

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

**НАВЧАЛЬНО-НАУКОВИЙ МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ДИНАМІКИ І МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ**

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ Сергій ПИСКУНОВ
«__» _____ 2021 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Динаміка і міцність машин»

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

**на тему: «Визначення оптимальних параметрів з'єднання елементів
конструкції літака із композитних матеріалів при розрахунках на міцність»**

Виконав:
студент VI курсу, групи МП-02мп
Ярусевич Данило Анатолійович _____

Керівник:
д.т.н., проф.
Крищук Микола Георгійович _____

Рецензент:
д.т.н., проф.
Данильченко Юрій Михайлович

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

Студент _____

Київ – 2021 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут
Кафедра динаміки і міцності машин та опору матеріалів

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Динаміка і міцність машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Сергій ПИСКУНОВ

«___» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Ярусевичу Данилу Анатолійовичу

1. Тема дисертації «Визначення оптимальних параметрів з'єднання елементів конструкції літака із композитних матеріалів при розрахунках на міцність», науковий керівник дисертації Крищук Микола Георгійович, д.т.н., проф., затверджені наказом по університету від 01.11.2021 р. № 3611-с.

2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2021 р.

3. Об'єкт дослідження: з'єднання композит – композит.

4. Предмет дослідження: Визначення оптимальних параметрів з'єднання композит – композит.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити:

- 1) Огляд сучасного стану використання композитних матеріалів та з'єднань на їх основі.
- 2) Огляд методів розрахунку з'єднань композит - композит.
- 3) Дослідження впливу різних параметрів на розподіл зусиль між з'єднувальними елементами. Додаткові перевірки для з'єднань композит-композит.
- 4) Рекомендації щодо оптимального конструктивного виконання з'єднання композит-композит.
- 5) Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу – 6 і більше.

7. Орієнтовний перелік публікацій – 1 і більше.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.21 – 20.10.21	
2	Створення темпліту для розрахунку з'єднання композит-композит з 4-ма кріпильними елементами	21.10.21 – 10.11.21	
3	Дослідження впливу різних параметрів на розподіл зусиль в кріпильних елементах. Додаткові перевірки	11.11.21 – 20.11.21	
4	Розробка алгоритму вибору оптимального конструктивного виконання з'єднання композит-композит	21.11.21 – 26.11.21	
5	Стартап-проект та висновки	27.11.21 – 10.12.21	

Студент

Данило ЯРУСЕВИЧ

Науковий керівник

Микола КРИЩУК

Анотація

Дипломна робота містить 86 сторінок, 25 таблиць, 54 рисунків, список використаної літератури з 13 найменувань.

Актуальність роботи полягає в тому, що сучасне літакобудування дуже важко уявити без використання композитних матеріалів. Такі матеріали виготовляються шляхом об'єднання двох або більше матеріалів, які можуть мати різні властивості, задля отримання матеріалу, властивостей якого не існує в природі. Композитні матеріали ідеально вписуються в концепцію літакобудування, адже одним із важливих факторів при виборі матеріалу в даній сфері є відношення міцності матеріалу до його ваги.

Метою дипломної роботи є надання рекомендацій щодо оптимальних параметрів з'єднання типу композит-композит для елементів конструкції літака.

Об'єктом дослідження є одновимірна модель з'єднання конструкції, виготовленої з композитних матеріалів. Дослідження проводиться аналітичними методами розрахунку в Excel, результати якого перевіряються існуючими програмними комплексами. Універсальність такого методу полягає в тому, що використовуються методи, які не передбачають використання дорогого програмного забезпечення.

Ключові слова: *оптимальні параметри, з'єднання елементів конструкції з композитних матеріалів, композитні матеріали.*

Abstract

The thesis contains 86 pages, 25 tables, 54 figures, a list of references from 31 titles.

The relevance of the work lies in the fact that modern aircraft construction is very difficult to imagine without the use of composite materials. Such materials are made by combining two or more materials that may have different properties to produce a material whose properties do not exist in nature. Composite materials perfectly fit into the concept of aircraft construction, because one of the most important factors when choosing a material in this area is the ratio of the strength of the material to its weight.

The purpose of the thesis is to provide recommendations on the optimal parameters of the composite - composite connection for aircraft structural elements.

The object of research is a one-dimensional model of the connection of a structure made of composite materials. The study is conducted using analytical calculation methods in Excel, the results of which are checked by existing software packages. The versatility of this method lies in the fact that methods are used that do not involve the use of expensive software.

Keywords: *optimal parameters, connection of structural elements made of composite materials, composite materials.*

Зміст

ВСТУП	8
1. ЗАГАЛЬНІ УЯВЛЕННЯ ПРО КОМПОЗИТИ	9
1.1 Загальні положення	9
1.2 Армуючі елементи, які використовуються в композитних матеріалах	9
1.3 Матриці, які використовуються в композитних матеріалах	11
2. ПРАВИЛА, РЕКОМЕНДАЦІЇ ТА ОСОБЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ ПАКЕТІВ МОНОШАРІВ	13
3. ЗАСТОСУВАННЯ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ В АВІАБУДУВАННІ.....	16
4. З'ЄДНАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ІЗ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ.....	19
4.1 Суцільні з'єднання	19
4.2 Механічні з'єднання.....	22
4.3 Комбіновані з'єднання	24
5. ОГЛЯД МЕТОДІВ РОЗРАХУНКУ З'ЄДНАНЬ КОМПОЗИТ-КОМПОЗИТ.....	25
5.1 Визначення пружних характеристик пакета моношарів	25
5.2 Визначення податливості (жорсткостей) деталей, що з'єднуються і їх з'єднувальних елементів	33
5.3 Розрахунок з'єднання з композитних матеріалів з використанням механічного кріплення.	40
6. ОГЛЯД КОМП'ЮТЕРНИХ ПРОГРАМ З РОЗРАХУНКУ З'ЄДНАНЬ КОМПОЗИТ- КОМПОЗИТ.....	46
6.1 Загальні відомості про розрахунок композитних матеріалів з використанням MSE.....	46
6.2 Порівняння аналітичного і JOLT / TНІКАL результатів розрахунку з'єднання композитних матеріалів	50
7. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ РІЗНИХ ПАРАМЕТРІВ НА РОЗПОДІЛ ЗУСИЛЬ МІЖ З'ЄДНУВАЛЬНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ. ДОДАТКОВІ ПЕРЕВІРКИ ДЛЯ З'ЄДНАНЬ КОМПОЗИТ-КОМПОЗИТ	54
7.1 Дослідницька частина	54
7.2 Додаткові перевірки для з'єднання композит-композит.....	63
8. РЕКОМЕНДАЦІЇ ЩОДО ОПТИМАЛЬНОГО КОНСТРУКТИВНОГО ВИКОНАННЯ З'ЄДНАННЯ КОМПОЗИТ-КОМПОЗИТ.....	69
9. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ	72
9.1 Опис ідеї проекту	72
9.2 Технологічний аудит ідеї проекту	74
9.3 Аналіз можливостей на ринку для запуску стартап - проекту	74
9.4 Розроблення маркетингової програми проекту.....	80

ВИСНОВКИ.....	85
ЛІТЕРАТУРА	86

ВСТУП

На сьогоднішній день, композитні матеріали грають велику роль у нашому житті. В світі існує велика кількість матеріалів з різними фізичними і механічними властивостями, а завдяки композитним матеріалам, людина має змогу комбінувати ті, чи інші матеріали задля досягнення матеріалом властивостей, яких нема в природі. Літак, як і кожна машина / механізм – має складові частини, з'єднання яких має вирішальну роль, адже саме з'єднаннями в більшій мірі диктує умови міцності всієї конструкції.

В цій роботі буде розглянуто основні положення про композитні матеріали, їх розрахунок та дано рекомендації щодо оптимальних параметрів з'єднання елементів конструкції в літакобудуванні. Саме правильно оптимізоване з'єднання є надзвичайно важливим елементом конструкції, адже воно напряду впливає на вагову і міцнісну ефективність конструкції.

1. ЗАГАЛЬНІ УЯВЛЕННЯ ПРО КОМПОЗИТИ

1.1 Загальні положення

Композитний матеріал (КМ) – неоднорідний суцільний матеріал, що складається з декількох компонентів які мають чітку межу розділу фаз, серед яких можна виділити армуючі елементи, що забезпечують необхідні механічні характеристики матеріалу і матрицю, яка виступає у ролі зв'язувальної речовини, яка забезпечує спільну роботу цих елементів. Таким чином, композитний матеріал отримує властивості, які кожен з його складових не мають окремо (кожен компонент має властивості, своє призначення, а весь композит загалом набуває нових характеристик, відмінні від складових компонентів).

Принцип утворення композитних матеріалів ґрунтується на деяких особливостях структури та властивостей міцності конструкційних матеріалів. Значний вплив на міцність конструкції дають дефекти в структурі та на поверхні матеріалу, значно зменшуючи її міцність. Відповідно до цього, чим менше деталь, тим менше дефектів вона містить, а тому волокна матеріалу з дуже малим діаметром мають міцність, яка близька до теоретичної міцності матеріалу. При умові роботи волокон, скріплених матрицею, на розтяг та стиск – виходить високоефективна за ваговими характеристиками система.

1.2 Армуючі елементи, які використовуються в композитних матеріалах

Тип армуючого елемента – одна з найважливіших характеристик композитних матеріалів, адже саме через нього в більшій мірі залежать міцність та конструкційні властивості. Правильний вибір армуючого волокна напряму залежить на ефективність конструкції. Найбільш поширеними армуючими волокнами є: скловолокно, вуглецеве волокно, борне волокно, органічне волокно.

Скловолокно формується в результаті витягування розплавленої скломаси та її швидкісного охолодження. Такі волокна стійкі до хімічної корозії та впливу навколишнього середовища. Одним з найважливіших властивостей є радіо прозорість. Невисока жорсткість даного матеріалу обмежується його застосуванням у мало відповідальних елементах конструкції, деталях інтер'єру, а також елементах, в

яких потрібна радіо прозорість, наприклад носовий купол.

Вуглеволокно формується завдяки послідовному механічному та температурному впливі на органічні волокна – віскозу та поліакрилонітрильні та вуглецеві пеки. Серед неметалевих волокон, вуглеволокно має одне з найкращих характеристик міцності і жорсткості. Композитні матеріали на основі вуглеволокна мають високу термостійкість і хімічну інертність, мають низькі коефіцієнти тертя і термічного розширення а також високу стійкість до атмосферних впливів. У такого матеріалу існують і недоліки: недостатня змащуваність поверхні, що викликає гіршу взаємодію з матрицею, порівняно з іншими волокнами; невисока міцність при зсуві; низька ударна в'язкість; гальванічна корозія при контакті з алюмінієм через різницю потенціалів. Композитні матеріали на основі вуглеволокна найчастіше використовують для виготовлення середньо- та високонавантажених елементів конструкції, до яких надаються такі вимоги, як жорсткість, статична та втомна міцність а також конструкції, що експлуатуються в умовах інтенсивного теплового впливу.

Борні волокна формують шляхом осадження бору на вольфрамову або вуглецеву нитку, яка нагрівається. До переваг використання такого армуючого елемента відносять високу міцність і жорсткість на стиск; хороше змочування матрицею, яке важливе для правильного перерозподілу навантаження на волокна; високу зсувну жорсткість, порівняно з іншими типами волокон. Серед недоліків виділяють високу ціну; також борні волокна товщі, порівняно з іншими видами волокон; мають вищу чутливість до концентраторів напружень; значне падіння механічних властивостей при температурах, що перевищують 400 °С, в результаті окислення бору. На основі цього можна прийти до висновку, що такі волокна використовуються лише в економічно і технічно обґрунтованих випадках в елементах конструкції, що працюють на стиск

Органічні волокна – високоміцні волокна на основі арамідів. До переваг використання таких волокон відносять високу міцність при розтягуванні; гарною ударною в'язкістю; негорючістю; підвищеними втомними та діелектричними властивостями. До головних недоліків відносять сорбування вологи, що призводить

до значного зменшення механічних властивостей; погане поєднання з полімерними матрицями, низькі характеристики міцності і жорсткості при роботі на стиск, порівняно ,наприклад, з скловолокном. Рекомендуються до використання в елементах конструкцій, що працюють на розтягування і вимагають ударостійкості та міцності.

На основі вищезазначених фактів отримуємо результати, представлені в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – Властивості армуючих елементів КМ

	Скловолокно	Вуглеволокно	Органічне волокно	Борне волокно
Міцність на розтяг	3	1	1	1
Модуль пружності	3	1	2	1
Міцність на стиск	2	1	3	1
Ударна міцність	2	3	1	3
Міжшаровий зсув	1	1	2	1
Щільність	3	2	1	3
Втомна міцність на розтяг	3	1	2	2

де 1 – відмінно, 2 – добре, 3 – посередньо.

1.3 Матриці, які використовуються в композитних матеріалах

Матриця є важливим компонентом композитного матеріалу. Вона служить для з'єднання армуючих волокон та забезпечення їх спільної роботи при різних видах навантажень. Саме матриця в більшій мірі визначає рівень робочих температур композиту. З підвищенням температури, міцнісні та пружні властивості матриці погіршуються, погіршується з'єднання з армуючими волокнами, що впливає на розподіл навантажень в КМ. Серед матриць, найбільш поширеними є полімерні матриці, серед яких: поліефірні, епоксидні, фенолоформальдегідні, поліамідні .

Поліефірні матриці – використовуються в мало відповідальних деталях, інтер'єрі, переважно з скловолокном.

Епоксидні матриці мають найкращі характеристики. Саме епоксидні матриці набули найбільш широкого використання у високо відповідальних і високонавантажених елементах конструкції. Епоксидні матриці найчастіше комбінують з вуглеволокном.

Фенолоформальдегідні матриці - використовуються в мало відповідальних деталях, інтер'єрі, переважно з скловолокном

Поліімідні матриці - використовуються у конструкціях, що працюють в умовах високих температур.

2. ПРАВИЛА, РЕКОМЕНДАЦІЇ ТА ОСОБЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ ПАКЕТІВ МОНОШАРІВ

Для ідентифікації моношару в пакеті моношарів, застосовують код орієнтації, визначаючий:

- кут нахилу моношару до базової осі пакета моношарів X;
- число моношарів, що мають заданий кут нахилу;
- точний порядок розташування моношарів.

Кожен моношар позначається числом, що показує орієнтацію моношару в градусах між напрямком його волокон і віссю X. На Рис. 2.1 показана орієнтація моношарів 0° , $+45^\circ$, -45° і 90° .

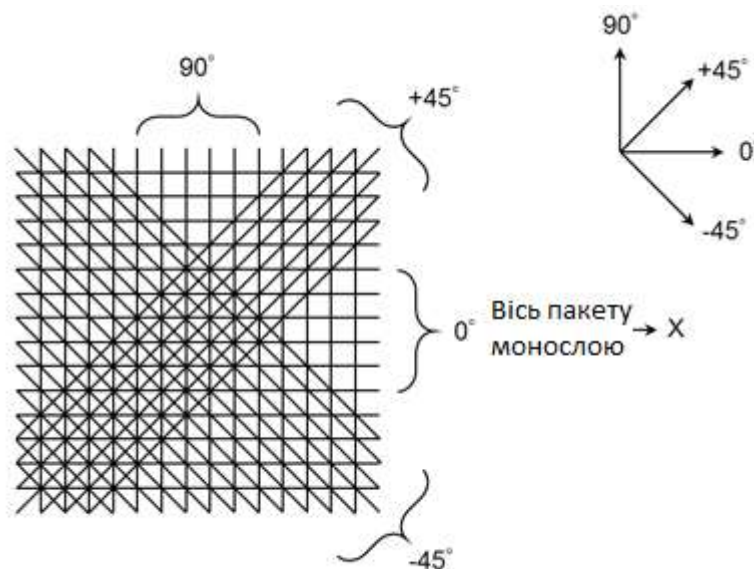


Рисунок 2.1 - Стандартна орієнтація моношарів

Сусідні моношари поділяються косою лінією, якщо їх кути нахилу різні.

Моношари записуються послідовно від передньої поверхні одного моношару до іншого із застосуванням дужок.

