

Анотація

Дипломний проект освітньо-кваліфікаційного рівня «спеціаліст» за спеціальністю 131 Прикладна механіка, спеціалізації «Динаміка і міцність машин та опір матеріалів» на тему: «Вплив тимчасової втрати стійкості на несучу спроможність елементів кріплення панелей хвостової частини крила під час експлуатації»

Проект складається з вступу, чотирьох розділів, висновків, переліку посилань. Загальний обсяг роботи 71 аркушів основного тексту.

Конструкція літального апарату повинна бути надійною для забезпечення безпечної його експлуатації. Для цього роблять велику кількість розрахунків, перевірок, інспекцій та при необхідності ремонтів. Як правило, якщо у конструкції під час огляду знайшли пошкодження або дефект його одразу ремонтують, але не завжди вистачає часу та ресурсів зробити це. Тому допускають деякі дефекти, роблячи швидкий тимчасовий ремонт, на певний проміжок часу (30-60 днів) з інспекцією інтервалом 10 днів. Це необхідно для збільшення кількості перельотів.

Метою дослідження є визначення залежності зміни відносних деформацій панелі та розподілу навантажень на кріпильні деталі при втраті болтів від кроку кріплення.

Під час виконання роботи були проведені розрахунки на міцність за допомогою аналітичного та чисельних методів та зроблені відповідні порівняння. У САD-пакеті змодельована композитна панель, у системі Patran/Nastran побудована сітка скінченних елементів, задані умови закріплення та прикладенні навантаження.

Даний розрахунок дозволить знайти коефіцієнти необхідні для визначення деформацій компонентів панелей та навантаження на болти.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут» ім. Ігоря Сікорського»

Інститут (факультет) Механіко-машинобудівний
(повна назва)

Кафедра Динаміки і міцності машин та опору матеріалів
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність 131 Прикладна механіка
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

В.о. завідувач кафедри

Пискунов С.О.
(підпис) (ініціали, прізвища)

« ____ » _____ 2018р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Пятигіну Івану Андрійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації «Вплив тимчасової втрати стійкості на несучу спроможність елементів кріплення панелей хвостової частини крила під час експлуатації» науковий керівник дисертації Боронко О.О. д.т.н., проф. _____ ,

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від « ____ » _____ 2019 р. № _____

2. Строк подання студентом дисертації: « ____ » _____ 2019 р

3. Об'єкт дослідження модель скінченних елементів панелі на хвостовій частині крила

4. Предмет дослідження зміна деформацій панелі та навантажень на кріпильних деталях при втраті болта

5. Перелік завдань, які потрібно розробити провести валідацію моделі панелі та провести розрахунки.

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу 41 рисуноків

7. Орієнтовний перелік публікацій 0 публікації

8. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання: 02 вересня 2019 року

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Ознайомлення з літературою	02.09.19-01.10.19	Виконано
2	Вибір модельованого кісткового регенерату з полімерних матеріалів	01.10.19-15.10.19	Виконано
3	Визначення модулів пружності при різних сумішах полімеру	15.10.19-01.11.19	Виконано
4	Проведення випробувань на системі остеосинтезу	01.11.19-15.11.19	Виконано
5	Обробка експериментальних результатів	15.11.19-22.11.19	Виконано
6	Підготовка презентації по стану роботи	22.11.19-27.11.19	Виконано
7	Оформлення роботи	27.11.19-16.12.19	Виконано

Студент

(підпис)

Пятигін І.А.

(ініціали, прізвище)

Науковий керівник дисертації

(підпис)

Боронко О.О.

(ініціали, прізвище)

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ ТА НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ім. Ігоря Сікорського**

(назва факультету, інституту)

(назва кафедри)

«До захисту допущено»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри

(підпис)

(прізвище, ініціали)

« _____ » _____ 20 ____ р.

МАГІСТЕРСЬКА ДИСЕРТАЦІЯ

за спеціальності _____

(код та назва дисертації)

на тему: «Вплив тимчасової втрати стійкості на несучу спроможність елементів кріплення панелей хвостової частини крила під час експлуатації»

Студент групи _____

(шифр групи)

(прізвище, ім'я, по-батькові)

(підпис)

Науковий керівник від НТУУ «КПІ»
ім. Ігоря Сікорського
Керівник від «ПРОГРЕСТЕХ-
Україна»

д.т.н., проф. Боронко Олег
Олександрович
Севастьянов Максим Валерійович

Відповідальність за плагіат усвідомлюю
ст. _____

Київ 2019

ЗМІСТ

Вступ.....	3
РОЗДІЛ ПЕРШИЙ.....	7
РОЗДІЛ ДРУГИЙ	15
1. Опис панелі.....	15
1.1. Локація та геометричні розміри	15
1.2. Матеріали.....	16
2. Валідація	17
2.1. Аналітичний розрахунок.....	18
2.2. Метод скінчених елементів (МСЕ).....	23
2.3. Порівняння результатів	28
РОЗДІЛ ТРЕТІЙ.....	31
3. Побудова МСЕ у системі Patran/Nastran.....	31
3.1. Побудова сітки для крайової області панелі.....	33
3.2. Побудова сітки для несучих поверхонь	33
3.4. Побудова сітки для стільникового заповнювача панелі.....	34
3.5. Результат побудови моделі скінчених елементів панелі.....	36
4. Розрахунки.....	36
4.1. Аеродинамічний тиск.....	36
4.2. Деформації від згину крила	41
5. Графіки.....	47
РОЗДІЛ ЧЕТВЕРТИЙ	55
4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ	55
4.1 Опис ідеї проекту.....	55
4.2 Технологічний аудит	56
4.3 Розроблення ринкової стратегії проекту	64
4.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	66
Висновки.....	69
Література.....	71

ВСТУП

Конструкція літального апарату повинна бути надійною для забезпечення безпечної його експлуатації. Для цього роблять велику кількість розрахунків, перевірок, інспекцій та при необхідності ремонтів. Як правило, якщо у конструкції під час огляду знайшли пошкодження або дефект його одразу ремонтують, але не завжди вистачає часу та ресурсів зробити це. Тому допускають деякі дефекти, роблячи швидкий тимчасовий ремонт, на певний проміжок часу (30-60 днів) з інспекцією інтервалом 10 днів. Це необхідно для збільшення кількості перельотів .

При втраті кріпильних деталей композитної панелі відбувається перерозподіл внутрішніх зусиль, що впливає на її міцність. Фактор втрати кріпильної деталі треба враховувати при перевірках на міцність елементів композитної панелі.

Метою дослідження є визначення залежності зміни відносних деформацій панелі та розподілу навантажень при втраті болтів від кроку кріплення.

Представлені інструкції щодо дозволу експлуатації літака при втраті кріпильних деталей у вторинній структурі. Панелі хвостової та носової частини крила [1].

Застосовність:

1. Для дозволу експлуатації літака
2. Застосовується коли:
 - 2.1. Кріпильні деталі легко вийняти (болти та гвинти)
 - 2.2. Кріплення іде зсередини та ззовні
3. Не застосовується, коли використовуються нероз'ємні з'єднання такі як:

- 3.1. Заклепки та «локболти»
- 3.2. Шестигранні болти з шайбою нероз'ємного типу
- 3.3. Зварні з'єднання

У інструкціях вказано скільки та які болти можуть бути пропущені.

Панель представлено, як прямокутник з п'ятьма рядами кріплення: передній, задній, два бокових та середній. На неї діє повітряний потік. Передня кромка – та, яка зустрічає його.

1. На передній кромці не повинно бути пропущених болтів.
2. На задній кромці може бути втрачено 2 болти, якщо між ними, як мінімум, залишається 2 цілих.
3. Бокові та середня кромки:
 - 3.1. Якщо встановлено не більше 8 болтів, то пропущених не може бути.
 - 3.2. Якщо більше 8 болтів, то може бути пропущений 1 болт.
4. Як мінімум 3 болта повинно бути біля кутових.
5. Усі кутові болти повинні бути.

Якщо при сервісному огляді знайдені недозволені пропущені болти, то:

1. Треба встановити нові болти в усі отвори:
 - 1.1. При цьому нові болти повинні бути правильного типу та розміру)
 - 1.2. З'єднання повинно бути роз'ємне
 - 1.3. Записати знаходження отвору
2. Зв'язатися з інженером та задати питання, чи можна літати без цього болта.
3. Попросити аналіз

4. Для пошкоджених зенковочних болтів під головку ставлять шайбу та роблять інспекцію (вважають за пропущений болт).

Якщо знайдені дозволені пропущені болти, то треба:

1. Впевнитися, що болти, які залишилися мають правильний момент затягування:
 - 1.1. Якщо ні, тоді використовуємо ущільнення
 - 1.2. Якщо правильний момент не може бути досягнутий, то вважаємо що болт втрачено
2. Зафіксувати знаходження пропущених болтів
3. Заповнити отвори алюмінієвою стрічкою
4. Робити інспекцію.

Інспекція робиться на протязі 30-60 днів через кожні 10 днів. Через 60 днів необхідно зробити ремонт.

Задачі дослідження:

- 1) Побудова ідеалізованої спрощеної моделі скінчених елементів композитної панелі для валідації властивостей елементів моделі, обраного метода досліджень. Валідація проведена порівнянням результатів отриманих при розрахунках панелі аналітичним методом (розв'язок Нав'є) та методом скінчених елементів (у програмному комплексі MSC.Patran/Nastran).
- 2) Побудова ускладненої моделі скінчених елементів композитної панелі, шляхом додання крайової області та рампи. Проведення її розрахунку для двох видів навантаження: аеродинамічного тиску та деформації від згину крила.

3) Створення графіків залежності зміни деформацій у панелі від кроку кріплення.

Розглянута панель відноситься до вторинної конструкції, тому не потребує перевірки на стійкість.

Об'єктом дослідження є модель скінчених елементів шаруватої панелі із стільниковим заповнювачем, яка розташована у хвостовій частині крила та прикріплена знімними болтами. Створення моделі та її розрахунки у програмному комплексі MSC.Patran/Nastran.

Предметом дослідження є несуча спроможність цієї панелі під двома видами навантаження (аеродинамічний тиск та деформація панелі від згину крила) при різних кроках установки болтів та наявності втрачених болтів.

Виконані методи досліджень базуються на методах математичного моделювання за методом скінчених елементів.

Розроблена модель скінчених елементів шаруватої панелі із стільниковим заповнювачем. Отримані графіки залежності зміни деформацій та навантажень при втраті болтів від кроку кріплення.

Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, загальних висновків, списку використаних джерел із 10 найменувань. Основний текст дисертації викладено на 71 сторінках. Повний обсяг дисертації 74 сторінок.

РОЗДІЛ ПЕРШИЙ

На сучасних літаках поширені шарувата обшивка, яка складається з двох несучих поверхонь, з'єднаних між собою легким заповнювачем. Частіш за все несучі поверхні виготовляються з алюмінієвих листів. Заповнювач може бути стільниковим, пористий або виготовлений з гофрованого листа. Стільниковий заповнювач виготовляють з металевої фольги. Стрічки фольги гофрирують та з'єднують між собою шляхом точкового зварювання, пайки або склеювання. Стільниковий заповнювач може виготовлятися з гофрованих пластмасових стрічок. Несучі листи обшивки приклеюють до наповнювача, а металеві листи можуть припаюватися до металевого заповнювача [1].

На крилах надзвукових літаків, які схильні до великого аеродинамічного нагріву, несучі поверхні обшивки можуть виготовлятися з титанових листів або з листів жароміцних сталей, а стільниковий заповнювач – з фольги того ж матеріалу [1].

Шарувата обшивка, порівняючи з одношаровою, має ряд переваг. По-перше, високі критичні напруження за рахунок великої поперечної жорсткості. По-друге, крило літака з шаруватою обшивкою може бути легшою ніж одношарова обшивка, яка підкріплена стрінгерами. По-третє, якість поверхні крила з шаровою обшивкою буде більш високою через відсутність заклепкових швів.

Шарувата обшивка має свої недоліки. Складна технологія її виготовлення, складний контроль якості припайки або склейки несучих шарів до заповнювача, утруднений ремонт обшивки. Великі труднощі зустрічаються при здійсненні стиків її з елементами силового набору крила. В стику необхідно здійснити не тільки сильно навантажених несучих слоїв обшивки, але й заповнювача, котрий забезпечує сумісну їх роботу.

Руйнування шаруватих панелей із стільниковим заповнювачем притаманні три категорії руйнування: руйнування через недостатню міцність, локальну втрату міцності та загальна втрата стійкості [5].

Наведені варіанти руйнування через недостатню міцність:

- Руйнування несучих поверхонь характеризується появою тріщин.

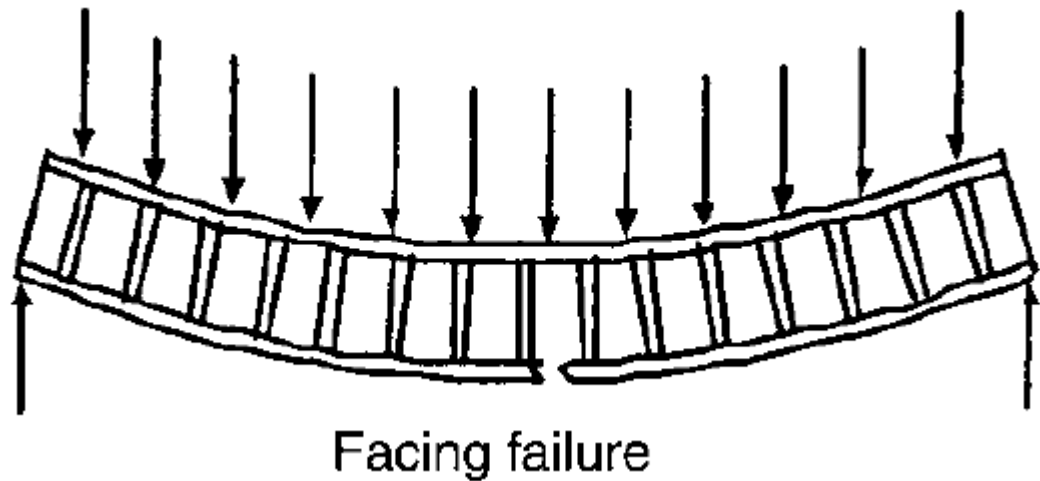


Рисунок 1 Руйнування несучої поверхні

- Руйнування при поперечному зсуві може проявлятися, як порушення зчеплення несучої поверхні та стільникового заповнювача або руйнування заповнювача при зсуві.

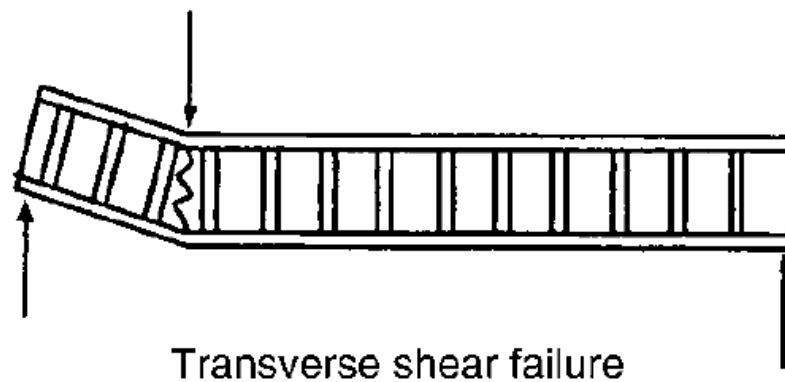
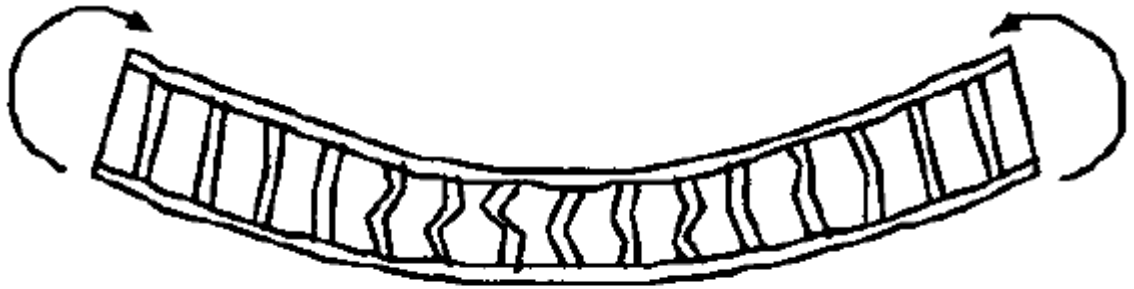


Рисунок 2 Руйнування при поперечному зсуві

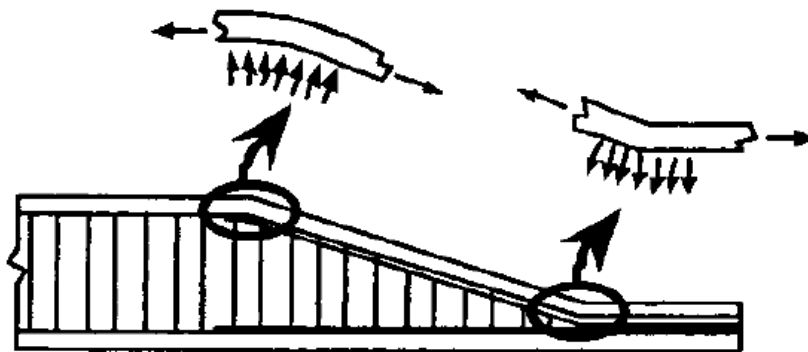
- Руйнівне викривлення стільникового заповнювача виникає коли несучі поверхні мають тенденцію рухатись один до одного під впливом згину. Цей вид руйнування виникає при недостатній міцності заповнювача на стиск.



Flexural crushing of core

Рисунок 3 Руйнування при викривленні стільникового заповнювача

- Розтяг або стиск у нормальному напрямку до площини панелі. Виникає у галтелях рампи. Розтяг може спричинити відрив несучої поверхні від заповнювача, стиск – руйнівне викривлення стільникового заповнювача.



Flatwise tension or compression

Рисунок 4 Розтяг або стиск у напрямку нормальному до площини панелі

Локальна втрата стійкості включає у себе два варіанти руйнування:

- Внутрішньоклітинна втрата стійкості характеризується втратою стійкості несучої поверхні у межах клітинки стільника.

