

Реферат

Дана магістерська дисертація за обсягом роботи складає 60 сторінок, 31 ілюстрацій, 22 таблиць та містить 12 літературних джерел.

Об'єкт дослідження – тонка пластинка з ум'ятою, яка є ідеалізованим сегментом обшивки між двома стрінгерами та шпангоутами

Мета дослідження – вивчення особливостей плоского напруженодеформованого стану обшивки навколо ум'ятини різної ширині з однаковою глибиною, визначення довговічності пластиини з ум'ятою та виведення коефіцієнта для приведення кількості циклів до руйнування пластиини з отвором в кількість циклів до руйнування пластиини з ум'ятою.

Дане дослідження допоможе зменшити час на обчислення довговічності обшивки з ум'ятою, та збільшити кількість циклів польотів з ум'ятою.

Ключові слова: ОБШИВКА, УМ'ЯТИНА, ПЛАСТИНА,
ДОВГОВІЧНІСТЬ.

Abstract

This master's degree dissertation for the amount of work is 60 pages, 31 figures, 22 tables, and contains 12 literature.

The object of this study is the thin plate with dent, that is idealized segment of skin between two frames and stringers.

The aim of this dissertation is to analyze the plane stress-strain state of the plating around a dent of different widths of the same depth, to determine the durability of the plate with the dent and to derive a co-efficiency to convert the number of cycles to the destruction of the plate with the hole in the number of cycles to the destruction of the plate with the dent.

This study will help to reduce the time to calculate the durability of the skin with dent and increase the number of flight cycles of skin with dent.

Key words: SKIN, DENT, PLATE, DURABILITY.

Зміст

Реферат	1
Abstract	2
Зміст	3
Вступ.....	5
Розділ 1. Постановка задачі.....	6
<u>Актуальність проблеми</u>	6
<u>Практичне значення.....</u>	7
<u>Експериментальні дослідження впливу ум'ятин на міцність пластин</u>	9
<u>Мета роботи</u>	12
Розділ 2. Основні положення методу скінченних елементів для моделювання пластиини з ум'ятою	14
<u>Метод скінченних елементів.....</u>	14
<u>Тонка жорстка пластиини, що згинається та співвідношення МСЕ для неї</u>	15
<u>Основні положення технічної теорії пружності</u>	16
<u>Переміщення в пластиині</u>	18
<u>Деформації та напруження що діють в пластиині</u>	20
<u>Зусилля що діють в пластиині та їхня робота</u>	24
<u>Параметри скінченно елементної моделі</u>	31
<u>Функції форми СЕ та матриця жорсткості СЕМ для пластиини</u>	35
Розділ 3. Створення моделі ум'ятини та розрахунок на довговічність.....	39
<u>Створення моделі ум'ятини</u>	39
<u>Розрахунок довговічності пластиини з ум'ятою</u>	47
Розділ 4. Розроблення стартап-проекту	52
<u>Зміст ідеї проекту</u>	52
<u>Технологічний аудит</u>	53
<u>Аналіз ринкових можливостей запуску стартап–проекту</u>	53
<u>Розроблення ринкової стратегії проекту</u>	59
<u>Розроблення маркетингової програми стартап-проекту</u>	61
<u>Результати маркетингового дослідження:.....</u>	62

Висновки	63
Список використаної літератури	64

Вступ

Фюзеляж літака дуже сприятливий до пошкоджень у вигляді ум'ячин. Під час звичайної роботи авіакомпанії може відбутись випадковий удар наземними транспортними засобами та багажними віzkами, який може залишати ум'ячини та подряпини. Серед інших джерел, які можуть спричинити ум'ячини, розповсюдженими є попадання граду, скидання інструменту механіком у процесі обслуговування та гравійні смуги. Тому необхідний звичайний огляд, і необхідні проектні дані про вплив ум'ячин на термін експлуатації матеріалу.

Ум'ячина є типовим пошкодженням, але не зважаючи на численні дослідження в галузі вивчення утворення дефектів та пошкоджень, тепер саме це пошкодження залишається маловивченим, а саме: особливості плоского напружено-деформованого стану обшивки літака навколо ум'ячини. Частина цих питань науковці досліджували експериментально, але спеціальні розрахункові дослідження, зазвичай, не проводили. Через це багато таких пошкоджень не допускається і вони усуваються вирізанням. Такі ремонтні роботи потребують багато ресурсів для технічного обслуговування літака. Саме тому, доцільним є проведення оцінки впливу ум'ячин на довговічність обшивки.

Розділ 1. Постановка задачі

Актуальність проблеми

Під час звичайного використання літака можуть відбутись випадкові удари з наземним транспортом та багажем, градом та зіткнення з птахами, які залишають ум'ятини. Ум'ятини можуть мати різну форму і розміри та, відповідно, спричиняти більшу чи меншу небезпеку подальшої експлуатації літака.

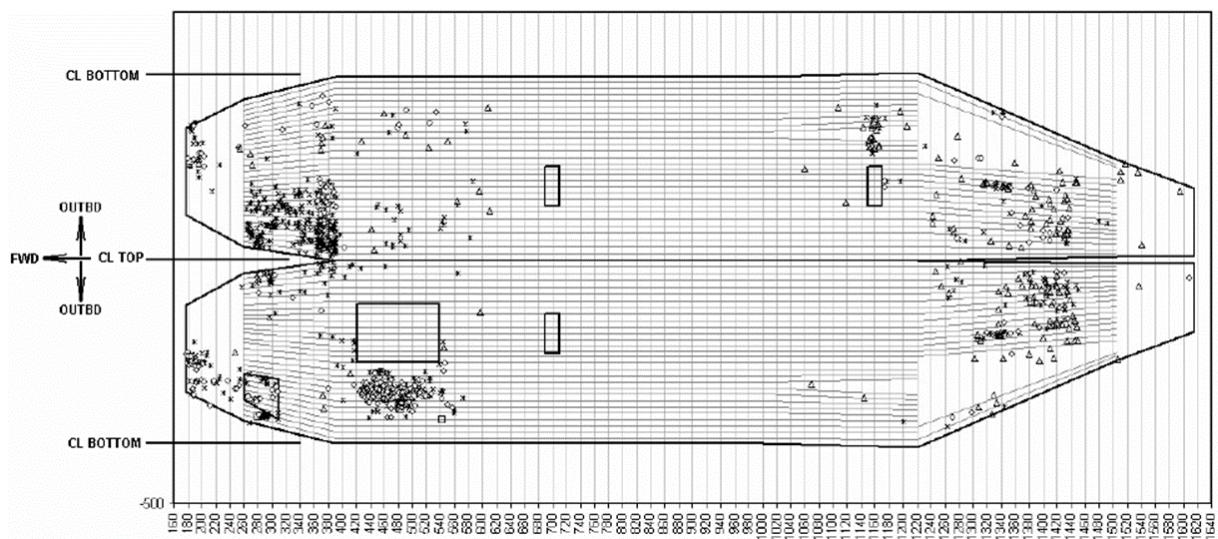


Рисунок 1-1 Приклад розподілу ум'ятин на фюзеляжі літака

Обшивка фюзеляжу спроектована таким чином щоб нести комбіноване навантаження включаючи внутрішній тиск при високій висоті для комфорту пасажирів. Важливо упевнитися що якість матеріалів та ремонтних процесів не буде знижати міцність та довговічність конструкції при наявності ум'ятини. Саме тому актуальним є вивчення особливостей впливу ум'ятин при плоскому напружене-деформованому стані пластини та перенесення результатів на обшивку фюзеляжа, що допоможе знизити кількість ремонтів, знизити загальний час технічного обслуговування пасажирського літака та підвищити безпеку їх експлуатації.



Рисунок 1-2 Приклад ум'ятин на фюзеляжі літака

В даний час можливі варіанти ремонту пошкодженої панелі включають: заміну самої панелі, видалення та повернення форми панелі до її початкової форми, або залишення пом'ятої панелі недоторканою на літаку. Крім того, сучасна технологія надає обмежені інструкції по роботі з оцінкою вм'ятин.

Практичне значення

Кожен літак, що має право здійснювати пасажирські перевезення, дуже ретельно перевіряється. Існує регламент і норми технічного обслуговування літаків, згідно з міжнародними стандартами.

Вони полягають в наступному:

Транзитна перевірка (Transit Check) - це найпростіша візуальна перевірка зовнішнього стану і основних вузлів літака. Виконується перед

кожним вильотом літака. Технік уважно оглядає весь літак на наявність дефектів або пошкоджень обшивки. Перевіряються двигуни і найбільш важливі системи.

Щоденна технічна перевірка (Daily Check) - це щодобовий технічний огляд літака, виконується кожні 24-36 годин. Відбувається найчастіше вночі. Літак ретельно оглядається на видимі пошкодження і перевіряється його загальний стан, основні вузли, рівень необхідних рідин в системах і аварійне обладнання.

Щотижнева технічна перевірка (Weekly Check). Виконується протягом 3-5 годин, кожні 7-10 днів.

Кожні 500 - 800 годин нальоту або 200 - 400 циклів (циклом вважається зліт-посадка), проходить А-перевірка (A-check) . Це перше глибоке технічне обслуговування літака. Ця перевірка виконується в спеціальних ангарах із застосуванням спеціального обладнання. Якщо в порту приписки авіакомпанії воно відсутнє, маршрут літака розраховується так, щоб в запланований час літак виявився на місці, де буде проходити технічний огляд. Перевірка займає 20-50 годин.

В-перевірка (B-check) - виконується кожні 4-6 місяців. У цю перевірку може входити й додаткова A-check. Вимагає близько 150 людино-годин і може займати до 3-х днів в спеціальному ангарі.

С-перевірка (C-check) - виконується, приблизно, кожні 2 роки. Дуже ретельна перевірка, яка потребує наявності великої кількості спец. техніки та спеціальних ангарів.

Виконується протягом 1-2 тижнів і може витратити близько 6000 людино-годин. До повного закінчення перевірки літак не покидає меж ангара. Перевіряються всі системи й компоненти літака.

D-перевірка (D-check) - найбільше технічне обслуговування літака. Проходить один раз в 5-7 років, в залежності від типу літака. Лайнер заганяється в спеціальний ангар і 2 місяці над ним працюють техніки.

Під час такої перевірки літак розбирається повністю, включаючи: інтер'єр, керма, паливні баки, приладові панелі, двигуни. Все, аж до обшивки. Велика частина деталей змінюється на нові, може відбуватися переобладнання систем, салону, фарбування літака. [1,2]

Технічне обслуговування літака спрямоване на підтримку їх постійної справності й готовності до польоту. Без технічного обслуговування і належного догляду будь-який літак дуже швидко приходить в непридатний до польотів стан. Грамотне технічне обслуговування літака є основним чинником безпечних польотів.

Саме тому вивчення впливу ум'ятин на НДС пластини та проекцювання результатів на обшивку фюзеляжа допоможе знизити кількість ремонтів, знизити загальний час технічного обслуговування пасажирського літака та підвищити безпеку їх експлуатації.

Експериментальні дослідження впливу ум'ятин на міцність пластин

На даний час було проведено декілька серій експериментів з вивчення впливу ум'ятин на статичну міцність пластини. В цих дослідженнях використовували плакований лист з 2024-T6 з товщиною 1 мм (приблизно 0,040 inch).

Пластина з алюмінієвого сплаву 2024-T3 була вирізана та використана для проведення випробувань на натяг. Щоб імітувати типові фактичні форми ум'ятин на шкірі літака, використовували два сферичні ударники, радіусом 12,5 мм (0,5 inch) та 30,5 мм (1,2 inch).

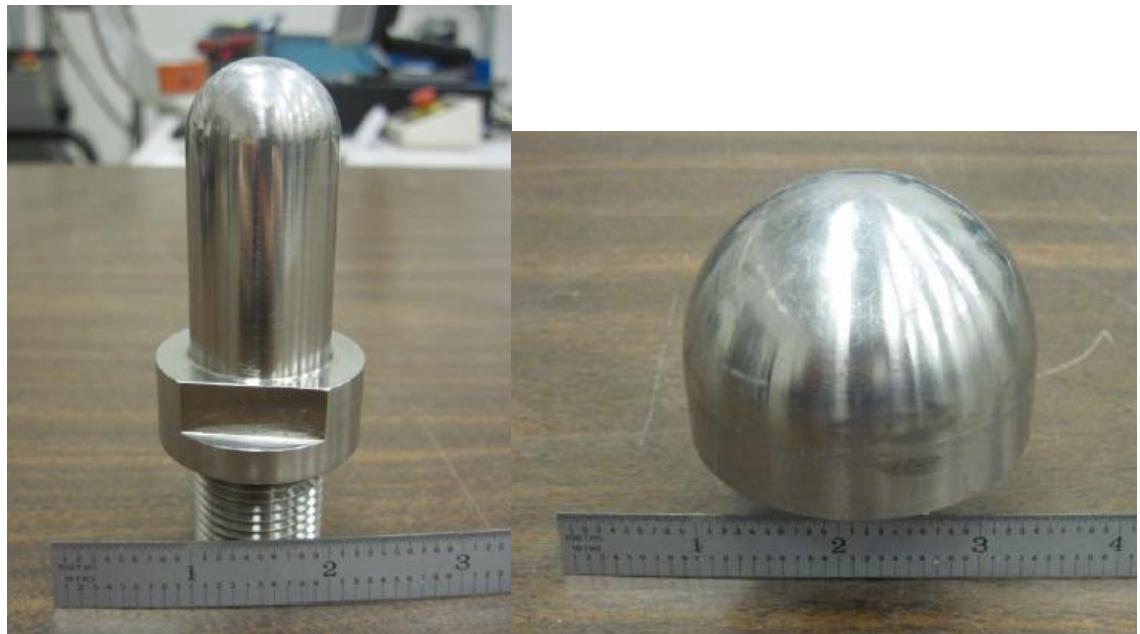


Рисунок 1-3 Зображення ударників

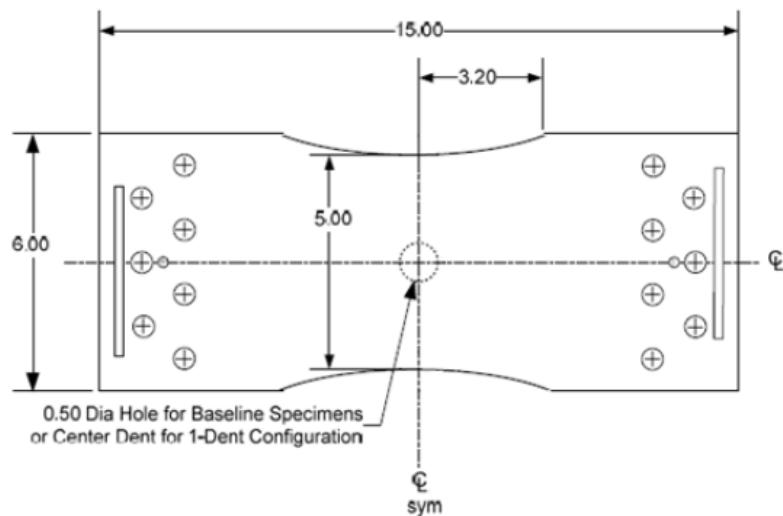


Рисунок 1-4 Геометричні характеристики пластини з алюмінієвого сплаву 2024-T3

Для удару вм'ятин на алюмінієвих пластинах використовувалась спеціально розроблена вежа, яка обладнується ударниками, якіпадають з різної висоти, завдяки чому виходять вм'ятини з різною глибиною. Алюмінієва пластина була стабільно затиснута для запобігання ковзання під час ударів.