Сусідні моношари, що мають однаковий кут, позначаються цифровим підрядковим індексом.

Підрядковий індекс " T " у дужки показує, що наведено повний пакет моношарів.

Наприклад: $45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ, 30^\circ = [45/0/90_2/30]_T$

Серед правил і рекомендацій формування пакетів моношарів зазначають:

- Шари з однаковим кутом армування слід викладати симетрично відносно середнього шару в пакеті, або відносно серединної поверхні. Збалансоване формування дозволяє уникнути виникнення згинальних, розтягуючих і обертових пар сил.
- Порядок укладки армуючих шарів напряму впливає на згинальну жорсткість матеріалу. В випадку елементів конструкції, близьких до листових – найбільшої жорсткості на згин можна досягти використовуючи близько до поверхні волокна під кутами $\pm 45^\circ$ та 90° щодо спрямування діючого навантаження. В разі елемента по типу балки – найбільша жорсткість на згин при розташуванні шарів під кутом 0° [1].
- Шари поблизу місць з'єднання оптимально розташовувати паралельно діючому навантаженню.
- Між шарами слід уникати різниці кута орієнтації більш ніж 60° . Недотримання цього правила негативно позначиться на характеристиках міжшарового зсуву і втомної міцності. Це правило не завжди працює для конструкцій з кількістю шарів менше 16. [1]
- Уникати групування шарів з орієнтацією волокон 90° (0° - напрямок дії навантаження), розділяючи їх шарами 0° і $\pm 45^\circ$ для мінімізації міжшарового зсуву.
- Не розташовувати більше 6-8 однотипних шарів поспіль для уникнення розщеплення по пакету краю. [1]
- Оптимальний варіант для поверхневого шару - напрям армуючих волокон під кутом $\pm 45^\circ$.
- Елемент конструкції має містити не менше 10% шарів альтернативних напрямків ($\pm 45^\circ$, 90° та 0°) – це запобігає прямому навантаженню матриці у цих напрямках. [1]
- Симетрія шарів повинна бути збережена і в середині пакета і у середині збірок, якщо елементи були склеєні, затверджені з одночасною адгезією в інші

підготовлені поверхні з таким же циклом затвердіння.

- У місцях механічних з'єднань мати хоча б 40% $\pm 45^\circ$ шарів для збільшення міцності на зминання. [1]
- При висвердлюванні отворів у вуглепластику на основі епоксидної матриці, в якому волокна всіх шарів орієнтовані під кутами $\pm 45^\circ$, фактор концентрації напружень зменшується в 3,5 рази порівняно з односпрямованим під кутом 0° вуглепластиком. [1]
- Найбільші міцність та жорсткість при зсуві досягаються напрямом армованих волокон $\pm 45^\circ$.
- Спосіб зменшення товщини пакету показаний на Рис. 2.1



Рисунок 2.1 – Оптимальні параметри при зменшенні товщини пакету [1]

3. ЗАСТОСУВАННЯ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ В АВІАБУДУВАННІ

Композитні матеріали в конструкції літака використовуються в більшій мірі задля зниження ваги, адже легкість конструкції є одним із головним факторів економічності і ефективності латка.

Легкі конструкції з композитних матеріалів можуть виявитися більш вигідними навіть при більшій вартості композитного матеріалу у порівнянні з класичними матеріалами по типу алюмінію, так як, знижуючи масу конструкції, вони дозволяють знизити витрату палива, збільшити питома навантаження або дальність польоту. Говорячи про вагову досконалість конструкції, слід зазначити, що найбільше зниження маси конструкції виходить в тому випадку, якщо конструкція літака спеціально проектується під використання композитних матеріалів, а не пристосовується до їх використання за рахунок заміни традиційних матеріалів.

На сьогоднішній день композитні матеріали широко використовуються в конструкції літаків, наприклад: Boeing-787, 777X, F-35, A-350, A-400M, спортивні літаки, бізнес-джети, планери, БПЛА.

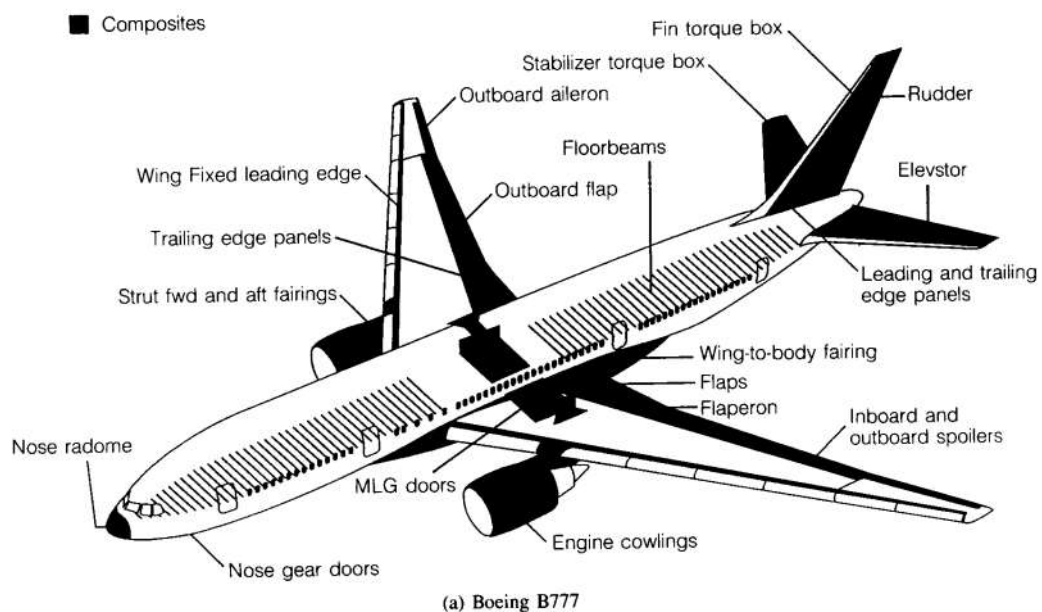
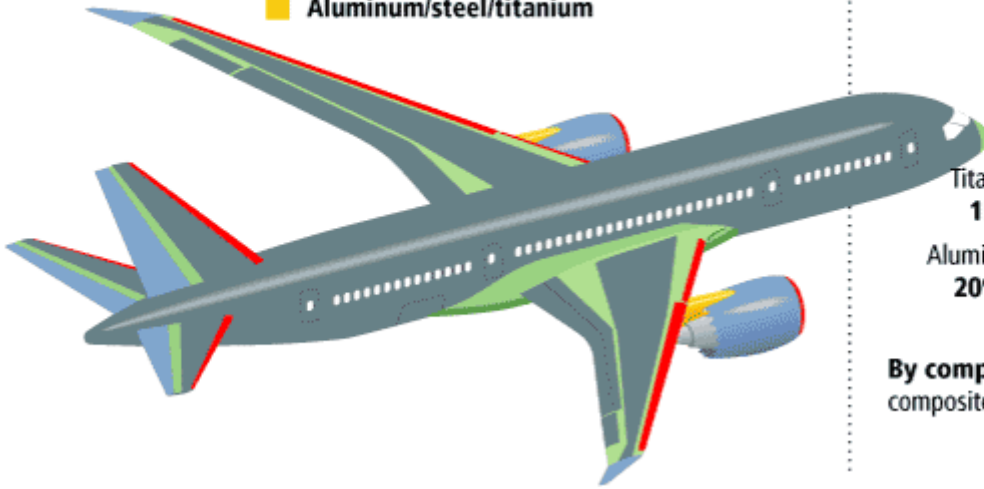


Рисунок 3.1 – Використання КМ в Boeing 777

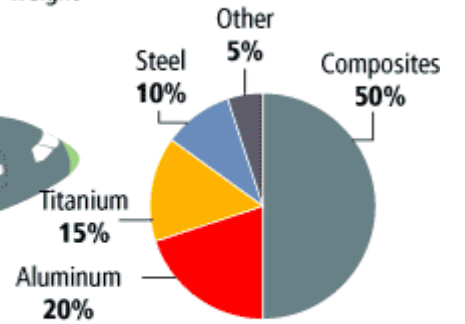
Materials used in 787 body

- Fiberglass
- Aluminum
- Carbon laminate composite
- Carbon sandwich composite
- Aluminum/steel/titanium



Total materials used

By weight



By comparison, the 777 uses 12 percent composites and 50 percent aluminum.

Рисунок 3.2 – Використання КМ в Boeing 787



Рисунок 3.3 – Використання КМ в F-18

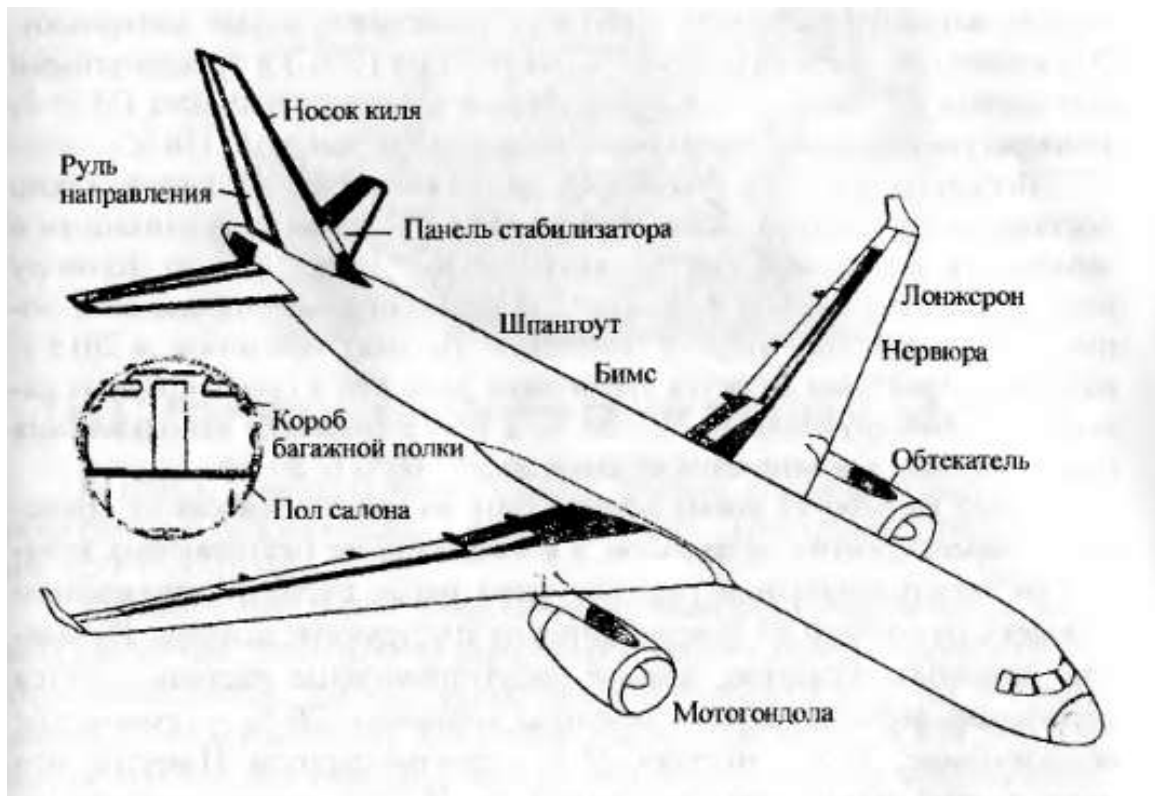


Рисунок 3.4 – Використання КМ в ТУ-204

4. З'ЄДНАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ІЗ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРІАЛІВ

З точки зору надійності, з'єднання є найбільш слабким місцем в конструкції літака і тому вибір того чи іншого з'єднання треба проводити дуже ретельно. Вихід із строю з'єднань можуть відбуватися з різних причин. Наприклад монтажні напруження, концентрація напружень (особливо для болтових з'єднань), технологічні відхилення, а також інші фактори. Місця з'єднання є головним джерелом концентрації напружень. У разі клейових з'єднань, концентрація напружень відбувається через спільність деформацій між склеюваними частинами. У разі механічних з'єднань в результаті зменшеної площі перетину в зоні завантаженого отвору.

Щоб найбільш повно реалізувати потенціал композитів в конструкції літака, їх з'єднання не повинні зменшувати масову ефективність конструкції. Ця проблема набагато більш серйозна для композитів у порівнянні з металевими сполуками, бо одними з особливостей композитних матеріалів є підвищена чутливість до концентраторів напружень та низька стійкість до зосереджених навантажень. Це є причиною більш детального вибору виду з'єднання при проектуванні літаків.

Умовно всі види з'єднань можна поділити на три класи:

- 1) суцільні або адгезійні (клейові, формувальні, зварні);
- 2) механічні або точечні (різьбові, клепані, шпильково-болтові і т.д);
- 3) комбіновані.

4.1 Суцільні з'єднання

Клейовим називають з'єднання елементів конструкцій за допомогою клею, що утворює між ними тонкий проміжний шар, який має адгезивні властивості.

Переваги клейового з'єднання:

- не послаблюють деталі, які з'єднуються;
- дозволяють робити деталі складної форми, з плавними обводами, без частин, що виступають;
- здатні з'єднувати матеріали, які можуть суттєво відрізнятися за фізико-механічними властивостями та товщиною;

- не схильні до корозії і можуть виконуватися герметичними;
- можуть перевершувати по міцності інші з'єднання при роботі на зсув, а також порівняно повному використанню площі сполучення деталей, що з'єднуються;
- аеродинамічна чистота поверхні.

Недоліки клейового з'єднання:

- малий опір віддираючим навантаженням, повзучості;
- потреба технологічного оснащення;
- необхідність ретельної підготовки поверхні під склеювання;
- нестабільність фізико-механічних та електричних властивостей у часі;
- пожежонебезпечність та токсичність деяких клеїв, недостатня життєздатність;
- труднощі ремонту в польових умовах;
- труднощі огляду внутрішнього відклеювання, тощо;
- відсутність сертифікованих експериментальних машин для визначення міцностних характеристик.

Конструктивно, клейові з'єднання виконують внахлест, встик з двома накладками і зі скосом кромки. Зазвичай використовують товщини матеріалу не більше 2...5 мм. Основна перешкода до застосування цього способу - висока жорсткість матеріалів, що з'єднуються. Також слід зазначити, що в таких з'єднаннях простежується концентрація напружень по краях склеюваних частин.

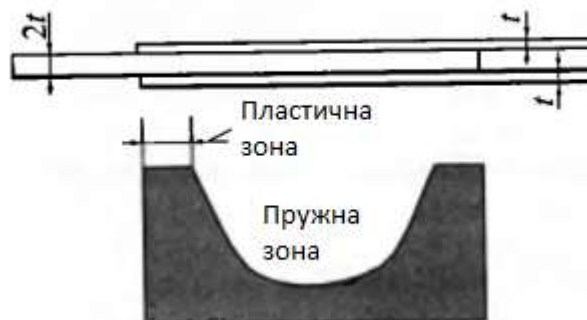


Рисунок 4.1 – Розподіл напружень зсуву в двузсувному з'єднанні [4]

Задля боротьби з цим явищем використовують зменшення товщини склеюваних деталей на границях склейки. Така операція потребує додаткових витрат, що необхідно враховувати інженеру.

Дуже важливу роль відіграє тип з'єднання. Залежність можна прослідкувати на Рис. 4.2.

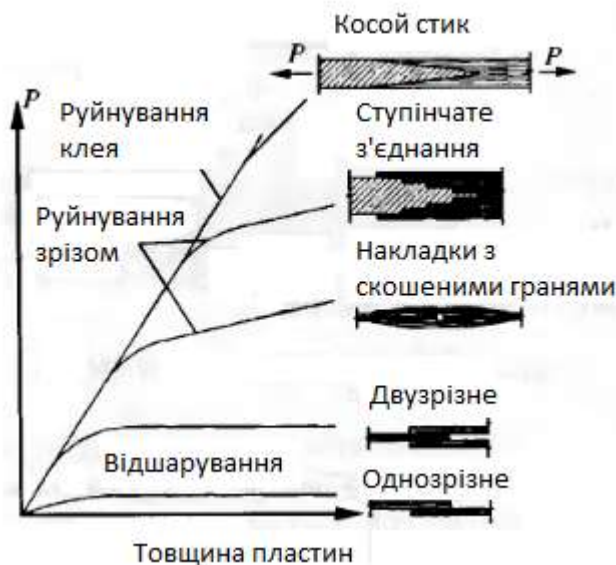


Рисунок 4.2 – Залежність сили, при якій відбувається руйнування від типу з'єднання [4]

Зварні з'єднання. Даний метод використовуються у тих випадках, коли деталі, що з'єднуються, виготовлені з однакових матеріалів і недопустима присутність чужорідних клеїв та кріпильних елементів. Розрізняють дифузійне та хімічне зварювання. Хімічне зварювання ефективне при з'єднанні реактопластів, термопластів із поперечними зв'язками між молекулами, а також із кристалічною або орієнтованою структурою. Дифузійне зварювання використовують для з'єднання термо- та еластопластів шляхом їх нагрівання або за допомогою розчинника.