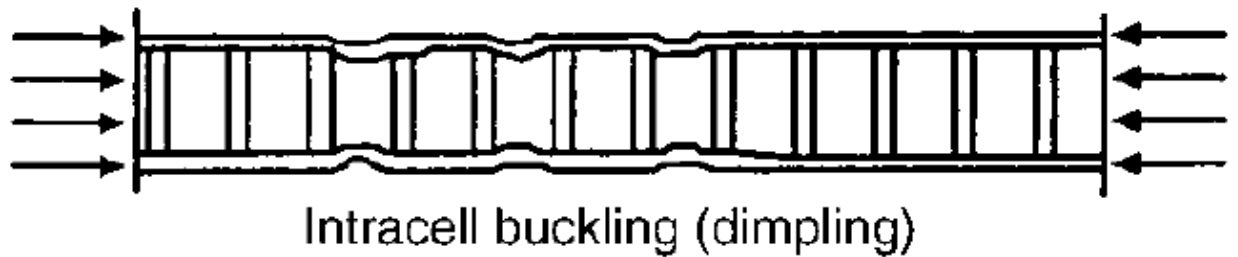


Рисунок 5 Внутрішньоклітинна втрата стійкості

- Викривлення несучої поверхні характеризується його локальною втратою стійкості, яке супроводжується руйнуванням заповнювача панелі.

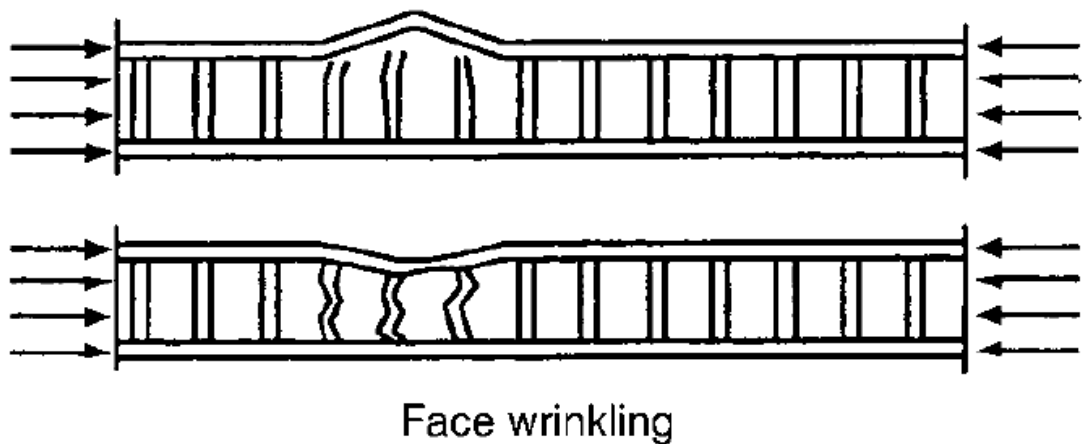


Рисунок 6 Викривлення несучої поверхні

Наведені варіанти руйнування панелі при загальній втраті стійкості панелі:

- Загальна втрата стійкості композитної панелі аналогічна до класичної втрати стійкості панелей. Несучі поверхні та заповнювачі залишаються неушкодженими у цьому варіанті руйнування.

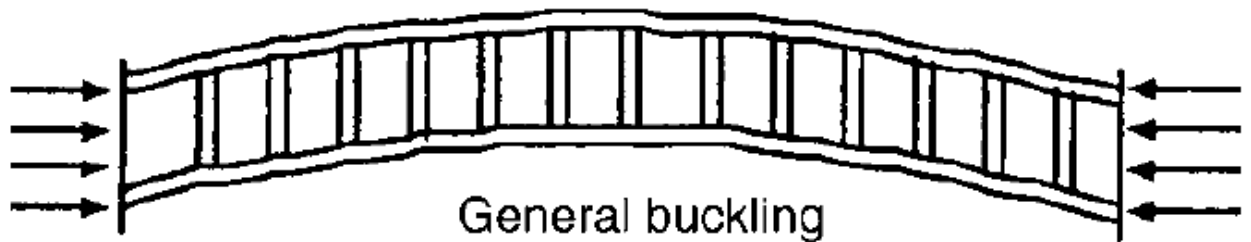


Рисунок 7 Загальна втрата стійкості

- Затискання при зсуві. Явище обтискування характеризується місцевим зсувним руйнуванням заповнювача та бокових прогинів несучих поверхонь. Цей варіант руйнування виникає при низькому модулі пружності при зсуві.

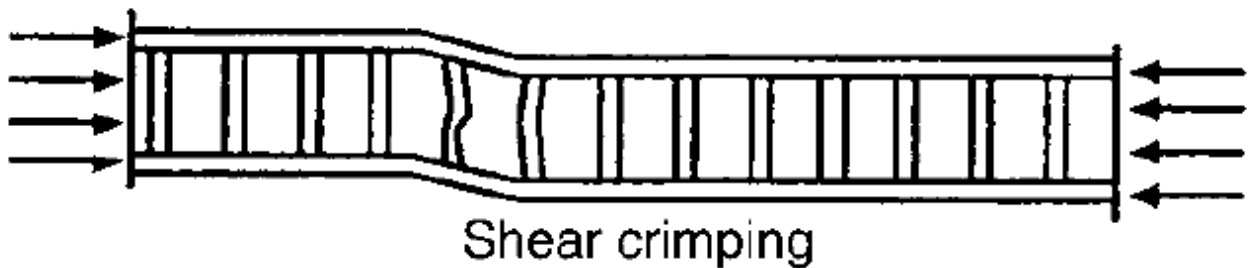


Рисунок 8 Затискання при зсуві

Для розрахунку району композитної панелі, що знаходиться вдалині від крайової області та рампи, рекомендована наступна процедура. Середина панелі піддається максимальному моменту тому міцність несучої поверхні, руйнівне викривлення заповнювача, локальна втрата стійкості та загальна втрата стійкості часто критичні у цьому регіоні [.

1. Визначити сендвіч-панель та жорсткість окремих поверхонь, які виражені матрицями $[A]$, $[B]$, $[D]$, $[G]$. Для цього використовують властивості лицьових листів панелі, які залежать від температури та вологості навколишнього середовища.

2. Отримати внутрішні зусилля, які діють на сендвіч-панель, використовуючи МСЕ або інші розв'язки.
3. Використовуючи жорсткість, визначити відносні деформації та викривлення. Визначити внутрішні зусилля, які діють на кожний лицьовий лист окремо.
4. Визначити припущення про шкоду та пов'язані з ними вимоги до міцності, посилаючись на відповідні критерії проектування.
5. Визначити запас міцності для кожного варіанту руйнування.
6. При необхідності визначити запас міцності для загальної втрати стійкості.

[A] – матриця мембранної жорсткості панелі;

[D] – матриця жорсткості панелі при згині;

[B] – матриця, яка зв'язує матриці [A] та [D];

[G] – обернена матриця жорсткості при зсуві.

Ці матриці використовуються у рівняннях:

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ k \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{55} & A_{45} \\ A_{45} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ k \end{bmatrix}$$

де, прийнявши c , як товщину серцевини

$$A_{55} = cG_{xzcore}, A_{44} = cG_{yzcore}, A_{45} = 0$$

Для розрахунків панелі побудована її модель скінчених елементів. Похибка результатів отриманих МСЕ відносно результатів аналітичним методом Нав'є складає до 10%.

Досить складна розрахункова схема підвищує трудомісткість розрахунку. Невміння правильно описати та виділити основні силові елементи конструкції призводить до значних помилок розрахунку.

Сьогодні більшість розрахунків виконуються з використанням ЕОМ (електронно-обчислювальних машин). Напружено-деформований стан дуже складних конструкцій, що складаються з масивних та тонкостінних деталей складної форми, можна визначити за допомогою МСЕ. Достовірність розрахунку МСЕ залежить від вдало вибраного типу скінченних елементів для даного типу об'єктів, достатньої густини сітки для апроксимації полів деформацій, і правильно описаних властивостей матеріалів, особливостей і навантаження та умов взаємодії частин конструкції між собою та навколишнім середовищем [2].

Результати розрахунку отримані будь-яким методом, в тому числі за допомогою ЕОМ, необхідно критично осмислювати, по можливості, порівнювати з даними експерименту та набутим досвідом експлуатації аналогічних виробів [2].

При втраті кріпильних деталей композитної панелі відбувається перерозподіл внутрішніх зусиль, що впливає на її міцність. Фактор втрати кріпильної деталі треба враховувати при перевірках на міцність елементів композитної панелі.

Метою дослідження є визначення залежності зміни відносних деформацій панелі та розподілу навантажень при втраті болтів від кроку кріплення.

Задачі дослідження:

- 1) Побудова ідеалізованої спрощеної моделі скінчених елементів шаруватої панелі із стільниковим заповнювачем для валідації обраного

метода досліджень. Валідація проведена порівнянням результатів отриманих при розрахунках панелі аналітичним методом (розв'язок Нав'є) та методом скінчених елементів (у програмному комплексі MSC.Patran/Nastran).

2) Побудова ускладненої моделі скінчених елементів композитної панелі, шляхом додання крайової області та рампи. Проведення її розрахунку для двох видів навантаження: аеродинамічного тиску та деформації від згину крила.

3) Створення графіків залежності зміни деформацій у панелі від кроку кріплення.

При вирішенні другої задачі розраховано по 3 випадки для 4 конфігурацій панелі. Під конфігурацією панелі мається панель із своїм кроком кріплення. Розглянуті кроки кріплення у 6, 8, 10 та 12 раз більший від діаметру болта.

Розглянуті випадки розрахунку: з усіма болтами, 1 болт втрачено на задньому шві, 1 болт втрачено на боковому шві. При моделюванні випадків із втраченим болтом були відкинуті найбільш навантажені болти у випадку з усіма болтами. Панель навантажено аеродинамічним тиском та деформаціями, які спричинені від згину крила.

Отримані значення можуть використовуватись при розрахунках на міцність панелі.

РОЗДІЛ ДРУГИЙ

Для дослідів використовувалась панель, геометричні розміри та властивості матеріалів якої приведені нижче.

1. Опис панелі

1.1. Локація та геометричні розміри

На зображенні нижче позначені геометричні розміри панелі та її розташування.



Рисунок 9 Розміри панелі

Для спрощення розрахунку панель розглядається, як ідеалізована прямокутна, глобальні розміри якої обчислюються нижче.

A_{act} – ефективна площа (частина поверхні панелі, що обмежена лінією кріплення).

$b_{max} = \frac{39.7+35.8}{2} = 37.7 [in]$ – взятє як середнє значення від максимальної ширини та максимальної ширини вздовж кромки.

$$A_{calc} = a_{max} \cdot b_{max} = 43.4 \cdot 37.7 = 1636 [in^2].$$

Перевірено вірність використання ідеалізованої панелі шляхом визначення похибки.

$$\Delta = \frac{|A_{act} - A_{calc}| \cdot 100\%}{A_{act}} = 1.61\%$$

Так як похибка становить менше 10%, зроблено висновок, що допускається використовувати a_{max} та b_{max} у розрахунках.

$$k = \frac{A_{calc}}{\sqrt{A_{calc} \cdot A_{act}}} = \frac{1636}{\sqrt{1636 \cdot 1610}} = 1.008$$

$$a_i = \frac{a_{max}}{\sqrt{k}} = 43.1 [in], \quad b_i = \frac{b_{max}}{\sqrt{k}} = 37.4 [in]$$

$$A_{idl} = a_i \cdot b_i = 43.2 \cdot 37.6 = 1625 [in^2]$$

Початкові та розрахункові розміри представлені у таблиці:

Таблиця 1 Початкові та розрахункові розміри

A_{act} , [in ²]	a_{max} , [in]	b_{max} , [in]	A_{calc} , [in ²]	Δ , [%]	k	a_i , [in]	b_i , [in]	A_{idl} , [in ²]	Δ , [%]
1610	43.4	37.7	1636	1.61	1.008	43.1	37.4	1625	0.93

1.2. Матеріали

Панель виготовлена із стекловолокна. Нижче приведені властивості лицьових листів, крайової області та стільникової серцевини панелі.

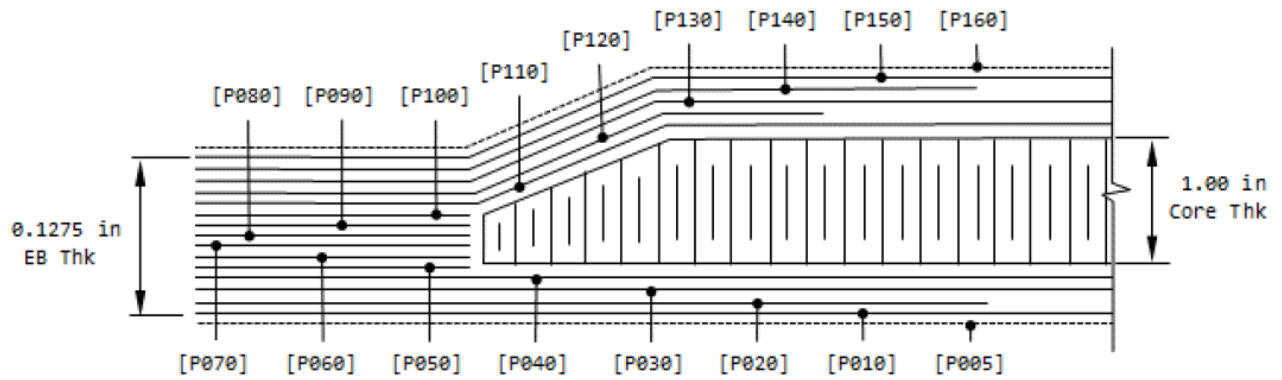


Рисунок 10 Поперечний переріз композитної панелі із стільниковим заповнювачем

- Стільниковий заповнювач

$$G_{zx} = G_{zy} = 3689 [psi], E_{cc} = 19000 [psi]$$

- Несучі поверхні

$$E_x = E_y = 2819630 [psi], G_{xy} = 951594.8 [psi].$$

- Крайова області

$$E_x = E_y = 2474991 [psi], G_{xy} = 1184417 [psi], \mu_{12} = 0,3623.$$

2. Валідація

Провелася валідація (перевірка) моделі СЕ. Розраховувалась вільно оперта прямокутну панель під тиском. Для аналітичного розрахунку використано розв'язок Нав'є. Для розрахунку МСЕ у препроцесорі Patran змодельовано сендвіч-панель. Якщо похибка прийме значення до 10%, то модель СЕ пройшла валідацію.

2.1. Аналітичний розрахунок

Розрахунок вільно опертої прямокутної композитної панелі під тиском методом Нав'є [3]. Методика розрахунку композитної панелі методом Нав'є представлено у [4].

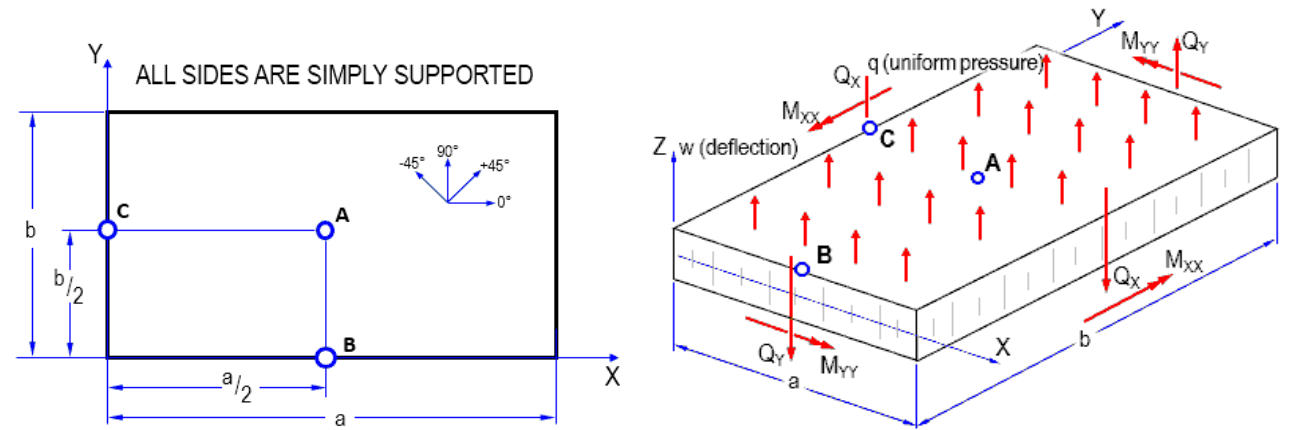


Рисунок 11 Розрахункова схема панелі під тиском

Геометричні розміри ідеалізованої панелі: $a=43.1 [in]$, $b=37.4 [in]$.

Властивості матеріалу:

- матриця $[ABD]$ жорсткості шаруватої панелі із стільниковим заповнювачем:

$$\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 142589 & 37884 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 37884 & 142589 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 44726 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 37442 & 9872 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 9872 & 37442 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 11671 \end{bmatrix}, \text{ де}$$

$$[A] = \begin{bmatrix} 142589 & 37884 & 0 \\ 37884 & 142589 & 0 \\ 0 & 0 & 44726 \end{bmatrix} - \text{матриця жорсткості на розтяг [lb/in];}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 37442 & 9872 & 0 \\ 9872 & 37442 & 0 \\ 0 & 0 & 11671 \end{bmatrix} - \text{матриця жорсткості на згин [in-lb];}$$

$$[B] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} - \text{матриця, що з'єднує [A] та [B] [lb].}$$

- обернена матриця зсувної жорсткості

$$[G] = \begin{bmatrix} 3877 & 0 \\ 0 & 6693 \end{bmatrix}$$

На панель діє тиск: $p=4.566 \text{ psi}$.