Рисунок 1-5 Вежа для падіння ударників

Коли відповідна глибина вм'ятини сферичної ум'ятин менше ніж 3,15, 1,06, 2,47 та 3,09 мм відносна зміна граничної міцності лише приблизно 0,3%, 0,2%, 0,3% і 1,6% відповідно. У міру збільшення глибини вм'ятини залишкова гранична міцність буде значно зменшуватися, відносна зміна граничної міцності сягає приблизно 41,9%, 29,3%, 24,6% та 21,9% відповідно. Для сферичної ум'ятини з малою глибиною, через симетричні особливості вм'ятини, руйнування відбувається приблизно біля центра вм'ятини, однак, оскільки глибина вм'ятини продовжує збільшуватися, руйнування починається з боку вм'ятини. [3,4,5]

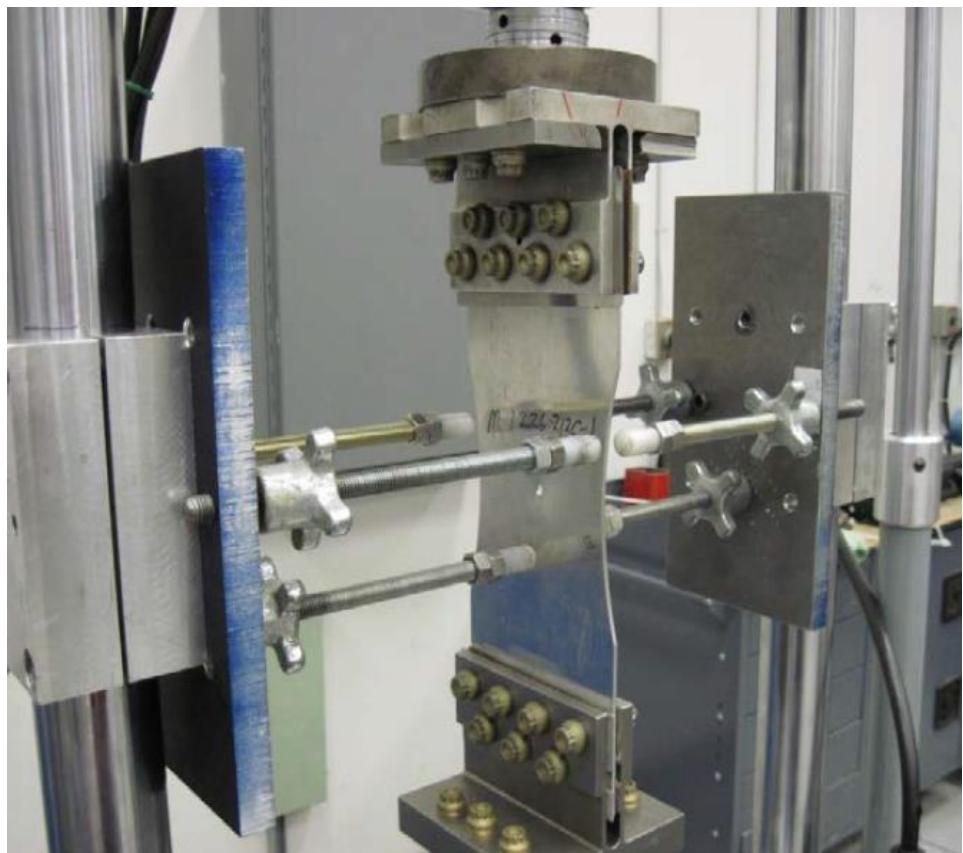


Рисунок 1-6 Тестовий зразок

Мета роботи

Мета дослідження – вивчення особливостей плоского напруженодеформованого стану обшивки навколо ум'ятини різної ширини з однаковою глибиною та визначення довговічності пластиини з ум'ятою.

Дане дослідження допоможе зменшити кількість необхідних ремонтів на літаках та пришвидшити технічне обслуговування комерційних пасажирських авіалайнерів.

Предметом дослідження є розподілення напружень навколо ум'ятини при розтяганні, визначення кількості циклів до руйнування пластиини та виведення коефіцієнта для приведення кількості циклів до руйнування пластиини з отвором в кількість циклів до руйнування пластиини з ум'ятою.

Об'єкт дослідження – тонка пластиинка з ум'ятою, яка є ідеалізованим сегментом обшивки між двома стрінгерами та шпангоутами

В даному дослідженні було використано наступні методи:

- чисельні методи, реалізовані в системах CAD/CAE моделювання (моделювання удару для утворення ум'ятини та розрахунок розподілення напружень),
- аналітичний метод (розрахунок ум'ятини на довговічність)

Розділ 2. Основні положення методу скінчених елементів для моделювання пластини з ум'ятою

Метод скінчених елементів.

Метод скінчених елементів (МСЕ) застосовується для чисельного розв'язування складних проблем у механіці конструкцій та інших математичних задач. Суть МСЕ полягає в тому, що суцільне середовище з нескінченно великим числом сукупності елементів, які мають ступені вільності, апроксимується. Між цими елементами встановлюється взаємозв'язок і це дає змогу визначити шукану функцію в середині елемента за значеннями в точках де вони сполучаються. Ці точки називають вузлами. А ступені вільності можуть включати в себе видовження, обертання та похідні високого порядку по переміщеннях.

В будівельній механіці у межах кожного елемента задаються функції, так звані функції форми, які визначають переміщення у внутрішній області елемента по переміщенням у вузлах. В МСЕ невідомими величинами є можливі і незалежні переміщення вузлів скінченноелементної моделі (СЕМ). Тобто, СЕМ будь-якої конструкції являє собою систему закріплених вузлів. Саме тому для цілої конструкції, переміщення вузлів, зазвичай, задають у глобальній системі координат, яка вводиться для цілої конструкції. Ця система координат є загальною для всіх СЕ. В глобальній системі співвідношення МСЕ для переміщень будуються на основі отриманих співвідношень в локальній системі координат СЕ шляхом елементарних математичних перетворень з вектором переміщень.

Оскільки елементи, що пов'язані між собою лише зовнішніми вузлами і повинні покривати всю множину якомога точніше, то для досягнення більшої точності результатів розрахунків за МСЕ сітку роблять більш дрібнішою, тобто зменшують розміри елементів, збільшуючи цим самим точність апроксимації геометричних характеристик разом з функціями переміщень в межах скінченного елемента. СЕМ складних конструкцій досягають сотень і

навіть мільйонів ступенів вільності, а тому МСЕ є машинно-орієнтованим методом, реалізація якого можлива тільки засобами комп'ютерної техніки.

Співвідношення МСЕ формуються в локальній системі координат і будуються на основі положень технічної теорії пружності. В основу цих положень закладені два фундаментальних скаляра – потенціальна і кінетична енергія пружної конструкції. Визначення цих скалярів не залежить від обраної системи координат, що дозволяє записувати співвідношення МСЕ в інваріантній формі. Співвідношення МСЕ, зазвичай, записуються в компактній матричній, або тензорній формі. [6,7,8]

Тонка жорстка пластина, що згинається та співвідношення МСЕ для неї

Пластина – це призматичне тіло, обмежене двома площинами, відстань між якими (товщина) є значно меншою від інших його розмірів.

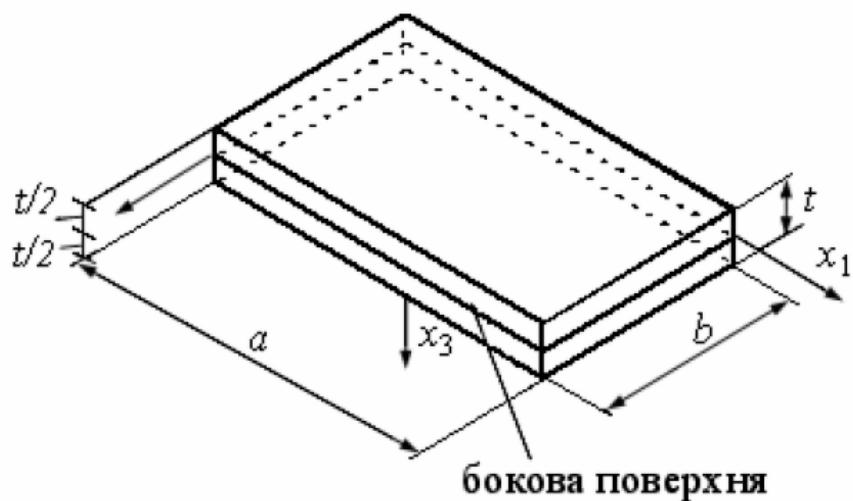


Рисунок 2-1 Геометричні характеристики пластини

Площа, що ділить висоту пластини навпіл називається серединною або базовою площею. Лінія перетину бокою поверхні з серединною площею називається контуром пластини. Коли відношення товщини до меншого

розміру в плані знаходиться в межах $t \leq \frac{b}{5}$, то пластина вважається тонкою.

Якщо під дією поперечного навантаження найбільший прогин при її деформації не перевищує $\frac{1}{5}$ товщини, вона вважається жорсткою.

Обмежившись розглядом прямокутної пластини, ведемо систему координат $Ox_1x_2x_3$. Початок координат разом з осями Ox_1 та Ox_2 розташовані в базовій площині. Вісь Ox_3 – орієнтована по нормалі до базової площини.

Пластина розглядається як тривимірне тіло. У будь-якій точці пластини проявляються три переміщення u_1, u_2, u_3 . Визначальним є переміщення по нормальні до базової площини. Це переміщення називається прогином і позначається буквою w .

Задача вважається розв'язаною, якщо від заданого рівномірно розподіленого навантаження, яке нормальнє до поверхні, встановлено спосіб обчислення переміщень u_1, u_2, w у будь-якій точці пластини.

Співвідношення МСЕ будується на гіпотезах Кірхгофа, які ще називають основними положеннями технічної теорії пружності. [8,9]

Основні положення технічної теорії пружності

1. Гіпотеза незмінності нормалей, яка стверджує, що нормальні до серединної поверхні при згині пластини не викривляються й залишаються нормальними до серединної деформованої поверхні пластини, а довжина серединної поверхні не змінюється (рис. 2-2). Ця гіпотеза аналогічна гіпотезі плоских перетинів для балок.

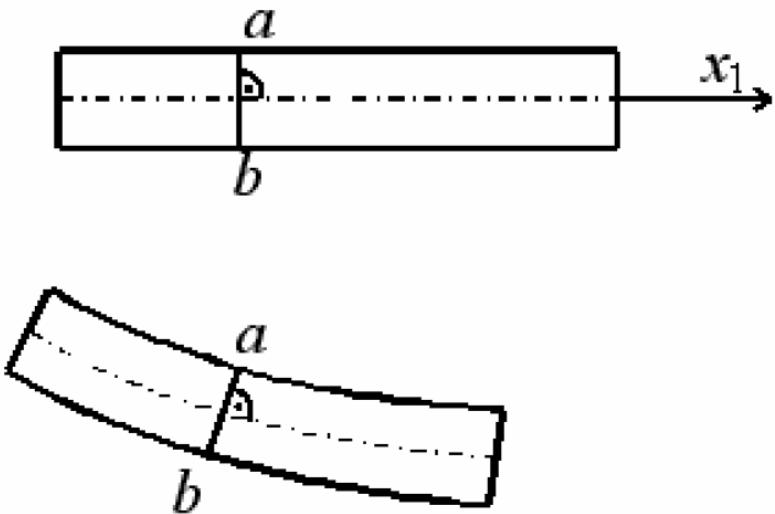


Рисунок 2-2 Гіпотеза прямих нормалей

Ця гіпотеза дозволяє встановити залежності між компонентами деформацій у довільній точці пластиини і деформацією її серединної площини, оскільки відсутній зсув по товщині між шарами пластиини.

Оскільки осі декартових координат розміщені так, що площаина Ox_1x_2 збігається з серединною площеиною і зсув між шарами по товщині відсутній то: $\gamma_{13}=0$, $\gamma_{23}=0$.

Гіпотеза про незмінюванність довжини прямої лінії припускає, що лінійна деформація в напрямку осі x_3 дорівнює нулю: $\varepsilon_{33} = 0$.

2. Гіпотеза про ненатиснення одного шару пластиини на іншій, які паралельні до серединної поверхні. Ця гіпотеза припускає, що нормальні напруження в площаадках, паралельних серединної площини, вважаються дуже малими (σ_{11} та σ_{22} набагато більші ніж σ_{33}), тобто напружений стан приймається за плоский (рис. 2-3) замість тривісного ($\sigma_{33} = 0$).

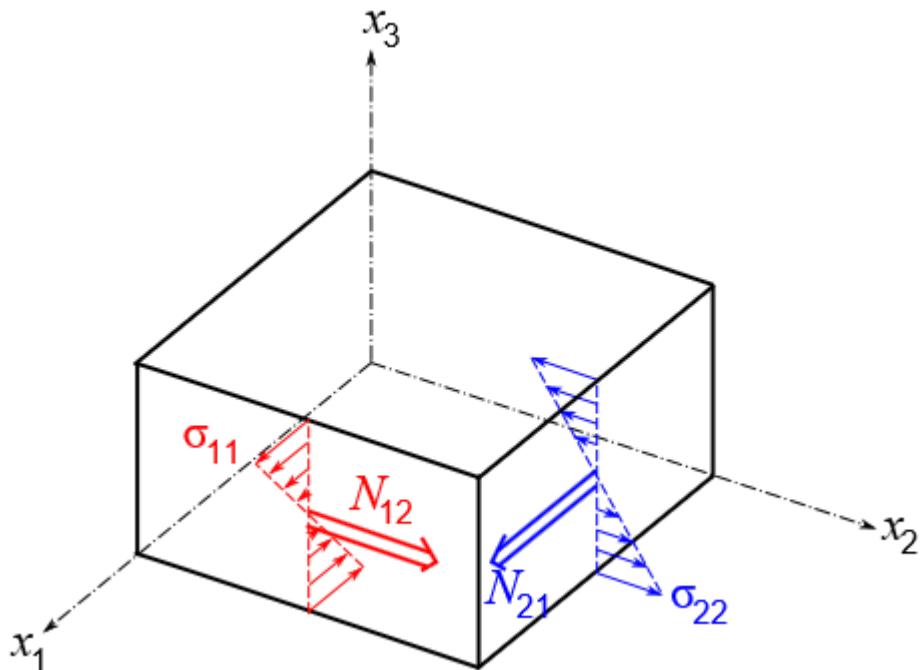


Рисунок 2-3 Гіпотеза ненатиснення шарів пластиини

3. Гіпотеза про недеформованість серединної площини. Згідно цієї гіпотези, деформації розтягу, стиснення і зсуву відсутні в серединній площині пластиини. Серединна площаина є нейтральною і в цій площині переміщення $u_1(x_1, x_2, 0) = u_2(x_1, x_2, 0) = 0$.

Також приймаємо допущення, що товщина пластиини мала в порівнянні з іншими розмірами і прогин менший ніж товщина, а також, що матеріал пластиини — однорідний, ізотропний і підкоряється закону Гука.