Формувальні з'єднання. Суть – нанесення на місце стику накладок композитного матеріалу, який пропитаний матрицею з подальшим затвердінням і утворенням зв'язку між деталями і накладками. Зазвичай цей вид з'єднання застосовується для елементів конструкції до 50 мм і вище. При цьому раціональною

є ступінчаста конструкція з'єднань, що має наступні переваги: зниження внутрішніх напружень в 5-10 разів і більше, і мінімальний міжшаровий зсув в композитних матеріалах. Для підвищення міцності ступінчастих з'єднань з обох боків з'єднань застосовують еластичний клей, а при з'єднанні високомодульних матеріалів типу вуглепластиків – низькомодульні накладки зі скловолокна.

4.2 Механічні з'єднання

Поведінка механічних з'єднань з композит - композит досить схожа на поведінку в класичних металевих конструкціях. Форми руйнування можна побачити на Рис. 4.3



Рисунок 4.3 – Форми руйнування механічних з'єднань композитних матеріалів [4]

Є деякі відмінності між КМ з'єднаннями та металевими:

- Розподіл зусиль на кріпильні елементи при руйнуванні відрізняється від загальноприйнятого в металах, це простежується на Рис. 4.4

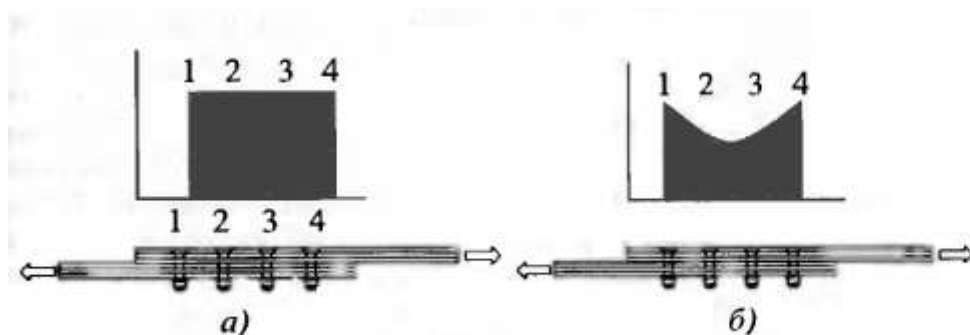


Рисунок 4.4 Розподіл навантаження по болтам при руйнуванні в металевому з'єднанні (а), в композитному з'єднанні (б) [4]

- значна уразливість матеріалу через високу концентрацію напружень по межах отворів;
- розшарування композитного матеріалу у наслідок його шаруватої структури.

У наслідок неоднорідності композиту його взаємодія з металевим з'єднувальним елементом відрізняється від такої у металах. Тому правильний вибір параметрів досі є серйозною проблемою.

Переваги механічного з'єднання:

- легкість огляду з'єднання;
- можливість розборки з'єднання для заміни або ремонту;
- відсутність поверхневої обробки матеріалів, що з'єднуються.

Недоліки механічного з'єднання:

- зменшення міцності композита через перерізування його шарів;
- концентрація напружень на кромках отвору;
- необхідність в спеціальному обладнанні та способах свердління для створення якісних отворів;
- гальванічна корозія у випадку використання кріпильних елементів з алюмінію.

Слід зазначити, що в композитах не можна встановлювати кріпильні елементи ударними методами адже ударна в'язкість матеріалу досить низька.

Якість з'єднання напряму залежить від внутрішньої структури композиту. Найменшою міцністю в зоні з'єднання мають шари з орієнтацією волокон 90° . Шари з орієнтацією $\pm 45^\circ$ найкраще сприймають навантаження, що передаються механічним кріпленням, проте виріб, що містить 100% шарів $\pm 45^\circ$ у зоні кріплення не буде кращим, адже станеться загальне розміцнення матеріалу. У такому разі необхідно мати в матеріалі як мінімум 10-20 % шарів з орієнтацією 0° .

Способом обходу проблеми перерізання волокон у процесі свердління отворів під кріпильні елементи є впровадження кріпильних елементів в напівзатверджену

деталь, коли волокна як би розсуваються. Втрати міцності за рахунок викривлення волокон значно нижчі від втрат від їх перерізання.

Для запобігання катастрофічному руйнуванню з'єднання слід проектувати їх так, щоб зминання під кріпильним елементом наступало раніше, ніж зсув та розрив. Це вимагає збільшення відстані розташування кріплення від краю накладки, а також збільшення відстані до бічної поверхні більшої, ніж для металів. При малих відстанях відбувається досить швидке розпушування шарів композиту. При цьому виникає значна концентрація напружень в зоні отворів, і середні напруження руйнування в нетто - перетині становлять малу частку від основної межі міцності композиційного пакета. Товщину однозсувних з'єднань слід зменшувати, тому що при цьому зменшуються ексцентриситети, що зумовлюють вигин з'єднання з його площини. Так як величину концентрації напруги та ефекти, пов'язані з ексцентриситетами навантаження, що діє на з'єднання, неможливо точно розрахувати, для оцінки міцності необхідно проводити випробування спроектованих зразків.

4.3 Комбіновані з'єднання

Комбіновані з'єднання – одне з найбільш ефективних способів отримання високоміцного з'єднання. Високі результати простежуються в з'єднаннях з додаванням до зони з'єднання високоміцної металевої фольги. Така фольга сприймає основне навантаження, що передається болтом, і через клейову плівку завантажує прилеглі шари основного матеріалу зусиллями, що розтягують. Практика показує, що оптимальне співвідношення сумарної товщини шарів фольги до товщини матеріалу становить від 0,1 до 0,4. При цьому рекомендується використовувати фольгу завтовшки $\sim 10\%$ від товщини моношару.

5. ОГЛЯД МЕТОДІВ РОЗРАХУНКУ З'ЄДНАНЬ КОМПОЗИТ-КОМПОЗИТ

5.1 Визначення пружних характеристик пакета моношарів

В дипломній роботі будемо розглядати композитні матеріали армовані вуглеволокном, а саме - вуглетканину і вуглеленту.

Типові пружні характеристики моношарів КМ зазначені в Табл 5.1

Таблиця 5.1 - Типові пружні характеристики моношарів КМ [1]

Моношар	Модулі пружності і зсуву, МПа			Коефіцієнти Пуассона	
	E1	E2	G12	μ_{12}	μ_{21}
вуглелента	143000	8400	5600	0.36	0.02
вуглетканина	65000	63000	6500	0.070	0.068

Визначення пружних характеристик моношару.

Закон Гука, що описує співвідношення напруження-деформація, для односпрямованого моношару при плоскому напружено-деформованому стані має вигляд [14]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^0 & C_{12}^0 & 0 \\ C_{12}^0 & C_{22}^0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{66}^0 \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

де $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ - напруження, прикладені до моношару;

$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_{12}$ - деформації моношару;

C_{kl}^0 - коефіцієнти матриці жорсткості моношару, які визначаються [14]:

$$C_{11}^0 = \frac{E_1}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}};$$

$$C_{12}^0 = \frac{E_1 \cdot \mu_{21}}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}} = \frac{E_2 \cdot \mu_{12}}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}};$$

$$C_{22}^0 = \frac{E_2}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}};$$

$$C_{66}^0 = G_{12}$$

де E_1, E_2 - поздовжній і поперечний модулі пружності моношару;

G_{12} - модуль зсуву моношару;

μ_{12} - головний коефіцієнт Пуассона;

μ_{21} - другорядний коефіцієнт Пуассона, який визначається зі співвідношення

Максвелла [14]:

$$\mu_{12} \cdot E_2 = \mu_{21} \cdot E_1.$$

Закон Гука, що описує співвідношення напруження-деформація для моношару, навантаженого під кутом φ [14]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^\varphi & C_{12}^\varphi & C_{16}^\varphi \\ C_{13}^\varphi & C_{22}^\varphi & C_{26}^\varphi \\ C_{16}^\varphi & C_{26}^\varphi & C_{66}^\varphi \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

де коефіцієнти матриці жорсткості моношару, поверненого на кут φ [14]:

$$C_{11}^\varphi = V_1 + V_2 \cdot \cos 2\varphi + V_3 \cdot \cos 4\varphi;$$

$$C_{12}^\varphi = V_1 - 2 \cdot V_4 - V_3 \cdot \cos 4\varphi;$$

$$C_{16}^\varphi = 0.5 \cdot V_2 \cdot \sin 2\varphi + V_3 \cdot \sin 4\varphi;$$

$$C_{22}^\varphi = V_1 - V_2 \cdot \cos 2\varphi + V_3 \cdot \cos 4\varphi;$$

$$C_{26}^\varphi = 0.5 \cdot V_2 \cdot \sin 2\varphi - V_3 \cdot \sin 4\varphi;$$

$$C_{66}^\varphi = V_4 - V_3 \cdot \cos 4\varphi.$$

Незалежні коефіцієнти V_1, V_2, V_3 и V_4 визначаються [14]:

$$V_1 = (3 \cdot C_{11}^0 + 2 \cdot C_{12}^0 + 3 \cdot C_{22}^0 + 4 \cdot C_{66}^0) / 8;$$

$$V_2 = (C_{11}^0 - C_{22}^0) / 2;$$

$$V_3 = (C_{11}^0 - 2 \cdot C_{12}^0 + C_{22}^0 - 4 \cdot C_{66}^0) / 8;$$

$$V_4 = (C_{11}^0 - 2 \cdot C_{12}^0 + C_{22}^0 + 4 \cdot C_{66}^0) / 8$$

Коефіцієнти V_1 і V_4 характеризують середні жорсткості моношару при розтягуванні і зсуві, а коефіцієнти V_2 і V_3 характеризують ступінь анізотропії матеріалу. Таким чином, поведінка моношару при плоскому напружено-

деформованому стані характеризується чотирма незалежними пружними постійними.

Пружні характеристики моношару, поверненого на кут φ [14]:

$$E_x = \frac{\Delta C}{C_{22}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - (C_{26}^\varphi)^2};$$

$$G_{xy} = \frac{\Delta C}{C_{11}^\varphi \cdot C_{22}^\varphi - (C_{12}^\varphi)^2};$$

$$E_y = \frac{\Delta C}{C_{11}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - (C_{16}^\varphi)^2};$$

$$\mu_{xy} = \frac{C_{12}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - C_{16}^\varphi \cdot C_{26}^\varphi}{C_{22}^\varphi \cdot C_{66}^\varphi - (C_{26}^\varphi)^2},$$

де ΔC – визначник матриці жорсткості [14]:

$$\Delta C = \det \begin{bmatrix} C_{11}^\varphi & C_{12}^\varphi & C_{16}^\varphi \\ C_{12}^\varphi & C_{22}^\varphi & C_{26}^\varphi \\ C_{16}^\varphi & C_{26}^\varphi & C_{66}^\varphi \end{bmatrix}.$$

Результати розрахунку пружних властивостей моношару вуглетканини і вуглеленти представлені в таблиці 5.2 та показані на рисунках 5.1 – 5.4:

Таблиця 5.2

Аналіз пружних властивостей моношару КМ в залежності від кута φ										
Вуглелента						Вуглетканина				
φ (град)	E_x (Мпа)	E_y (Мпа)	G_{xy} (Мпа)	μ_{xy}	μ_{yx}	E_x (Мпа)	E_y (Мпа)	G_{xy} (Мпа)	μ_{xy}	μ_{yx}
0	143000	8400	5600	0,360	0,02	65000	63000	6500	0,070	0,07
15	57248	8733	5999	0,314	0,05	43583	42795	8082	0,375	0,37
30	22773	10006	6995	0,260	0,11	26255	26088	15743	0,621	0,62
45	13352	13352	7629	0,192	0,19	21864	21864	29930	0,682	0,68
60	10006	22773	6995	0,114	0,26	26088	26255	15743	0,617	0,62
75	8733	57248	5999	0,048	0,31	42795	43583	8082	0,368	0,37
90	8400	143000	5600	0,021	0,36	63000	65000	6500	0,068	0,07

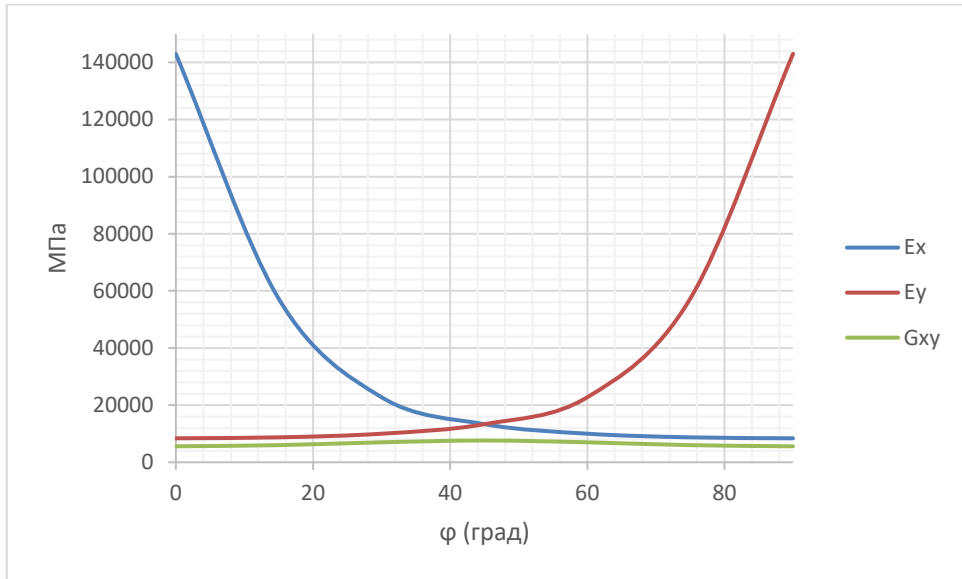


Рисунок. 5.1 - Модулі пружності і зсуву моношару вуглеленти в залежності від кута φ°