Для вільно-опертої панелі діють такі граничні умови:

$$u_0(x, 0, t) = 0, \quad u_0(x, b, t) = 0, \quad v_0(0, y, t) = 0, \quad v_0(a, y, t) = 0$$

$$w_0(x, 0, t) = 0, \quad w_0(x, b, t) = 0, \quad w_0(0, y, t) = 0, \quad w_0(a, y, t) = 0$$

$$\phi_x(x, 0, t) = 0, \quad \phi_x(x, b, t) = 0, \quad \phi_y(0, y, t) = 0, \quad \phi_y(a, y, t) = 0$$

$$N_{xx}(0, y, t) = 0, \quad N_{xx}(a, y, t) = 0, \quad N_{yy}(x, 0, t) = 0, \quad N_{xx}(x, b, t) = 0$$

$$M_{xx}(0, y, t) = 0, \quad M_{xx}(a, y, t) = 0, \quad M_{yy}(x, 0, t) = 0, \quad M_{xx}(x, b, t) = 0$$

Наступні рівняння задовольняють граничним умовам:

$$\begin{aligned}
u_0(x, y, t) &= \sum_{n=1}^{125} \sum_{m=1}^{125} U_{mn}(t) \cos \alpha x \sin \beta y \\
v_0(x, y, t) &= \sum_{n=1}^{125} \sum_{m=1}^{125} V_{mn}(t) \cos \alpha x \sin \beta y \\
w_0(x, y, t) &= \sum_{n=1}^{125} \sum_{m=1}^{125} W_{mn}(t) \cos \alpha x \sin \beta y \\
\phi_x(x, y, t) &= \sum_{n=1}^{125} \sum_{m=1}^{125} X_{mn}(t) \cos \alpha x \sin \beta y \\
\phi_y(x, y, t) &= \sum_{n=1}^{125} \sum_{m=1}^{125} Y_{mn}(t) \cos \alpha x \sin \beta y
\end{aligned}$$

де $\alpha = \frac{m\pi}{a}$, $\beta = \frac{n\pi}{b}$.

Для точності розрахунку приймалися такі значення: $m=125$, $n=125$. Таким чином $\alpha=9.11$, $\beta=10.5$.

$K=1$ – коефіцієнт корекції при зсуві для шаруватих композитних панелей.

U , V , W , X , Y представлено як компоненти вектора переміщень, а Q - як компоненту вектора навантажень.

$$\begin{Bmatrix} U_{mn} \\ V_{mn} \\ W_{mn} \\ X_{mn} \\ Y_{mn} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q_{mn} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \times [S]^{-1}$$

де

$$S = \begin{bmatrix} \hat{s}_{11} & \hat{s}_{12} & 0 & \hat{s}_{14} & \hat{s}_{15} \\ \hat{s}_{21} & \hat{s}_{22} & 0 & \hat{s}_{24} & \hat{s}_{25} \\ 0 & 0 & \hat{s}_{33} & \hat{s}_{34} & \hat{s}_{35} \\ \hat{s}_{41} & \hat{s}_{42} & \hat{s}_{43} & \hat{s}_{44} & \hat{s}_{45} \\ \hat{s}_{51} & \hat{s}_{52} & \hat{s}_{53} & \hat{s}_{54} & \hat{s}_{55} \end{bmatrix}$$

Та компоненти S-матриці обчислюються за наступними формулами

$$\begin{aligned} \hat{s}_{11} &= A_{11}\alpha^2 + A_{66}\beta^2, & \hat{s}_{12} &= (A_{12} + A_{66})\alpha\beta \\ \hat{s}_{14} &= B_{11}\alpha^2 + B_{66}\beta^2, & \hat{s}_{15} &= (B_{12} + B_{66})\alpha\beta \\ \hat{s}_{25} &= B_{66}\alpha^2 + B_{22}\beta^2, & \hat{s}_{33} &= K(A_{55}\alpha^2 + A_{44}\beta^2) \\ \hat{s}_{34} &= KA_{55}\alpha, \hat{s}_{35} = KA_{44}\beta, & \hat{s}_{44} &= D_{11}\alpha^2 + D_{66}\beta^2 + KA_{55} \\ \hat{s}_{45} &= (D_{12} + D_{66})\alpha\beta, & \hat{s}_{55} &= D_{66}\alpha^2 + D_{22}\beta^2 + KA_{44} \end{aligned}$$

Коефіцієнт поширення навантаження у двічі тригонометричних рядах обчислюється за формулою:

$$Q_{mn}(i) = \frac{16 \cdot q(i)}{\pi^2 \cdot n \cdot m} = 4.74e-4 [psi]$$

Знайдено компоненти вектора переміщень:

$$\begin{Bmatrix} U_{mn} \\ V_{mn} \\ W_{mn} \\ X_{mn} \\ Y_{mn} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q_{mn} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \times [S]^{-1} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 4.82e-10 \\ -6.02e-12 \\ -1.42e-12 \end{Bmatrix}$$

Обчислимо прогин у точці A (x=a/2, y=b/2):

$$w(i) = w(i) + W_{mn} \cdot \sin(\alpha x) \cdot \sin(\beta y) = 1.45[in]$$

Поперечні зусилля визначені за формулою:

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = K \begin{bmatrix} A_{44} & A_{45} \\ A_{45} & A_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}$$

де

$$\gamma_{yzB} = \frac{\partial \omega_0}{\partial y} + \phi_y = (Y_{mn} + \beta W_{mn}) \cdot \sin(\alpha x) \cdot \cos(\beta y) = 5.06e-9 [\text{rad}]$$

$$\gamma_{xzC} = \frac{\partial \omega_0}{\partial x} + \phi_x = (X_{mn} + \alpha W_{mn}) \cdot \sin(\alpha x) \cdot \cos(\beta y) = 4.4e-9 [\text{rad}]$$

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = 1 \cdot \begin{bmatrix} 6693 & 0 \\ 0 & 3877 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} 5.1e-9 \\ 4.4e-9 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 2.94e-5 \\ 2.00e-5 \end{Bmatrix} [\text{lb/in}]$$

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 63.3 \\ 59.7 \end{Bmatrix} [\text{lb/in}]$$

Формули для визначення моментів:

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & 0 \\ B_{21} & B_{22} & 0 \\ 0 & 0 & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(0)} \\ \varepsilon_{yy}^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} + \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & 0 \\ D_{21} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(1)} \\ \varepsilon_{yy}^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix}$$

де

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(0)} \\ \varepsilon_{yy}^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\alpha U_{mn} \sin \alpha x \sin \beta y \\ -\beta V_{mn} \sin \alpha x \sin \beta y \\ (\beta U_{mn} + \alpha V_{mn}) \cos \alpha x \cos \beta y \end{Bmatrix} \quad \text{та} \quad \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(1)} \\ \varepsilon_{yy}^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\alpha X_{mn} \sin \alpha x \sin \beta y \\ -\beta Y_{mn} \sin \alpha x \sin \beta y \\ (\beta Y_{mn} + \alpha X_{mn}) \cos \alpha x \cos \beta y \end{Bmatrix}$$

Деформації та моменти дорівнюють

$$\varepsilon_{xx}^{(0)} = 0 [\text{in/in}], \quad \varepsilon_{yy}^{(0)} = 0 [\text{in/in}], \quad \gamma_{xy}^{(0)} = 0 [\text{rad}],$$

$$\varepsilon_{xx}^{(1)} = 5.48e-11 [\text{in/in}], \quad \varepsilon_{yy}^{(1)} = 1.49e-11 [\text{in/in}], \quad \gamma_{xy}^{(1)} = -7.42e-38 [\text{rad}].$$

$$M_{xx} i = 2.2e-6 [\text{lb-in/in}]; \quad M_{xx} = 331 [\text{lb-in/in}];$$

$$M_{yy} i = 1.1e-6 [\text{lb-in/in}]; \quad M_{yy} = 389 [\text{lb-in/in}];$$

$$M_{xy} i = -8.66e-34 [\text{lb-in/in}]; \quad M_{xy} = 0 [\text{lb-in/in}];$$

В результаті маємо прогин панелі, моменти у точці А та навантаження у точках С та В.

Таблиця 2 Внутрішні зусилля від аеродинамічного тиску

	Прогин:	1.49	in
У точці А	M_{xx}	331	lb-in/in
	M_{yy}	389	lb-in/in
	M_{xy}	0	lb-in/in
У точці С	Q_x	59.6	lb/in
У точці В	Q_y	63.3	lb/in

2.2. Метод скінчених елементів (МСЕ)

Змодельована прямокутна панель з трьома шарами: дві несучих поверхні та стільниковий заповнювач. Несучі поверхні змодельовані плоскими чотирикутними елементами, а заповнювач – кубічними елементами.

Етапи моделювання:

1. Створення геометрії

Несучі поверхні змодельовані, як поверні відстань між якими дорівнює товщині стільникового заповнювача.

Стільниковий заповнювач змодельовано, як тверде тіло між несучими поверхнями.

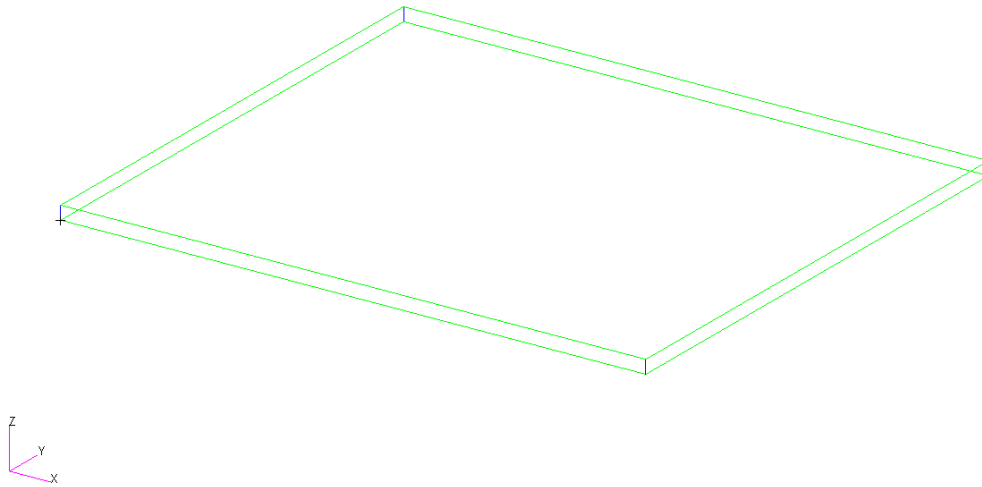


Рисунок 12 Геометрична модель спрощеної панелі

2. Створення сітки.

Сітка СЕ для поверхонь складається з прямокутних елементів.

Розмір прямокутних елементів прийнятий у два рази більший діаметра болта

$$mesh\ size = 2 \cdot D = 2 \cdot 0,18 = 0,38 [in]$$

для того, щоб було зручно моделювати болти з певним кроком.

Сітка серцевини складається з кубічних елементів.

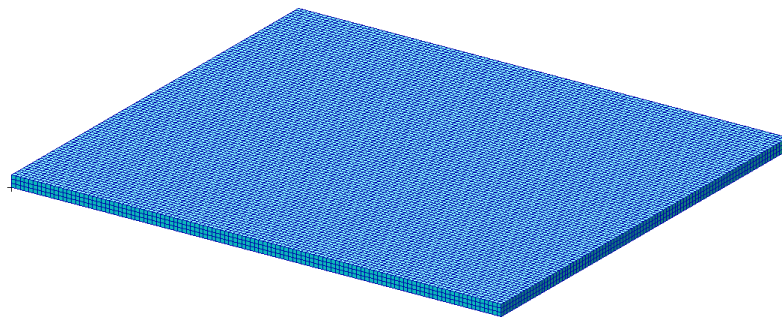


Рисунок 13 Модель скінченних елементів спрощеної моделі

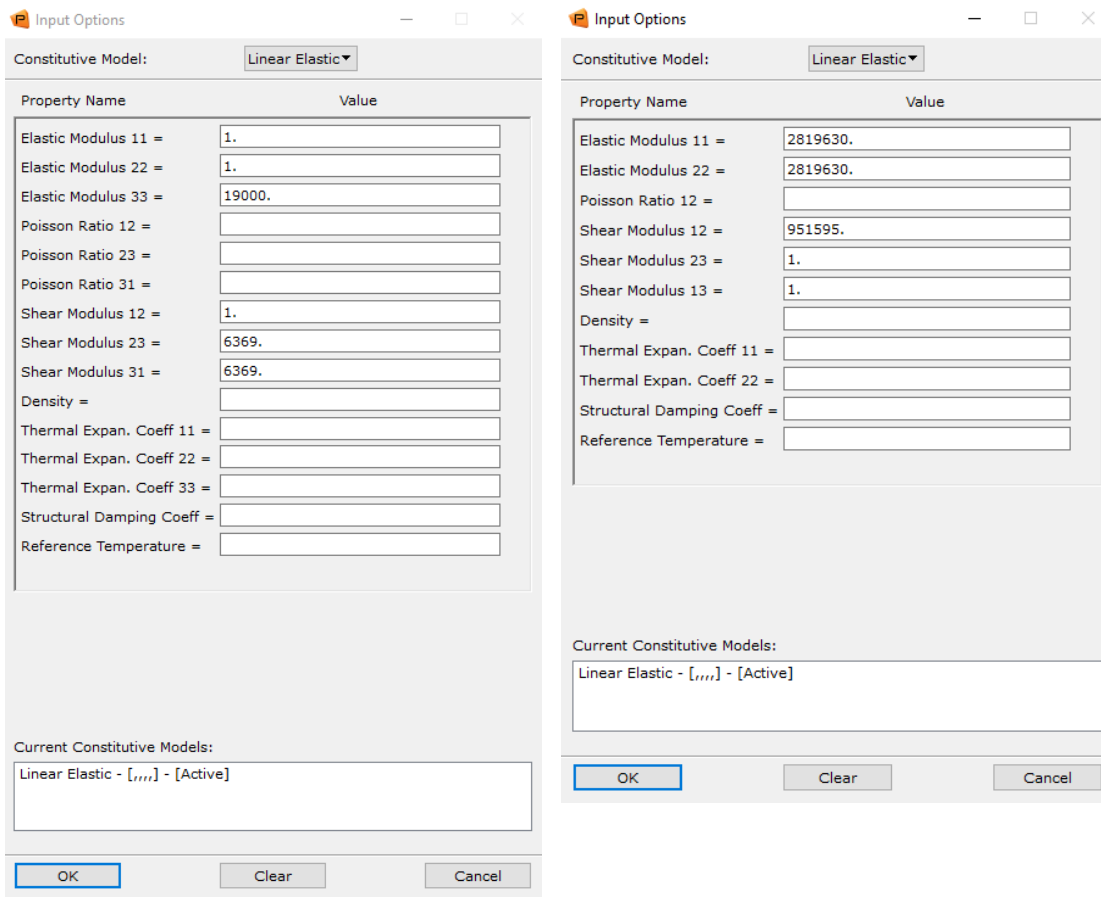
3. Проводиться перевірка моделі.

Забезпечена топологічна конгруентність, проведена перевірка дублікатів елементів, для плоских елементів забезпечене узгодження нормалей та визначино відношення Якобіана.

4. Створено властивості для серцевини та лицьових листів (ортотропні матеріали)

Композитна панель із стільниковим заповнювачем. Лицьові листи з стекловолокна.

Задано властивості серцевини, як 3D ортотропного матеріалу, а властивості лицьових листів - 2D ортотропний. Для лицьових сторін задано товщину 0.0235 дюйми. Нижче показано які властивості матеріалів задаються у препроцесорі Patran.



5. Крайові умови та зовнішнє навантаження

Панель вільно оперта.

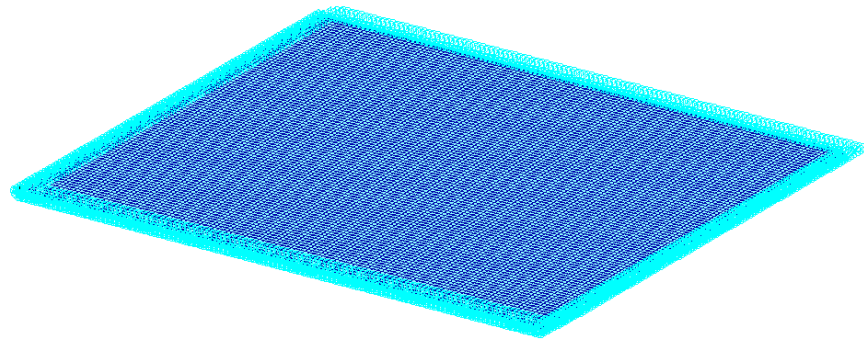


Рисунок 14 Накладені граничні умови на спрощену модель панелі

Діючий тиск дорівнює 4.566 фунтів на дюйми квадратні.