Для пластиин більше $\frac{1}{5}$ розміру в плані (їх називають плитам) гіпотези Кірхгофа не можна застосовувати. При аналізі напружень і деформацій товстих плит напружений стан необхідно розглядати як тривісний. [8,9]

Переміщення в пластиині

Перша гіпотеза Кірхгофа, через відсутність зсуву шарів припускає, що зміщення має вигляд (2.1):

$$\begin{cases} \gamma_{13} = \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial w}{\partial x_1} = 0 \\ \gamma_{23} = \frac{\partial u_2}{\partial x_3} + \frac{\partial w}{\partial x_2} = 0 \\ \frac{\partial u_1}{\partial x_3} = -\frac{\partial w}{\partial x_1} \\ \frac{\partial u_2}{\partial x_3} = -\frac{\partial w}{\partial x_2} \end{cases} \quad (2.1)$$

Після інтегрування (2.1) по x_3 , отримуємо:

$$\begin{cases} u_1 = -\frac{\partial w}{\partial x_1} x_3 + f_1(x_1 \cdot x_2) \\ u_2 = -\frac{\partial w}{\partial x_2} x_3 + f_2(x_1 \cdot x_2) \end{cases} \quad (2.2)$$

Згідно з третьою гіпотезою переміщення у межах серединної площини $u_1 = 0$ та $u_2 = 0$. Таким чином для $x_3 = 0$ постійні інтегрування $f_1(x_1 \cdot x_2) = 0$, $f_2(x_1 \cdot x_2) = 0$. Тоді:

$$\begin{cases} u_1(x_1 \cdot x_2 \cdot x_3) = -\frac{\partial w}{\partial x_1} x_3 \\ u_2(x_1 \cdot x_2 \cdot x_3) = -\frac{\partial w}{\partial x_2} x_3 \end{cases} \quad (2.3)$$

На серединній площині проявляється тільки прогин згідно з гіпотезою 2 (рис. 2-4), в довільній точці на нормалі, прогини будуть такі ж, як і у відповідній точці на серединній поверхні. Переміщення по x_1 та x_2 виражаються через функцію прогинів згідно з (2.2). Можна зробити висновок, що для обчислення переміщень у довільній точці в пластині достатньо визначити функцію прогинів серединної поверхні $w = w(x_1 x_2)$. [8,9]

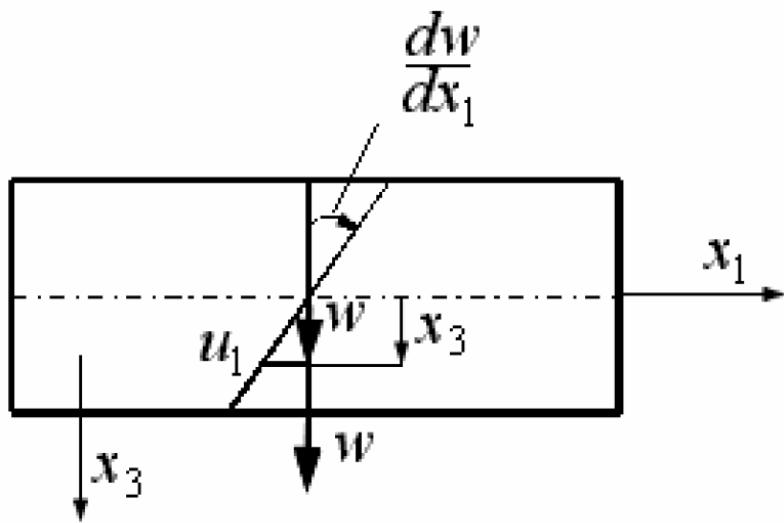


Рисунок 2-4 Прогин на серединній площині

Деформації та напруження що діють в пластині

Деформації визначаємо за допомогою наступних рівняннь:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{11} &= \frac{\partial u_1}{\partial x_1} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} x_3 = k_{11} x_3, \quad \varepsilon_{22} = \frac{\partial u_2}{\partial x_2} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} x_3 = k_{22} x_3, \\ \gamma_{12} &= \frac{\partial u_1}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2}{\partial x_1} = -2 \frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2} x_3 = 2k_{12} x_3\end{aligned}\tag{2.4}$$

Другі похідні від функції прогинів по координатах x_1 та x_2 мають назву кривин або згинальних деформацій:

$$k_{11} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2}; \quad k_{22} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} x_3\tag{2.5}$$

та деформації скрутут

$$k_{12} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2}\tag{2.6}$$

Напруження визначаємо використовуючи закон Гука та рівняння теорії пружності:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{11} &= \frac{1}{E} [\sigma_{11} - \nu(\sigma_{22} + \sigma_{33})]; \gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G}; \\ \varepsilon_{22} &= \frac{1}{E} [\sigma_{22} - \nu(\sigma_{11} + \sigma_{33})]; \gamma_{13} = 0; \\ \varepsilon_{33} &= 0; \gamma_{23} = 0;\end{aligned}\quad (2.7)$$

Або

$$\begin{cases} \varepsilon_{11} = \frac{1}{E} \sigma_{11} - \frac{\nu}{E} \sigma_{22} \\ \varepsilon_{22} = \frac{1}{E} \sigma_{22} - \frac{\nu}{E} \sigma_{11} \end{cases} \quad (2.8)$$

Розв'яжемо систему рівнянь (2.8) відносно напружень:

$$\sigma_{11} = \frac{\begin{vmatrix} \varepsilon_{11} & -\frac{\nu}{E} \\ \varepsilon_{22} & \frac{1}{E} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} 1 & -\frac{\nu}{E} \\ \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} \end{vmatrix}} = \frac{E}{1-\nu^2} (\varepsilon_{11} + \nu \varepsilon_{22}) \quad (2.9)$$

$$\text{Аналогічно: } \sigma_{22} = \frac{E}{1-\nu^2} (\varepsilon_{22} + \nu \varepsilon_{11})$$

Виразимо напруження через функції прогинів:

$$\begin{aligned}
\sigma_{11} &= -\frac{Ex_3}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} \right) = \frac{Ex_3}{(1-\nu^2)} (k_{11} + \nu k_{22}) \\
\sigma_{22} &= -\frac{Ex_3}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} \right) = \frac{Ex_3}{(1-\nu^2)} (k_{22} + \nu k_{11}) \\
\tau_{12} &= G\gamma_{12} = \frac{E}{2(1+\nu)} \cdot \left(-2x_3 \frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2} \right) = -\frac{Ex_3}{(1+\nu)} \frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2} = \frac{Ex_3}{(1+\nu)} k_{12}
\end{aligned} \tag{2.10}$$

Що стосується напружень $\tau_{13} = G\gamma_{13}$ і $\tau_{23} = G\gamma_{23}$, то виходить, що вони повинні дорівнювати нулю. Але таке положення не відповідає рівнянням рівноваги.

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{11}}{\partial x_1} + \frac{\partial \tau_{12}}{\partial x_2} + \frac{\partial \tau_{13}}{\partial x_3} = 0 \\ \frac{\partial \tau_{21}}{\partial x_1} + \frac{\partial \sigma_{22}}{\partial x_2} + \frac{\partial \tau_{23}}{\partial x_3} = 0 \end{cases} \tag{2.11}$$

Розглядаємо навантаження, нормальнє до серединної площини

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \tau_{13}}{\partial x_3} &= -\frac{\partial \sigma_{11}}{\partial x_1} - \frac{\partial \tau_{12}}{\partial x_2} = \frac{Ex_3}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial^3 w}{\partial x_1^3} + \nu \frac{\partial^3 w}{\partial x_1 \partial x_2^2} \right) + \frac{Ex_3}{1-\nu^2} \frac{\partial}{\partial x_2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2} \right) = \\
&= \frac{Ex_3}{1-\nu^2} \frac{\partial w}{\partial x_1} \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} \right] = \frac{Ex_3}{1-\nu^2} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w,
\end{aligned} \tag{2.12}$$

де $\nabla^2 = \left(\frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} \right)$ – оператор Лапласа.

Остаточно для напружень τ_{13} і τ_{23} маємо наступні диференціальні рівняння:

$$\begin{cases} \frac{\partial \tau_{13}}{\partial x_3} = \frac{Ex_3}{1-\nu^2} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w \\ \frac{\partial \tau_{23}}{\partial x_3} = \frac{Ex_3}{1-\nu^2} \frac{\partial}{\partial x_2} \nabla^2 w \end{cases} \tag{2.13}$$

Визначимо дотичні напруження шляхом інтегрування по x_3

$$\tau_{13} = \frac{Ex_3^2}{2(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w + f_3(x_1 x_2) \quad (2.14)$$

Постійну інтегрування $f_3(x_1 x_2)$ визначимо з умов, що на граничній поверхні пластини $x_3 = \frac{1}{2}$ дотичне напруження $\tau_{13} = 0$.

$$\tau_{13} \Big|_{x_3=\frac{1}{2}} = -\frac{Et^2}{8(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w + f_3(x_1 x_2) = 0 \quad (2.15)$$

$$\text{звідки } f_3(x_1 x_2) = -\frac{Et^2}{8(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w$$

$$\text{Остаточно: } \tau_{13} = -\frac{Ex_3^2}{2(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w - \frac{Et^2}{8(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w$$

$$\begin{cases} \tau_{13} = -\frac{Ex_3^2}{2(1-\nu^2)} \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right) \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w \\ \tau_{23} = -\frac{Ex_3^2}{2(1-\nu^2)} \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right) \frac{\partial}{\partial x_2} \nabla^2 w \end{cases} \quad (2.16)$$

Отже, переміщення і напруження в межах пластини є функціями прогину (рис. 2-5).

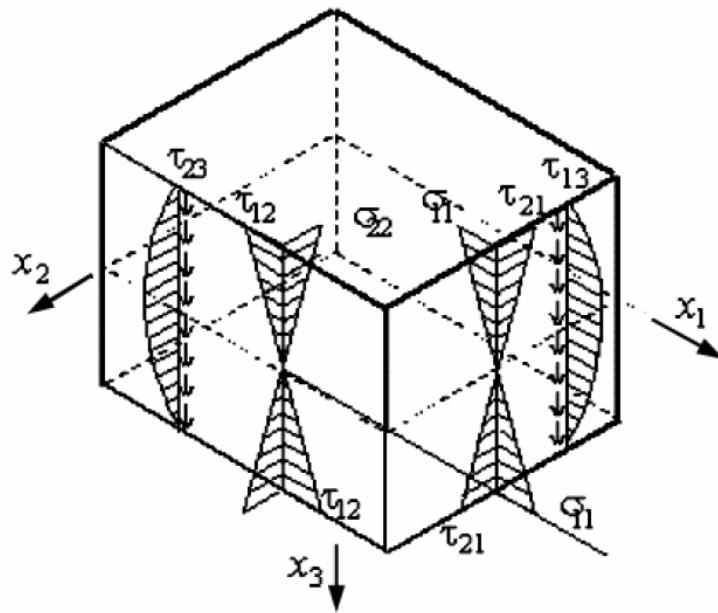


Рисунок 2-5 Розподілення напружень в пластині

Зусилля що діють в пластині та їхня робота

Внутрішні зусилля віднесені до одиниці ширини перерізу пластини (рис. 2-6) та розраховуються наступним чином:

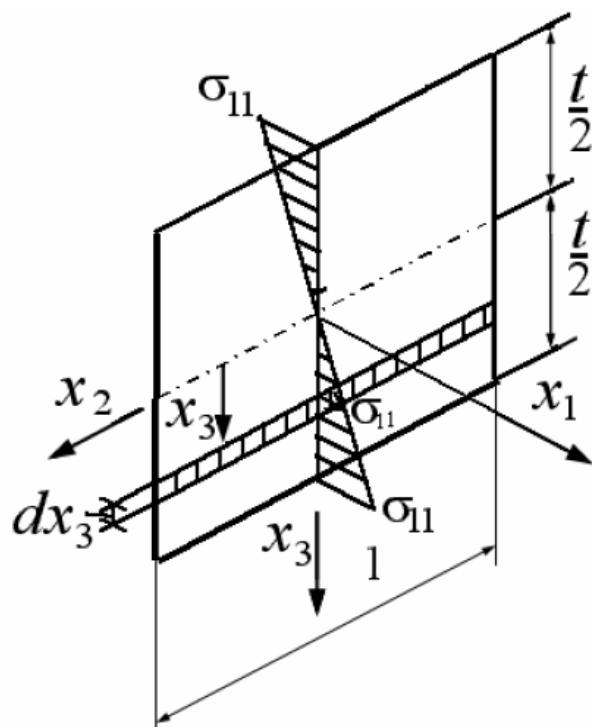


Рисунок 2-6 Внутрішні зусилля віднесені до одиниці ширини пластини

$$N_{11} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_{11} dx_3 = \frac{E}{1-\nu^2} (k_{11} + \nu k_{22}) \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} x_3 dx_3 = 0 \quad (2.17)$$

$$\begin{aligned} M_{11} &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_{11} x_3 dx_3 = \frac{E}{1-\nu^2} (k_{11} + \nu k_{22}) \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} x_3^2 dx_3 = \\ &= \frac{E}{1-\nu^2} (k_{11} + \nu k_{22}) \frac{x^3}{3} \Big|_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} = \frac{Et^3}{1-\nu^2} (k_{11} + \nu k_{22}) = \\ &= D(k_{11} + \nu k_{22}) = -D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} \right) \end{aligned} \quad (2.18)$$

де $D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)}$

$$\begin{aligned} M_{12} &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \tau_{12} x_3 dx_3 = \frac{E}{1+\nu} k_{12} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} x_3^2 dx_3 = \frac{Et^3}{12(1+\nu)} k_{12} = \\ &= \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} (1-\nu) k_{12} = D(1-\nu) k_{12} = -D(1-\nu) \frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2} \end{aligned} \quad (2.19)$$

Погонна поперечна сила на одиницю ширини перерізу пластини:

$$\begin{aligned} Q_1 &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \tau_{13} dx_3 = -\frac{E}{2(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right) dx_3 = \\ &= -\frac{E}{2(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w \left(\frac{t^2}{4} x_3 - \frac{x_3^3}{3} \right) \Big|_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} = -\frac{E}{2(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w \left(\frac{t^2}{4} \left(\frac{t}{2} + \frac{t}{2} \right) - \frac{t^3}{12} \right) = \\ &= -\frac{Et}{2(1-\nu^2)} \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w = -D \frac{\partial}{\partial x_1} \nabla^2 w \end{aligned} \quad (2.20)$$

Визначимо напруження через зусилля, виходячи із відношень:

$$\frac{\sigma_{11}}{M_{11}} = \frac{\frac{Ex_3}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} \right)}{-D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} \right)} = \frac{Ex_3}{(1-\nu^2)D} = \frac{Ex_3 \cdot 12 \cdot (1-\nu^2)}{(1-\nu^2)Et^3} = \frac{12x_3}{t^3}$$

$$\begin{cases} \sigma_{11} = \frac{12M_{11}x_3}{t^3} \\ \sigma_{22} = \frac{12M_{22}x_3}{t^3} \\ \sigma_{12} = \frac{12M_{12}x_3}{t^3} \end{cases} \quad (2.21)$$

$$\frac{\tau_{13}}{Q_1} = \frac{E \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right)}{2(1-\nu^2)D} = \frac{E \cdot 12(1-\nu^2)}{2(1-\nu^2)Et^3} \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right) = \frac{6}{t^3} \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right)$$

$$\begin{cases} \tau_{13} = \frac{6Q_1}{t^3} \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right) \\ \tau_{23} = \frac{6Q_2}{t^3} \left(\frac{t^2}{4} - x_3^2 \right) \end{cases} \quad (2.22)$$

Q1 і Q2 визначаються оператором Лапласа через що виникають складнощі з їх числовими визначенням.