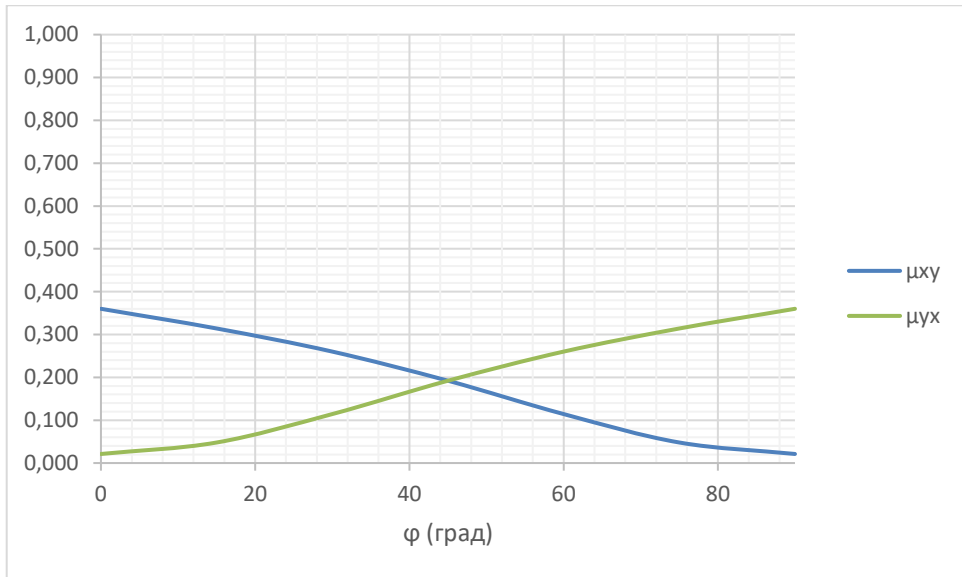


Рисунок. 5.2 – Коефіцієнти Пуассона моношару вуглеленти в залежності від кута φ°

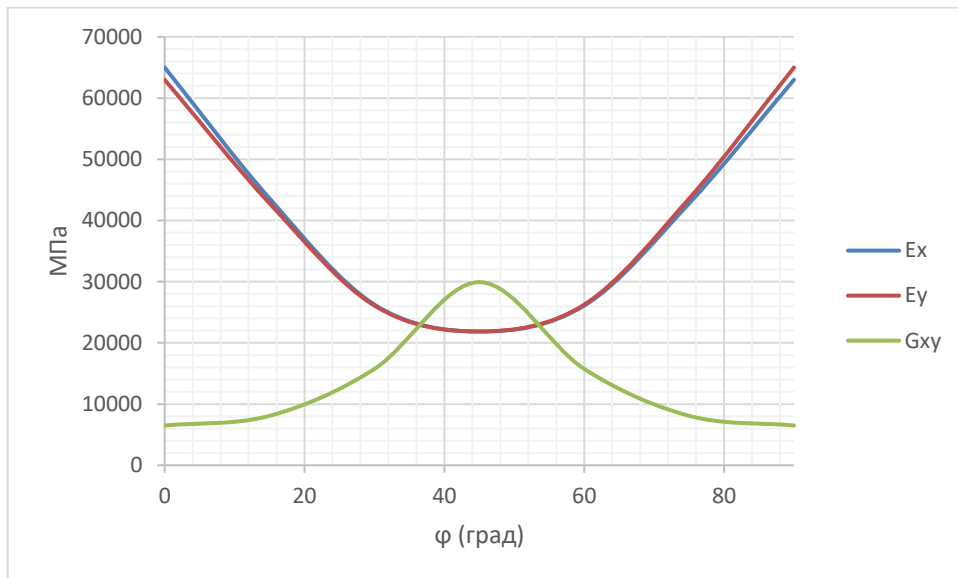


Рисунок. 5.3 - Модулі пружності і зсуву моношару вуглетканини в залежності від кута φ°

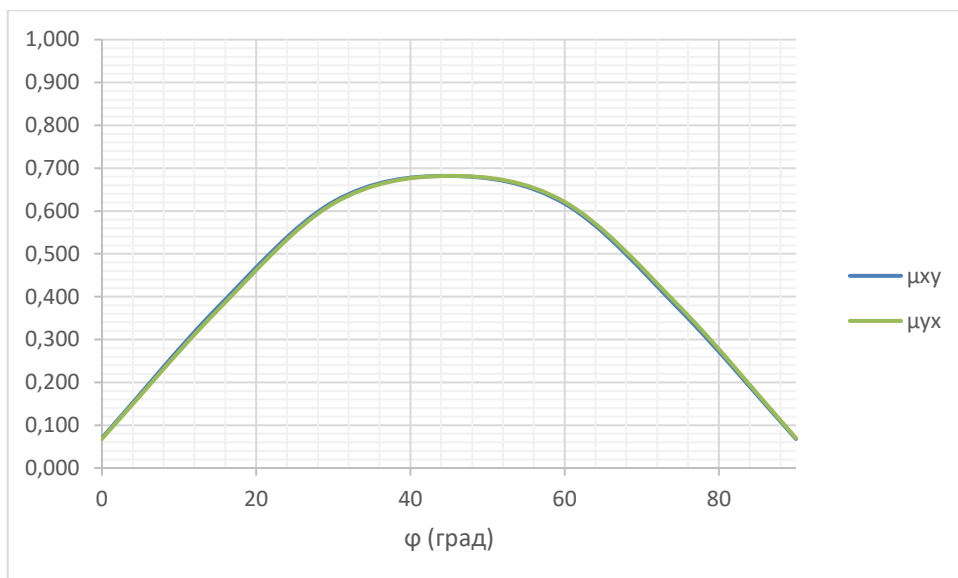


Рисунок. 5.4 – Коефіцієнти Пуассона моношару вуглетканини в залежності від кута φ°

Визначення пружних характеристик пакета моношарів.

При розгляді всього пакету моношарів ортотропної пластини рівняння зв'язку напружень і деформацій багатошарового матеріалу будуть мати такий же вигляд [14]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix},$$

Коефіцієнти знаходять за формулами [14]:

$$C_{11} = \sum_{i=1}^{2n} C_{11}^i \frac{\delta_m}{s};$$

$$C_{12} = \sum_{i=1}^{2n} C_{12}^i \frac{\delta_m}{s};$$

$$C_{22} = \sum_{i=1}^{2n} C_{22}^i \frac{\delta_m}{s};$$

$$C_{66} = \sum_{i=1}^{2n} C_{66}^i \frac{\delta_m}{s},$$

де δ_m - товщина моношару;

s - товщина пакету моношарів;

n - число моношарів щодо серединної поверхні.

З цього випливає, що порядок чергування моношарів в пакеті не має значення при визначенні його пружних характеристик.

Пружні характеристики пакету моношарів ортотропної пластини визначаються [14]:

$$E_x = C_{11} - \frac{C_{12}^2}{C_{22}};$$

$$G_{xy} = C_{66};$$

$$E_y = C_{22} - \frac{C_{12}^2}{C_{11}};$$

$$\mu_{xy} = \frac{C_{12}}{C_{22}}$$

де: μ_{yx} – визначається з відомого співвідношення Максвелла [14]:

$$\mu_{xy} \cdot E_y = \mu_{yx} \cdot E_x.$$

Таким чином, поведінка пакету моношарів при плоскому напружено-деформованому стані визначається, як і для моношару, чотирма незалежними

пружними постійними.

Результати розрахунку пружних властивостей вуглетканини і вуглеленти з орієнтацією моношарів $\pm\varphi^\circ$ представлені в таблиці 5.3 та показані на рисунках. 5.5 – 5.7:

Таблиця 5.3

φ (град)	Аналіз пружних властивостей пакета моношарів КМ з кутом армування $\pm\varphi$									
	Вуглелента					Вуглетканина				
	E_x (Мпа)	E_y (Мпа)	G_{xy} (Мпа)	μ_{xy}	μ_{yx}	E_x (Мпа)	E_y (Мпа)	G_{xy} (Мпа)	μ_{xy}	μ_{yx}
0	143000	8400	5600	0,360	0,021	65000	63000	6500	0,070	0,068
15	115347	8879	13354	1,103	0,085	57477	55791	12359	0,179	0,173
30	50704	11147	28863	1,377	0,303	36751	35969	24078	0,476	0,466
45	19629	19629	36617	0,753	0,753	21865	21865	29937	0,682	0,682
60	11147	50704	28863	0,303	1,377	35969	36751	24078	0,466	0,476
75	8879	115347	13354	0,085	1,103	55791	57477	12359	0,173	0,179
90	8400	143000	5600	0,021	0,360	63000	65000	6500	0,068	0,070

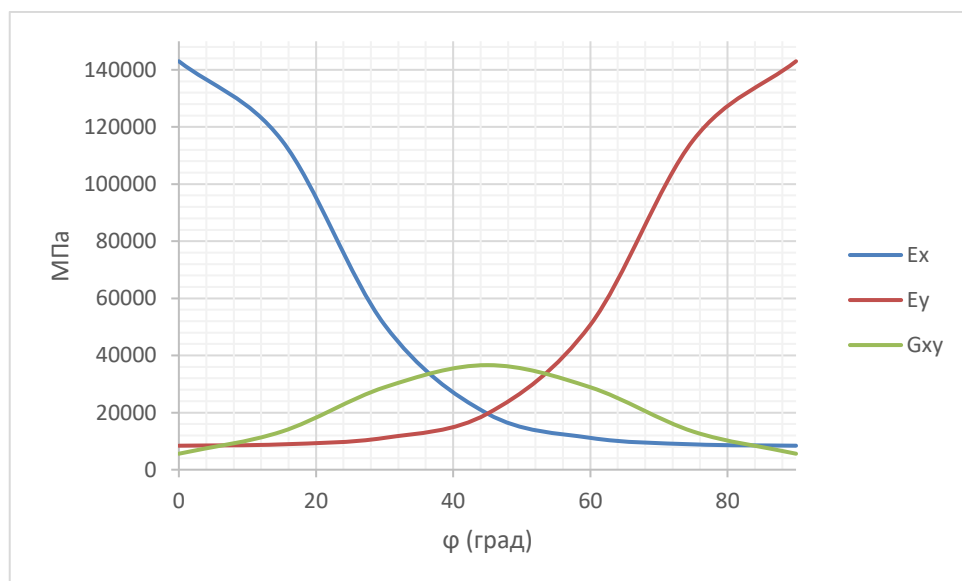


Рисунок. 5.5 - Модулі пружності і зсуву пакета вуглеленти з моношарів $\pm\varphi^\circ$

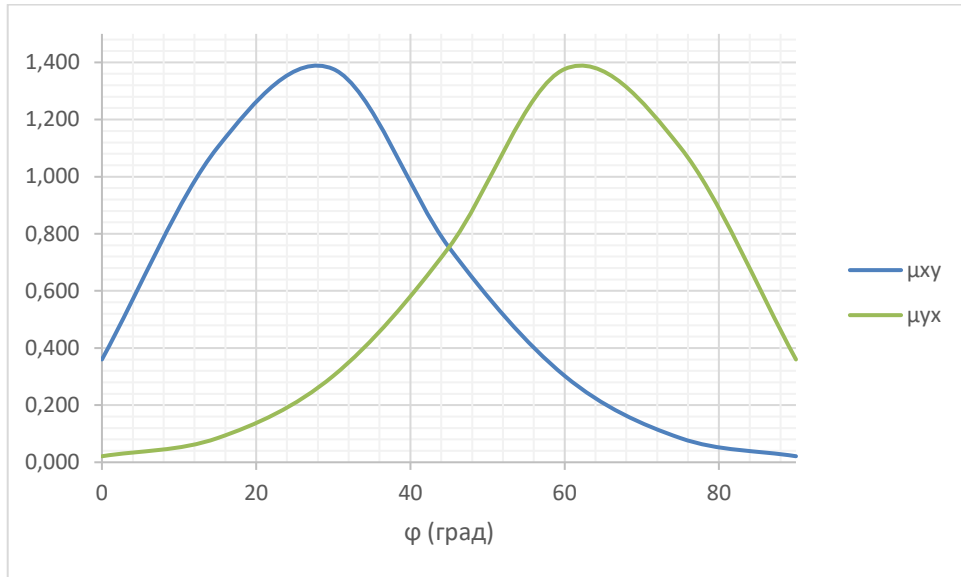


Рисунок. 5.6 – Коефіцієнт Пуассона для пакета вуглеленти з моношарів $\pm\varphi^\circ$

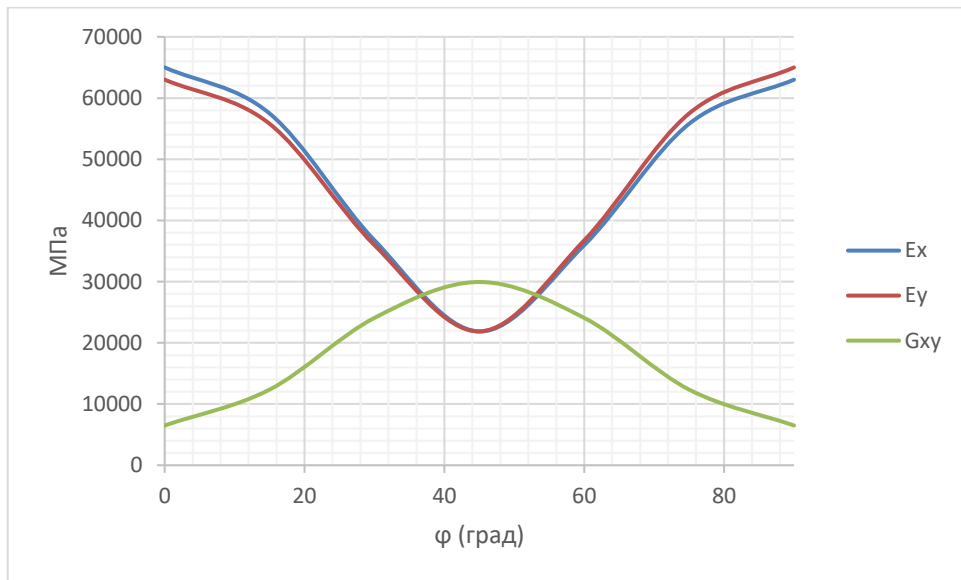


Рисунок. 5.7 - Модулі пружності і зсуву пакета вуглеткнанини з моношарів $\pm\varphi^\circ$

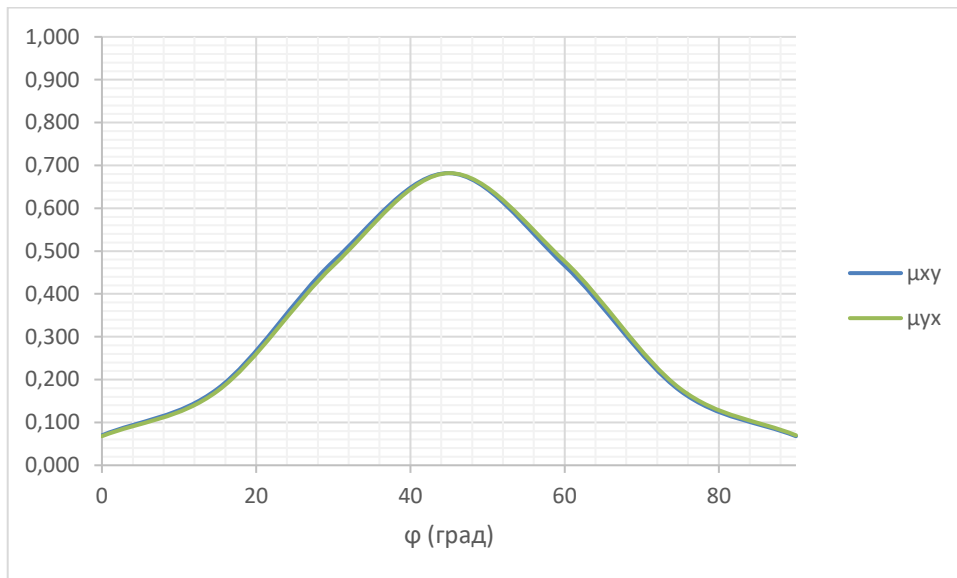


Рисунок. 5.8– Коефіцієнт Пуассона для пакета вуглетканини з моношарів $\pm\varphi^\circ$

5.2 Визначення податливості (жорсткостей) деталей, що з'єднуються і їх з'єднувальних елементів

Концепція податливості кріплення була введена Tate & Rosenfeld в 1946 році під назвою "константа болта" через бажання розрахувати розподіл навантаження в з'єднаннях з декількома рядами. Це визначається припущенням про лінійну залежність між переміщеннями і навантаженнями. Гнучкість кріплення f може бути записана як [3]:

$$f = \frac{1}{k} = \frac{\delta}{P_{LT}}$$

де k -жорсткість кріпильного елемента, P_{LT} - навантаження, що передається кріпильним елементом і δ - внесок в загальне переміщення з'єднання без урахування подовження PL/EA пластин. Таким чином, податливість кріплення включає в себе всі явища, які впливають на податливість з'єднання, такі як деформація кріпильного елемента, нахил кріпильного елемента і деформація отворів кріплення.