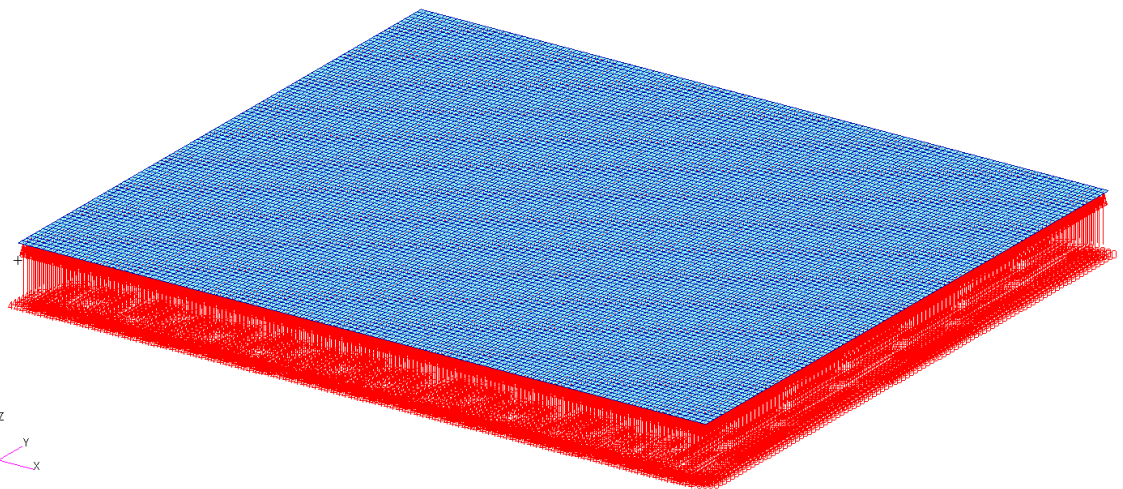


Рисунок 15 Аеродинамічний тиск діючий на панель

Робимо розрахунок, отримаємо такі результати для прогина та відносних деформацій лицьових панелей:

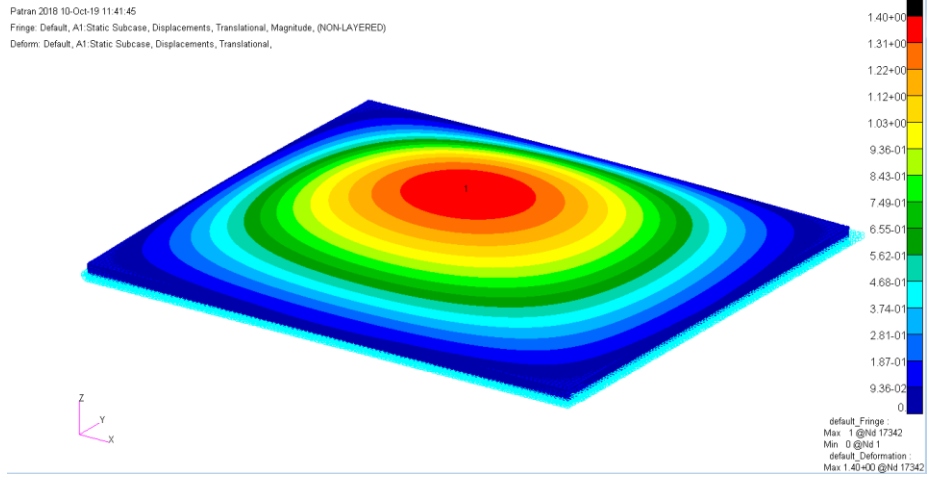


Рисунок 16 прогини спрощеної панелі

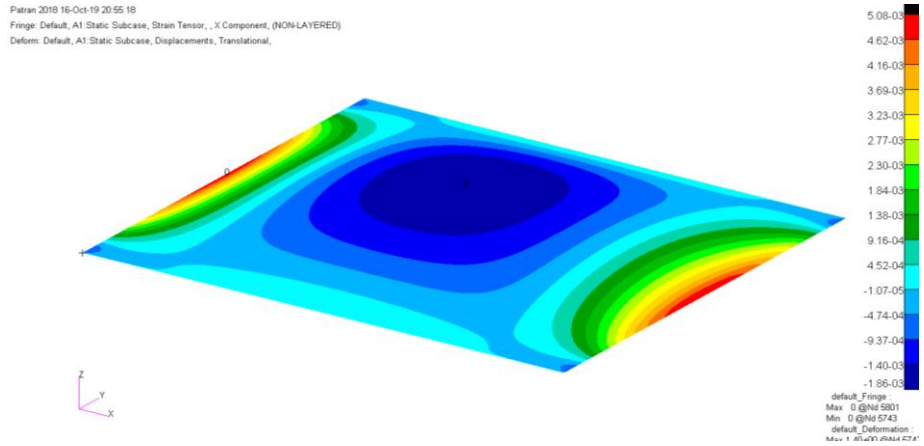


Рисунок 17 відносні деформації нижньої несучої поверхні у напрямку вісі Ox

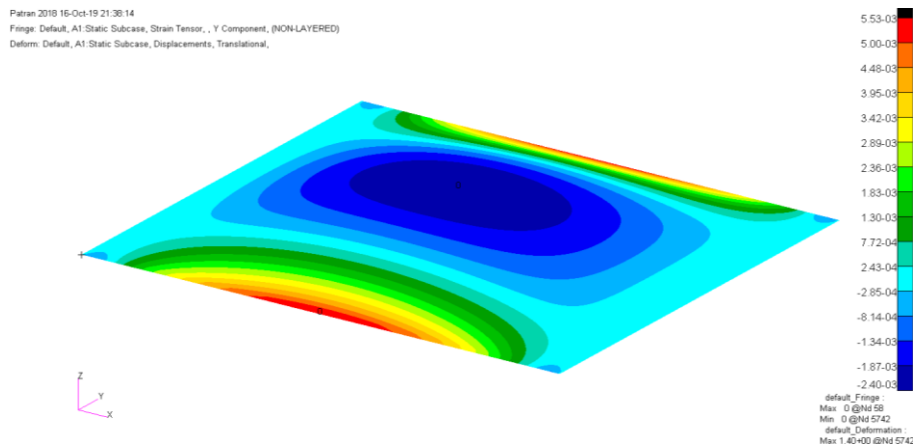


Рисунок 18 відносні деформації нижньої несучої поверхні у напрямку вісі Oy

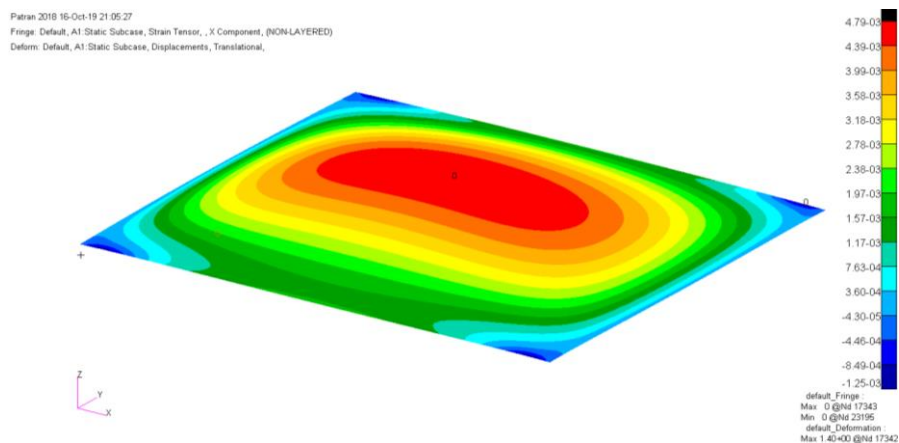


Рисунок 19 відносні деформації верхньої несучої поверхні у напрямку вісі Ox

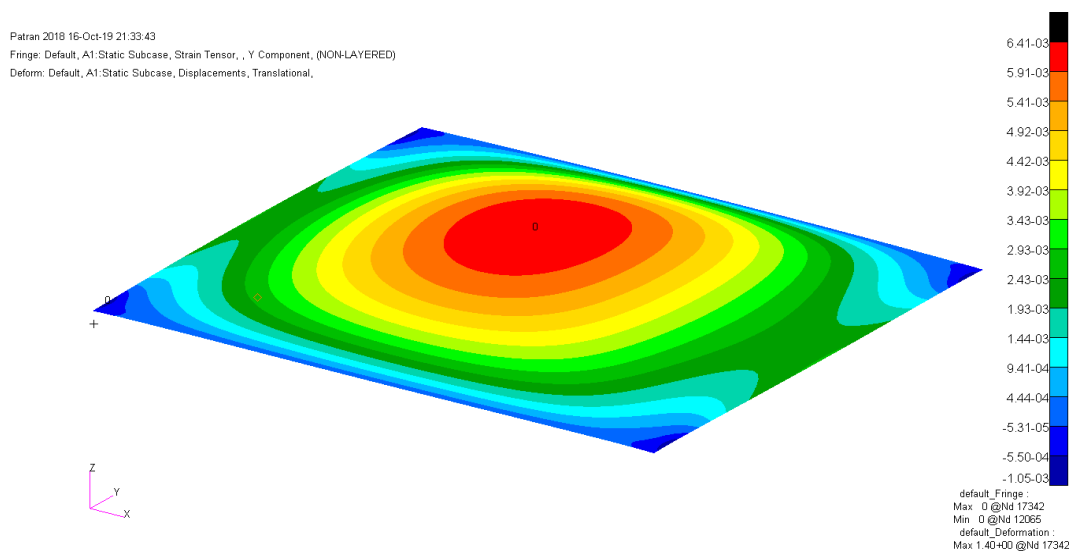


Рисунок 20 відносні деформації верхньої несучої поверхні у напрямку вісі Oy

2.3. Порівняння результатів

Розраховані прогини панелі розраховані аналітичним методом та МСЕ.
 Визначено похибку розрахунку МСЕ.

$$\delta = \frac{|w_{an} - w_{FEM}| \cdot 100\%}{w_{an}}$$

$$\delta = \frac{|1.45 - 1.4| \cdot 100\%}{1.45} = 3.45 \%$$

Таблиця 3 Валідація по прогинам

ПРОГИНИ, [in]		
МСЕ	Аналітичний метод	δ , %
1.4	1.45	3.45

Визначені деформації, які виникають у верхній та нижній поверхнях композитної панелі із стільниковим заповнювачем. Для цього перемножені обернена матриця жорсткості панелі та вектор-матриця внутрішніх зусиль.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon \\ \kappa \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 7.55e-6 & -2.00e-6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -2.00e-6 & 7.55e-6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2.24e-5 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 2.87e-5 & -7.57e-6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -7.57e-6 & 2.87e-5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 8.57e-6 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 331 \\ 389 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 6.56e-3 \\ 8.66e-3 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Визначені деформації у несучих поверхнях за формулою нижче [5].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix}_{FS1} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix}_{plate} + \left(\frac{t_{plate} + t_{FS2}}{2} \right) \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}_{plate}$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \left(\frac{1+0.0235}{2} \right) \begin{bmatrix} 6.56e-3 \\ 8.66e-3 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3.36e-3 \\ 4.43e-3 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Методом скінчених елементів визначені відносні деформації несучих поверхонь від згину.

$$\varepsilon_{axial} = \frac{\varepsilon_{lwr} + \varepsilon_{upr}}{2};$$

$$\varepsilon_{bend} = \varepsilon_{upr} - \varepsilon_{axial}$$

Похибка обчислена за формулою:

$$\delta = \frac{|\varepsilon_{bend} - \varepsilon_{analytic}|}{\varepsilon_{analytic}} \cdot 100\%$$

Для прикладу приведено розрахунок похибки деформацій вздовж осі Ox .

$$\varepsilon_{axial} = \frac{-1860 + 4790}{2} = 1465 [\mu - in/in];$$

$$\varepsilon_{bend} = 4790 - 1465 = 3325 [\mu - in/in];$$

$$\delta = \frac{|3325 - 3355|}{3355} \cdot 100\% = 0.91\%$$

Таблиця 4 валідація по відносним деформаціям

	MCE		ε_{axial} , [μ -in/in]	ε_{bend} , [μ -in/in]	$\varepsilon_{analytic}$, [μ -in/in]	δ , %
	ε_{lwr} , [μ -in/in]	ε_{upr} , [μ -in/in]				
e_xx	-1860	4790	1465	3325	3355	0.91
e_yy	-2400	6410	2005	4405	4432	0.61

Похибка прогину та відносної деформації не перевищує 10%. Робимо висновок, що модель пройшла валідацію, тобто її можна використовувати для досліджень несучої спроможності панелі при втраті кріпильних деталей.

РОЗДІЛ ТРЕТІЙ

3. Побудова МСЕ у системі Patran/Nastran

У САD-пакеті САТІА побудована модель композитної моделі. Несучі поверхні та крайова області панелі змодельовані як поверхні. Стільниковий заповнювач змодельований як тверде тіло.

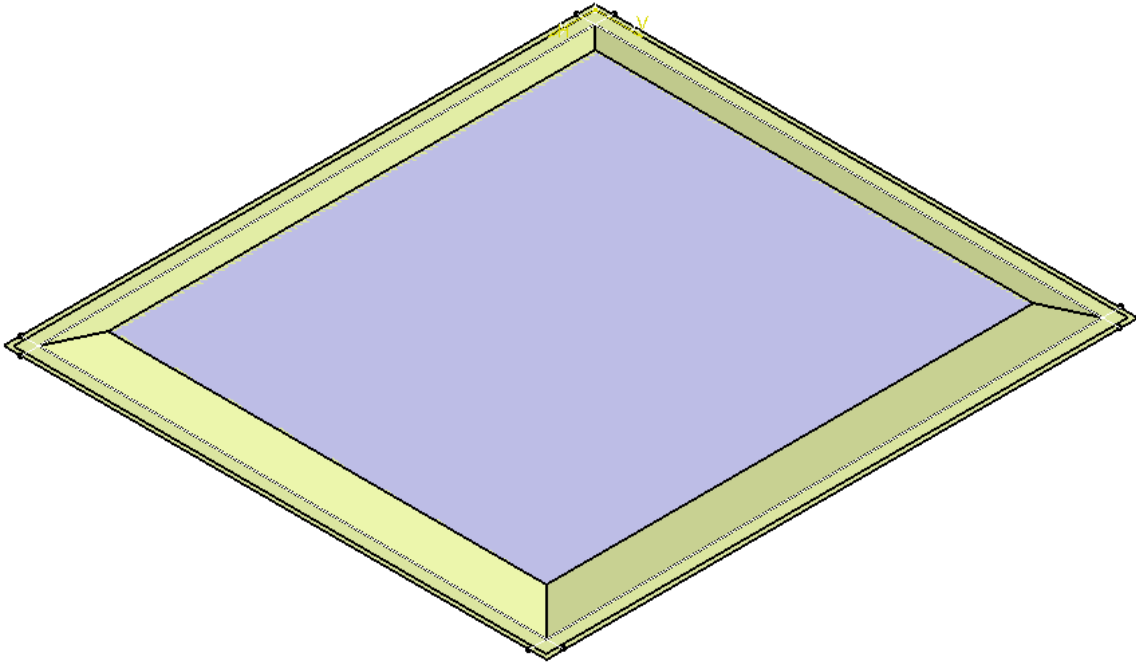


Рисунок 21 Геометрична ускладнена модель

Вимога до сітки – для отримання необхідної точності, вона повинна бути прямокутна. Для побудови правильної сітки геометрична модель розбивається на окремі частини. Для цього побудовано додаткові поверхні.

Геометрична модель імпортується у препроцесор Patran, для побудови сітки скінченних елементів. Кроки кріпильних деталей, які використовуються, у 6, 8, 10, 12 разів більші від діаметру кріпильних болтів, тому, для спрощення їх моделювання, використовується розмір прямокутних елементів у 2 рази

більший від діаметру болтів. Діаметр застосованих болтів дорівнює 0.19 дюймів, тоді розмір чотирикутних елементів – 0.38 дюймів.

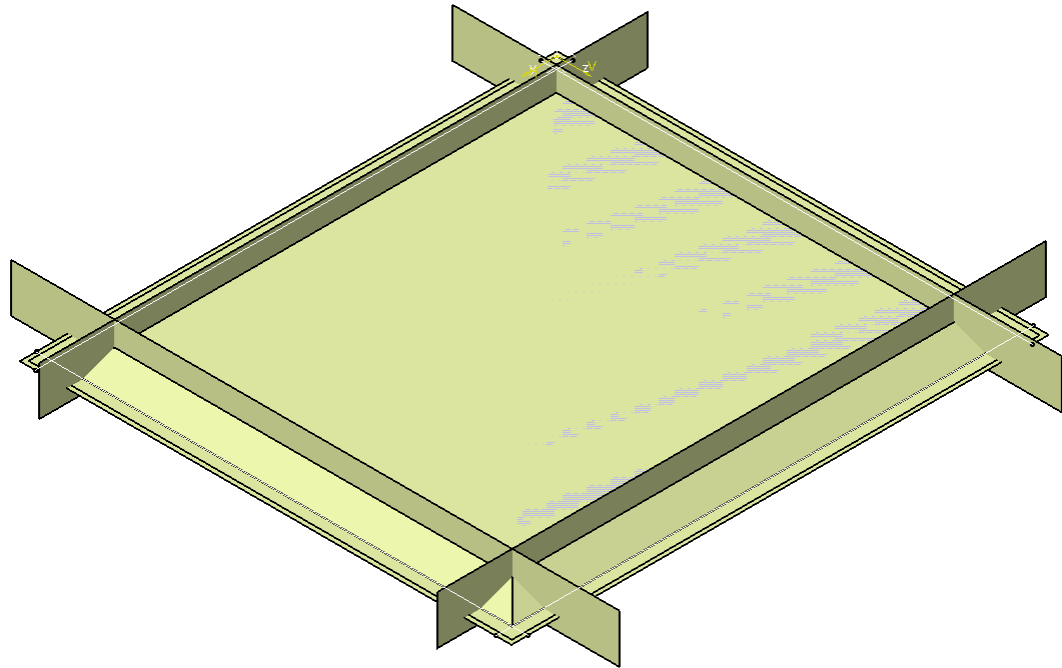


Рисунок 22 Побудовані додаткові поверхні для розбиття ускладненої панелі

3.1. Побудова сітки для крайової області панелі

Для побудови сітки скінченних елементів кутових поверхонь проведено додаткове розбиття. Кутові поверхні розбили на прямокутники, та додали лінії кріплення роз'ємними болтами.

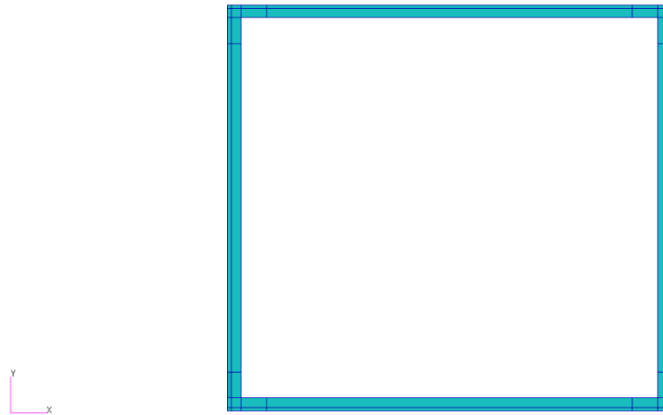


Рисунок 23 геометрична модель крайової області панелі

Побудовано сітку скінчених елементів. Розмір прямокутних елементів дорівнює 0.38 дюйми.

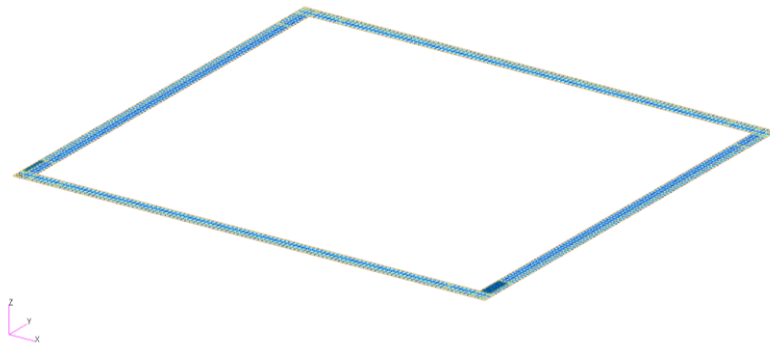


Рисунок 24 модель скінченних елементів крайової області панелі

3.2. Побудова сітки для несучих поверхонь

Зовнішній лицьовий лист розбито додатковими поверхнями. У даному випадку отримаємо прямокутні поверхні тому проблем із побудовою сітки не

повинно бути. Будемо сітку прямокутних скінчених елементів розміром 0.38 дюймів. Сітка скінчених елементів для внутрішньої несучої поверхні побудована аналогічним шляхом, але не проводилося розбиття її геометрії. Елементи лицьових листів рампи мають такі самі властивості, як і несучі поверхні.