Розглянемо умови рівноваги нескінченно малого фрагмента базової поверхні пластини від дії розподіленого нормального навантаження $q(x_1, x_2)$ до базової поверхні (рис.2-7). [8,9]

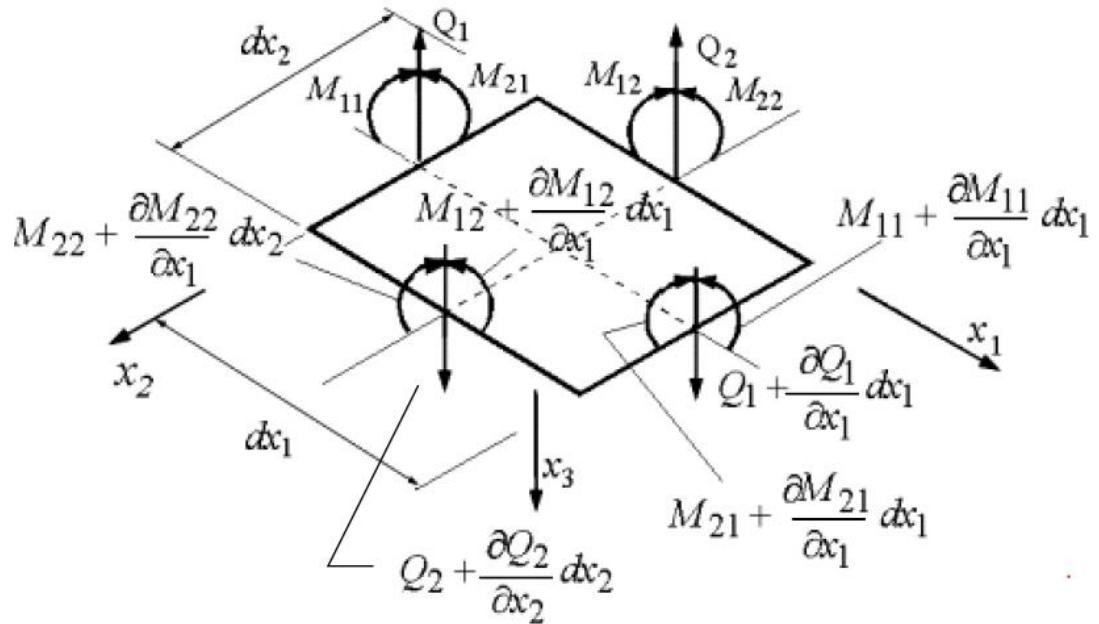


Рисунок 2-7 Умови рівноваги в пластиині

$$\begin{aligned}
 & \sum F_{x_3} = 0. \\
 & \frac{\partial Q_1}{\partial x_1} + \frac{\partial Q_2}{\partial x_2} = -F_3(x_1, x_2) \\
 & \sum M_{x_2} = -M_{11}dx_2 - M_{12}dx_1 + \left(M_{11} + \frac{\partial M_{11}}{\partial x_1}dx_1 \right)dx_2 + \left(M_{12} + \frac{\partial M_{12}}{\partial x_2}dx_2 \right)dx_1 - \\
 & \quad - \left(Q_1 + \frac{\partial Q_1}{\partial x_1}dx_1 \right)dx_1dx_2 - \left(Q_2 + \frac{\partial Q_2}{\partial x_2}dx_2 \right)dx_1dx_2 + Q_2dx_1 \frac{dx_1}{2} - q(x_1, x_2)dx_1dx_2 \frac{dx_1}{2} = \\
 & = -M_{11}dx_2 - M_{12}dx_1 + M_{11}dx_2 + \frac{\partial M_{11}}{\partial x_1}dx_1dx_2 + M_{12}dx_1 + \frac{\partial M_{12}}{\partial x_2}dx_1dx_2 - Q_1dx_1dx_2 - \\
 & \quad - \frac{\partial Q_1}{\partial x_1^2}dx_1dx_2 - \frac{1}{2}Q_2dx_1^2dx_2 - \frac{1}{2}\frac{\partial Q_2}{\partial x_2}dx_1^2dx_2 + \frac{1}{2}Q_2dx_1^2 - \frac{1}{2}q(x_1, x_2)dx_1^2dx_2 = 0
 \end{aligned} \tag{2.23}$$

Аналогічно записуються рівняння моментів відносно осі x_1 . Після скорочення на dx_2dx_1 і нехтування малими більш високого порядку, одержимо рівняння:

$$\begin{cases} \frac{\partial M_{11}}{\partial x_1} + \frac{\partial M_{12}}{\partial x_2} = Q_1 \\ \frac{\partial M_{21}}{\partial x_1} + \frac{\partial M_{22}}{\partial x_2} = Q_2 \end{cases} \quad (2.24)$$

Відповідно до початку можливих переміщень робота внутрішніх сил на варіаціях переміщень дорівнює роботі зовнішніх сил на тих самих переміщеннях і записується у вигляді:

$$U = \frac{1}{2} \iiint_v [\sigma_{11}\varepsilon_{11} + \sigma_{22}\varepsilon_{22} + \sigma_{33}\varepsilon_{33} + (\tau_{12}\gamma_{12} + \tau_{13}\gamma_{13} + \tau_{23}\gamma_{23})] dx_3 dx_2 dx_1 \quad (2.25)$$

Напруження σ_{33} , τ_{13} і τ_{23} значно менші інших компонент пластиини. Саме тому ними нехтують.

Таким чином формула для визначення роботи внутрішніх сил набуває вигляду

$$U = \frac{1}{2} \iiint_v [\sigma_{11}\varepsilon_{11} + \sigma_{22}\varepsilon_{22} + \tau_{12}\gamma_{12}] dx_3 dx_2 dx_1 \quad (2.26)$$

Враховуючи значення деформацій, як функцій прогину базової поверхні:

$$\varepsilon_{11} = k_{11}x_3, \varepsilon_{22} = k_{22}x_3, \gamma_{12} = k_{12}x_3 \quad (2.27)$$

Після перетворень вираз для роботи внутрішніх сил (2.5) набуває наступний вигляд:

$$\begin{aligned}
 U &= \frac{1}{2} \iint_v \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [\sigma_{11}x_3k_{11} + \sigma_{22}x_3k_{22} + \tau_{12}x_3k_{12}] dx_3 dx_2 dx_1 = \\
 &= \frac{1}{2} \iint_v [M_{11}k_{11} + M_{22}k_{22} + M_{12}k_{12}] dx_2 dx_1
 \end{aligned} \tag{2.28}$$

де $M_{11} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_{11}k_3 dx_3$ – погонний згинаючий момент відносно осі x_2 який являє собою інтегральну характеристику нормальних напружень у напрямку осі x_1 ;

$$M_{22} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_{22}k_3 dx_3 \text{ – погонний згинаючий момент відносно осі } x_2;$$

$$M_{12} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \tau_{12}k_3 dx_3 \text{ – погонний момент скрутут.}$$

Формула для визначення роботи зовнішніх нормально розподілених до базової поверхні сил має вигляд:

$$A = \iint_s q(x_1, x_2) w dx_1 dx_2 \tag{2.29}$$

У матричній формі співвідношення щодо роботи внутрішніх сил мають вигляд:

$$U = \frac{1}{2} \int_s \{\varepsilon\}^T \{\sigma\} ds,$$

де:

$$\{\varepsilon\} = [\partial]w = \begin{bmatrix} -\frac{\partial^2}{\partial x_1^2} \\ -\frac{\partial^2}{\partial x_2^2} \\ -2\frac{\partial^2}{\partial x_1 \partial x_2} \end{bmatrix} w = \begin{bmatrix} -\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2} \\ -\frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2} \\ -2\frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} \\ k_{22} \\ 2k_{12} \end{bmatrix};$$

$$\{\sigma\} = [E]\{\varepsilon\} = D \begin{bmatrix} 1 & v & 0 \\ v & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-v}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{11} \\ k_{22} \\ 2k_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D(k_{11} + v)k_{22} \\ D(k_{22} + v)k_{11} \\ D(1-v)k_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{11} \\ M_{22} \\ M_{12} \end{bmatrix};$$

$D = \frac{Et^3}{12(1-v^2)}$ – циліндрична жорсткість пластини;

$[E]$ – матриця пружності;

$\{\varepsilon\}$ – вектор деформації по області серединної поверхні пластини, компонентами якого є криві:

$k_{11} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_1^2}$ – крива серединної поверхні у напрямку осі x_1 ,

$k_{22} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_2^2}$ – к напрямку осі x_2 ,

$k_{12} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x_1 \partial x_2}$ – змішана крива серединної поверхні;

$\{\sigma\}$ – вектор напружень по області пластини, складовими якого є погонні згинаючі моменти і момент скрути. З урахуванням усіх введених позначень функціонал повної потенціальної енергії тонкої жорсткої пластини, що згинається приймає вигляд [8,9]:

$$\Pi = \frac{1}{2} \int_s \{\varepsilon\}^T \{\sigma\} ds - \int_s q(x_1, x_2) w ds \quad (2.30)$$

Параметри скінченно елементної моделі

Пластину з прямокутним контуром розділимо на скінченні елементи теж прямокутної форми (рис. 2-8).

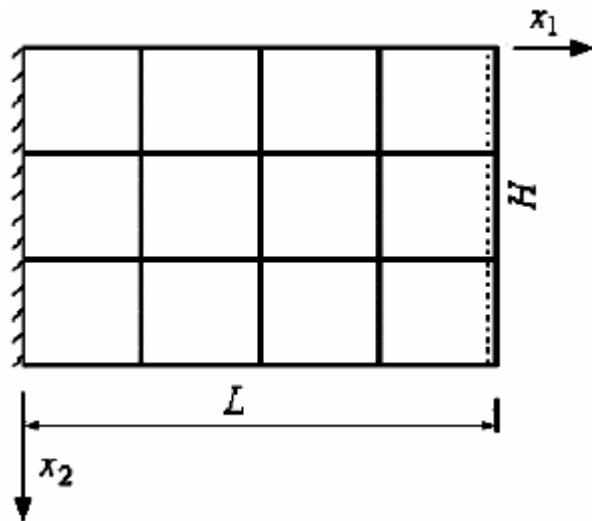


Рисунок 2-8 Розділена на скінчені елементи пластина

Гіпотези Кірхгофа дають змогу розглядати скінчений елемент пластини у вигляді прямокутника як частини серединної площини (рис. 2-8).

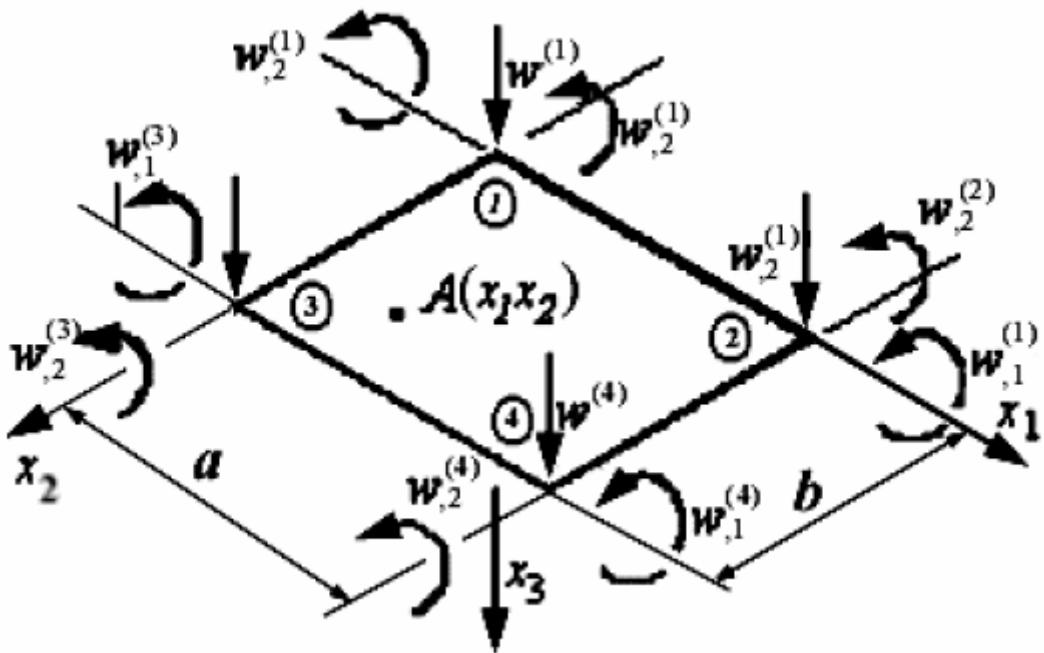


Рисунок 2-8 Умови рівноваги в скінченному елементі

Деформований стан пластиини визначається функцією прогинів серединної площини і тому задача вважатиметься розв'язаною, якщо ця функція буде визначеною: $w = w(x_1, x_2)$

Враховуючи те, що функція, яку треба визначити є неперервною, апроксимацію її виконаємо поліномом. До функціоналу повної потенціальної енергії (2.6) входять другі похідні від функції прогинів. А тому ступінь апроксимуючого поліному має бути не менше 2-го порядку. Постійні коефіцієнти поліному визначають через вузлові переміщення скінченного елемента, мінімальне число яких для кожного вузла дорівнює трьом (рис. 2-8): лінійне переміщення (прогин) w та два кутових переміщення $\varphi_1^{(i)}$ $\varphi_2^{(i)}$, відносно координатних осей x_1 та x_2 . [8,9]

$$\varphi_1 = \frac{\partial w}{\partial x_1} = w_1; \varphi_2 = \frac{\partial w}{\partial x_2} = w_2 \quad (2.31)$$

Викладені міркування дають змогу зробити висновок, що апроксимацію прогинів по області скінченого елемента можна виконати неповним поліномом 4-го ступеня від двох змінних:

$$w(x_1, x_2) = \alpha_1 + \alpha_2 x_1 + \alpha_3 x_2 + \alpha_4 x_1^2 + \alpha_5 x_2^2 + \alpha_6 x_1 x_2 + \\ + \alpha_7 x_1^2 x_2 + \alpha_8 x_1 x_2^2 + \alpha_9 x_1^3 + \alpha_{10} x_2^3 + \alpha_{11} x_1 x_2^3 \quad (2.32)$$

У компактному запису апроксимація лінійних і кутових переміщень у межах скінченного елемента має вигляд

$$w(x_1, x_2) = [p]\{\alpha\}, w_1(x_1; x_2) = \frac{\partial w}{\partial x_1} = \frac{\partial [p]}{\partial x_1}\{\alpha\}, \\ w_2(x_1; x_2) = \frac{\partial w}{\partial x_2} = \frac{\partial [p]}{\partial x_2}\{\alpha\} \quad (2.33)$$

Коефіцієнти поліному виразимо через переміщення вузлів скінченного елемента. Використовуючи вже викладену методику, сформуємо систему алгебраїчних рівнянь відносно постійних коефіцієнтів поліному α_i , підставляючи координати вузлів скінченного елемента у функції переміщень (2.7):

$$\begin{aligned} & \left\{ \begin{array}{c} w \\ w_1 \\ w_2 \end{array} \right\} = \\ & \left[\begin{array}{cccccccccccc} 1 & x_1 & x_2 & x_1^2 & x_2^2 & x_1x_2 & x_1^2x_2 & x_1^3 & x_1^3 & x_2^3 & x_1^3x_2 & x_1x_2^3 \\ 0 & 1 & 0 & 2x_1 & 0 & x_2 & 2x_1x_2 & x_2^2 & 3x_1^2 & 0 & 3x_1^2x_2 & x_2^3 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 2x_2 & x_1 & x_1^2 & 2x_1x_2 & 0 & 3x_2^2 & x_1^3 & 3x_1^2x_2 \end{array} \right] \times \left\{ \begin{array}{c} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \\ a_7 \\ a_8 \\ a_9 \\ a_{10} \\ a_{11} \\ a_{12} \end{array} \right\} \quad (2.34) \end{aligned}$$

Координати чотирьох вузлів СЕ (0,0), (a ,0), (0,b), (a,b) (рис.29,б) по черзі підставляються в (2.8). У результаті утворюється система сумісних лінійних алгебраїчних рівнянь дванадцятого порядку відносно постійних коефіцієнтів полінома α_i , яка в компактному запису має вигляд:

$$[C]\{\alpha\} = \{v\}, \quad (2.35)$$

де $\{v\}$ – вектор вузлових переміщень;

$[C]$ – матриця коефіцієнтів при невідомих $\alpha_i (i = 1, 2, \dots, 12)$;

$\{\alpha\}$ – вектор коефіцієнтів полінома.

Розв'язок системи (5.30) виконується за стандартною схемою:

$$\{\alpha\} = [C]^{-1}\{v\}, \quad (2.36)$$

Матриця $[C]$ є чисовою матрицею і складається з координат вузлів СЕ. Сучасні обчислювальні засоби дають змогу без проблем отримати зворотну матрицю $[C]^{-1}$, що входить до (2.30). [8,9]

Функцій форми СЕ та матриця жорсткості СЕМ для пластиини

Функції форми визначають вклад кожного з вузлових переміщень в значення прогину w_A в довільній точці $A(x_1, x_2)$ скінченного елемента (рис. 2-8)

$$w(x_1, x_2) = [N]\{v\}, \quad (2.37)$$

де $[N]$ матриця функцій форми;

$\{v\}$ — вектор вузлових переміщень.

