напружень не перевищує 3.2%.

Так як модель зі стрічкою нульової ширини має похибку по частоті 19.2%, то в випадках коли навантаження задаються в 1 або 1/3 октавних смугах, з ширинами відповідно 70% і 23%, її можна використовувати для оцінки максимальних значень усередненої напруженості габаритних або складних конструкцій з хвилястою підкладною стрічкою. При цьому похибка напружень не перевищує 14.1% (в запас міцності).

Висновок до розділу

В розділі було проведено порівняльний аналіз між експериментально отриманим спектром напружень та результатами розрахунків методом кінцевих елементів (МКЕ), що представлені на рисунку 7.1. Визначено, що варіант із

.шириною закріплення 70% виявився найбільш вірогідним, оскільки він має найвищий коефіцієнт кореляції. При цьому виявлені похибки, які складають 5,01% та 1,9% для першої та другої форми відповідно, є прийнятними.

Не дивлячись на велику похибку визначення напружень для лівої частини зразка, де амплітуда коливань менше, варіант з 0% шириною закріплення може бути використаний для оцінки максимальних значень напруження. Похибка визначення максимального напруження не перевищує 2%, а похибка по частоті становить 4,1%. Цей варіант спрощує моделювання МКЕ і, отже, може бути ефективним для розрахунку максимальної напруженості габаритних або складних конструкцій.

Для зразка 2 було проведено порівняльний аналіз експериментальних та розрахованих спектрів напружень, представлених на рисунку 7.2. У зв'язку із складністю моделювання хвилястої підкладної стрічки, розглядалися альтернативні моделі заміни, такі як прямокутна стрічка з еквівалентною масою та стрічка з нульовою шириною.

Отримані результати показують, що модель з прямокутною стрічкою виявилася прийнятною, маючи похибку напружень менше 3.2%. З іншого боку, модель зі стрічкою нульової ширини також може бути використана для оцінки максимальних значень усередненої напруженості в габаритних або складних конструкціях, при цьому похибка напружень не перевищує 14.1%.

Враховуючи особливості моделювання і обрані варіанти, можна визначити оптимальний метод оцінки напруженого стану в конструкціях з хвилястою підкладною стрічкою залежно від поставлених завдань і вимог до точності розрахунків.

8 РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЄКТУ

8.1 Опис ідеї проекту

На основі проведеної роботи щодо моделювання однорядних заклепочних з'єднань під час віброакустичних навантажень було обрано ідею стартап-проекту (таблиця 8.1), яка базується на розробці та побудові лабораторії для дослідження вібро-акустичних навантажень.

Таблиця 8.1 – Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вимоги для замовника
Розробка, системи моделювання однорядних заклепочних з'єднань під час віброакустичних навантажень	Покращення стійкості та безпеки конструкцій літаків, мінімізація вібрацій та удосконалення монтажних заклепок.	Висока точність та реалістичність моделі; врахування різноманітних віброакустичних умов та навантажень, які можуть виникати в авіаційному середовищі; сумісність зі стандартами та вимогами авіаційної безпеки

Станом на 2023 рік Україна все більше використовує та нарощує виробництво та модернізацію ЛА. Моделювання однорядних заклепочних з'єднань під час віброакустичних навантажень може зайняти свою нішу на рівні. Визначення сильних слабких та нейтральних характеристик проекту відображено у таблиці 8.2.

Таблиця 8.2 - SWOT-аналіз проекту лабораторії для дослідження вібро-акустичних навантажень

Мета проекту		
+	<p style="text-align: center;">S</p> <ul style="list-style-type: none"> • Команда має глибокі знання в області моделювання вібрацій та авіаційних конструкцій. • Попит на оптимізацію та покращення стійкості конструкцій у сфері авіації високий, що створює потенційний ринок. • Розробка новаторських методів моделювання може призвести до вищої ефективності в порівнянні з існуючими рішеннями. 	<p style="text-align: center;">O</p> <ul style="list-style-type: none"> • Співпраця з авіакомпаніями для тестування та впровадження може забезпечити підтримку та ринкові можливості. • Розширення функціональності для інших галузей, які використовують віброакустичні технології (наприклад, автомобільна промисловість). • Зростаючий інтерес до авіаційних інновацій та нових технологій може створити сприятливі умови для впровадження продукту.
-	<p style="text-align: center;">W</p> <ul style="list-style-type: none"> • Розробка точних та реалістичних моделей може вимагати значних технічних ресурсів та витрат. • Моделі повинні бути валідовані експериментально, що може вимагати співпраці з авіаційними підприємствами та витрат на тестування. • Ринкові зміни в авіаційній промисловості можуть вплинути на попит на дані послуги. 	<p style="text-align: center;">T</p> <ul style="list-style-type: none"> • Інші компанії можуть також працювати над подібними технологіями та конкурувати за тих самих клієнтів. • Строгі авіаційні нормативи та обмеження можуть ускладнити впровадження нових технологій. • Економічні зміни можуть вплинути на бюджети авіакомпаній та їх інвестиції в нові технології.
Пошук конструктивного рішення		
	O	T
S	<ul style="list-style-type: none"> • Розробити та підкреслити унікальні функції та переваги продукту, які важко скопіювати конкурентами. 	<ul style="list-style-type: none"> • Розробка тісних відносин із спеціалістами в галузі регуляторних питань для завчасного врахування та виконання вимог.