Рисунок 25 Модель скінчених елементів несучої поверхні

3.4. Побудова сітки для стільникового заповнювача панелі

Зовнішній вигляд геометричної моделі стільникового заповнювача представлено на зображенні нижче.

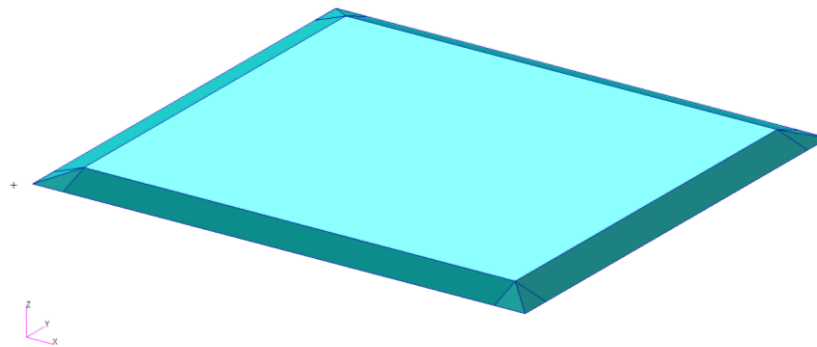


Рисунок 26 Геометрична модель стільникового заповнювача

Для створення сітки рампи, побудовано сітку для її основи з прямокутних та трикутних елементів, як показано на малюнку нижче.

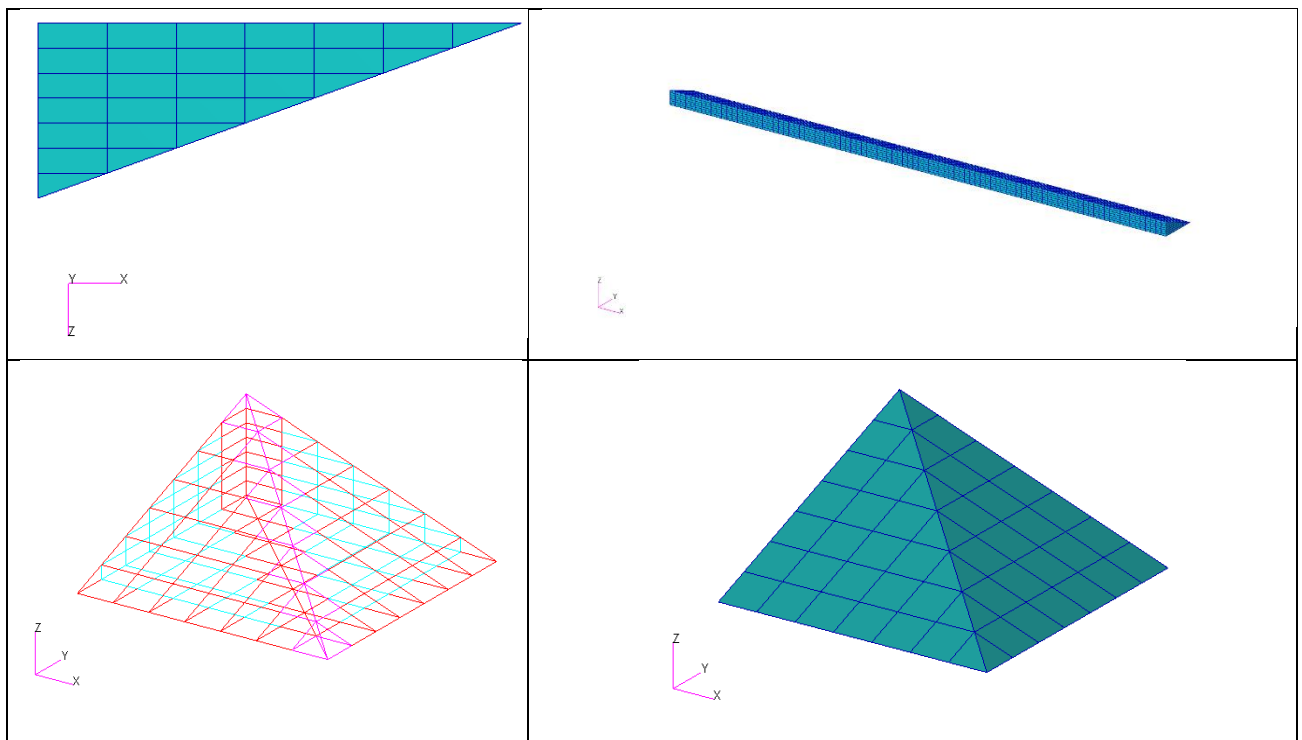
Трикутні елементи витягнуті функцією Finite Elements->Sweep->Elements->Extrude. Витягування елементів провелося вздовж усієї довжини рампи 36,3 дюйми. Розмір елементів становить 0.38 дюйми.

Побудовано сітку для кутів рампи. Для цього побудовано сітку для двох граней піраміди – трикутної та чотирикутної. Елементи які розташовані вздовж діагоналі чотирикутної грані будуюмо трикутної форми. У результаті отримаємо.

Tet- (ребро піраміди), wedge- (похилі грані) елементи використовувалися для побудови сітки кута рампи.

У результаті отримаємо сітку для кута рампи серцевини композитної панелі.

Таблиця 5 Побудова сітки для рампи стільникового заповнювача



Сітка для основної частини стільникового заповнювача будується методом Extrude. Витягуються чотирикутні елементи внутрішнього лицьового листа.

3.5. Результат побудови моделі скінчених елементів панелі

У результаті модель скінчених елементів панелі матиме вигляд:

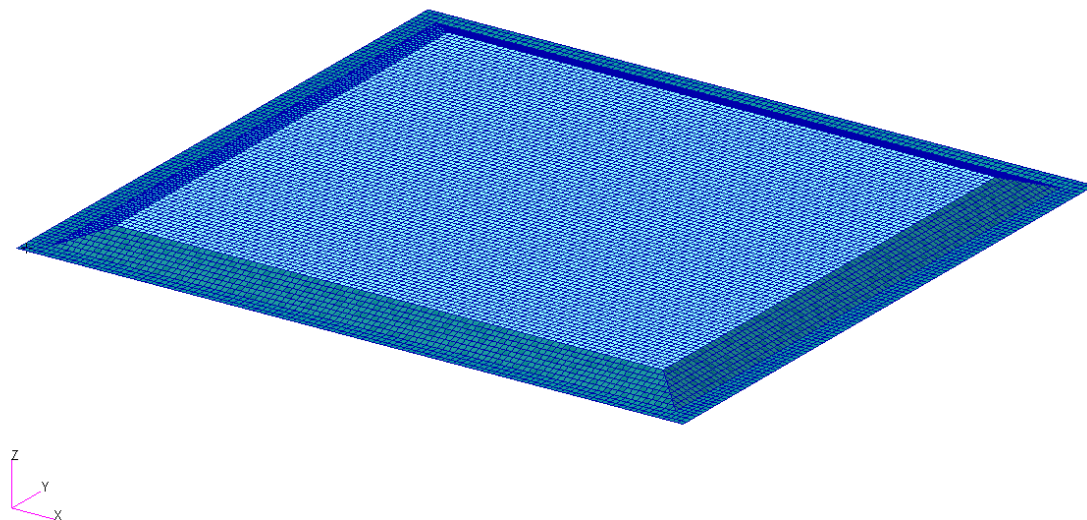


Рисунок 27 ускладнена модель скінчених елементів панелі

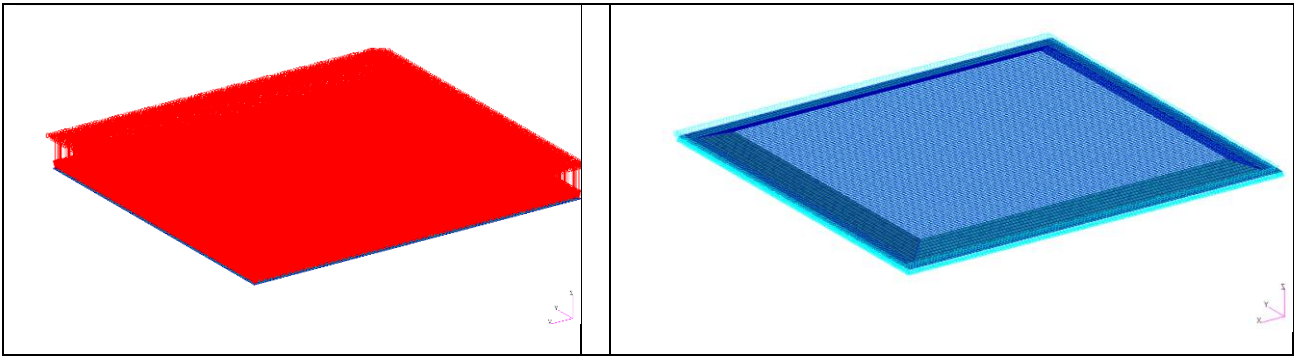
4. Розрахунки

Композитна панель навантажується аеродинамічним тиском та зусиллями, які спричинені згином крила. Показані результати розрахунків отриманих методом скінчених елементів для конфігурації панелі з усіма болтами та кроком кріплення 6D.

4.1. Аеродинамічний тиск

Тиск який діє на композитну панель дорівнює 4.566 psi. Композитна панель з'єднана болтами з опорами, які суперечать переміщенню панелі вздовж вертикальної осі Oz.

Таблиця 6 Навантаження та граничні умови



Болтові з'єднання змодельовані точковими елементами з Bush властивостями.
Для визначення гнучкості з'єднання використовуємо формулу нижче [6].

$$f = b \cdot \left(\frac{t_s + t_p}{2D} \right)^a \cdot \left(\frac{1}{t_p E_p} + \frac{1}{t_s E_s} + \frac{1}{2t_p E_b} + \frac{1}{2t_s E_b} \right)$$

де

$t_s = 0.1275$ дюйми – товщина крайової області панелі;

$t_p = 0.11$ дюйми – товщина опорної конструкції;

$D = 0.19$ дюйми – діаметр болтів;

$E_p = 10.3 \text{ Msi}$ – модуль пружності опорної конструкції;

$E_s = 2.24 \text{ Msi}$ – модуль пружності крайової області панелі;

$E_b = 16.9 \text{ Msi}$ – модуль пружності болта (титановий болт);

$b = 4.2$ для композитних панелей з'єднаних болтами;

$a = 2/3$ для композитних панелей з'єднаних болтами.

Group	Type	a	b
I	bolted metallic	2/3	3.0
II	riveted metallic	2/5	2.2
III	bolted graphite/epoxy	2/3	4.2

Таким чином отримаємо, що гнучкість з'єднання композитної панелі з опорною конструкцією дорівнює

$$f = 4.3 \cdot \left(\frac{0.1275 + 0.11}{2 \cdot 0.19} \right)^{2/3} \cdot \left(\frac{1}{0.11 \cdot 10.3} + \frac{1}{0.1275 \cdot 2.24} + \frac{1}{2 \cdot 0.11 \cdot 16.9} + \frac{1}{2 \cdot 0.1275 \cdot 16.9} \right) = 1.58 \cdot 10^{-5} \text{ [in/lb]}$$

Жорсткість з'єднання визначено, як величину обернену до гнучкості:

$$C = \frac{1}{f} = \frac{1}{1.58 \cdot 10^{-5}} = 63371 \left[\frac{\text{lb}}{\text{in}} \right]$$

Значення $C=63371 \text{ [lb/in]}$ використовується для задання Bush властивостей.

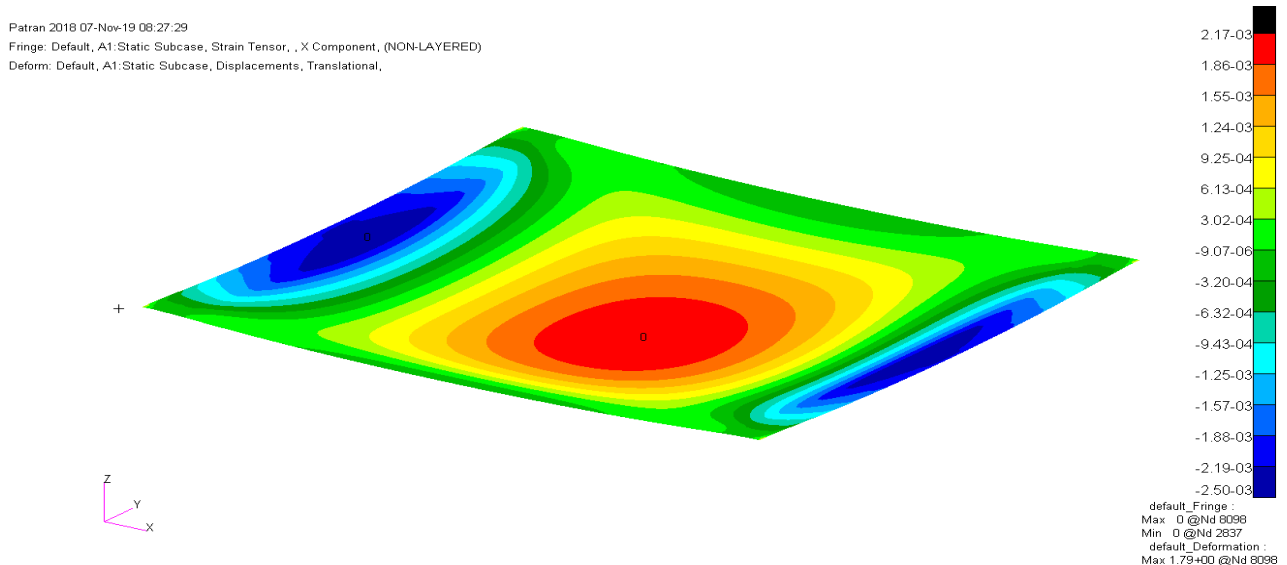


Рисунок 28 Відносні деформації зовнішньої несучої поверхні x-компонента

Patran 2018 07-Nov-19 08:28:25
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Strain Tensor, , Y Component, (NON-LAYERED)
Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,

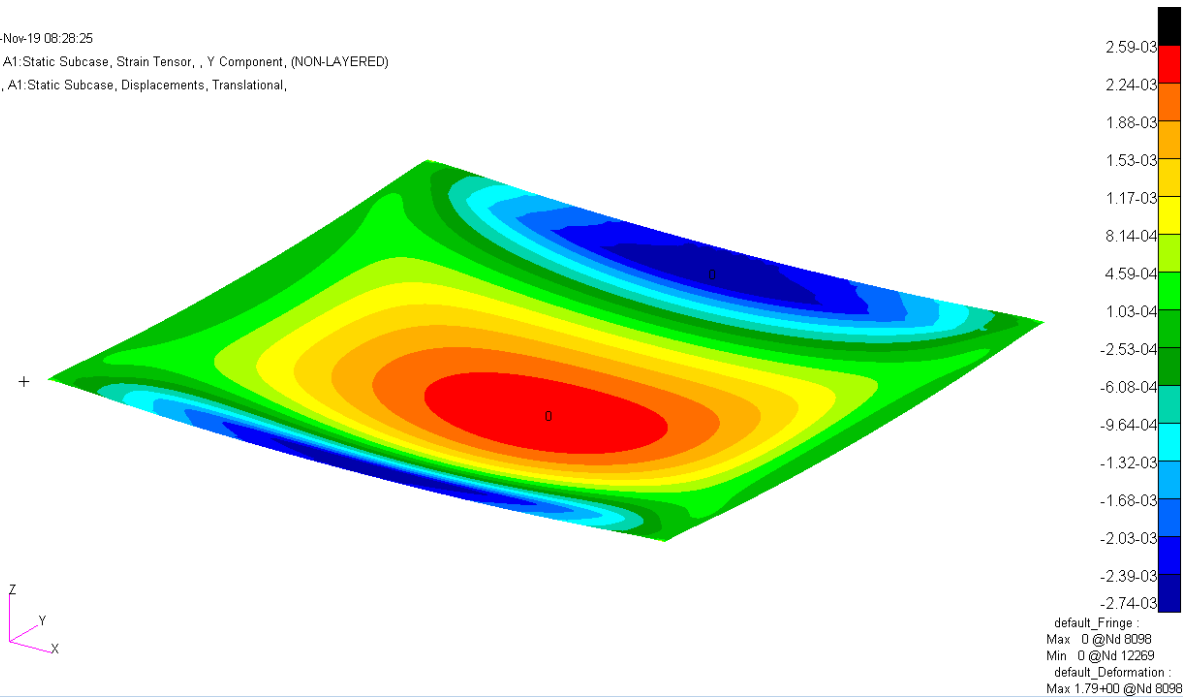


Рисунок 29 Відносні деформації зовнішньої несучої поверхні у-компонента

Patran 2018 07-Nov-19 08:29:46
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Strain Tensor, , X Component, (NON-LAYERED)
Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,

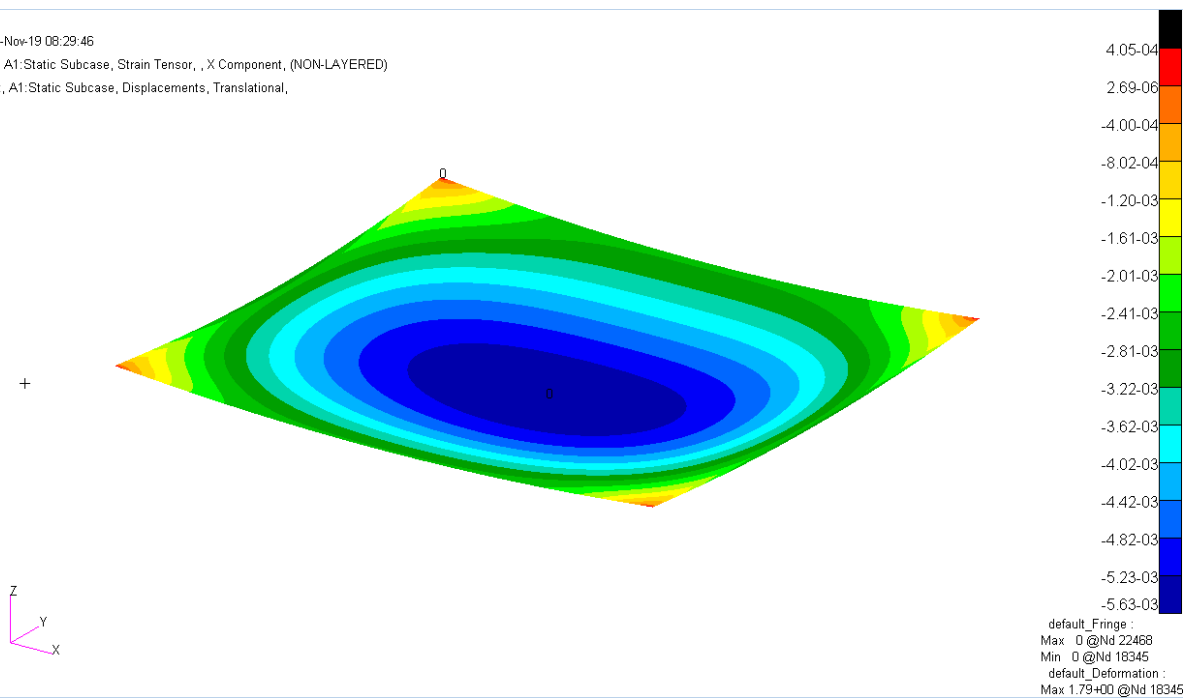


Рисунок 30 Відносні деформації внутрішньої несучої поверхні x-компонента

Patran 2018 07-Nov-19 08:30:26
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Strain Tensor, , Y Component, (NON-LAYERED)
Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,