Підставимо в перше рівняння (2.33) співвідношення щодо компонент вектора коефіцієнтів полінома (2.36). Отримаємо наступну залежність:

$$w(x_1, x_2) = [p]\{\alpha\} = [p][C]^{-1}\{v\} \quad (2.38)$$

Порівнюючи (5.11) та (5.12), можемо зробити висновок, що матриця функцій форми визначається рівнянням.

$$[N] = [p][C]^{-1} \quad (2.39)$$

Виходимо з умов рівноваги навантаженої пластиини:

$$\delta U - \delta A = \sum_e (\delta U_e - \delta A_e) = 0 \quad (2.40)$$

Формула для обчислення роботи внутрішніх сил на можливих переміщеннях у межах СЕ має стандартний вигляд:

$$\delta U_e = \iint_S \{\delta \varepsilon\}^T \{\sigma\} ds \quad (2.41)$$

Вектор деформацій $\{\varepsilon\}$ визначається через вузлові переміщення:

$$\begin{aligned} \{\varepsilon\} &= [\partial] w = [\partial][N]\{v\} = [\partial][p][C]^{-1}\{v\} = [B][C]^{-1}\{v\}, \\ [B] &= [\partial][p] \end{aligned} \quad (2.42)$$

Таким же чином визначається і вектор напружень:

$$\{\sigma\} = [E]\{\varepsilon\} = [E][B][C]^{-1}\{v\}, \quad (2.43)$$

Підставимо (2.42) і (2.43) в (2.41), враховуючи дії, що стосуються транспонування матриць :

$$\{\varepsilon\}^T = \left[[E][B][C]^{-1}\{v\} \right]^T = \{v\}^T \cdot \left([B][C]^{-1} \right)^T = \{v\}^T \left([C]^{-1} \right)^T [B]^T$$

Остаточно отримуємо формулу для визначення роботи внутрішніх сил на можливих переміщеннях в межах СЕ:

$$\partial U_e = \iint_S \{\delta v\}^T \left([C]^{-1} \right)^T [B]^T [E][B][C]^{-1}\{v\} ds \quad (2.44)$$

Винесемо за знак інтеграла всі числові матриці:

$$\partial U_e = \{\delta v\}^T [K]\{v\}$$

де $[K] = \left([C]^{-1} \right)^T \iint_S [B]^T [E][B] ds [C]^{-1}$ – матриця жорсткості СЕ пластини.

Матриця $[B]$ в розгорнутій формі має вигляд:

$$[B] = [\partial][P] = \begin{bmatrix} -\frac{\partial^2}{\partial x_1^2} \\ -\frac{\partial^2}{\partial x_2^2} \\ -2\frac{\partial^2}{\partial x_1 \partial x_2} \end{bmatrix} [P] =$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -2 & 0 & 0 & -2x_2 & 0 & -6x_1 & 0 & -6x_1 x_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -2 & 0 & 0 & -2x_1 & 0 & -6x_2 & 0 & 6x_1 x_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2 & -2x_1 & -2x_2 & 0 & 0 & -3x_1^2 & -3x_2^2 \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Обчислення коефіцієнтів матриці жорсткості СЕ пов'язано з інтегруванням матриць високого порядку, яке реалізується на комп'ютері з використанням чисельного інтегрування, наприклад, за квадратурними формулами Гаусса.

Вихідною для побудови вектора приведених вузлових сил є формула, що визначає роботу зовнішніх сил на можливих переміщеннях

$$\delta A_e = \iint_S \delta w \cdot q ds = \iint_S \{\delta v\}^T [N]^T q ds = \{\delta v\}^T \iint_S ([C]^{-1})^T [P]^T q ds = \{\delta v\}^T \cdot \{Q\}_s \quad (2.46)$$

Перетворення в (2.46) виконані з урахуванням співвідношень (2.36) і (2.38). Вектор зведених вузлових сил, що відповідають рівномірно розподіленому навантаженню в СЕ інтенсивністю q визначається рівнянням

$$\{Q\}_s = \left([C]^{-1} \right)^T \iint_S [P]^T q ds \quad (2.47)$$

і при виконанні всіх дій в (5.18) остаточно отримаємо таке співвідношення:

$$\{Q\}_s^T = \left\{ \frac{ab}{4} q \ 0 \ 0 \ \frac{ab}{4} q \ 0 \ 0 \ \frac{ab}{4} q \ 0 \ 0 \ \frac{ab}{4} q \ 0 \ 0 \right\} \quad (2.48)$$

Позначимо:

$$\{V\}^T = \{w^{(1)} \ w_1^{(1)} \ w_2^{(1)} \ w^{(2)} \ w_1^{(2)} \ w_2^{(2)} \dots \ w^{(15)} \ w_1^{(15)} \ w_2^{(15)} \dots \ w^{(n)} \ w_1^{(n)} \ w_2^{(n)}\}$$

– вектор переміщення вузлів СЕ – моделі пластиини.

Співвідношення $\{V\}_e = [I]_e \{V\}$, де $[I]_e$ – матриця відповідності елемента, забезпечує вибірку вузлових переміщень щодо одного СЕ з повного набору перермищень вузлів СЕ-моделі пластиини.

Починаючи з умов рівноваги пластиини, викладемо всю послідовність дій, пов'язаних з побудовою СЕ-моделі пластиини в математичному аспекті:

$$\begin{aligned}
\delta U - \delta A &= \sum_{e=1}^n \delta U_e - \sum_{e=1}^n \delta A_e = \sum_{e=1}^n \{\delta v\}_e^T [K]_e \{v\}_e - \sum_{e=1}^n \{\delta v\}_e^T \{Q\}_e = \\
&= \sum_{e=1}^n \{\delta V\}_e^T [I]_e^T [K]_e [I]_e \{V\}_e - \sum_{e=1}^n \{\delta V\}_e^T [I]_e^T \{Q\}_e = \\
&= \{\delta V\}_e^T \left([K]_e^* \{\delta V\}_e - \{Q\}_e^* \right) = 0
\end{aligned} \tag{2.49}$$

Розглянемо випадок, коли можливі переміщення вузлів СЕ $\{\delta V\} \neq 0$, тоді:

$$[K]_e^* \{\delta V\}_e - \{Q\}_e^* = 0 \tag{2.50},$$

де $[K]_e^* = [I]_e^T [K]_e [I]_e$; $\{Q\}_e^* = \sum_{e=1}^n [I]_e^T \{Q\}_e$ – відповідно матриця жорсткості і вектор зведеніх вузлових сил СЕМ пластиини.

Таким чином, у математичному аспекті СЕ – модель пластиини являє собою систему лінійних алгебраїчних рівнянь стосовно переміщень вузлів СЕМ у глобальній системі координат.

$$\{V\} = [K]^* \{Q\}$$

Зведені співвідношення для СЕ пластиини отримані Клафом. [8,9]

Розділ 3. Створення моделі ум'ятини та розрахунок на довговічність

Моделювання напруженого-деформованого стану та визначення коефіцієнта концентрації в зоні ум'ятини для розрахунку довговічності пластини.

Створення моделі ум'ятини

Під час утворення ум'ятини матеріал має нелінійні властивості із зонами залишкових напружень. Саме тому ум'ятинна була змодельована в CAD системі Abaqus. У даній роботі були створені 3 моделі пластини з товщиною 0,04 inch та однаковою глибиною ум'ятини ($Y=0,08$ inch), але з різною шириною. Нижче описані основні кроки створення моделі.

Оскільки пластина симетрична, то можна було побудувати для розрахунку тільки $\frac{1}{4}$ частину пластини та ударника в модулі Part. Але для наглядності була створена повна модель.

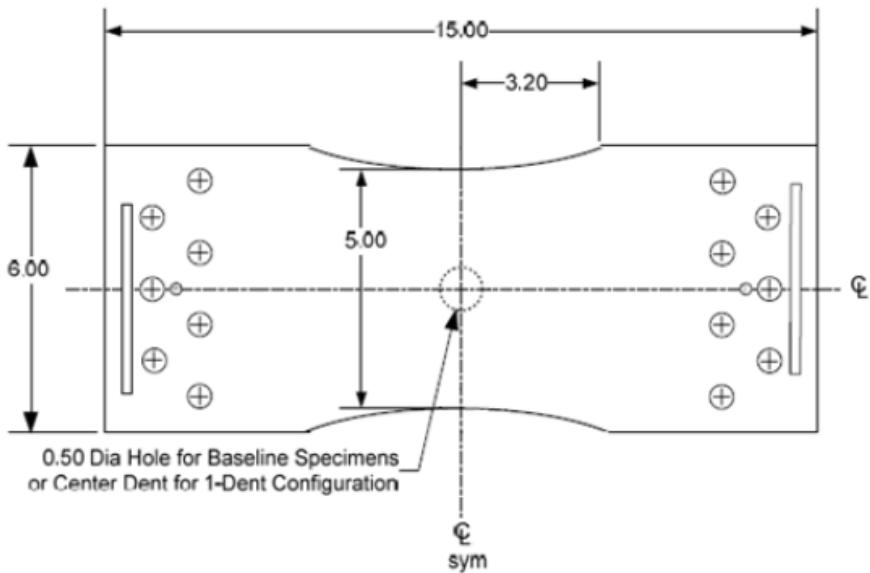


Рисунок 3-1 Геометричні характеристики пластини

Фізичні властивості для пластини задаються в модулі PROPERTY. У вікні Edit Material створюється матеріал Plastic Metal за допомогою команд меню Material - Create, у якого такі пружні характеристики: Density $\rho = 0,1$

(lbf*s²/in⁴), Young's Modulus E = 10,5*10⁶ (psi), Poisson's Ratio= 0,3. Пластичні властивості матеріалу задаються, використовуючи закладки Mechanical - Plasticity - Plastic. Властивості матеріалу були взяті з MMPDS [10].

Ударник моделювався як аналітичне тіло (абсолютно жорстке тіло), тому для нього не задаються фізичні властивості, окрім маси.

Specification	Sheet				
Form	T3				
Temper	0.008- 0.009	0.010- 0.128	0.129- 0.249		
Basis	S	A	B	A	B
Mechanical Properties:					
F_{ut} , ksi:					
L	64	64	65	65	66
LT	63	63	64	64	65
ST
F_{y} , ksi:					
L	47	47	48	47	48
LT	42	42	43	42	43
ST
F_{ut} , ksi:					
L	39	39	40	39	40
LT	45	45	46	45	46
ST
F_{ut} , ksi	39	39	40	40	41
F_{bru}^b , ksi:					
(e/D = 1.5)	104	104	106	106	107
(e/D = 2.0)	129	129	131	131	133
F_{brp}^b , ksi:					
(e/D = 1.5)	73	73	75	73	75
(e/D = 2.0)	88	88	90	88	90
ϵ , percent (S-basis):					
LT	10
E , 10 ³ ksi	10.5				
E_c , 10 ³ ksi	10.7				
G , 10 ³ ksi	4.0				
μ	0.33				

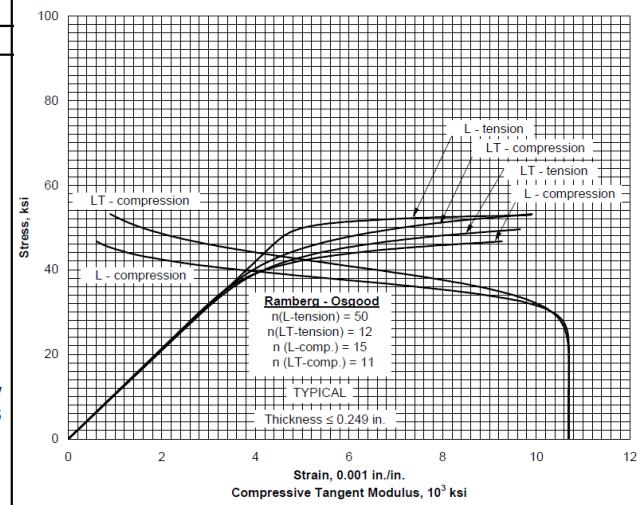


Рисунок 3-2 Властивості сплаву 2024-T3

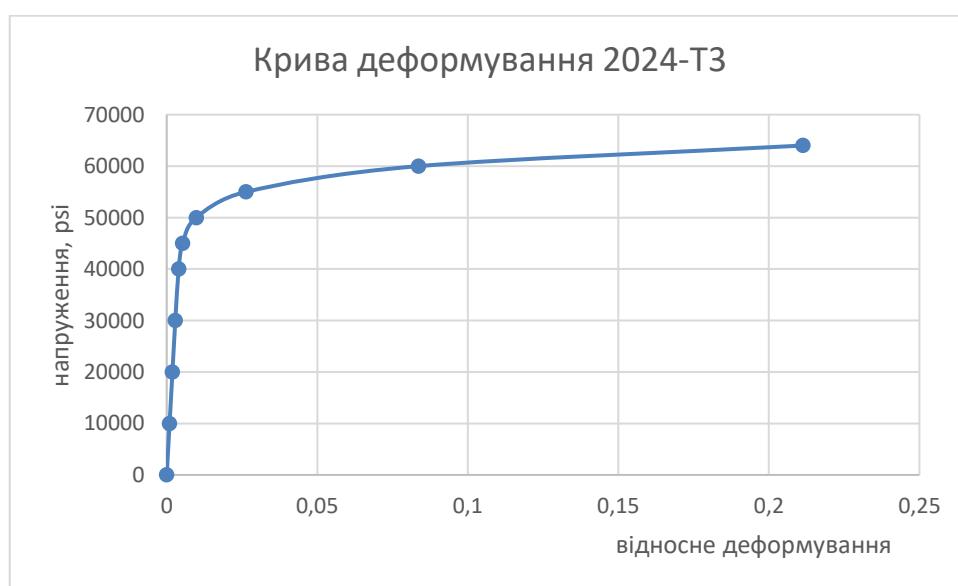


Рисунок 3-3 Крива деформування сплаву 2024-T3

Щоб задати властивості перерізу пластиини (матеріал та товщину), використовується елемент меню Section - Create.

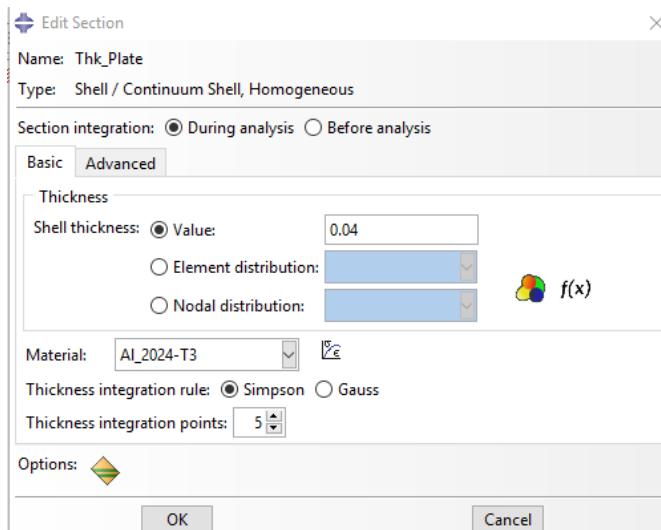


Рисунок 3-4 Вид програмного вікна для задання властивостей перерізу

Одним з найважливіших етапів є етап створення збірки деталей за допомогою їх просторових прив'язок. Для цього переходимо в модуль ASSEMBLY. У збірці беруть участь дві деталі, ударник та пластина. Включення прив'язок в збірку здійснюється подвійним кліком по елементу Instances дерева моделі, або за допомогою команд меню Instance - Create. Наступним кроком є відцентрування ударника щодо пластиини. Ударник переміщується проти напрямку осі «Z» на 0,1 inch, скориставшись елементом меню Instance - Translate або кнопкою Translate Instance. Для цього мишею вибираємо ударник, він виділиться червоним кольором, і натискаємо кнопку Done. Внизу, у вікні на панелі управління спочатку задається початкова координата вектора перенесення, а потім кінцева.