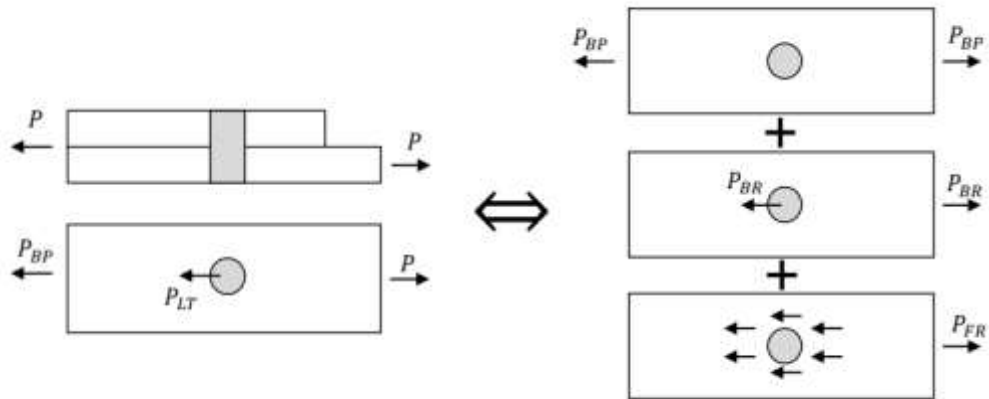


Рисунок 5.9 - Сили, що діють на з'єднання: передана сила (P_{LR}), обхідна сила (P_{BP}), сила зминання (P_{BR}), сила тертя (P_{FR})

Jarfall розрахував зазор g , показаний на Рис. 5.10 для прикладеної сили $2P$ і розрахував податливість кріпильного елемента [3]:

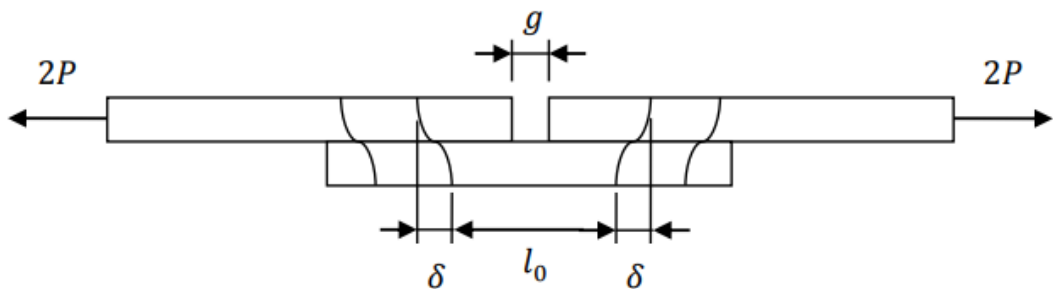


Рисунок 5.10 - Визначення податливості кріпильного елемента методом Jarfall [3]

$$\Delta g = \Delta l_0 + 2\delta$$

$$\frac{\partial g}{\partial P} = \frac{2l_0}{AE} + 2f$$

Податливість кріпильного елемента знаходиться за формулою [3]:

$$f = \frac{1}{2} \frac{\partial g}{\partial P} - \frac{l_0}{AE}$$

Nuth виконав вимірювання загального переміщення $= \Delta l_{tot}$ між точками А і В з двома кріпильними елементами, що дало середні значення δ .

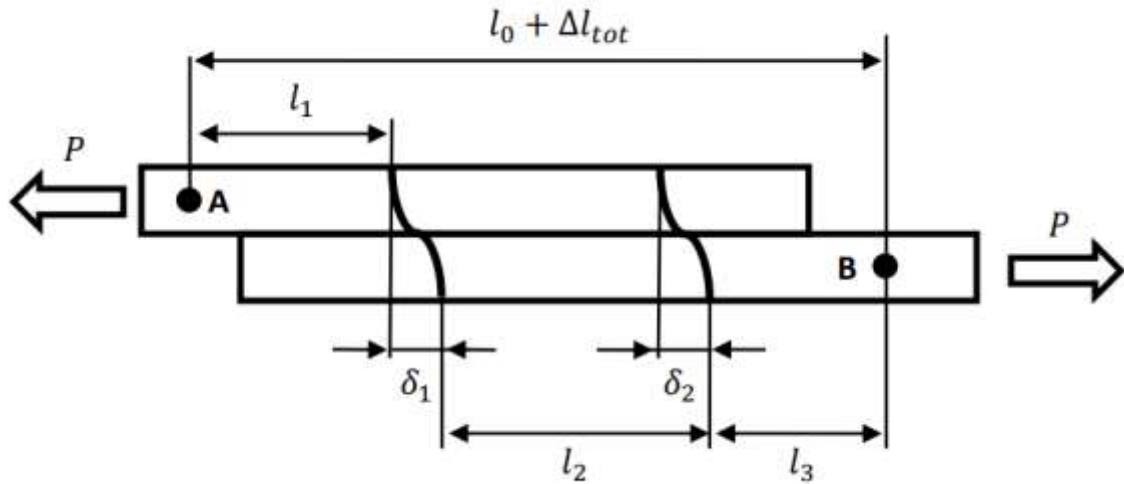


Рисунок 5.11 - Визначення податливості кріпильного елемента методом Nuth, однорізне з'єднання [3]

Загальне переміщення записується як [3]:

$$\Delta l_{tot} = \frac{\delta_1 + \delta_2}{2} + \Delta l_1 + \Delta l_2 + \Delta l_3$$

З цього, δ розраховується як [3]:

$$\delta = \frac{\delta_1 + \delta_2}{2} = \Delta l_{tot} - \Delta l_{elast}$$

Де, при ширині пластини w , товщині t і модулі Юнга E , [3]:

$$\Delta l_{elast} = \frac{P}{t_1 w E_1} \left(l_1 + \frac{l_2}{\left(\frac{t_2 E_2}{t_1 E_1} \right)} + \frac{l_3}{\left(1 + \frac{t_2 E_2}{t_1 E_1} \right)} \right)$$

Податливість кріпильного елемента знаходиться за формулою [3]:

$$f = \frac{1}{2} \frac{(\delta_1 + \delta_2)}{P/2} = \frac{\delta_1 + \delta_2}{P}$$

Для геометрії подвійного зрізу Nuth отримав кріпильного елемента, вимірявши загальне зміщення між точками А і В (Рис. 5.12), яке записується як:

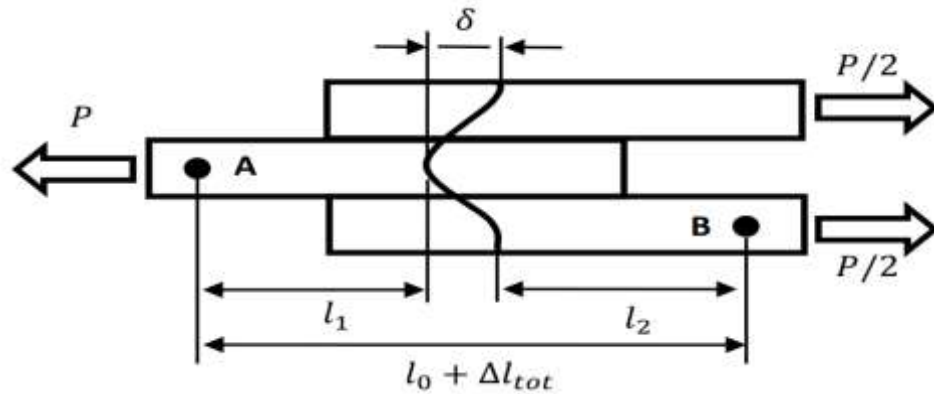


Рисунок 5.12 - Визначення податливості кріпильного елемента методом Nuth, двозрізне з'єднання

Загальне переміщення записується як [3]:

$$\Delta l_{tot} = \delta + \Delta l_1 + \Delta l_2$$

$$\delta = \Delta l_{tot} - (\Delta l_1 + \Delta l_2) = \Delta l_{tot} - \Delta l_{elast}$$

$$\Delta l_{elast} = \frac{P}{w} \left(\frac{l_1}{t_1 E_1} + \frac{l_2}{2t_2 E_2} \right)$$

Податливість кріпильного елемента визначається як [3]:

$$f = \frac{\delta}{P}$$

Взаємозв'язок між силою і переміщенням насправді нелінійна, і тому існує кілька способів визначити податливість кріпильного елемента (як постійну величину) за експериментальними даними. Jarfall детально описує деякі з цих методів. Спосіб, який, мабуть, найбільш репрезентативний при прагненні до еластичної моделі для опису поведінки з'єднань, - це альтернатива Jarfall, яку також використовував Nuth. На Рис 5.13 показаний начерк характерної поведінки з'єднання при циклічному збільшенні навантаження, де також вказана податливість кріпильного елемента, отримана за допомогою Nuth.

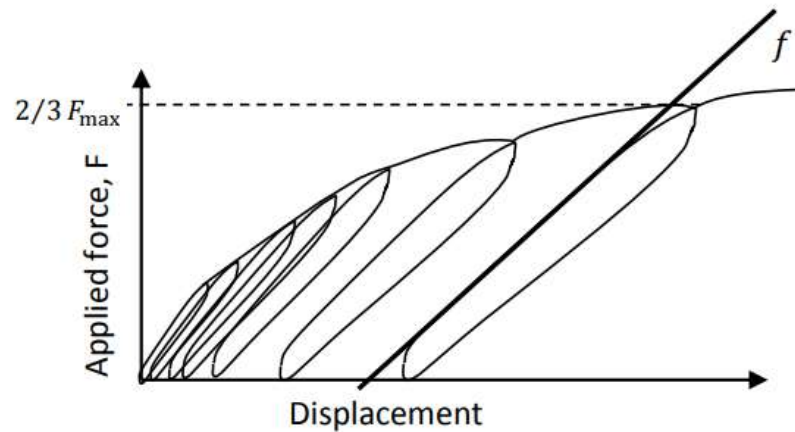


Рисунок 5.13 - Приклад вимірної податливості кріпильного елемента [3]

Як видно, існує кілька способів експериментального визначення гнучкості кріплення. Багато хто намагався шляхом тестування геометрії з різними параметрами створити методи опису поведінки з'єднання шляхом розрахунку податливості кріпильного елемента в залежності від цих параметрів. До них відносяться емпіричні формули, отримані з конкретних типів з'єднань і матеріалів - Grumman, Huth, Boeing, Douglas, Tate & Rosenfeld та іншими, з використанням аналітичного підходу, такого як методи Varrois і ESDU. Велика різноманітність доступних методів обумовлена тим фактом, що вони були отримані з використанням різних спрощень і вони застосовні до конкретних матеріалів або конкретних типів з'єднань.

Фактори, що впливають на поведінку з'єднання, включають попередню затяжку болта, посадку кріплення (зазор між отворами), якість поверхні отвору, тип кріплення (потайний, заклепки, болти), якість поверхні, включаючи покриття або герметики, і багато іншого.

Метод Huth

Ґрунтуючись на випробуваннях різних типів з'єднань і матеріалів, формула податливості кріпильного елемента була адаптована до кривих навантаження - переміщення, де податливість знаходиться за формулою [3]:

$$f = \left(\frac{t_1 + t_2}{2d} \right)^a \frac{b}{n} \left(\frac{1}{t_1 E_1} + \frac{1}{nt_2 E_2} + \frac{1}{2t_1 E_f} + \frac{1}{2nt_2 E_f} \right)$$

де a , b і n - параметри, що визначають тип з'єднання, представлені в Табл. 5.4

Таблиця 5.4

Однозрізне з'єднання	$n = 1$
Двозрізне з'єднання	$n = 2$
Болтове металеве з'єднання	$a = 2/3, b = 3.0$
Заклепочне металеве з'єднання	$a = 2/5, b = 2.2$
Болтове графіт/епоксид з'єднання	$a = 2/3, b = 4.2$

Метод Grumman

Рівняння Grumman являє собою емпірично виведену формулу, яка була представлена Grumman Aerospace Corporation і використовувалася при розробці літака Saab 37 Viggen, де податливість знаходиться за формулою [3]:

$$f = \frac{(t_1 + t_2)^2}{E_f d} + 3.72 \cdot \left(\frac{1}{E_1 t_1} + \frac{1}{E_2 t_2} \right)$$

де E_f і d - модуль Юнга і діаметр кріпильного елемента відповідно.

Умови, при яких проводилося тестування, яке в підсумку призвело до формули Grumman, неясні. Nordin стверджує, що він був отриманий для металевих матеріалів, для яких в з'єднувальних пластинах можуть використовуватися як болти, так і заклепки. Однак він був використаний при розробці композитного компонента для літака Viggen, який зазвичай не з'єднується заклепками. Однак формула не враховує затягування кріплення, зазор між отворами і те, чи є кріпильна деталь потайною чи ні.

Tate & Rosenfeld.

Лінійна теорія пружності для навантажень, що переносяться окремими болтами в з'єднанні, з використанням "константи кріпильного елемента", або "коефіцієнта кореляції" C , який пов'язує різні вклади в гнучкість з'єднання.

Гнучкість знаходиться як [3]:

$$C_f = C_{bs} + C_{bb} + C_{bbr} + C_{pbr}$$

де C_{bs} - ефект зсуву; C_{bb} - ефект згину; C_{bbr} - ефект зминання; і C_{pbr} - ефект зминання пластини, які задаються наступними рівняннями [3]:

$$C_{bs} = \frac{2t_s + t_p}{3G_b A_b}$$

$$C_{bb} = \frac{8t_s^3 + 16t_s^2 t_p + 8t_s t_p^2 + t_p^3}{192E_{bb} I_b}$$

$$C_{bbr} = \frac{2t_s + t_p}{t_s t_p E_{bbr}}$$

$$C_{pbr} = \frac{1}{t_s E_{sbr}} + \frac{2}{t_p E_{pbr}}$$

Тут t_p і t_s - товщини пластини і накладок відповідно, A_b - площа поперечного перерізу болта, а I_b - момент інерції перерізу болта. Ці рівняння використовуються для однозрізних з'єднань в конструкції крила.

Емпіричні вирази, виведені Тейтом і Розенфельдом для двузрізного з'єднання [3]:

$$\frac{1}{K} = \frac{2t_s + t_p}{3G_b A_b} + \frac{8t_s^3 + 16t_s^2 t_p + 8t_s t_p^2 + t_p^3}{192E_{bb} I_b} + \frac{2t_s + t_p}{t_s t_p E_{bbr}} + \frac{1}{t_s (\sqrt{E_L * E_T})_s} + \frac{2}{t_p (\sqrt{E_L * E_T})_p}$$

Метод Barrois.

Метод Barrois був розроблений з використанням аналітичного підходу шляхом моделювання з'єднання у вигляді балки на пружній основі з урахуванням згину і прогинів. Застосовується припущення, лінійної залежності між переміщеннями кріпильними елементами і прикладеним навантаженням. Також передбачається, що між кріпильними елементами і пластинами немає зазору. При виведенні передбачається, що з'єднувальні елементи виготовлені з одного і того ж матеріалу. На кінцях кріпильних елементів застосовуються дві різні граничних умови. Цими граничними умовами є затиснуті головки кріплення (болти) і вільні головки кріплення (штифти). Крім того, при розрахунку розподілу навантаження Barrois намагається врахувати отвори в пластинах.

Коротко про методи розрахунку податливості в з'єднанні.

Через безліч припущень і спрощень, що використовуються в методі Barrois, а також того, що Grumman і Nuth були отримані в результаті реальних випробувань на конкретних типах з'єднань, припустити, що Grumman і Nuth дають більш точні результати для з'єднань. З результатів, отриманих у дослідженнях, випливає, що

метод вибору для розрахунків гнучкості кріплення не дуже важливий. Використовується одновимірна модель, яка не враховує згин і не включає такі явища, як тертя і нелінійну поведінку, ті кілька відсотків, які відрізняються розподілом навантаження між методами представляється абсолютно незначними.

5.3 Розрахунок з'єднання з композитних матеріалів з використанням механічного кріплення.

Для підрозділу 5.3, умовні позначення показані в таблиці 5.5

Таблиця 5.5

Символ	Значення
d	Діаметр кріпильного елемента
i	Індекс
m	Ідентифікаційний номер: однозрізне: $m = 1$, двозрізне: $m = 2$
n	Кількість рядів кріпильних елементів
p	Відстань між рядами
t	Товщина смуги
u	Переміщення смуги
w	Ширина смуги
C	Податливість
E	Модуль пружності
F	Сила
T_{ref}	Контрольна температура (стан вільного теплового напруження)
T	Температура тіла
ΔT	Різниця температур $\Delta T = T - T_{ref}$
α	Коефіцієнт термічного розширення
$\Delta\alpha$	Розбіжності між коефіцієнтами термічного розширення $\Delta\alpha = \alpha_2 - \alpha_1$
κ	Фактор
λ	Постійна

В методології застосовується лінійна модель, в якій вторинний вигин для однозрізного з'єднання не враховується. Репрезентативну модель можна побудувати з використанням пружин. Значення жорсткості наведені для листового алюмінію, титану і вуглепластика в поєднанні з механічними кріпильними елементами.