Продовження таблиці 8.2

W	<ul style="list-style-type: none"> • Активна участь у розробці стандартів та регуляторних рамок для забезпечення відповідності продукту. • Встановлення гнучкої стратегії ціноутворення, яка дозволяє адаптуватися до економічних змін та забезпечує доступність продукту для клієнтів. 	<ul style="list-style-type: none"> • Розширення присутності на різних ринках та галузях, що дозволяє зменшити вплив економічних факторів в одній сфері • Встановлення партнерських зв'язків з ключовими гравцями в авіаційній галузі для спільної розробки та впровадження технології.
---	---	--

8.2 Технологічний аудит проекту

Визначення основних потреб для початку роботи вібро-акустичної лабораторії виконується аналіз технічних можливостей, що наявні на момент початку існування проекту. Аналіз представлено у таблиці 8.3.

Таблиця 8.3 – Технологічний аудит проекту

Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технологій	Доступність технології
Створення наукового центру	Бюрократичні процедури	Створено	Наявність необхідних держустанов
Оснащення лабораторії	Спеціальне обладнання, станки, матеріали, деталі	Створено	Наявність на ринку необхідного обладнання, інструментів, безперебійне постачання матеріалів, наявність приміщень.
Створення технічної документації	Спеціальне ПЗ та БД	Створено	Наявність на ринку необхідного ПЗ
Лабораторні випробування	Тести в спеціальному ПЗ, тести на вібраційних стендах, тести в акустичних камерах	Створено	Наявність приміщень, наявність висококваліфікованого персоналу, наявність на ринку ПЗ та обладнання

8.3 Аналіз ринкових можливостей

Перед реалізацією ідеї цей етап надає представлення щодо можливості входу на ринок та заняття відповідної ніші (таблиця 8.4). Оскільки ринок досліджень вібро-акустичних навантажень в даний час є актуальним, тому можна припустити, що вибір цього ринку є перспективним.

Таблиця 8.4 - Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	5
2	Загальний обсяг продаж, проєктів	Залежить від замовника
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Високе технологічне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявне
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	Близько 40%

Для того, щоб чітко визначити свою позицію на ринку, необхідно проаналізувати потенційних клієнтів, які будуть користуватися послугами компанії. Визначення цільової групи також допомагає сформувати більш точну клієнтську базу та визначити основні маркетингові стратегії та напрямки діяльності компанії. В таблиці 8.5 визначаються потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формується орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.

Таблиця 8.5 - Характеристика потенційних клієнтів проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Вимоги замовника до послуги
Розробка та дослідження складних конструкцій під час вібро-акустичних навантажень	Цивільні та військові структури, приватні замовники.	Повне гарантійне обслуговування та експлуатаційна документація на усьому життєвому циклі проєкту

З метою виявлення потенційних загроз і можливостей для проєкту на ринку проводиться додатковий аналіз для прогнозування цих подій і очікуваної реакції компанії на цю подію. До основних загроз можна віднести відсутність клієнтської бази та потенційних клієнтів, а також труднощі з налагодженням оптимального робочого процесу на ранніх стадіях реалізації.

Даний аналіз приведено у таблицях 8.6 та 8.7.

Таблиця 8.6 – фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Недостатня кількість або відсутність замовлень	Небажання працювати із новою компанією на ринку.	Рекламне охоплення компанії. Надання більш вигідних умов на початку для створення бази замовників.
2	Надмірні затрати	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої.	Оптимізація виробничих та невиробничих процесів. Зміна структури проведення роботи.

Таблиця 8.7 – фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Вихід на міжнародний ринок	Велика кількість авіаційних підприємств закордоном доєднається до виробництва та розповсюдження.	Розширення штату та матеріального рівня доходу працівників. Відкриття філіалів в різних регіонах країни для більш рівномірного розподілу роботи.
2	Співпраця із великими компаніями	Вихід на співпрацю із великими авіабудівними компаніями.	Підвищення статусу та рівня довіри до компанії призведе до більшого признання на ринку. Розширення переліку інжинірингових послуг.