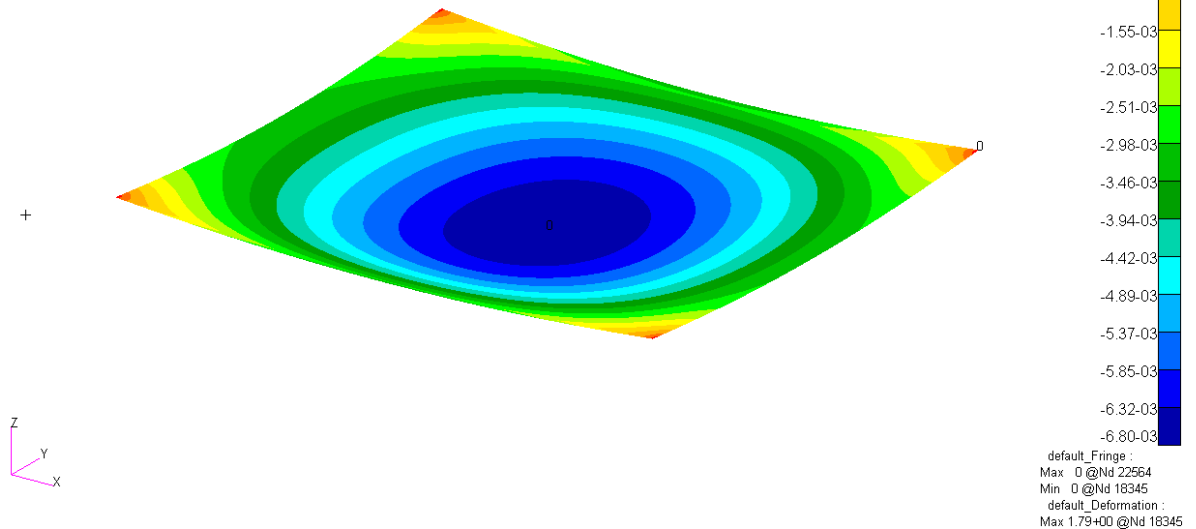


Рисунок 31 Відносні деформації внутрішньої несучої поверхні у-компонента

Відносні деформації крайової області композитної панелі становлять: x-компонента – 1220 μ -in/in, y-компонента – 1310 μ -in/in.

Patran 2018 07-Nov-19 08:38:12
Vector: Default, A1:Static Subcase, Bushing Forces, Translational, , (NON-LAYERED)

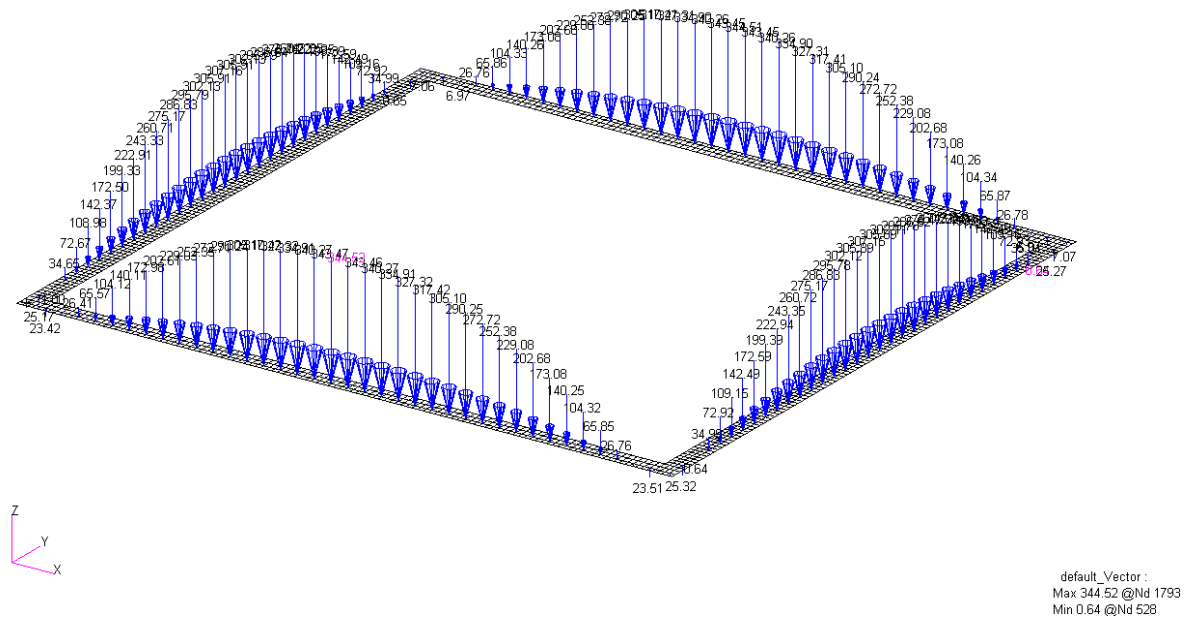


Рисунок 32 Навантаження на болти z-компонента

Маємо аналогічний розподіл навантажень до теоретичного.

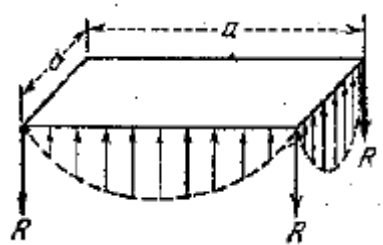


Рисунок 33 Теоретичний розподіл навантажень на опорах

4.2. Деформації від згину крила

Зображено розрахункову схему панелі навантаженою деформаціями від згину крила. Навантаження на передній та задній кромках змінюються за лінійним законом. Значення навантаження на кожному болті при різних кроках кріплення занесені у таблицю нижче.

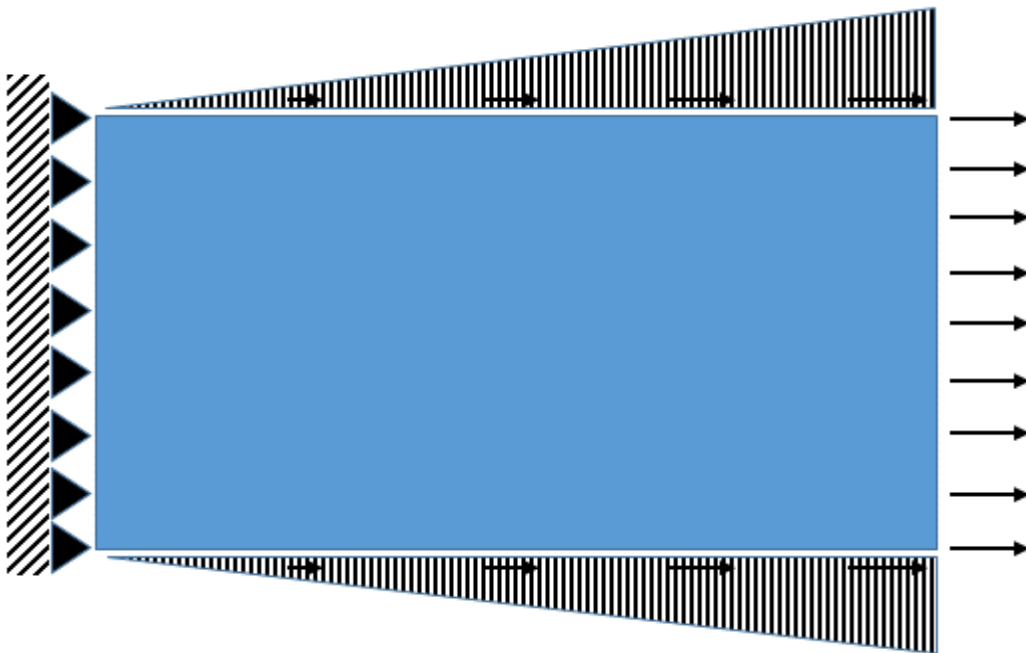


Рисунок 34 розрахункова схема панелі під дією деформацій від згину крила

Таблиця 7 розподіл навантажень на болти по лінійному закону

# of bolt	6D	8D	10D	12D
1	0	0	0	0
2	0.0034	0.0044	0.0055	0.0067
3	0.0067	0.0088	0.0111	0.0134
4	0.0101	0.0132	0.0166	0.0201
5	0.0134	0.0176	0.0222	0.0268
6	0.0168	0.0220	0.0277	0.0335
7	0.0201	0.0264	0.0333	0.0403
8	0.0235	0.0308	0.0388	0.0470
9	0.0268	0.0352	0.0443	0.0537
10	0.0302	0.0396	0.0499	0.0604
11	0.0335	0.0440	0.0554	0.0671
12	0.0369	0.0484	0.0610	0.0738
13	0.0403	0.0527	0.0665	0.0805
14	0.0436	0.0571	0.0720	0.0872
15	0.0470	0.0615	0.0776	0.0939
16	0.0503	0.0659	0.0831	0.1006
17	0.0537	0.0703	0.0887	0.1073
18	0.0570	0.0747	0.0942	0.1141
19	0.0604	0.0791	0.0998	0.1208
20	0.0637	0.0835	0.1053	0.1275
21	0.0671	0.0879	0.1108	
22	0.0704	0.0923	0.1164	
23	0.0738	0.0967	0.1219	

24	0.0772	0.1011	0.1275	
25	0.0805	0.1055		
26	0.0839	0.1099		
27	0.0872	0.1143		
28	0.0906	0.1187		
29	0.0939	0.1231		
30	0.0973	0.1275		
31	0.1006			
32	0.1040			
33	0.1073			
34	0.1107			
35	0.1141			
36	0.1174			
37	0.1208			
38	0.1241			
39	0.1275			

Деформація зовнішньої несучої поверхні вздовж осі Ox .

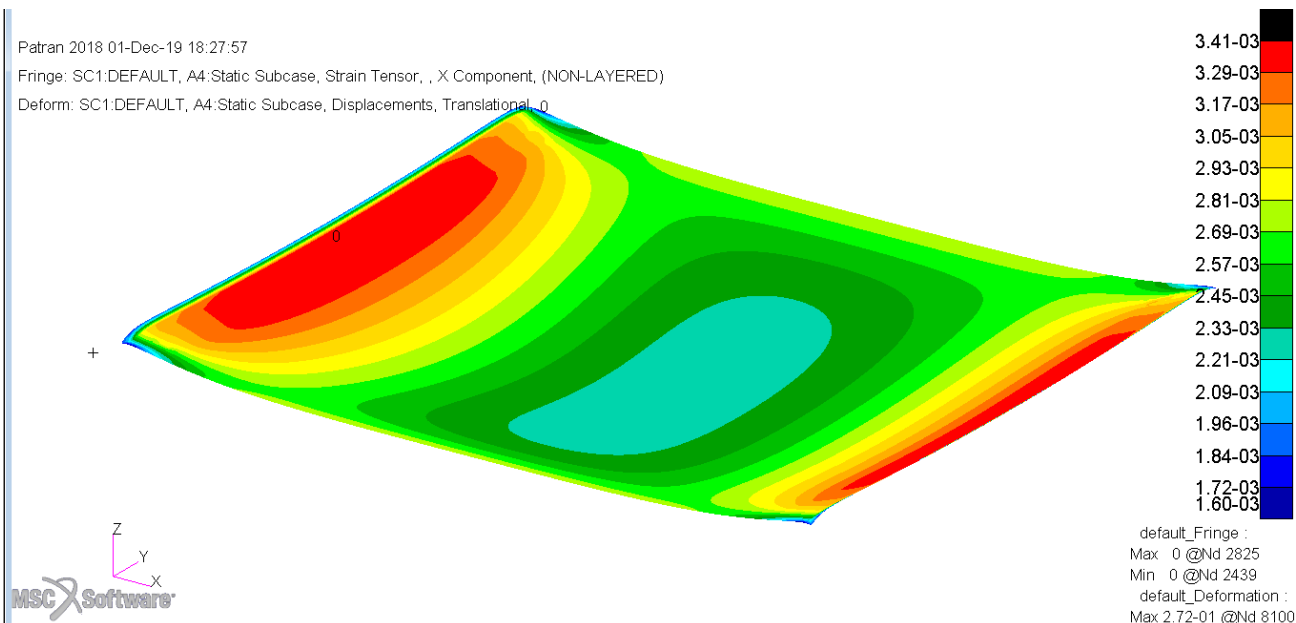


Рисунок 35 Відносні деформації зовнішньої несучої поверхні x-компонента

Деформація зовнішньої несучої поверхні вздовж осі Ox .

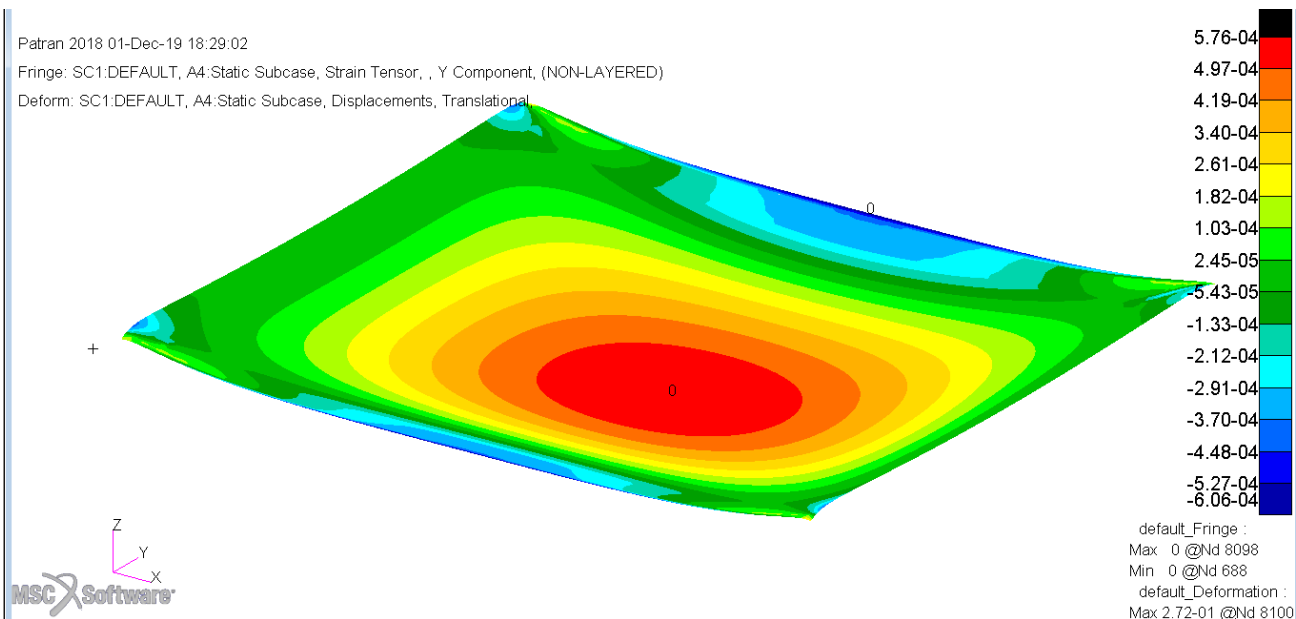


Рисунок 36 Відносні деформації зовнішньої несучої поверхні y-компонента.

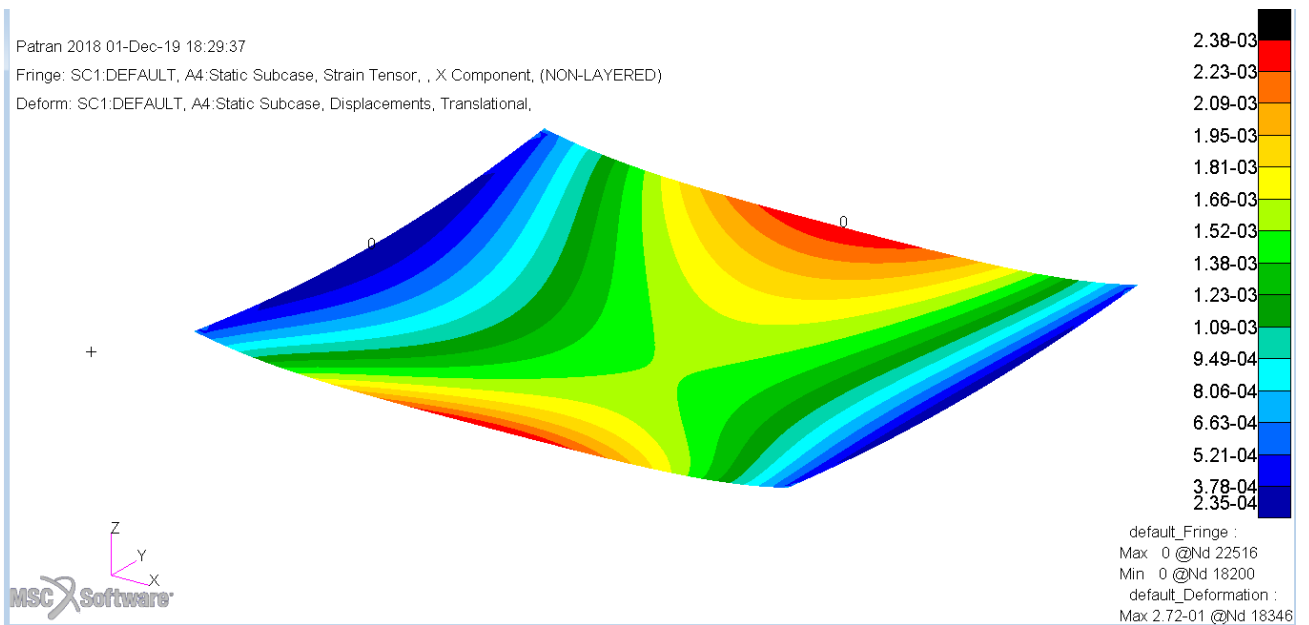


Рисунок 37 Відносні деформації внутрішньої несучої поверхні x-компонента

Деформація внутрішньої несучої поверхні вздовж осі Ox .