Розглянуті конфігурації:

- однозрізне з'єднання К3 (Рис 5.14);
- двозрізне з'єднання К4 (Рис 5.14).

Визначення навантажень на кріпильні деталі

Листи між двома кріпильними елементами ідеалізуються у вигляді смуг.

Примітка: Товщина листів є постійною між двома сусідніми кріпильними елементами. Якщо є зміна товщини листа, то необхідно використовувати ефективну товщину - середнє значення між суміжними кріпильними елементами.

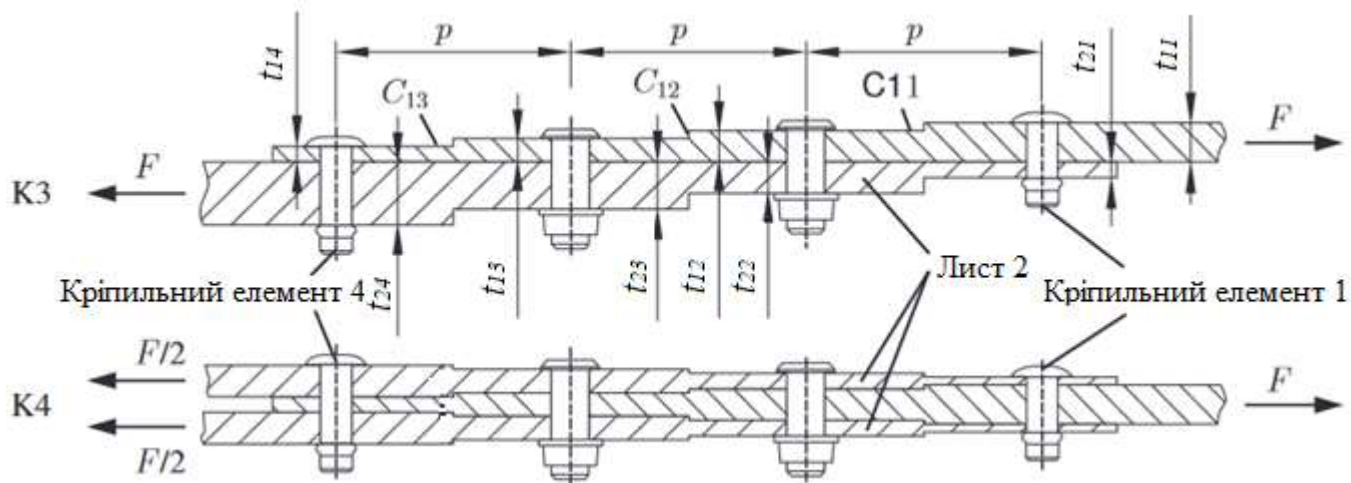


Рисунок 5.14 – Геометрія з'єднання

Розрахунок навантаження на i -й кріпильний елемент виконується на наступній припущеннях:

- Повинна бути рівновага між силами в листах і силами в кріпильних елементах;
- Повинна бути забезпечена сумісність між деформаціями листів і переміщеннями кріпильних елементів.
- Ефект тертя не враховується

Силкові моделі з'єднань показані на Рис. 5.17 – 5.18.

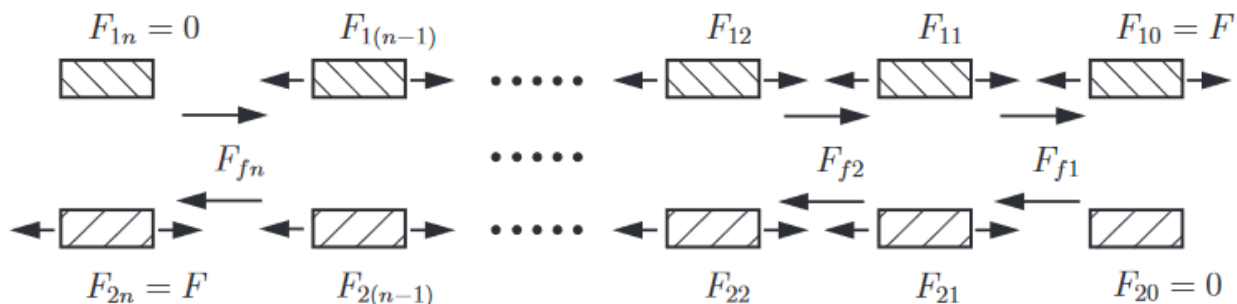


Рисунок 5.17 – Силова модель однозрізного з'єднання

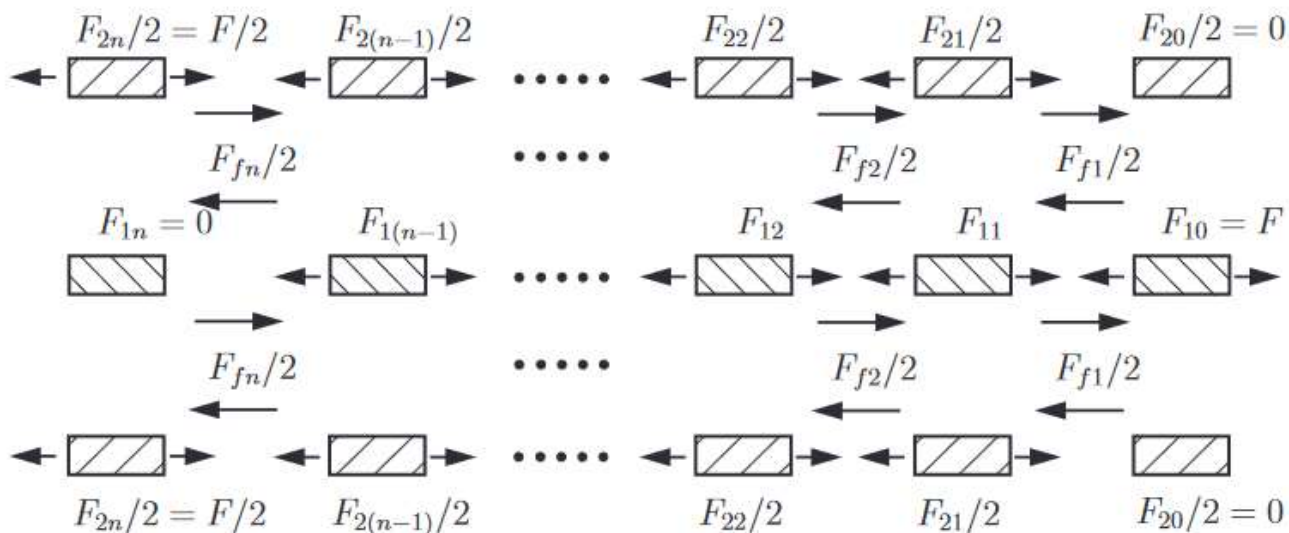


Рисунок 5.18 – Силова модель двозрізного з'єднання

Сили

Рівняння рівноваги, згідно Рис. 5.17 – 5.18:

$$\left. \begin{array}{l} F_{11} + F_{f1} - F_{10} = 0 \\ \dots + \dots - \dots = 0 \\ F_{1(n-1)} + F_{f(n-1)} - F_{1(n-2)} = 0 \\ F_{1n} + F_{fn} - F_{1(n-1)} = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow F_{1i} + F_{fi} - F_{1(i-1)} = 0$$

$$\left. \begin{array}{l} F_{21} - F_{f1} - F_{20} = 0 \\ \dots - \dots - \dots = 0 \\ F_{2(n-1)} - F_{f(n-1)} - F_{2(n-2)} = 0 \\ F_{2n} - F_{fn} - F_{2(n-1)} = 0 \end{array} \right\} \Rightarrow F_{2i} - F_{fi} - F_{2(i-1)} = 0$$

При заданих співвідношеннях, сили в кріпильних елементах і листі 2 можуть бути записані, як функція сил в листі 1 ($F \equiv F_{10}$):

$$F_{1i} + F_{fi} - F_{1(i-1)} = 0 \quad \Rightarrow F_{fi} = F_{1(i-1)} - F_{1i}$$

$$\left. \begin{array}{l} F_{21} = F_{10} - F_{11} \\ \dots = \dots - \dots \\ F_{2(n-1)} = F_{10} - F_{1(n-1)} \\ F_{2n} = F_{10} - F_{1n} \end{array} \right\} \Rightarrow F_{2i} = F - F_{1i}$$

Деформації

На основі пружності в системі на Рис 5.19, сумісність деформацій задається формулою:

$$p_i + u_{1i} + u_{f(i+1)} - p_i - u_{2i} - u_{fi} = 0$$

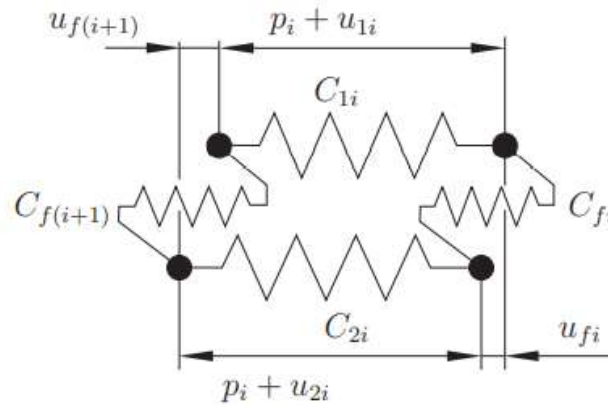


Рисунок 5.19 – Пружна модель

- Загальна сумісність деформацій:

$$u_{1i} + u_{f(i+1)} - u_{2i} = u_{fi}$$

- Деформації смуг u_{1i} і u_{2i} визначаються:

$$u_{1i} = C_{1i} \cdot F_{1i} + \Delta u_{1i}^T \quad C_{1i} = \frac{p_i}{E_1 \cdot w_{1i} \cdot t_{1i}} \quad \Delta u_{1i}^T = p_i \cdot \alpha_1 \cdot \Delta T$$

$$u_{2i} = C_{2i} \cdot F_{2i} + \Delta u_{2i}^T \quad C_{2i} = \frac{p_i}{E_2 \cdot w_{2i} \cdot m \cdot t_{2i}} \quad \Delta u_{2i}^T = p_i \cdot \alpha_2 \cdot \Delta T$$

- Переміщення кріпильного елемента:

$$u_{fi} = C_{fi} \cdot F_{fi}$$

$$C_{fi} = \frac{\kappa}{m} \cdot \left[\frac{t_{1i} + t_{2i}}{2 \cdot d_i} \right]^\lambda \cdot \left[\frac{1}{E_1 \cdot t_{1i}} + \frac{1}{E_2 \cdot m \cdot t_{2i}} + \frac{1}{2 \cdot E_{fi} \cdot t_{1i}} + \frac{1}{2 \cdot E_{fi} \cdot m \cdot t_{2i}} \right]$$

Матеріал листа	Тип кріпильного елемента	κ	λ
Алюміній	solid rivet (aluminum); blind rivet	2.2	0.4
Титан/алюміній ¹	Hi-Lok / Hi-Lite / Lock bolt	3.0	2/3
CFRP	Hi-Lok / Hi-Lite / Lock bolt	4.2	2/3
Титан в комбінації з CFRP	Hi-Lok / Hi-Lite / Lock bolt	3.6	2/3

Однорізне	$m = 1$
Двозрізне	$m = 2$

Примітка: CFRP – пластик армований вуглеволокном.

Рисунок 5.20 - Значення κ і λ для різних матеріалів і кріпильних елементів

- Рівновага для систем К3, К4

Сумісність деформацій (враховувавши $F_{20} \equiv F_{1n} \equiv 0$ і $F_{2n} \equiv F$):

$$\begin{array}{cccccc}
 u_{11} & + & u_{f2} & - & u_{21} & = & u_{f1} \\
 u_{12} & + & u_{f3} & - & u_{22} & = & u_{f2} \\
 \vdots & + & \vdots & - & \vdots & = & \vdots \\
 u_{1(n-2)} & + & u_{f(n-1)} & - & u_{2(n-2)} & = & u_{f(n-2)} \\
 u_{1(n-1)} & + & u_{fn} & - & u_{2(n-1)} & = & u_{f(n-1)}
 \end{array}$$

Сумісність деформацій, записана у вигляді матриці:

$$\begin{pmatrix}
 C_{11} \cdot F_{11} + \Delta u_{11}^T + C_{f2} \cdot F_{f2} - C_{21} \cdot F_{21} - \Delta u_{21}^T \\
 C_{12} \cdot F_{12} + \Delta u_{12}^T + C_{f3} \cdot F_{f3} - C_{22} \cdot F_{22} - \Delta u_{22}^T \\
 \vdots \\
 C_{1(n-2)} \cdot F_{1(n-2)} + \Delta u_{1(n-2)}^T + C_{f(n-1)} \cdot F_{f(n-1)} - C_{2(n-2)} \cdot F_{2(n-2)} - \Delta u_{2(n-2)}^T \\
 C_{1(n-1)} \cdot F_{1(n-1)} + \Delta u_{1(n-1)}^T + C_{fn} \cdot F_{fn} - C_{2(n-1)} \cdot F_{2(n-1)} - \Delta u_{2(n-1)}^T
 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix}
 C_{f1} \cdot F_{f1} \\
 C_{f2} \cdot F_{f2} \\
 \vdots \\
 C_{f(n-2)} \cdot F_{f(n-2)} \\
 C_{f(n-1)} \cdot F_{f(n-1)}
 \end{pmatrix}$$

З урахуванням співвідношень з пункту “Сили”, система рівнянь записується у вигляді:

$$\begin{pmatrix}
 C_{11} + C_{21} + C_{f1} + C_{f2} & -C_{f2} & 0 & \dots & 0 \\
 -C_{f2} & C_{12} + C_{22} + C_{f3} + C_{f3} & -C_{f3} & \dots & 0 \\
 0 & -C_{f3} & C_{13} + C_{23} + C_{f3} + C_{f4} & \dots & 0 \\
 \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\
 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\
 0 & 0 & 0 & \dots & -C_{f(n-1)} \\
 0 & 0 & 0 & \dots & C_{1(n-1)} + C_{2(n-1)} + C_{f(n-1)} + C_{fn}
 \end{pmatrix} \begin{pmatrix}
 F_{11} \\
 F_{12} \\
 F_{13} \\
 \vdots \\
 F_{1(n-2)} \\
 F_{1(n-1)} \\
 F_{1(n-1)}
 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix}
 C_{21} + C_{f1} \\
 C_{22} \\
 C_{23} \\
 \vdots \\
 C_{2(n-2)} \\
 C_{2(n-2)} \\
 C_{2(n-1)}
 \end{pmatrix} \cdot F + \begin{pmatrix}
 p_1 \\
 p_2 \\
 p_3 \\
 \vdots \\
 p_{n-2} \\
 p_{n-2} \\
 p_{n-1}
 \end{pmatrix} \cdot \Delta T \cdot \Delta \alpha$$

Сили в листі 1 можуть бути зведені до вигляду:

$$\begin{pmatrix} F_{11} \\ F_{12} \\ F_{13} \\ \vdots \\ F_{1(n-3)} \\ F_{1(n-2)} \\ F_{1(n-1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{11} + C_{21} + C_{f1} + C_{f2} & -C_{f2} & 0 & \dots & 0 \\ -C_{f2} & C_{12} + C_{22} + C_{f2} + C_{f3} & -C_{f3} & \dots & 0 \\ 0 & -C_{f3} & C_{13} + C_{23} + C_{f3} + C_{f4} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & -C_{f(n-1)} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & C_{1(n-1)} + C_{2(n-1)} + C_{f(n-1)} + C_{fn} \end{pmatrix}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} C_{21} + C_{f1} \\ C_{22} \\ C_{23} \\ \vdots \\ C_{2(n-3)} \\ C_{2(n-2)} \\ C_{2(n-1)} \end{pmatrix} \cdot F + \begin{pmatrix} p_1 \\ p_2 \\ p_3 \\ \vdots \\ p_{n-1} \\ p_{n-2} \\ p_{n-1} \end{pmatrix} \cdot \Delta T \cdot \Delta \alpha \left. \vphantom{\begin{pmatrix} F_{11} \\ F_{12} \\ F_{13} \\ \vdots \\ F_{1(n-3)} \\ F_{1(n-2)} \\ F_{1(n-1)} \end{pmatrix}} \right\}$$