Надалі проводиться аналіз пропозиції: визначаються загальні риси конкуренції на ринку (таблиця 8.8).

Таблиця 8.8 - ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
Тип конкуренції	Олігополія	На ринку лабораторій для дослідження вібро-акустичних навантажень існує невелика кількість великих компаній-виробників, які контролюють більшу частину ринку. Це означає, що конкуренція між цими компаніями є дуже жорсткою.
Рівень конкурентної боротьби	Міжнародний	Ринок лабораторій для дослідження вібро-акустичних навантажень є глобальним. Це означає, що компанії конкурують не лише на внутрішньому ринку, а й на міжнародному. Це підвищує рівень конкурентної боротьби.
Галузева ознака	Внутрішньогалузева	Конкуренція на ринку лабораторій для дослідження вібро-акустичних навантажень відбувається між компаніями, які досліджують аналогічні проекти. Це означає, що компанії повинні постійно поліпшувати свої продукти та послуги, щоб бути конкурентоспроможними.
Конкуренція за видами товарів	Товарно-родова	Конкуренція на ринку лабораторій для дослідження вібро-акустичних навантажень відбувається між компаніями, які виробляють різні типи вібро-акустичних досліджень. Це означає, що компанії повинні мати широкий асортимент продукції, щоб задовольнити різні потреби клієнтів.
За характером конкурентних переваг	Нецінова	Конкуренція на ринку лабораторій для дослідження вібро-акустичних навантажень відбувається не лише за ціною, а й за іншими факторами, такими як якість, обслуговування, технічна підтримка тощо. Це означає, що компанії повинні приділяти особливу увагу цим факторам, щоб бути конкурентоспроможними.

Продовження таблиці .8.8

За інтенсивністю	Брендова	Ринок лабораторій для дослідження вібро-акустичних навантажень є брендовим. Це означає, що клієнти часто віддають перевагу товарам певних брендів. Це підвищує важливість брендингу та маркетингових зусиль для компаній.
Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)

8.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (таблиця 8.9).

Таблиця 8.9 - вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	Приватні організації	Висока	Високий	Високий	Низький
2	Військові структури	Висока	Високий	Високий	Низький

Вибір базової стратегії розвитку підприємства представлено в таблиці 8.10.

Таблиця 8.10 - вибір базової стратегії розвитку підприємства

Чи є проект першопроходцем на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики та послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
-------------------------------------	--	---	----------------------------------

Продовження таблиці 8.10

Частково	Пошук існуючих споживачів	Частково	Стратегія заняття конкурентної ніші
----------	---------------------------	----------	-------------------------------------

8.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Важливим кроком є формування маркетингової концепції проекту, який отримує споживач. Для цього у таблиці 8.11 підсумовано результати попереднього аналізу конкурентоспроможності проектів.

Таблиця 8.11 - вибір базової стратегії розвитку підприємства

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
1	Дослідження складних конструкцій під час впливу вібро-акустичних навантажень	Готові характеристики та 3D модель	Час реалізації, технічна підтримка
2	Надання технічних рекомендацій	Готова модель конструкції	Якість і точність, випуск відповідної документації до розрахунків.
3	Консультаційна та технічна підтримка	Керівництво щодо експлуатації	Рекомендації щодо використання продукції

Висновок до розділу

Розглянута ідея стартап-проекту – лабораторія для дослідження вібро-акустичних навантажень – направлена на покращення стійкості конструкцій літаків. SWOT-аналіз підтримує перспективи проекту, вказуючи на глибокі знання команди та попит на оптимізацію в авіаційній сфері. Проте, існують виклики, такі як потреба великих технічних ресурсів та вплив ринкових змін. Рекомендується акцентувати унікальні функції, взаємодіяти з регуляторами та гнучко реагувати на зміни, щоб забезпечити успішну реалізацію проекту.

Технологічний аудит проекту підтверджує наявність всіх необхідних технічних ресурсів для успішної реалізації вібро-акустичної лабораторії. Вже

наявність наукового центру, обладнання та технічної документації на ринку гарантують відмінні умови для подальшого функціонування та ефективного розвитку проекту.

Аналіз ринкових можливостей підтверджує перспективність входу проекту на ринок досліджень вібро-акустичних навантажень. Зростаючий попит, стабільність ринку та висока конкуренція створюють гарні умови для успішного впровадження та функціонування проекту. Чітка ідентифікація цільової аудиторії та відповідна реакція на можливі загрози та можливості роблять проєкт життєздатним та конкурентоспроможним. Зокрема, розширення на міжнародний ринок та співпраця із великими компаніями можуть сприяти подальшому успіху проекту. Також, враховуючи особливості конкурентного середовища, компанія повинна акцентувати увагу на якості, обслуговуванні та технічній підтримці, щоб забезпечити конкурентні переваги в олігопольній та міжнародній конкуренції.