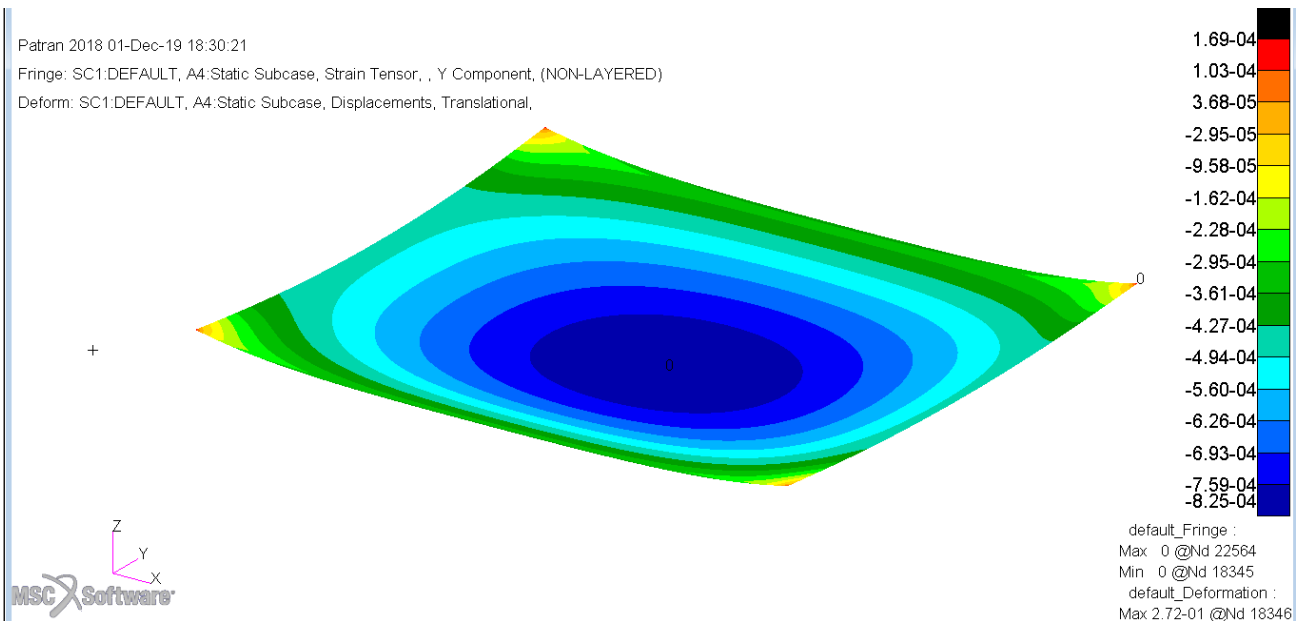


Рисунок 38 Відносні деформації внутрішньої несучої поверхні y-компонента

Деформація крайової області панелі вздовж осі Ox .

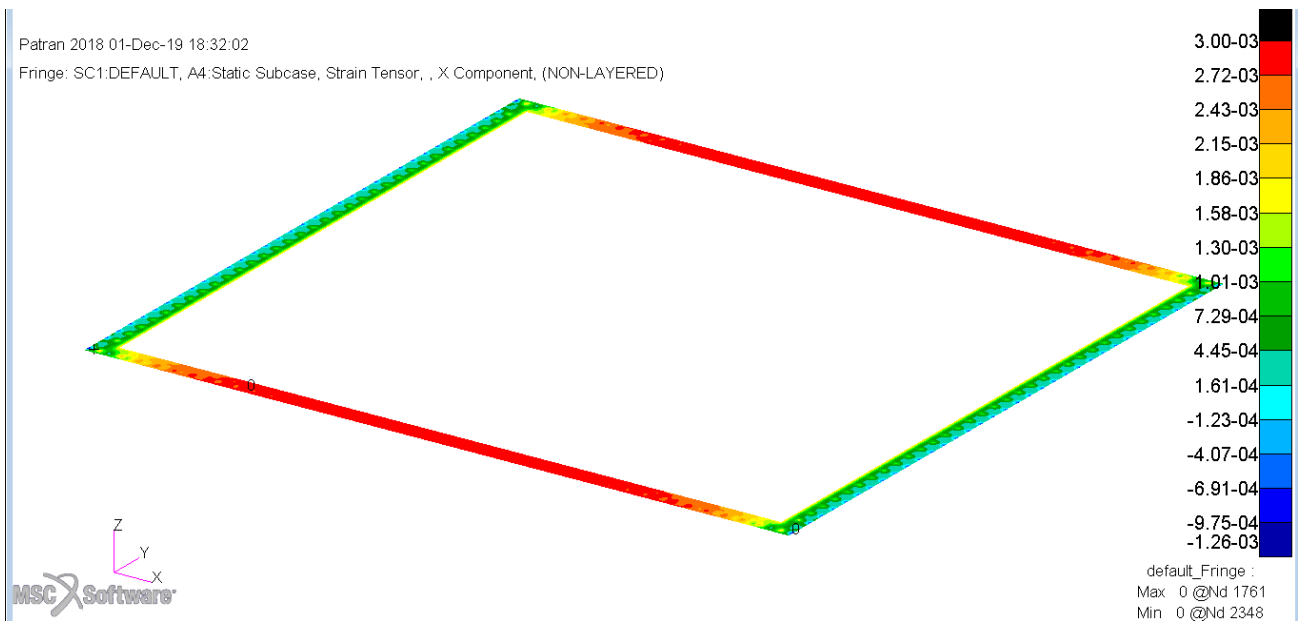


Рисунок 39 Відносні деформації крайової області x-компонента
 Деформація крайової облсті панелі вздовж осі Ox .

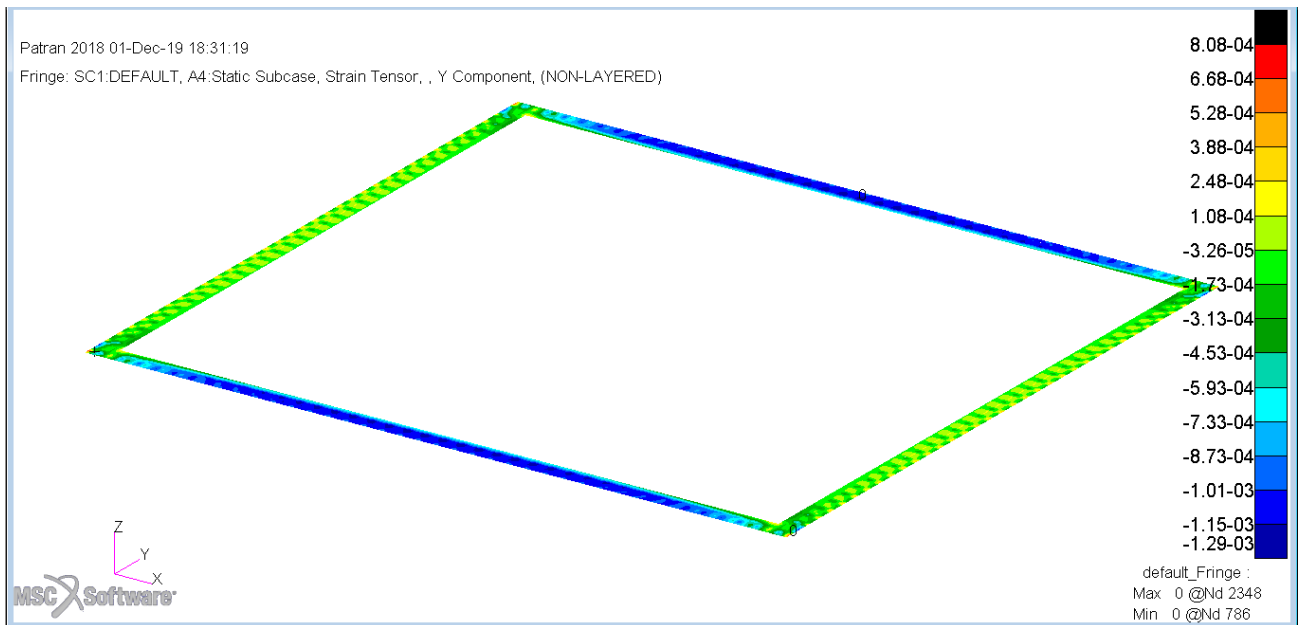


Рисунок 40 Відносні деформації крайової області y-компонента
 Зусилля на болтах.

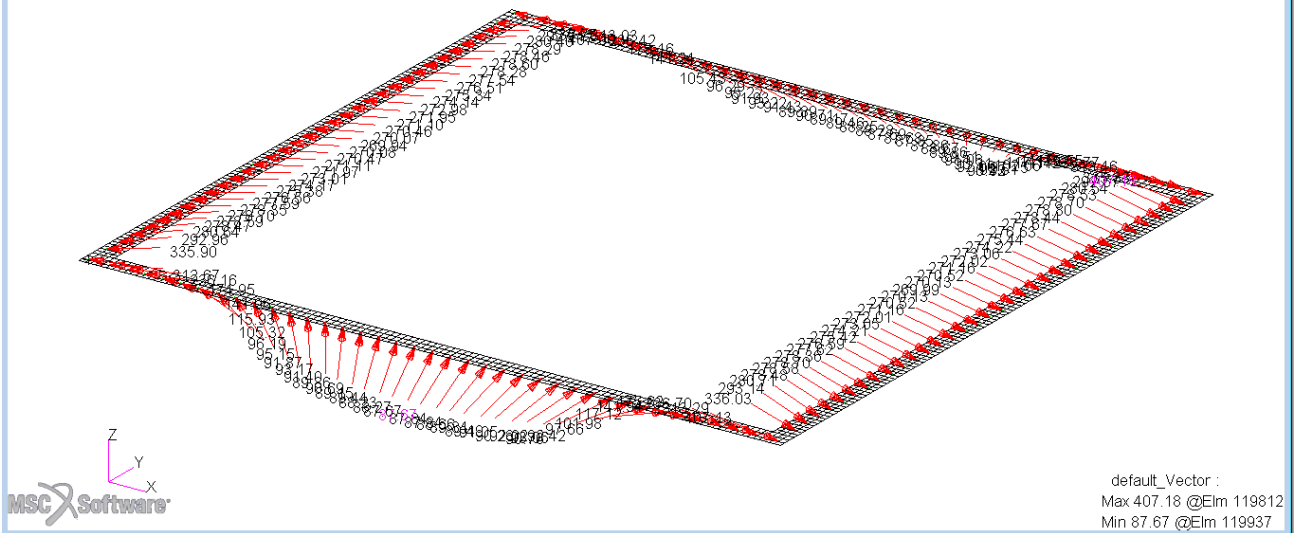


Рисунок 41 Розподіл навантажень на болтах

5. Графіки

Отримані значення відносних деформацій та навантажень занесені у таблицю результатів. Розглядалися два види навантаження – аеродинамічний тиск та деформації спричинені від згину крила.

Таблиця 8 Результати розрахунку панелі під тиском

Випадок з усіма болтами

		6D	8D	10D	12D
ϵ_{OFS} , [μ -in/in]	x-comp	2170	2250	2340	2420
	y-comp	2590	2680	2770	2850
ϵ_{IFS} , [μ -in/in]	x-comp	-5630	-5730	-5850	-5910
	y-comp	-6800	-6840	-6860	-6910
ϵ_{EB} , [μ -in/in]	x-comp	1220	1730	2120	2480
	y-comp	1310	1870	2360	2670
P_{MAX_bolt} , [lb]	aft edge	345	450	566	649
	side edge	307	402	490	574

Випадок з втраченим болтом на задній кромці

		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [μ -in/in]	x-comp	2180	2270	2370	2450
	y-comp	2600	2690	2790	2870
ε_{IFS} , [μ -in/in]	x-comp	-5660	-5780	-5940	-6020
	y-comp	-6780	-6810	-6800	-6840
ε_{EB} , [μ -in/in]	x-comp	1220	1740	2130	2500
	y-comp	1590	2160	2690	3050
P_{MAX_bolt} , [lb]	aft edge	386	505	637	740
	side edge	308	401	491	576

Випадок з втраченим болтом на боковій кромці

		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [μ -in/in]	x-comp	2170	2260	2350	2420
	y-comp	2600	2690	2790	2880
ε_{IFS} , [μ -in/in]	x-comp	-5610	-5700	-5810	-5850
	y-comp	-6830	-6890	-6920	-7000
ε_{EB} , [μ -in/in]	x-comp	1480	2010	2450	2830
	y-comp	1310	1870	2370	2690
P_{MAX_bolt} , [lb]	aft edge	345	451	567	650
	side edge	348	454	558	659

Таблиця 9 Результати розрахунків панелі під дією деформацій крила

Випадок з усіма болтами

		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [μ -in/in]	x-comp	3960	4210	4250	4080
	y-comp	-771	-751	-769	-828
ε_{IFS} , [μ -in/in]	x-comp	2750	2700	2650	2690
	y-comp	-1120	-1110	-1100	-1080
ε_{EB} , [μ -in/in]	x-comp	3860	4650	4870	5160
	y-comp	-1570	-1910	-2000	-2100
P_{MAX_bolt} , [lb]	aft edge	8080	8080	8080	8080
	side edge	7231	6965	6673	6375

Випадок з втраченим болтом на задній кромці

		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [μ -in/in]	x-comp	3960	4210	4250	4080
	y-comp	-771	-752	-775	-836
ε_{IFS} , [μ -in/in]	x-comp	2750	2700	2660	2710
	y-comp	-1120	-1110	-1100	-1080
ε_{EB} , [μ -in/in]	x-comp	3860	4650	4870	5160
	y-comp	-1570	-1910	-2000	-2100
P_{MAX_bolt} , [lb]	aft edge	8080	8080	8080	8080
	side edge	7015	6686	6324	5950

Випадок з втраченим болтом на боковій кромці

		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [μ -in/in]	x-comp	3960	4210	4250	4220
	y-comp	-772	-752	-769	-890
ε_{IFS} , [μ -in/in]	x-comp	2750	2700	2650	2960
	y-comp	-1120	-1110	-1100	-1070
ε_{EB} , [μ -in/in]	x-comp	3860	4650	4870	5170
	y-comp	-1570	-1910	-2010	-2100
P_{MAX_bolt} , [lb]	aft edge	8080	8080	8080	8080
	side edge	7231	6965	6673	6375

Допустимі значення відносних деформацій при осьовому навантаженні та згині несучих поверхонь становить 7000 [μ -in/in]. Для крайової області панелі допустимі осьові деформації становлять 7358 [μ -in/in], при згині – 11985 [μ -in/in]. Порівнюючи ці значення з занесеними у таблицю робимо висновок, що руйнування не повинно відбуватися. Допустимі значення розтягуючих напружень на болти становить 160 [ksi]. Радіус перерізу болта – 0.19 [in]. Руйнування болтів не відбувається.

Будувалися графіки відхилень відносних деформацій та навантажень при втраті болта від цих величин з усіма болтами.

$$\delta = \frac{(b - a) \cdot 100\%}{a}$$

a – величина (відносна деформація, навантаження), яка отримана при розрахунку панелі без втрати болтів;

b – величина, яка отримана при розрахунку панелі з втратою болтів.

Для прикладу визначено зміну відносних деформацій зовнішнього лицьового листа, коли панель навантажена тиском (pressure load), крок болтів дорівнює 6D, а втрачений болт знаходився на задній кромці.

$a=2170 \mu\text{-in/in}$, $b=2180 \mu\text{-in/in}$

$$\delta = \frac{(2180 - 2170) \cdot 100\%}{2170} = 0.46\%$$

Таким чином визначено різницю між величинами, які отримані при розрахунку панелі з втраченим болтом на задній кромці та з усіма болтами.