Сили на ділянках в листі 1:

$$\begin{pmatrix} F_{11} \\ F_{12} \\ F_{13} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{11} + C_{21} + C_{f1} + C_{f2} & -C_{f2} & 0 \\ -C_{f2} & C_{12} + C_{22} + C_{f2} + C_{f3} & -C_{f3} \\ 0 & -C_{f3} & C_{13} + C_{23} + C_{f3} + C_{f4} \end{pmatrix}^{-1} \cdot \left\{ \begin{pmatrix} C_{21} + C_{f1} \\ C_{22} \\ C_{23} \end{pmatrix} \cdot F + \begin{pmatrix} p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{pmatrix} \cdot \Delta T \cdot \Delta \alpha \right\} = \begin{pmatrix} F_{11}^F \\ F_{12}^F \\ F_{13}^F \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} F_{11}^T \\ F_{12}^T \\ F_{13}^T \end{pmatrix}$$

Сили на ділянках в листі 2:

$$\begin{pmatrix} F_{21} \\ F_{22} \\ F_{23} \end{pmatrix} = F - \begin{pmatrix} F_{11} \\ F_{12} \\ F_{13} \end{pmatrix}$$

Сили на кріпильний елемент:

$$\begin{pmatrix} F_{f1} \\ F_{f2} \\ F_{f3} \\ F_{f4} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F \\ F_{11} \\ F_{12} \\ F_{13} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} F_{11} \\ F_{12} \\ F_{13} \\ 0 \end{pmatrix}$$

6. ОГЛЯД КОМП'ЮТЕРНИХ ПРОГРАМ З РОЗРАХУНКУ З'ЄДНАНЬ КОМПОЗИТ-КОМПОЗИТ

6.1 Загальні відомості про розрахунок композитних матеріалів з використанням МСЕ

Метод моделювання з'єднання в МСЕ полягає в поданні кріпильних елементів і листів, які скріплюються у вигляді пружин. Метод, в якому пружна константа для кріпильного елемента є зворотною величиною гнучкості кріпильного елемента (його жорсткості). Це можна побачити на Рис 6.1

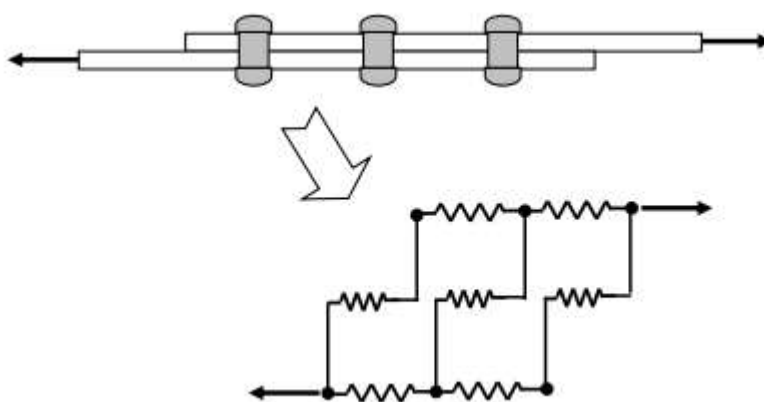


Рисунок 6.1 – Одновимірна модель з'єднання в МСЕ [3]

Найпоширеніша модель при розрахунку є одновимірною і може враховувати тільки зміни в поздовжньому напрямку. Вторинний згин в цій моделі опущений. Також застосування цієї моделі до багаторядного з'єднання передбачає, що в такому з'єднанні ряди кріпильних елементів “з площини” є однаковими і вони сприймають однакове навантаження. Ця модель приваблива своєю простотою і низькими розрахунковими витратами. Використовуючи двовимірну модель, можна врахувати відмінності у властивостях болтів в обох напрямках. За допомогою тривимірної моделі можна було б детально змоделювати все з'єднання, що дало б більш реалістичну модель. Однак для використання 3д моделі потрібно надзвичайно високі витрати на розрахунок в порівнянні з іншими доступними методами, і все ще існують фактори, які дуже важко врахувати; такі як тертя, зазор між отворами і локальні пластичні деформації. Світова практика показує, що цілком достатньо для проектування

одновимірної моделі.

Для того, щоб мати можливість враховувати коливання температури і позбавити користувача від необхідності розрахунку жорсткості листів, вони моделюються у вигляді стрижнів, показаних на Рис 6.2.

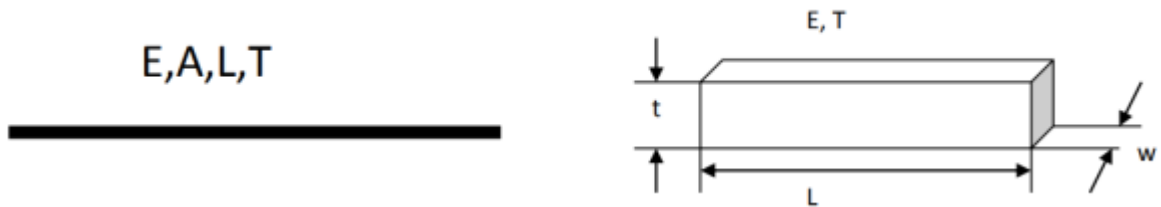


Рис. 6.2 – Стрижневий елемент [3]

Принцип побудови FEM моделі разом з системою нумерації елементів і вузлів показаний на Рис. 6.3.

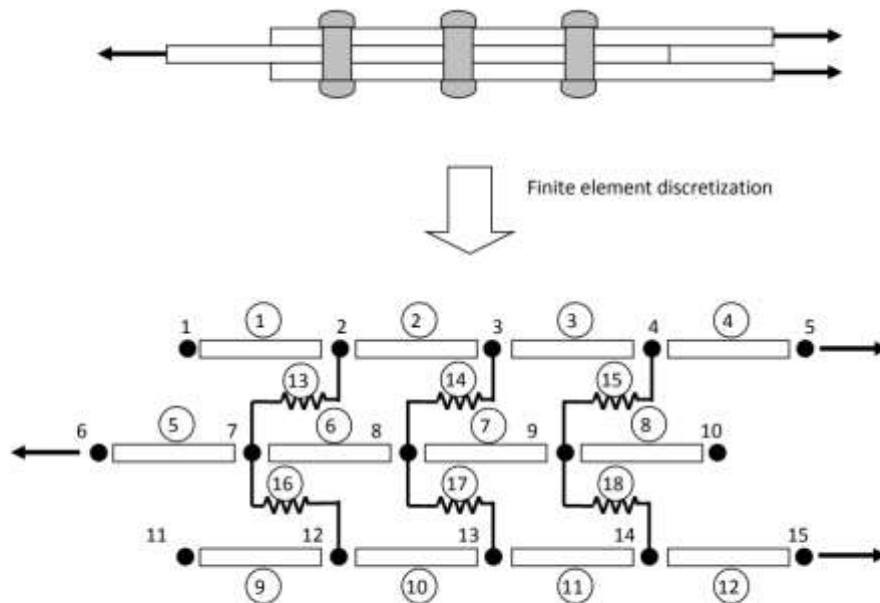


Рис. 6.3 – FEM модель з'єднання [3]

Розрахунок по FEM моделі проводиться в наступні етапи:

1. Розрахунок початкових напружень;
2. Розрахунок початкових вузлових сил;
3. Побудова глобальної матриці жорсткості;
4. Дотримання граничних умов;

5. Обчислення вузлових переміщень;
6. Розрахунок сил в елементах.

Використовуючи метод рівноваги, можна отримати співвідношення між вузловими силами і переміщеннями з параметрами, показаними на малюнку Рис. 6.4.

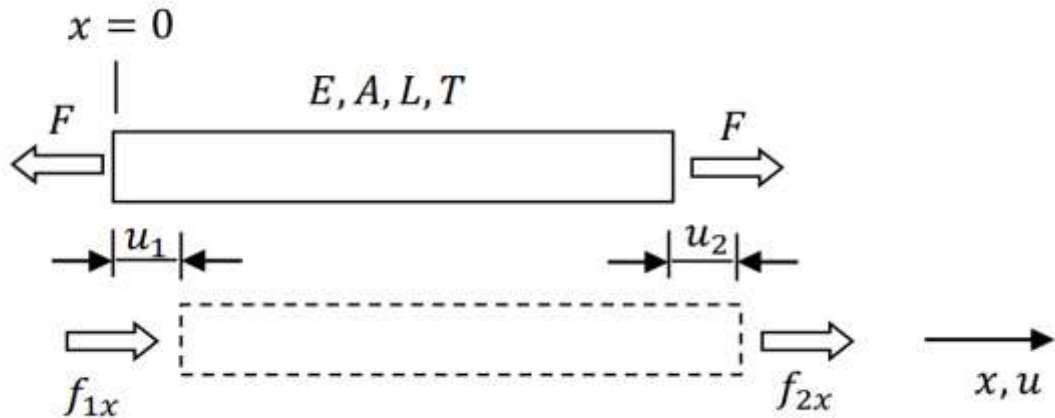


Рис. 6.4 – 1D стрижневий елемент навантажений розтягом [3]

Переміщення вузлів записується як [3]:

$$u = [N_1 \quad N_2] \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{Bmatrix}$$

де $N_1 = 1-x/L$, $N_2 = x/L$ - функції форми стрижневого елемента, що описують його поведінку при лінійному переміщенні.

Оскільки σ_x є напруженнями елемента, а ε - деформацією, співвідношення між вузловими силами і переміщенням виходить наступним чином [3]:

$$F = A\sigma_x$$

$$\sigma_x = E\varepsilon$$

$$\varepsilon = \frac{\delta}{L} = \frac{u_2 - u_1}{L}$$

$$\begin{aligned}
 f_1 &= -F = AE \left(\frac{u_1 - u_2}{L} \right) \\
 f_2 &= F = AE \left(\frac{u_2 - u_1}{L} \right) \\
 \begin{Bmatrix} f_{1x} \\ f_{2x} \end{Bmatrix} &= \frac{AE}{L} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{Bmatrix} = [\mathbf{k}^e] \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{Bmatrix}
 \end{aligned}$$

де \mathbf{k}^e - матриця жорсткості елемента. Розрахунок переміщення для пружинних елементів виконується аналогічним чином, замінюючи EA/L постійною пружини k .

Типовий підхід при роботі з тепловими навантаженнями полягає в розрахунку початкових напружень, що виникають через різницю температур елементів щодо заданої еталонної температури, коли всі переміщення заборонені. Початкові вузлові сили потім отримують шляхом накладення результуючих вузлових сил, обумовлених температурним полем, на механічні навантаження. Початкові напруження елемента розраховується як [3]:

$$\sigma_0^e = -E\alpha\Delta T$$

де α -коефіцієнт теплового розширення, а ΔT -різниця температур елемента (Середня).

Матриці жорсткості елементів потім збираються в глобальну матрицю жорсткості $[\mathbf{K}]$. Для всіх елементів N_{els} , матриця жорсткості кожного елемента додається до глобальної матриці жорсткості відповідно до [3]:

$$\begin{aligned}
 [\mathbf{K}] &= \sum_{n=1}^{N_{els}} [\mathbf{k}^e]_n \\
 \text{where } [\mathbf{k}^e]_n &= \begin{matrix} & & u_i/u_1 & & u_j/u_2 & & \\ & & \vdots & & \vdots & & \\ u_i/u_1 & \left(\begin{array}{ccccc} \dots & k_n & \dots & -k_n & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \dots & k_n & \dots & -k_n & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ u_j/u_2 & \left(\begin{array}{ccccc} \dots & -k_n & \dots & k_n & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{array} \right) & \dots & \dots & \dots & \dots \end{matrix}
 \end{aligned}$$

де u_1 і u_2 - зміщення вузлів 1 і 2 елемента n відповідно, розміщені в глобальній матриці жорсткості по рядках і стовпцях, відповідним глобальним номерам елементів i, j

Співвідношення між вузловими силами і переміщеннями [3]:

$$\{\mathbf{P}\} = [\mathbf{K}]\{\mathbf{D}\}$$

де $\{P\}$ - вектор вузлової сили і $\{D\}$ вектор вузлового зміщення

Після накладення граничних умов, що перешкоджають руху твердого тіла, дає єдине рішення [3]:

$$\sigma_n = \frac{E_n(u_2^n - u_1^n)}{L_n} + \sigma_0^n$$

А сили в елементах [3]:

$$F_n = \sigma_n A_n$$

Виходячи з вищезазначеного можна прийти до висновку, що підходи методу скінченного – елемента і аналітичного розрахунку є схожими, при цьому запропонований підхід більш простий для реалізації, більш зрозумілий і не вимагає дорогого програмного забезпечення, а також дозволяє простежити за всіма етапами розрахунку.

6.2 Порівняння аналітичного і JOLT / THIKAL результатів розрахунку з'єднання композитних матеріалів

Перевірка аналітичного розрахунку в Excel здійснюється за допомогою відомого розрахунку композитно – металевого з'єднання у програмах JOLT / THIKAL, які є сертифікованими і використовуються компанією Boeing.

Умови, які використовувалися в даних програмах представлені на Рис. 6.5 – 6.6

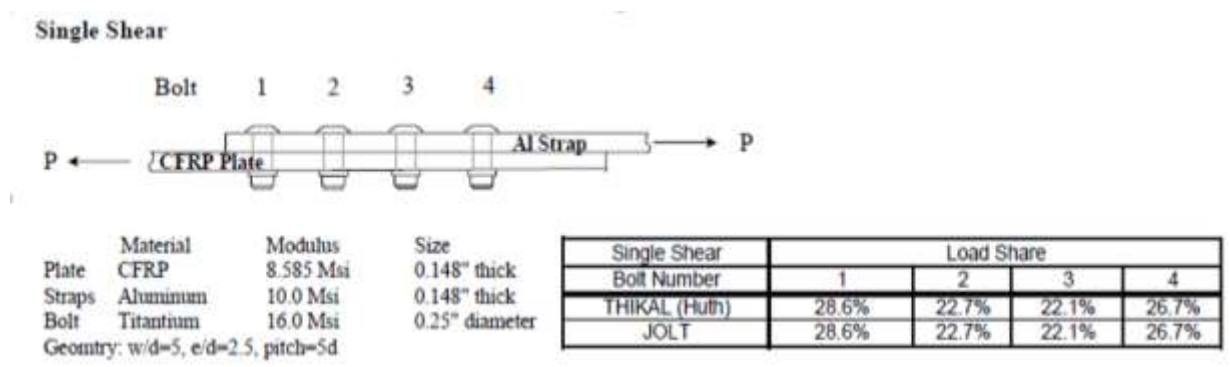
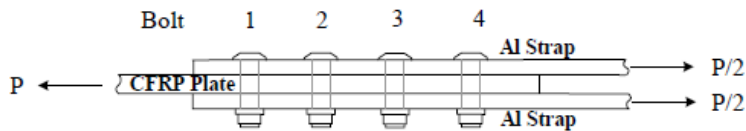


Рисунок 6.5 – Розрахунок однозрізного з'єднання в JOLT / THIKAL

Double Shear



	Material	Modulus	Size
Plate	CFRP	8.585 Msi	0.148" thick
Straps	Aluminum	10.0 Msi	0.148" thick
Bolt	Titanium	16.0 Msi	0.375" diameter
Geomtry: w/d=5, e/d=2.5, pitch=5d			

Double Shear Bolt Number	Load Share			
	1	2	3	4
THIKAL (Effect. Thk.)	37.9%	22.5%	17.8%	21.8%
JOLT	37.9%	22.5%	17.8%	21.8%