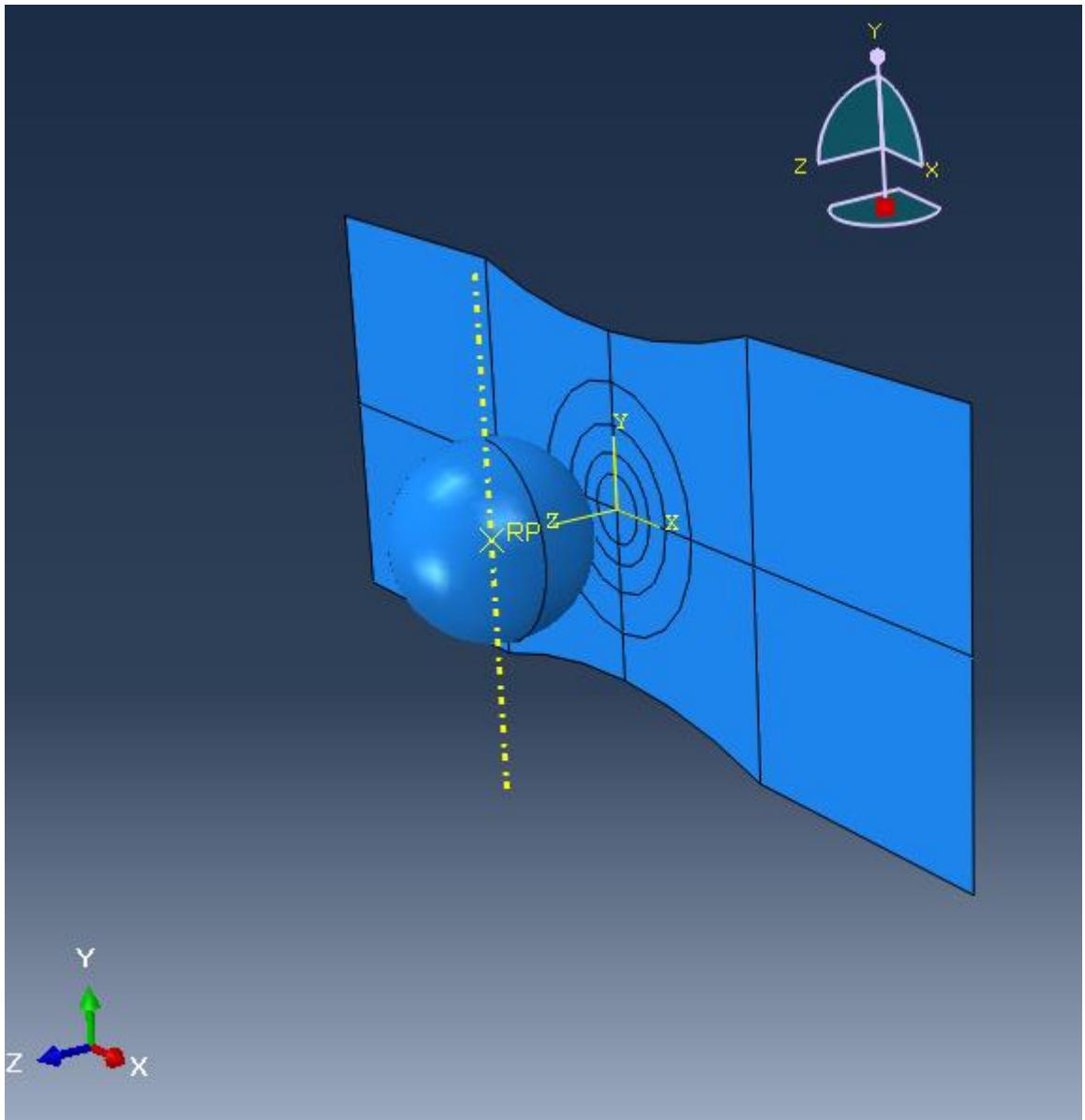


Рисунок 3-5 Вигляд збірки

Для задання типу задач переходимо в модуль STEP. Створюємо Step-1 для створення розрахунку удару. Вибираємо тип задачі Dynamic Explicit та вмикаємо опцію нелінійного аналізу NIGeom = On.

Переходимо в модуль INTERACTION. Цей модуль служить для визначення взаємодій деталей в збірці, а також завдання властивостей цих взаємодій. Нова взаємодія задається подвійним кліком по елементу в дереві моделі, або командами меню Interaction - Create. З'являється вікно Create Interaction в якому вибирається крок, для якого присвоюється тип взаємодії ударника та пластини як поверхневий контакт Surface-to-surface contact

(Standard). Після вибору опцій кнопкою Continue на екрані задаються контактні зони, головна (master) і підпорядкована (slave). Спочатку вибирається головна поверхня. З двох контактних поверхонь головна поверхня повинна бути більш жорсткою, в даній задачі це ударник. На екрані обрана поверхня стає червоною. Підпорядкована поверхня відображається фіолетовим кольором.

Для завдання механічних властивостей з'єднання вікні Edit Interaction натискаємо кнопку Create або кнопку Create Interaction Property. З'являється однайменне вікно, в якому задається тип взаємодії - контакт Contact. Після завдання типу взаємодії, задаються властивості контактного взаємодії в вікні Edit Contact Property, що виникає після натискання кнопки Continue. У цьому задаємо дотичні та нормальні взаємодії між тілами. Ці властивості задаються за допомогою команд Mechanical – Tangential Behavior і Normal Behavior.

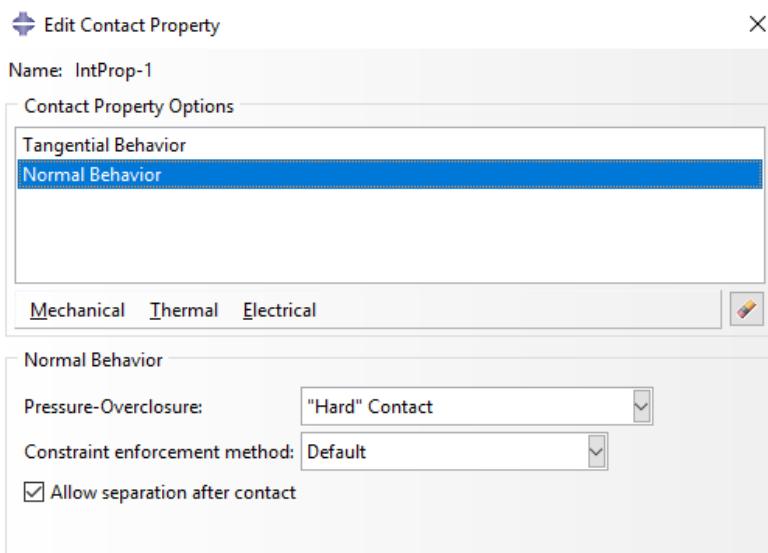


Рисунок 3-6 Вид програмного вікна для задання властивостей контактної взаємодії

У модулі LOAD ударник необхідно закріпити за всіма п'ятьма ступенями свободи, окрім руху по осі «Z», застосувавши граничну умову Displacement. Умова задається, використовуючи опцію Create в Boundary Condition Manager. Тип граничної умови для Step-1 Displacement/Rotation. Як області застосування граничної умови, необхідно використовувати не весь ударник, а тільки його опорну точку Reference Point. Як вплив імітації падіння ударника

- задається переміщення уздовж осі "Z". Для цього також використовується Boundary Condition Manager.

Крім того, подібним чином закріпляються бічні грані пластини від переміщень уздовж осі «Z» і обертання навколо осі «X» і «Y».

Далі створюється ще один крок Step-2 для розрахунку на розтяг. В цьому кроці закріпляється одна сторона пластини, а до іншої прикладаються розтягувальні сили. За допомогою кнопки Create Load у вікні Create Load вказуємо тип навантаження Types for Selected Step як Shell edge load з категорії механічних навантажень Mechanical, за допомогою миši вибирається край пластини, а в вікні Edit Load задаємо її величину Magnitude = 1000 (lbs).

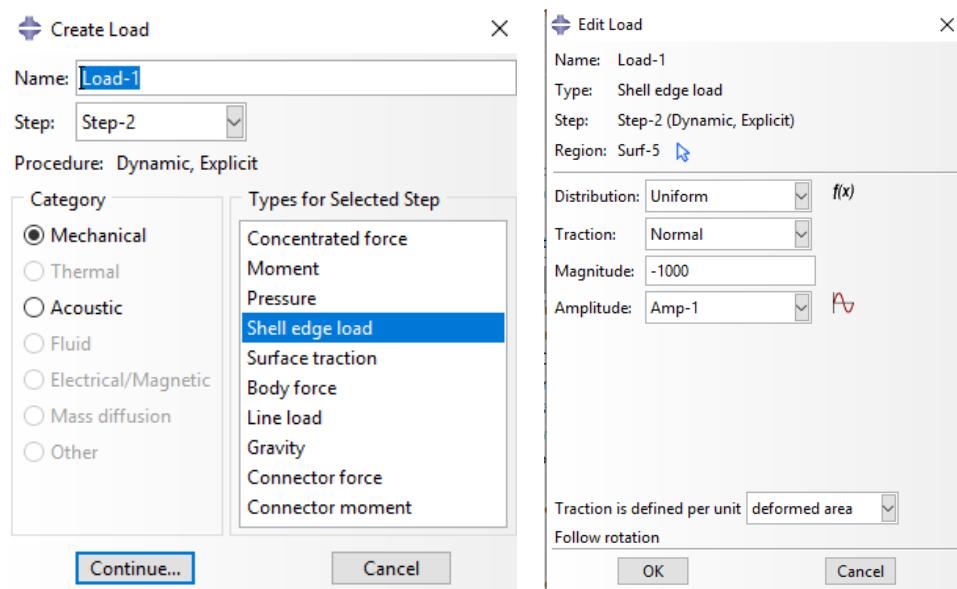


Рисунок 3-7 Вид програмного вікна для задання сили.

Далі в модулі MESH створюється сітка. Від розбиття сітки в контактних задачах дуже сильно залежить збіжність рішення, тому правильно створена сітка може значно покращити точність вирішення задачі. Спочатку проводиться розбиття пластини в місці контакту з ударником. Сітка тут має бути більш крупнішою ніж на підпорядкованій поверхні. Для цього, в центрі пластини, будувалася додаткова геометрія. Були побудовані чотири кола радіусами 0,5; 0,8; 1,2; 1,6 inch. Перші 3 кола також використовувалися для контролю ширини ум'ятини (W) методом закріплення вузлів. Для контролю глубини ум'ятини було побудовано три ударники діаметрами 2,78; 4; 6,5 inch.

В даний розрахунок проводився при глибині ум'ятини 0,08 inch. Радіуси ударників визначалися з наступної формули:

$$R = \frac{2*Y + (W/2)^2}{2*Y} \quad (3.1)$$

Далі, використовуючи команди меню Seed - Instance або кнопку Seed Part Instance, задавався розмір елемента по периметру. За допомогою кнопки Assign Mesh Controls або виклику команд меню Mesh - Controls змінюється тип об'ємних елементів на квадрат Quad. Для створення сітки використовуються команди меню Mesh - Instance або кнопка Mesh Part Instance.

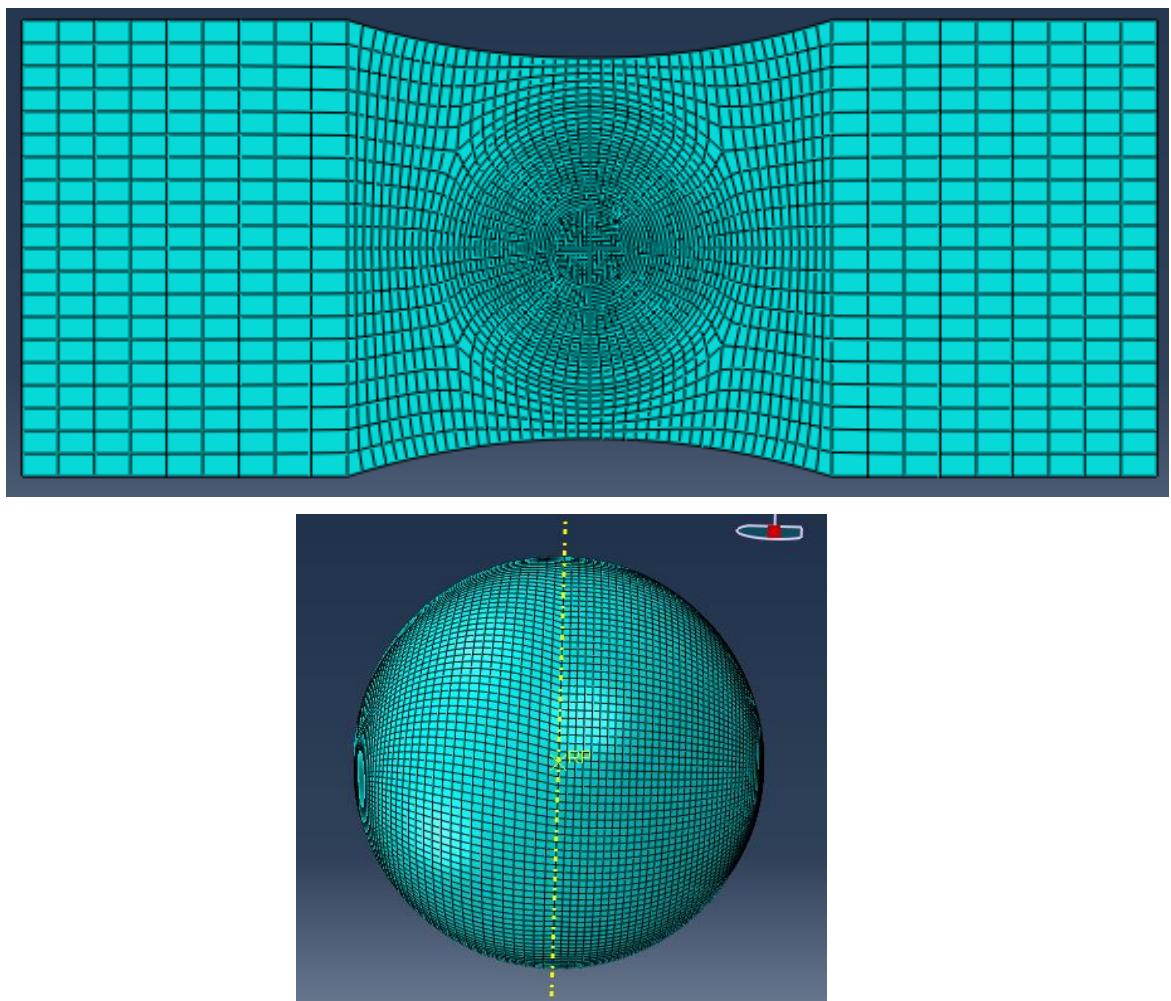


Рисунок 3-8 Вигляд сіток пластини та ударника

Виконавши описані вище дії отримуємо розрахункову модель:

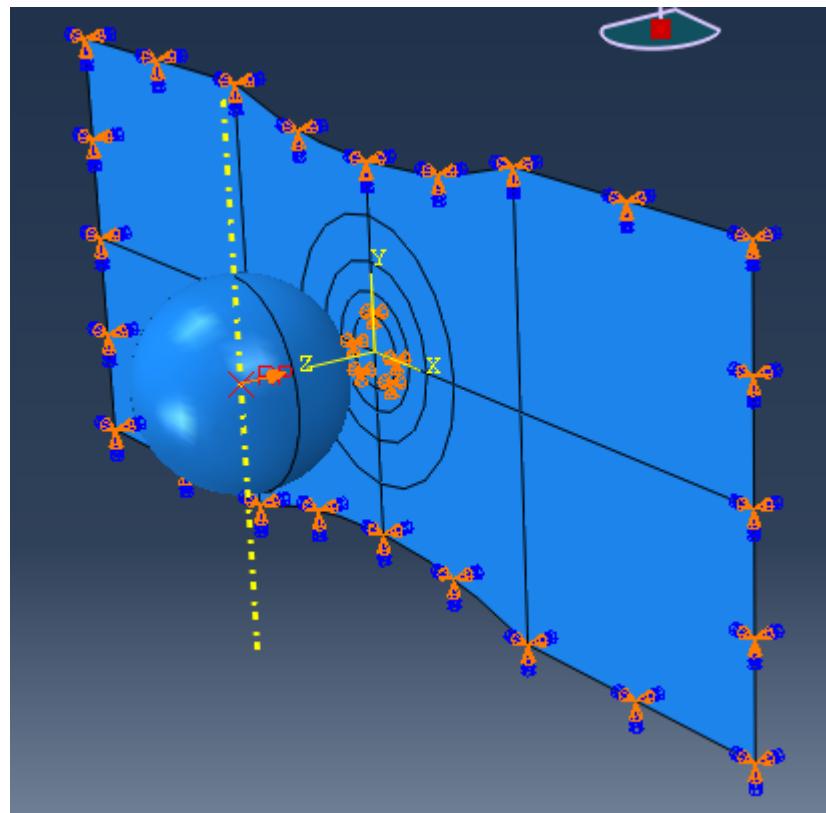


Рисунок 3-8 Вигляд розрахункової моделі удару (Step 1)

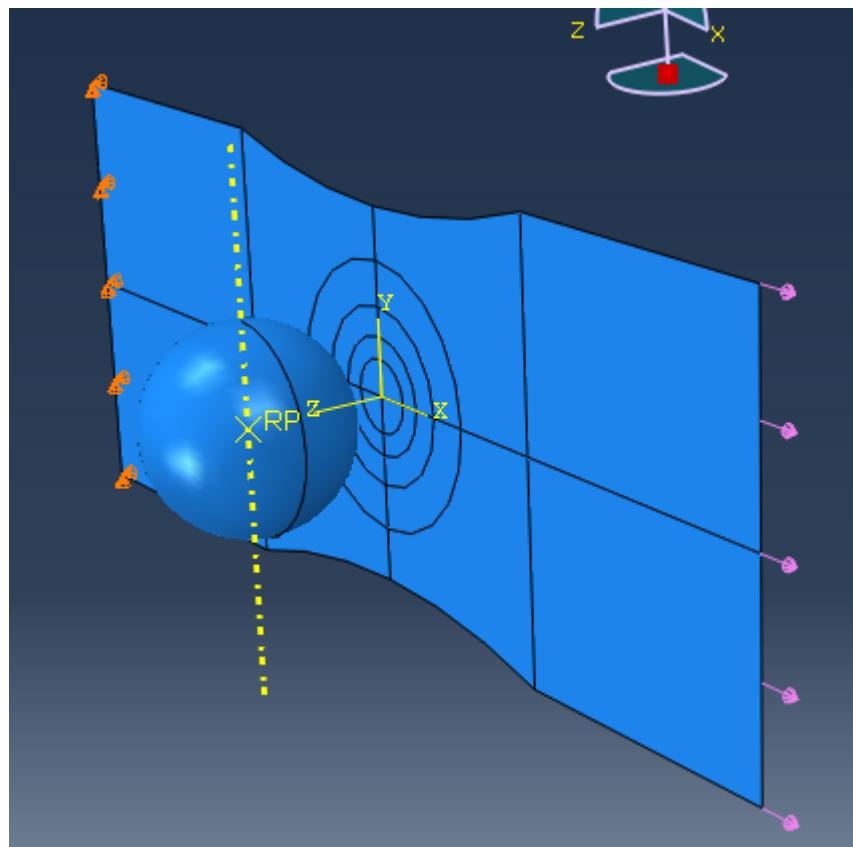


Рисунок 3-9 Вигляд розрахункової моделі для розтягу (Step 2)

Кінцевим етапом є створення обчислювального процесу. Для цього переходимо в модуль JOB і, натиснувши кнопку Submit, починається обчислення і виведення результатів.

Розрахунок довговічності пластини з ум'ятою

В результаті моделювання був отриманий напруженео-деформований стан пластиин з різною шириною ум'ятини.

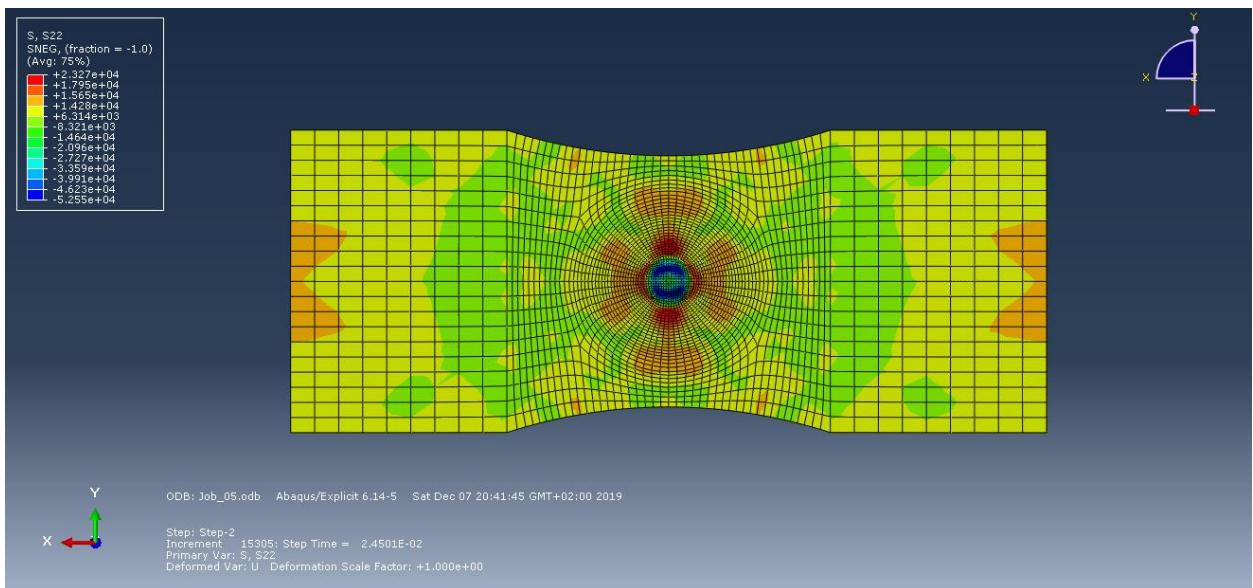


Рисунок 3-10 Напруженео-деформований стан пластини

при ширині ум'ятини 0,5 inch

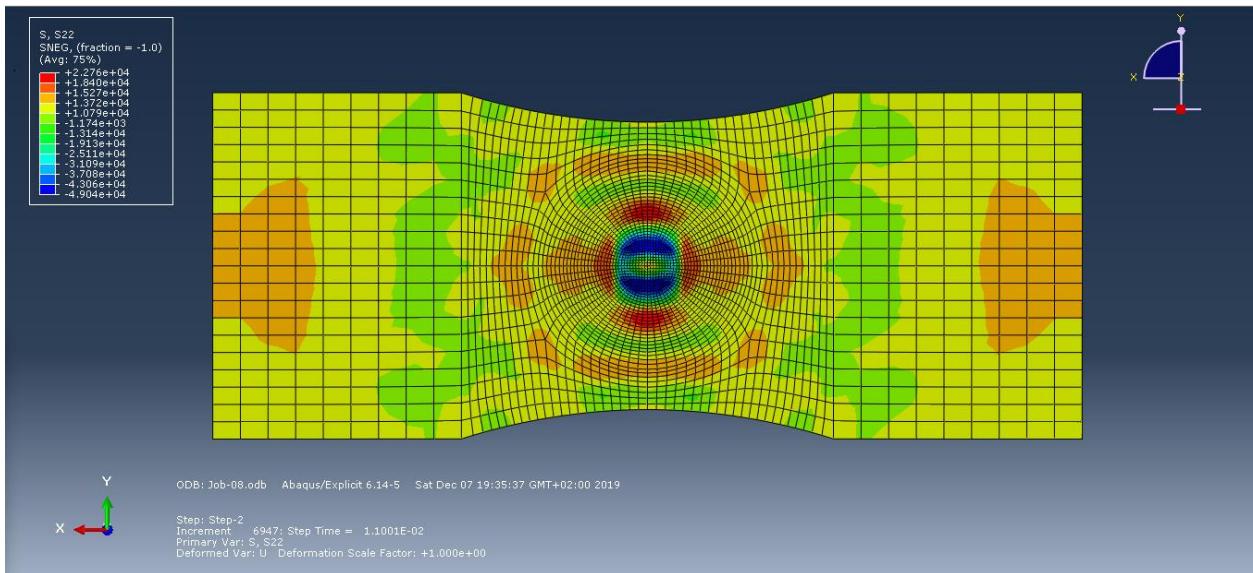


Рисунок 3-11 Напруженено-деформований стан пластини

при ширині ум'ятини 0,8 inch

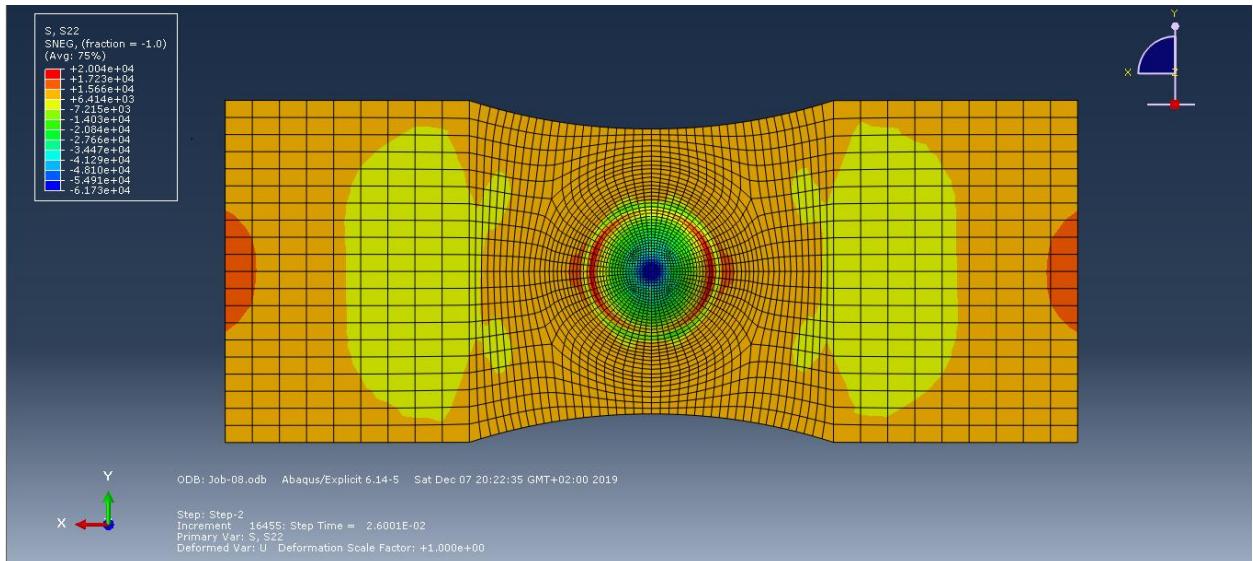


Рисунок 3-12 Напруженено-деформований стан пластини

при ширині ум'ятини 1,2 inch

При невеликій ширині ум'ятини розподіл напружень на краю ум'ятини подібний до розподілу напружень в пластині з отвором. При збільшенні ширини ум'ятини напруження рівномірно розпреділяються по краю ум'ятини і коефіцієнт концентрації зменшується. При збільшенні ширини ум'ятини

напруження рівномірно розпреділяються по краю ум'ятини і коефіцієнт концентрації зменшується.

Таблиця 3-1 Максимальні напруження у пластиині та коефіцієнт концентрації

Ширина ум'ятини	Напруження в перерізі без ум'ятини, psi	Максимальне напруження в зоні ум'ятини, psi	Kdent
0,5	14280	23270	1,63
0,8	15270	22760	1,49
1,2	15660	20040	1,28

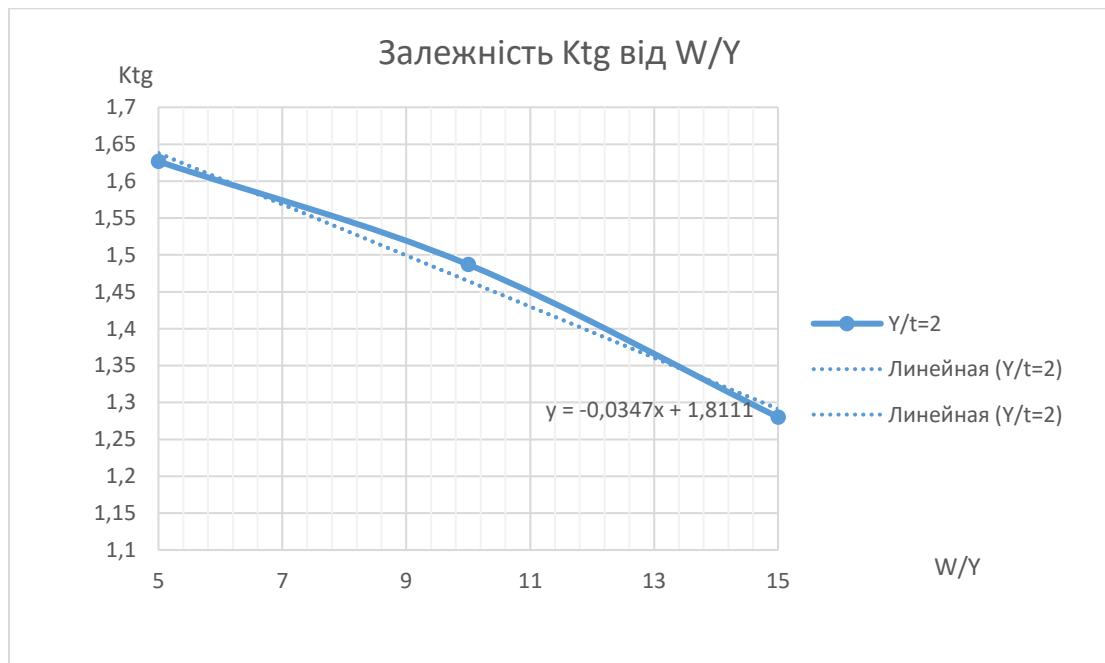


Рисунок 3-12 Залежність коефіцієнта концентрації напружень від відношення ширини ум'ятини до її глибини

З графіку отримуємо рівняння для коефіцієнту концентрації для ум'ятини:

$$Kdent = -0.0347 \left(\frac{W}{Y} \right) + 1.8111 \quad (3.2)$$

Для визначення кількість циклів до руйнування використовуємо S-N криві для алюмінію 2024-T3 при нульовому циклі навантаження (коефіцієнт

асиметрії навантаження 0,06). Знайшовши кількість циклів до руйнування при $K_{tg}=1$ та $K_{tg}=2$, за допомогою інтерполяції знаходимо кількість циклів до руйнування для K_{tg} ум'ятини. [10]