Таблиця 10 Зміна деформацій та навантажень від тиску після втрати болта

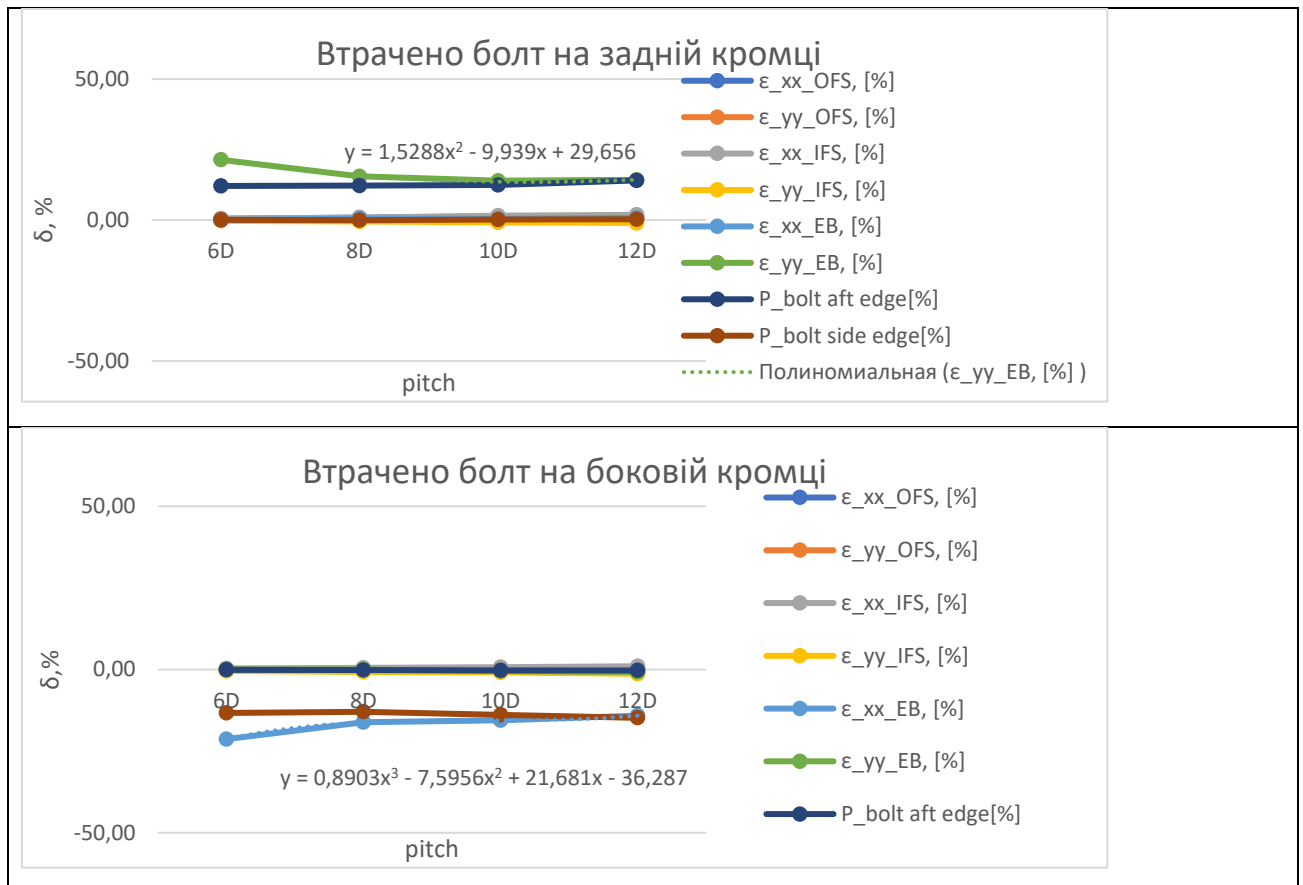
Випадок з втраченим болтом на задній кромці

		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [%]	x-comp	0.46	0.89	1.28	1.24
	y-comp	0.39	0.37	0.72	0.70
ε_{IFS} , [%]	x-comp	0.53	0.87	1.54	1.86
	y-comp	-0.29	-0.44	-0.87	-1.01
ε_{EB} , [%]	x-comp	0.00	0.58	0.47	0.81
	y-comp	21.37	15.51	13.98	14.23
P_{MAX_bolt} , [%]	aft edge	12.09	12.22	12.48	14.07
	side edge	0.12	-0.05	0.25	0.31

Випадок з втраченим болтом на боковій кромці

		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [%]	x-comp	0.00	-0.44	-0.43	0.00
	y-comp	-0.39	-0.37	-0.72	-1.05
ε_{IFS} , [%]	x-comp	0.36	0.52	0.68	1.02
	y-comp	-0.44	-0.73	-0.87	-1.30
ε_{EB} , [%]	x-comp	-21.31	-16.18	-15.57	-14.11
	y-comp	0.00	0.00	-0.42	-0.75
P_{MAX_bolt} , [%]	aft edge	-0.09	-0.16	-0.24	-0.28
	side edge	-13.30	-12.94	-13.84	-14.79

Таблиця 11 Графіки зміни деформацій панелі та навантажень на болти під тиском



В результаті дослідів отримали такі залежності зміни відносних деформацій складових частин сендвіч-панелі та навантажень на болти. Найбільші зміни бачимо для відносних деформацій крайової області панелі. Причому, якщо болт втрачено на задній кромці, то найбільші зміни для

деформацій вздовж осі Oy ; якщо болт втрачено на боковій кромці, то найбільші зміни деформацій вздовж осі Ox .

Це обумовлено тим, що навантаження від аеродинамічного тиску викликає мембранні внутрішні зусилля, які діють вздовж осей Ox та Oy . Втрата болта зменшує жорсткість кромки, через що збільшуються деформації вздовж певної осі. Вздовж двох напрямків панель розтягується від аеродинамічного тиску. Зміна деформацій в залежності від кроку вздовж Oy зменшується, у той час коли вздовж Ox збільшується.

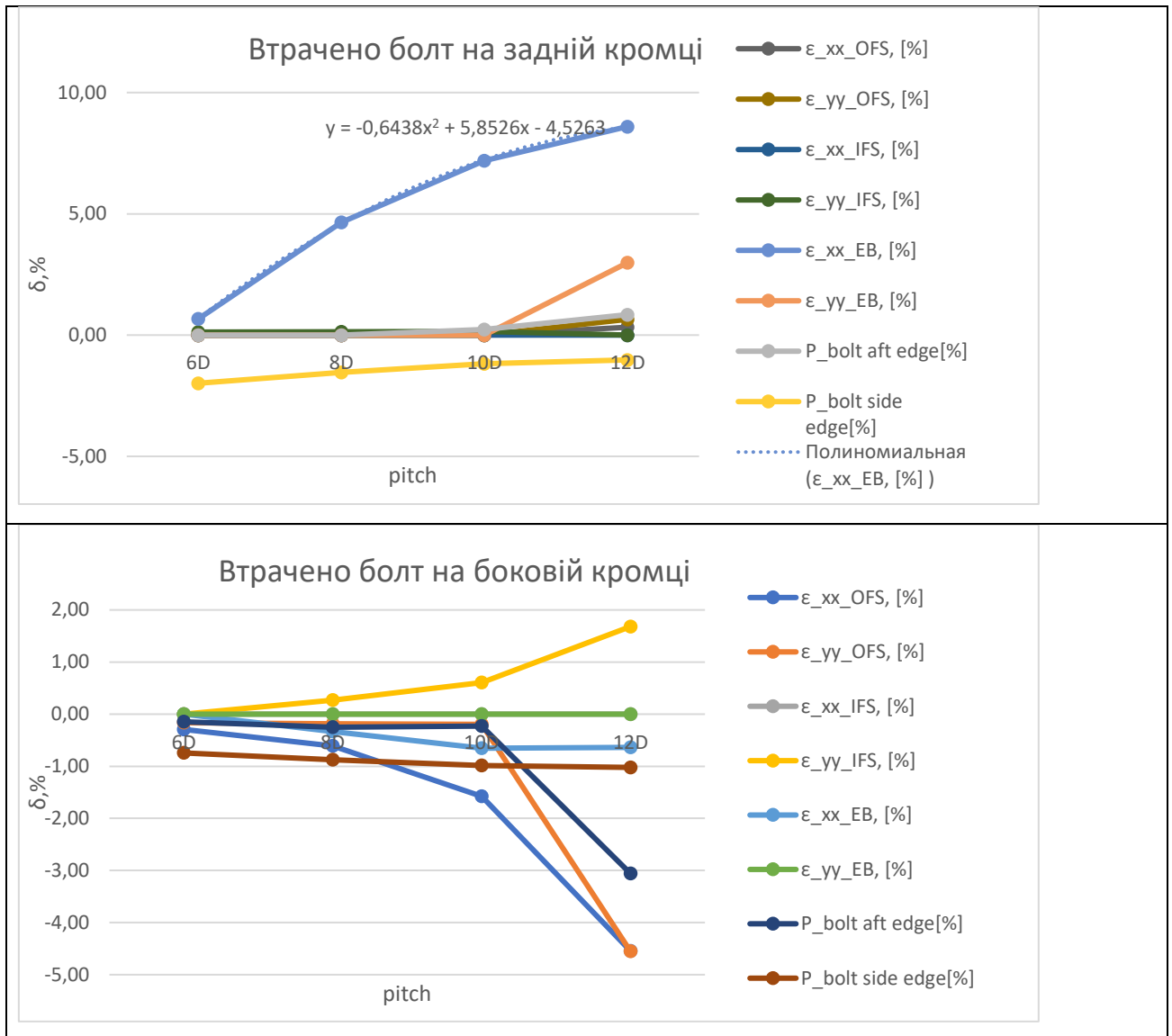
Максимальне навантаження на болт також значно змінюється, через розподіл навантажень.

Таблиця 12 Зміна деформацій та навантажень крила після втрати болта під згином крила

Випадок з втраченим болтом на задній кромці					
		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [%]	x-comp	0.00	0.00	0.00	0.32
	y-comp	0.00	0.00	0.00	0.65
ε_{IFS} , [%]	x-comp	0.00	0.00	0.00	0.00
	y-comp	0.12	0.13	0.15	0.00
ε_{EB} , [%]	x-comp	0.67	4.65	7.19	8.60
	y-comp	0.00	0.00	0.00	2.99
P_{MAX_bolt} , [%]	aft edge	0.00	0.00	0.23	0.84
	side edge	-1.99	-1.53	-1.19	-1.02

Випадок з втраченим болтом на боковій кромці					
		6D	8D	10D	12D
ε_{OFS} , [%]	x-comp	-0.29	-0.61	-1.58	-4.55
	y-comp	-0.17	-0.18	-0.20	-4.55
ε_{IFS} , [%]	x-comp	0.00	0.00	0.00	0.00
	y-comp	0.00	0.27	0.61	1.68
ε_{EB} , [%]	x-comp	0.00	-0.33	-0.65	-0.64
	y-comp	0.00	0.00	0.00	0.00
P_{MAX_bolt} , [%]	aft edge	-0.15	-0.25	-0.23	-3.06
	side edge	-0.74	-0.88	-0.99	-1.02

Таблиця 13 Графіки зміни деформацій та навантажень на болти під згином крила



Отримали такі залежності зміни відносних деформацій складових частин сендвіч-панелі та навантажень на болти. Найбільші зміни бачимо для відносних деформацій крайової області панелі. Причому, якщо болт втрачено на задній кромці, то найбільші зміни для деформацій вздовж осі Oy; якщо болт втрачено на боковій кромці, то найбільші зміни деформацій вздовж осі Ox.

Очікувалось, що втрата болтів буде найбільше впливати на зміну відносних деформацій крайової області, але бачимо що крива цих деформацій

перетинається з зусиллями у болтах та для кроку кріплення 12D значення деформацій крайової області та зовнішньої несучої поверхні приймають майже одне значення.

РОЗДІЛ ЧЕТВЕРТИЙ

4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

4.1 Опис ідеї проекту

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

Таблиця 4.1 Опис стартап-проекту

Зміст проекту	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Оцінка зміни внутрішніх напружень при втраті кріпильних деталей від кроку кріплення	Машинобудівна галузь	1) Оцінка зміни внутрішніх зусиль від кроку кріплення
		2) Врахування варіацій режимів навантаження

Запропонована автором отримана залежність дозволяє визначити зміну внутрішніх зусиль при втраті кріпильних деталей при певному кроку кріплення. Ці значення можуть використовуватись для оцінки міцності панелі, навантаженої аеродинамічним тиском та згином крила.

4.2 Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

В табл. 4.2 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентом №1

Таблиця 4.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	W	N	S
1.	Грошові витрати		—	Мій проект та конкурент
2	Складність розрахунку	—	—	—
3	Точна оцінка зміни внутрішніх зусиль	Мій проект	—	Конкурент

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 4.3

Таблиця 4.3 технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1.	Використання залежності, яка дозволяє визначити зміну внутрішніх зусиль від втрати кріпильних деталей при певному кроку кріплення.	Теоретичний розрахунок	є	є
		Практичне використання		
Обрана технологія може бути реалізована				

По показникам характеристики стану ринку можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

Визначення потенційних груп клієнтів.

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є літальні апарати. Надалі визначимо потенційні групи клієнтів (табл. 4.5)

Таблиця 4.5 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Втрата кіпильних деталей на хвостовій частині крила	Машинобудівна галузь	фінанси	Точність та розширення можливостей абсолютного використання ресурсу

Після визначення потенційних груп клієнтів проводимо аналіз ринкового середовища, складаємо таблицю факторів, що допоможуть виходу проекту на ринок, та врахування факторів, що цьому можуть перешкодити (табл. 4.6)

Таблиця 4.6 Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Збільшення собівартості	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючих методик
2.	Розробка покращеної методики		

Таблиця 4.7 Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Не потребує великих затрат на використання	Економність	Гідна оплата праці
2.	Підвищений попит у галузі машинобудування	Проведення ремонтних робіт	Збільшення кількості літаків, яким дозволено літати

Надалі проведемо аналіз пропозиції, визначивши загальні риси конкуренції на ринку (табл.4.8).

Таблиця 4.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції олігополія	Невелика кількість підприємств, які ведуть між собою здебільшого нецінову конкуренцію.	Не відрізняється помітним впливом
Національний рівень конкурентної боротьби	Даний ринок достатньо відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться між методиками розрахунків	Заощадження коштів в наслідок введення методики
Товаро-родова конкуренція за видом методики	Здатність задовольнити потреби галузі	Не велика кількість конкурентів
Нецінова конкуренція	Підвищення якості методики в порівнянні з іншими	Робота над постійним покращенням методики
Марочна інтенсивність	Розглядаємо в якості конкурентів схожі методики	Незалежність від ринку

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 немає	Укрзалізниця	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.

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл.4.9, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту табл.4.2, вимог споживачів до товару табл.4.5 та факторів маркетингового середовища табл.4.6-4.7 визначаємо та

обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлюється в табл.4.10.

Таблиця 4.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Менша потреба у витратах	Для методики розрахунку мала необхідність в затратах
2	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл.4.10) проведемо аналіз сильних та слабких сторін мого стартап-проекту (табл.4.11).

Таблиця 4.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	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: відсутність 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.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл.4.13).

Таблиця 4.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічне ознайомлення, перевірка з існуючими методиками (аналогами), державне затвердження	Висока	5 місяці
2	Публічне ознайомлення, перевірка на справжньому експерименті, державне затвердження	Висока	2 роки

Із зазначених альтернатив виберемо першу, бо отримання ресурсів є більш простим та ймовірним а строки реалізації – більш стислими.

4.3 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл.4.14).

Таблиця 4.14. 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	Повністю готові	Високий	Середня	Просто

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку (табл.4.15).

Таблиця 4.15. Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 70-80 %	Конк.№1	Спеціалізація

Далі виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл.4.16).

Таблиця 4.16. 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.

4.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у табл.4.17 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 4.17. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
---	---------	----------------------------	-------------------------------------

п/п			
1	Не потребує великих затрат на розрахунки	Зменшення собівартості	Достойна оплата праці
2	Підвищений попит у галузі машинобудування	Збільшення виробництва та ремонту	Збільшення кількості працівників

Далі визначаємо оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення (табл.4.18).

Таблиця 4.18. Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
Одноразова покупка	Інформування	Глибока	Державне затвердження методики

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл.4.19).

Таблиця 4.19. Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Комунікабельні	Мережа інтернет, наукові праці	Реклама методика на конференціях	Розширення цільових клієнтів	Показати, що інша методика краща та доцільніша

Результати маркетингового дослідження:

- даний стартап-проект є актуальним, тому що може вивести машинобудівну галузь на наступну сходинку
- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, прибутковим.

ВИСНОВКИ

Використання таких панелей у літакобудуванні поширене через меншу вагу, порівняно з панелями підкріпленими стрінгерами. Але панелі зі стільниковим заповнювачем мають свої недоліки, головний з яких складність у виготовленні. Панель виготовлена із стекловолокна.

Кожний елемент (несучі поверхні, стільниковий заповнювач, крайова області) розглянутої панелі потребує певних перевірок на міцність та на втрату стійкості. Розглянута панель – вторинна конструкція, яка не сприймає великі навантаження, а передає їх на інші елементи конструкції літака. Через це розглянута композитна панель не потребує перевірок на втрату стійкості.

Для досліджень використовувалась модель скінченних елементів композитної панелі із стільниковим заповнювачем. Для спрощення розрахунків аналітичним способом та побудови моделі були використані наступні спрощення:

- розглядалася панель прямокутної форми;
- стільниковий заповнювач моделювався як суцільне тверде тіло з певними властивостями ортотропного матеріалу.

У роботі проведена валідація моделі скінченних елементів композитної панелі навантаженої аеродинамічним тиском. Проведене порівняння результатів отриманих аналітичним способом та методом скінченних елементів для спрощеної моделі.

Для дослідів використовувалась ускладнена модель панелі, до складу якої увійшли, крім елементів спрощеної моделі, рампа та крайова область з болтами. Модель навантажувалась аеродинамічним тиском та деформаціями від згину

крила. Було розглянуто 4 конфігурації із кроком кріплення $6D$, $8D$, $10D$ та $12D$ (D – діаметр болта).

Визначена залежність зміни відносних деформацій несучих поверхонь, крайової області та зусиль на болтах від кроку кріплення. З отриманих графіків зроблено висновок, що найбільший вплив втрата кріпильної деталі чинить на крайову область панелі, яка має безпосередній зв'язок з болтами.

Не вийшло знайти залежність зміни відносних деформацій при втраті болтів від кроку кріплення. Модель панелі потребує удосконалення.

Отримані значення можуть бути використані для перевірок на міцність елементів панелі.

Використаний об'єкт досліджень має такі недоліки: не оптимізована сітка скінченних елементів; модель має tet-елементи, яких можна позбутися розділивши їх навпіл та об'єднавши із найближчим wedge-елементом. Необхідно провести валідацію властивостей крайової області панелі.

ЛІТЕРАТУРА

1. О. А. Гребеньков Конструкция самолетов. – Москва: Машиностроение, 1984. – 239с.
2. А. О. Лебедев, М. І. Бобир, В. П. Ламашевський Механіка матеріалів – Київ: НТУУ «КПІ», 2006. – 287с.
3. С. П. Тимошенко, С. Войновский-Кригер Пластинки и оболочки – Москва: Наука, 1966. – 632с.
4. J. N. Reddy Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis – 2004 by CRC Press LLC. – 832p.
5. Analysis of Sandwich Structures Stephen Ward, SW Composites and Lawrence Gintert, Concurrent Technologies Corporation. – ASM Handbook, Volume 21: Composites; D. B. Miracle and S.L. Donaldson, editors, p308-320.
6. Aerospace in engineering. Fastener modeling in Nastran. [Електронний ресурс] - <https://www.aerospacengineering.net/fastener-modelling-in-nastran/?lang=ru>
7. Г.С. Писаренко, А.П. Яковлев, В.В. Матвеев. Справочник по сопротивлению материалов. – Киев: Наукова думка, 1988. – 735с.
8. Michael C. Y. Niu - Composite Airframe Structures. – Conmilit Press LTD, 1992. – 664p.
9. Michael C. Y. Niu – Airframe Structural Design. – Conmilit Press LTD, 1995. – 612p.
10. Г.И. Житомирский. Конструкция самолетов. – Москва: Машиностроение, 1995. – 415с.