Розроблено ринкову стратегію проекту, що визначає ключові аспекти охоплення ринку та стратегію розвитку підприємства. Обрано цільові групи потенційних споживачів, серед яких виділено приватні організації та військові структури. Зазначено високу готовність споживачів прийняти продукт та високий орієнтований попит від цих груп. Інтенсивність конкуренції визначена як висока, але простота входу в сегмент визначена як низька, що може створити переваги для проекту.

Щодо базової стратегії розвитку, враховуючи частковий першопроходження на ринку, обрано стратегію пошуку існуючих споживачів та стратегію заняття конкурентної ніші. Це передбачає активний пошук клієнтів серед існуючих гравців на ринку та вирізання своєї унікальної ніші для створення конкурентних переваг.

Процес розробки маркетингової програми стартап-проекту передбачає визначення стратегії охоплення ринку та формування конкурентоздатної пропозиції для цільових груп споживачів. Одержані результати аналізу конкурентоспроможності відображено в таблиці 8.11, що становить основу для

подальшого розвитку стратегії підприємства на ринку вібро-акустичних досліджень.

ВИСНОВОК

У роботі здійснено дослідження, спрямовані на моделювання однорядних клепоквих з'єднань у 2-D кінцевих елементах під впливом віброакустичних навантажень. Результати проведених досліджень включають в себе визначення частотних характеристик та коефіцієнта демпфування, враховуючи різні варіанти моделювання.

Теоретичні значення отриманих результатів розширюють знання про динаміку та напружений стан клепоквих з'єднань. Зокрема, виявлено, що використання різних методів експериментального навантаження дозволяє точно визначати власні частоти коливань та отримувати інформацію про коефіцієнти демпфування.

Практичне значення отриманих результатів дозволяють оптимізувати конструкції літаків, підвищуючи їхню міцність та уникати резонансу в умовах вібраційних навантажень. Розроблена методика визначення частотних характеристик спрощених зразків може бути застосована при випробуваннях на літаку Ан-178, що має безпосереднє практичне значення для авіаційної галузі.

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

1. Експериментальні дослідження показали:
 - Використання методів імпульсного збудження зразка, навантаження синусоїдальною прокачкою, навантаження широко-смужовою вібрацією дозволяють з точністю $\pm 2\%$ визначати власні частоти коливань конструкцій. При цьому точність визначення коефіцієнтів демпфувань не перевищує $\pm 20\%$
 - Коефіцієнт демпфувань однорядних клепоквих з'єднань становить ~ 0.15 ;
 - Використання хвилястої підкладної стрічки збільшує коефіцієнт демпфувань до ~ 0.025 .
2. Порівняння експериментальних досліджень зразка з однорядним клепоквим з'єднанням та результатів розрахунку МКЕ на вібраційне навантаження показав:

- Модель МКЕ з шириною закріплення 70% найкраще моделює напружений стан однорядного клепоквого з'єднання;
 - Модель МКЕ з шириною закріплення 0% підходить для задач для знаходження максимальних значень напружень, особливо для складних, або габаритних конструкцій.
3. Порівняння експериментальних досліджень зразка з однорядним клепоквим з'єднанням з приклеєною хвилястою підкладною стрічкою та результатів розрахунку МКЕ на вібраційне навантаження показав:
- Модель МКЕ з хвилястої підкладної стрічки дуже добре моделює напружений стан
 - Модель МКЕ з підкладною прямокутною стрічкою, з еквівалентною масою, моделює усереднену напруженість в зоні можливого розвитку руйнувань.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

1. Нашиф А, Джоунс.Д, ХендерсонДжДемпфирование колебаний Москва: Мир, 1988. – 448 с.
2. Прочность. Устойчивость. КолебанияСправочник в трех томах т. 3 Москва: Машиностроение, 1968. – 567 с.
3. Тимошенко С., Войновский-Кригер С. Пластины и оболочки Москва: ФМ, 1963. – 635 с.
4. Шуп Т. Решение инженерных задач на ЭВМ Москва: Мир, 1982. –235 с.
5. Mikhail V. Sukhoterin, Sergey O. BaryshnikovandDmitry A. AksenovFree Vibration Analysis of Rectangular Cantilever PlatesAmericanJournalofAppliedSciences 2016, 13 (12): 1442.1451
6. RTCADO-60G Environmental Conditionsand Test Procedures for Airborne Equipment, 2010
7. Заклепкові з'єднання в авіації [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://mv-tools.com.ua/aircraft-rivets>