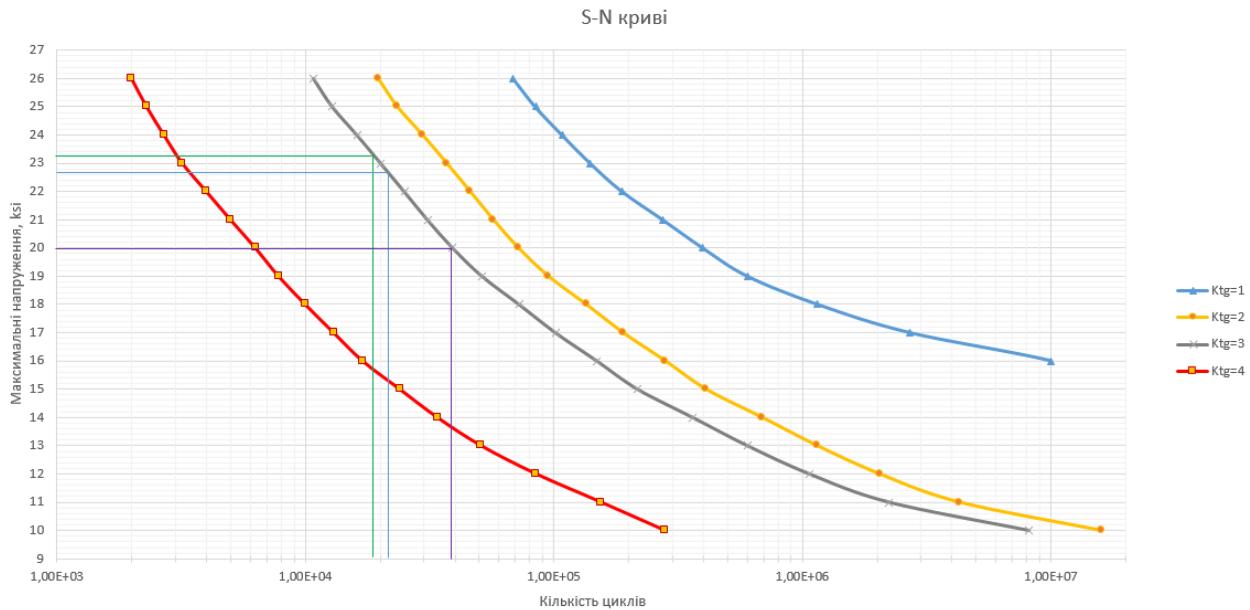


Рисунок 3-13 S-N криві

Таблиця 3-2 Кількість циклів до руйнування при максимальних напруженнях

Максимальні напруження, psi	$N(K_{tg}=1)$	$N(K_{tg}=2)$	K_{dent}	$N(K_{dent})$
20040	397000	72000	1,28	306000
22760	151519	39160	1,49	96460
23270	131360	35000	1,63	70653

З багатьох довідників відомо що для пластини з отвором $K_{tg}=3$ [11,12]. Знаходимо кількість циклів для пластини з отвором, які потім множимо на $3/K_{dent}$.

$$N(N_{hole}) = N(K_{tg}=3) * 3 / K_{dent} \quad (3.3)$$

Потім знаходимо відношення циклів отриманих з S-N кривої, будуємо графік залежності цього відношення від K_{dent} . Отримуємо рівняння кривої, множимо на $3/K_{dent}$ та вводимо коефіцієнт на який потрібно множити на

кількість циклів для пластиини з отвором щоб отримати цикли для пластиини з ум'ятою.

$$K = 3 * (9.9 * Kdent - 32.57 + \frac{28.81}{Kdent}) \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} N_{dent} &= K * N(Ktg = 3) = \\ &= 3 * N(Ktg = 3) * (9.9 * Kdent - 32.57 + \frac{28.81}{Kdent}) \end{aligned} \quad (3.5)$$

Таблиця 3-3 Коефіцієнт для приведення кількості циклів до руйнування пластиини з отвором в кількість циклів до руйнування пластиини з ум'ятою

Максимальні напруження, psi	N(Ktg=3)	N(Nhole)	N(Kdent) /N(Nhole)	K
20040	39160	35055	2,015	3,709
22760	21275	428357	2,252	4,534
23270	19047	91781	3,334	7,814

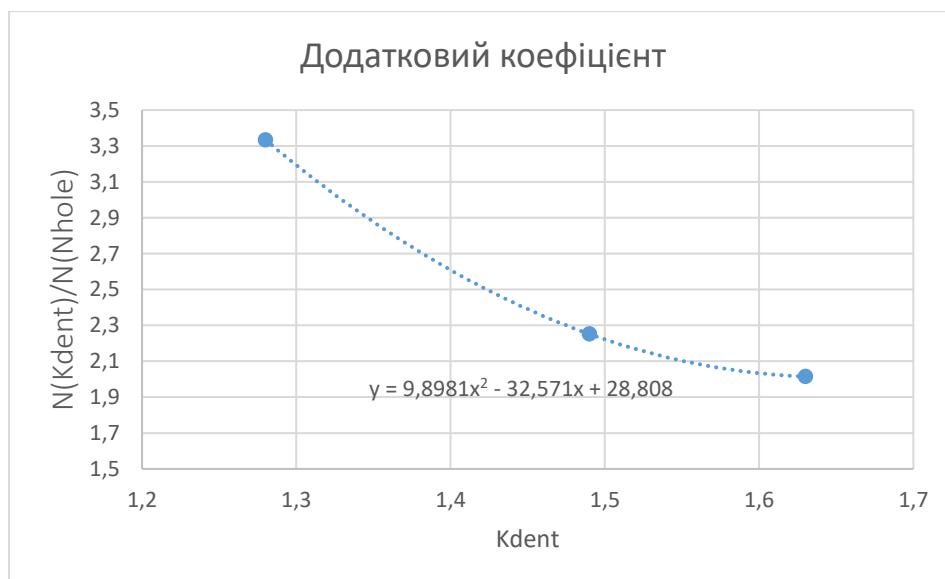


Рисунок 3-14 Крива для отримання коригуючого коефіцієнта

Розділ 4. Розроблення стартап-проекту

В розділі проведено маркетинговий аналіз стартап проекту, а також визначені можливості та доцільність його впровадження на ринок.

Зміст ідеї проекту

Таблиця 4-1 Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Підвищення допустимих циклів нальоту літака з ум'ятою на фюзеляжі	Для виробничих потреб	Обшивку літака можна оглядати рідше, що зменшить час на технічний осмотр техніки
	Для авіакомпаній	Допускаємих ум'ятин стає більше, що зменшить кількість ремонтів на фюзеляжі літака

Запропонована автором отримана залежність дозволяє визначити коефіцієнт для приведення кількості циклів до руйнування пластиини з отвором в кількість циклів до руйнування пластиини з ум'ятою, що зменшує час для розрахунку довговічності обшивки фюзеляжа.

Таблиця 4-2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	Ідея проекту
1	Економія затрат часу	S
2	Підвищення надійності	N
3	Складність розрахунку	N
4	Економія фінансів	S
5	Інформаційне забезпечення	W

Дана таблиця показує, що конкурентоспроможність ідеї висока.

Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

Таблиця 4-3 Технологічна здійсненість ідеї проекту

№	Ідея проекту	Шлях реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1	Створення конструкторської документації, необхідної для точного та якісного виготовлення деталі	Створення конструкторської документації	наявні	доступно
2	Використання приміщення та спеціалізованого обладнання для виготовлення авіаційних конструкцій	Виготовлення на підприємстві	наявні	доступно
Шлях реалізації і можливості – доступні				

Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, є досить складними в умовах того, що різні методи рішення поставленої задачі є елементом довгострокового наукового розвитку галузі. Тобто дати оцінку потенційного ринку стартап-проекту можна лише у довгостроковій перспективі, не базуючись на чітких числових характеристиках ринку.

В умовах дослідження ідеї проекту під потенційним ринком можна вважати різні авіа-компанії пасажирських літаків та компанії що виготовляють літаки, які зацікавлені у пошуку зменшенні кількості технічних оглядів літака та покращення конструкції.

Таблиця 4-4 Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	6
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	3700000
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	зростає
4	Наявність обмежень для входу	немає
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	авіаційні правила
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	58%

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є компанії-виробники обшивок фюзеляжа, вторинною – авіакомпанії, що купують літаки. Орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи наведено в Таблиці 4-5.

Таблиця 4-5 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності	Вимоги споживачів до товару
Отримання прибутку	Фірми-виробники	Поведінка диктується ситуацією на ринку, популярністю товару серед різних груп покупців, окупністю продукту	Ефективність конструкції та вага
Економія грошових ресурсів	підприємства-покупці		Ремонтопригодність
Економія грошових ресурсів	Авіакомпанії		Співвідношення ціна/якість

Щоб провести глибинний аналіз ринкового середовища складаються таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту, та факторів, що йому перешкоджають. Вищезнавані фактори загроз та можливостей наведені знизу в Таблиці 4-6 та 4-7.

Таблиця 4-6 Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Реакція компаній/науковців
1	Науковий	Досягнення науково–технічного прогресу, розробка нових технологій	Неустаний розвиток ідеї, постійне покращення існуючого методу, пошук радикально нових і ліпших методів
2	Технічний	Різкі зміни умов на ринку технічного програмного забезпечення	Постійне відслідковування ситуації на даному ринку
3	Фінансовий	При погіршенні макроекономічних умов фірма-виробник обшивок фюзеляжа може прийняти рішення зекономити за рахунок зменшення витрат на науковий відділ	Виділення стійкого фінансування, яке не підвласне зовнішнім фінансовим факторам при повному розумінні того, що в розробках наук відділу криються майбутні перспективи галузі
4	Політичний	Політична ситуація в країні, або в конкретному економічному регіоні	Запасні бази даних, архівування інформації з проведених досліджень, моніторинг політичної ситуації.

Таблиця 4-7 Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Підвищення попиту на старі літаки	Підвищення попиту на вдосконалення продукту, і як наслідок, на нові вдосконалені підходи до розрахунку	Збільшення прибутків компанії підштовхне до збільшення кількості кадрів
2	Поява нового літака	Позитивний вплив з точки зору вдосконалення та впровадження даної конструкції.	Частіше та ефективніше використання даної конструкції
3	Використання в інших сферах	Подальше дослідження даного конструкції з метою вдосконалення	Розширення асортименту продукції

Таблиця 4-8 Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції: чиста	На ринку немає обмежень для вступу нових учасників	Постійне відслідковування ситуації на даному ринку, збереження конкурентоспроможності
Локальний рівень конкурентної боротьби	Ринок представлений точково в різних державах у різній ступені концентрації	Динамічний розвиток ринку буде відбуватись лише у випадку спільної роботи його учасників.
Внутрішньогалузева конкуренція	Конкуренція на ринку відбувається між представниками одної галузі виробництва або одного напряму дослідження	Постійний аналіз тенденцій, політика постійної конкурентної боротьби
Товаро-родова конкуренція за видом товару	Конкуренція між різними конфігураціями	Науковий відділ знаходиться під постійною загрозою появи нових розробок
Марочна інтенсивність	Конкурентами являються компанії з подібним продуктом	Ведення діяльності в умовах постійної конкуренції

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл.4.9).

Таблиця 4-9 Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Немає	Бар'єрів впровадження нема	Boeing, Airbus	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку. Такі, як час на розрахунок і забезпечення потрібним програмним забезпеченням	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити програмне забезпечення для швидкісного розрахунку методики.

Таблиця 4-10 Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів
2	Використання отриманих даних	Максимальне вичерпання ресурсу

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл.4-10) проведемо аналіз сильних та слабких сторін моого стартап-проекту (табл.4-11).

Таблиця 4-11 Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «Коефіцієнт для приведення кількості циклів до руйнування пластиини з отвором в кількість циклів до руйнування пластиини з ум'ятою»

№ п/п	Фактор конкурентоспро можності	Бали 1-20	Рейтинг методики у порівнянні з проектом конкурента						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Менша потреба у витратах	20					●		
2	Точність розрахунків	20				●			
3	Використання отриманих даних	20					●		
4	Точність розрахунку в проекті	15					●		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл.4-12) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.4-11).

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 4-12 SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Безпечне вичерпання ресурсу елементів	Слабкі сторони: складність програмної підтримки методики
Можливості: завоювання всієї галузі	Загрози: розробка точнішої методики

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл.4-13).

Таблиця 4-13 Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Boeing, Airbus	Повністю готові	Високий	Середня	Просто

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку (табл.4-14).

Таблиця 4-14 Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 65-75 %	Конк.№1 та Конк№2	Спеціалізація

Далі виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл.4-15).

Таблиця 4-15 Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики то-вару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом даного підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку:

- використання в проекті сучасних технологій;
- напрям роботи лише у заданій ніші ринку.

Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у табл.4-16 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 4-16. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
2	Підвищений попит у галузі авіабудування	Зменшення кількості ремонтів	Зменшення затрат на розрахунки

Останньою складової маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл.4-17).

Таблиця 4.19. Концепція маркетингових комунікацій

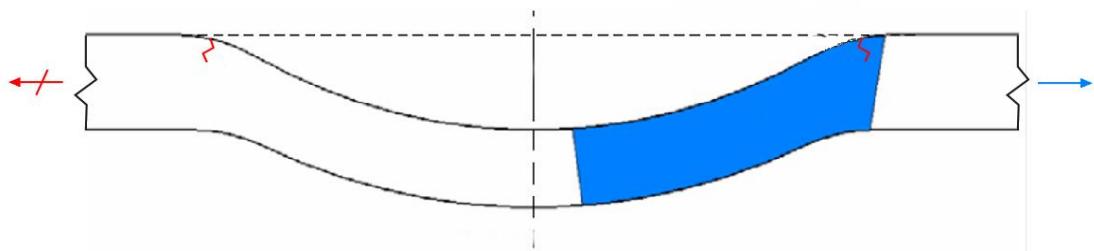
Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комуні- кацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонуван- я	Завдання рекламного пові- домлення	Концепція рекламного звернення
Комунікаб ельні	Мережа інтернет, наукові праці	Реклама методики на конференція х	Розширення цільових клієнтів	Показати, що інша методика краща та доцільніша

Результати маркетингового дослідження:

- попит на ринку наразі є і буде розвиватись
 - Висока конкурентоспроможність
 - унікальність ідеї
 - немає обмежень для входу на ринок

Висновки

- 1) Матеріал пластиини під час удару в зоні ум'ятини переходить у пластику. В місці переходу з ум'ятини на пластиину створюється концентратор напружень. Це місце являється найкритичнішим з точки зору впливу на довговічність пластиини і саме в цьому місці виникають тріщини через високі напруження та виникнення додаткового згиального моменту.



На коефіцієнт концентрації ум'ятини впливають дві геометричні характеристики: глибина та відношення ширини до глибини. При відношенні ширини до глибини 10 і менше розподіл напружень на краю ум'ятини подібний до розподілу напружень в пластиині з отворм, а вплив на довговічність порівняно великий.

При збільшенні ширини ум'ятини напруження рівномірно розподіляються по краю ум'ятини і коефіцієнт концентрації зменшується.

Список використаної літератури

1. <http://samolety.org/servisnoe-i-texnicheskoe-obsluzhivanie-samoletov/>
2. <https://www.faa.gov/>
3. Zhigang Li. The effect of local dents on the residual ultimate strength of 2024-T3 aluminum alloy plate used in aircraft under axial tension tests
4. Praveen Shivalli The effect of dents on fatigue life and fatigue crack growth of aluminum 2024-T3 bare sheet
5. Nann C. Lang Investigation of the effect of fuselage dents on compressive failure load.
6. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике
7. Стрэнг Г., Фикс Г. Теория метода конечных элементов
8. Легостаев А.Д. Метод скінчених елементів, конспект лекцій
9. Григоренко Я. М., Мольченко Л. В. Основи теорії пластин та оболонок з елементами магнітопружності
10. Metallic materials properties development and standardization (MMPDS).
11. Bruhn E.F. Analysis and design of flight vehicle structures
12. Michael Chun-Yung Niu Airframe structural design