Рисунок 6.6 – Розрахунок двозрізного з'єднання в JOLT / THIKAL

Результати перевірки аналітичного розрахунку

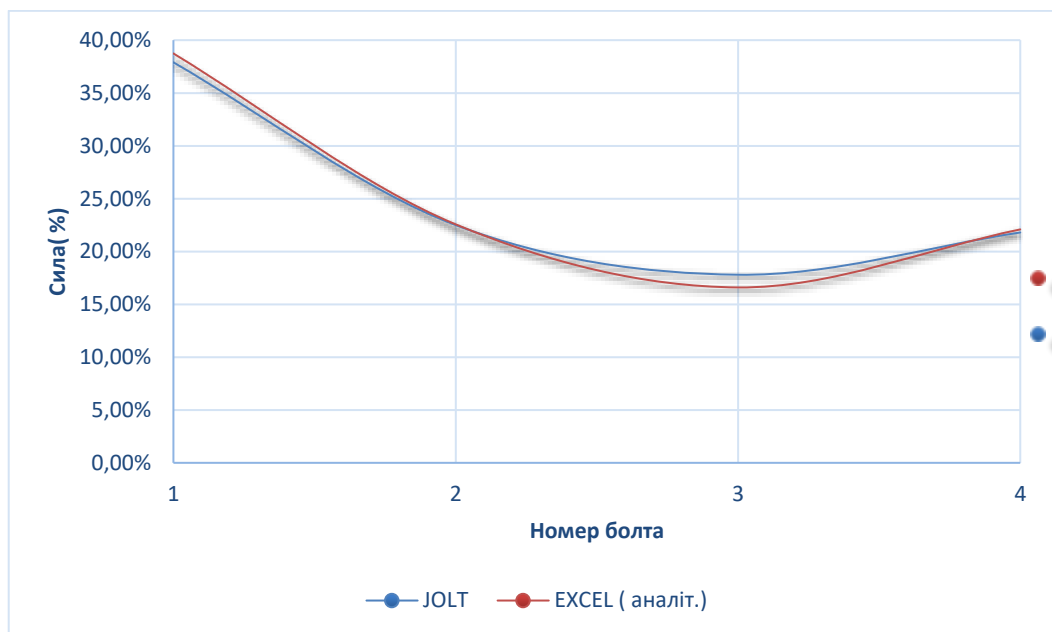


Рисунок 6.7 – Розподіл навантаження на болти згідно аналітичного розрахунку в однозрізному з'єднанні

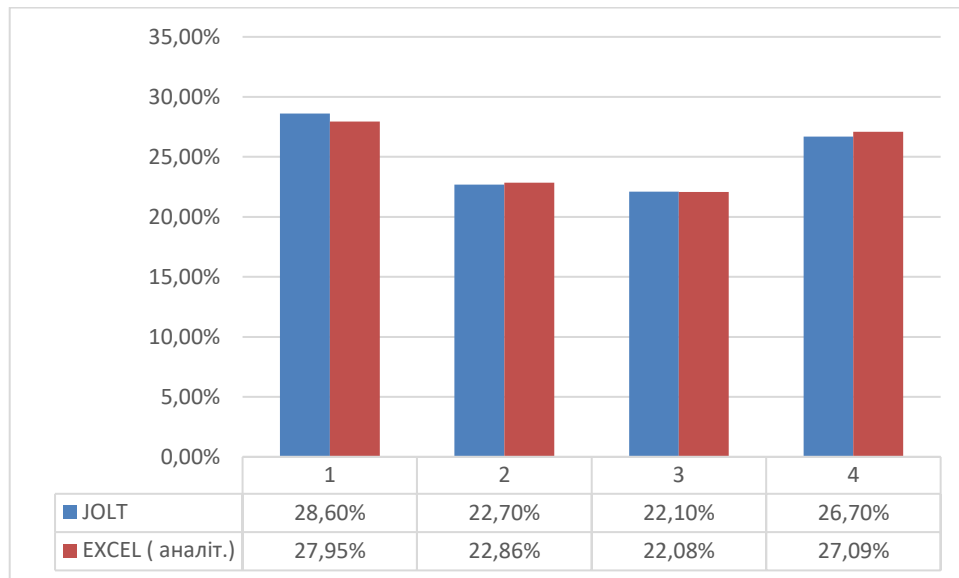


Рисунок 6.8– Розподіл навантаження на болти при однозрізному з’єднанні

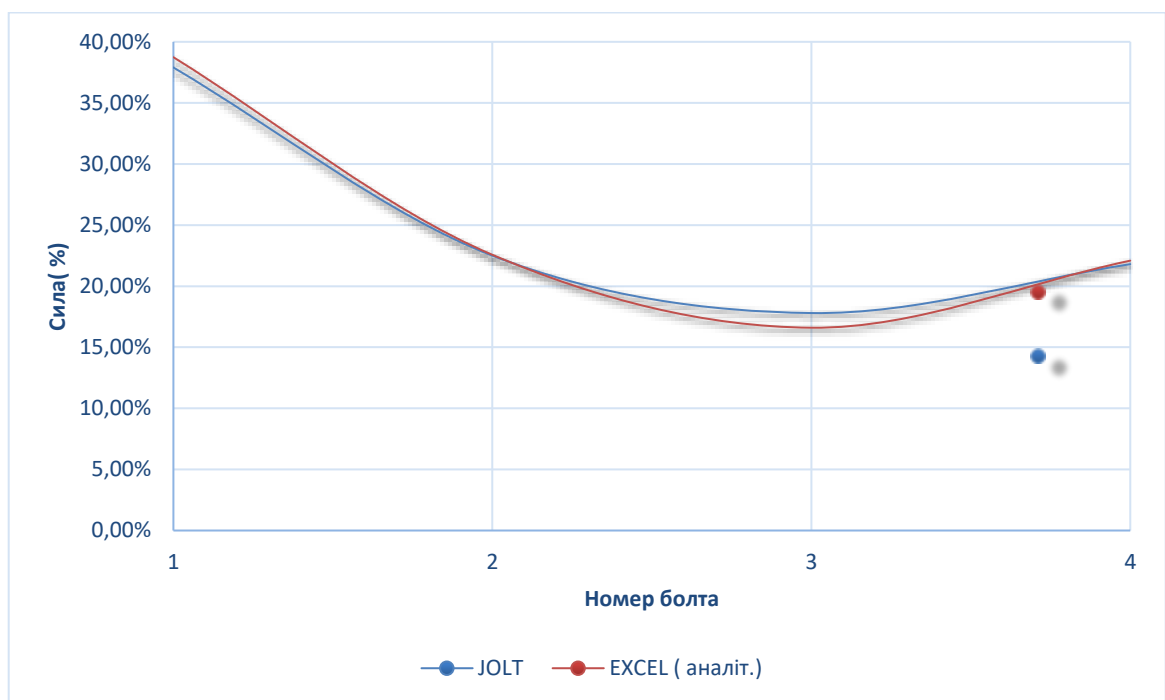


Рисунок 6.9 – Розподіл навантаження на болти згідно аналітичного розрахунку в двозрізному з’єднанні

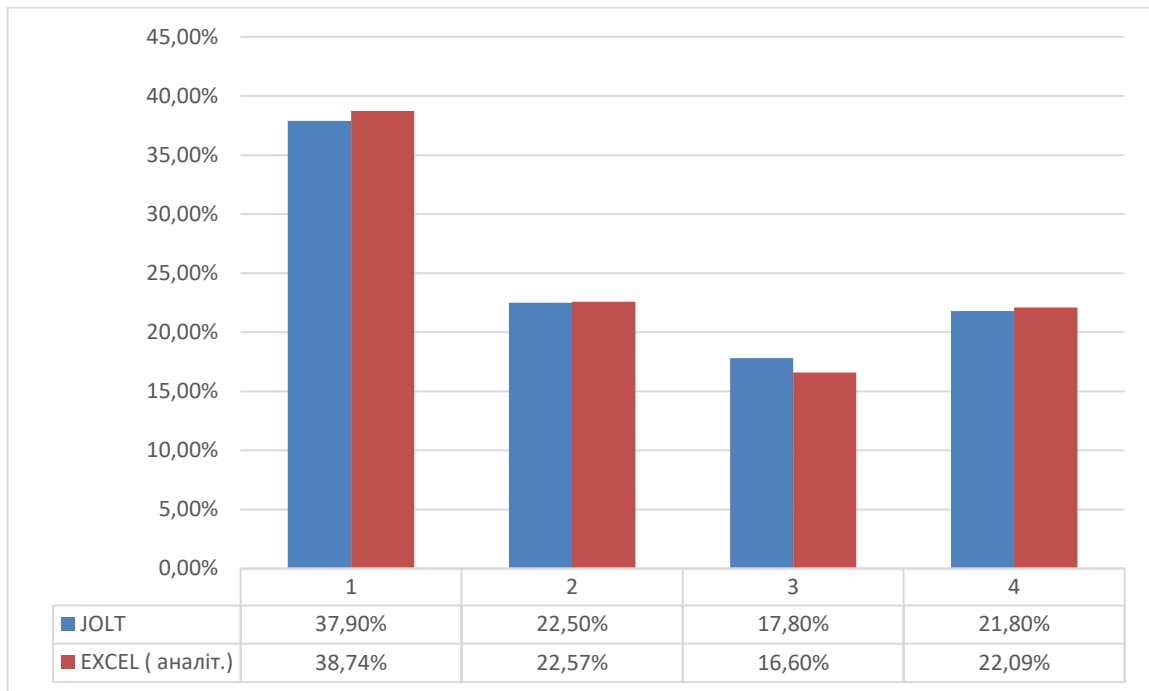


Рисунок 6.10 – Розподіл навантаження на болти при двозрізному з’єднанні

Згідно результатів, створений аналітичний розрахунок дає близькі значення розподілу зусиль на кріпильні елементи, порівняно з сертифікованими програмами, які використовують для проектування сучасних літаків. Розроблений excel - аналіз не потребує великих вкладів коштів для проектування з’єднання, що є значною перевагою.

7. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ РІЗНИХ ПАРАМЕТРІВ НА РОЗПОДІЛ ЗУСИЛЬ МІЖ З'ЄДНУВАЛЬНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ. ДОДАТКОВІ ПЕРЕВІРКИ ДЛЯ З'ЄДНАНЬ КОМПОЗИТ-КОМПОЗИТ

7.1 Дослідницька частина

Перед початком дослідження приймаємо наступне:

- Розглядаються з'єднання елементів конструкції, виготовлені з вуглепластика
- Композитний матеріал набирається з моношарів вуглелент і вуглетканин (окремо), що мають схему армування $\pm 45^\circ$.
- Для запобігання гальванічної корозії застосовується титанові болти.

Вихідні дані:

- Болти діаметром $D=4.76$ мм (3/16").
- Товщина деталей, що з'єднуються 4 мм для однозрізного з'єднання
Товщина plate - 4 мм і товщина splice - 2 мм для двозрізного з'єднання.

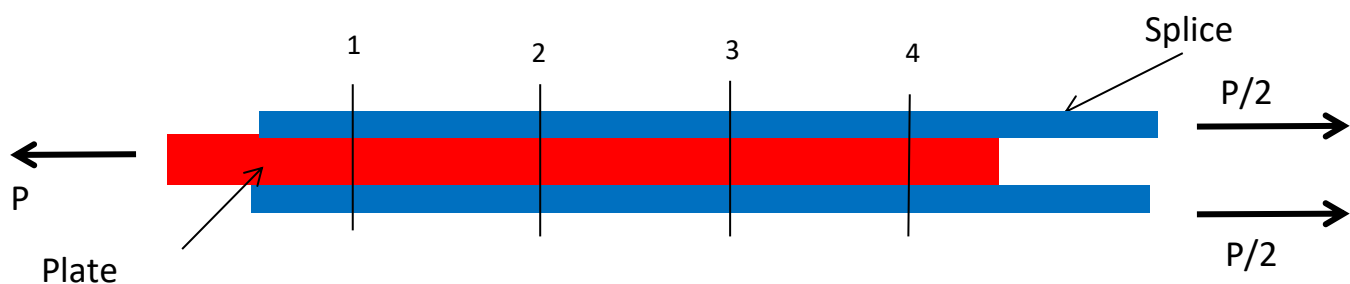


Рисунок 7.1 – Схема для розрахунку

- Крок кріплення приймаємо $p = 4D$, ширина листів $w = 5D$
- Розглядаємо з'єднання, що складається з 4-х болтів.

1. Вплив пружних характеристик деталей, що з'єднуються. Розглянемо розподіл зусиль по болтах для різних матеріалів для листів, виготовлених з вуглеленти і вуглетканини, що мають схему армування: 0° , $\pm 45^\circ$ і 90° .

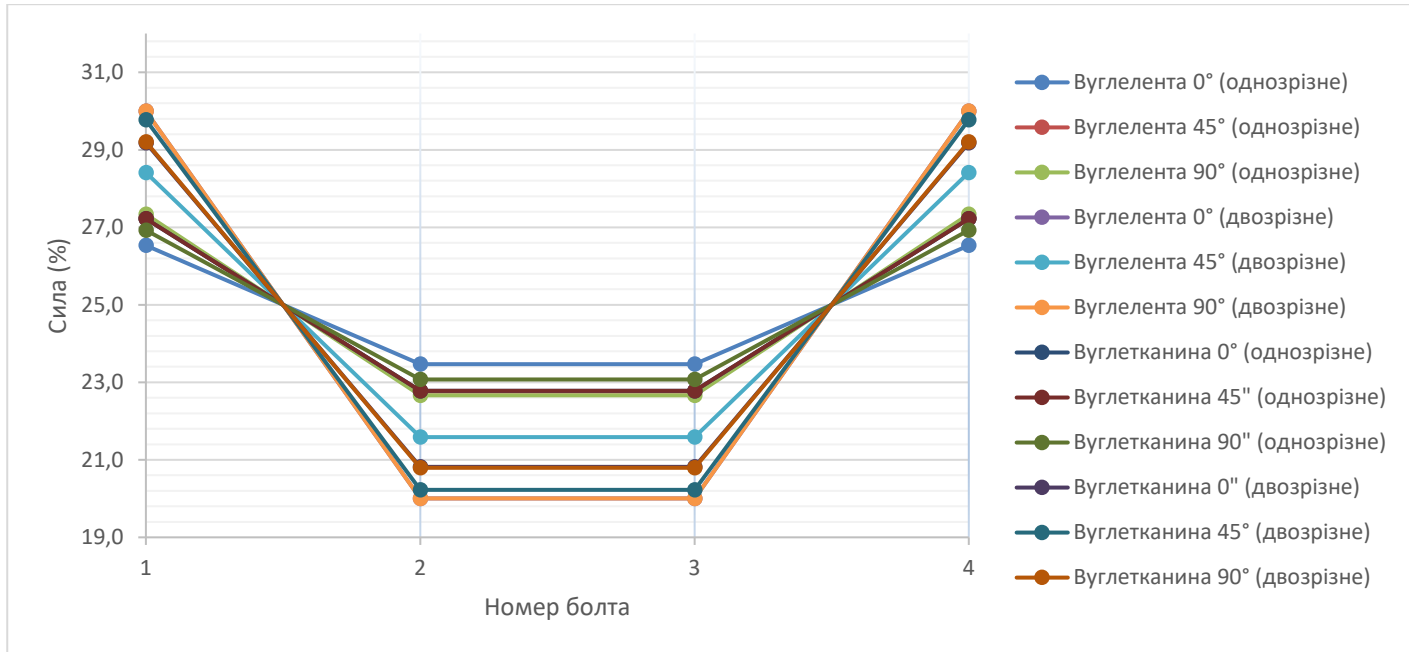


Рисунок 7.2 - Вплив пружних характеристик деталей

Розподіл зусиль на кріпильний елемент слабо залежить від типу з'єднання (однозрізне або двозрізне) і пружних характеристик деталей. Крайні болти найбільш навантажені, тому необхідність в оптимізації таких з'єднань дуже важлива. Так як застосовується математична одновимірна модель в якій не враховується вплив вторинного вигину, в реальності ж краще проектувати з'єднання двозрізними. Враховуючи вищезазначене, в подальшому будемо розглядати тільки двозрізне з'єднання для вуглетканини з кутом армування $\pm 45^\circ$.

2. Вплив товщини деталей, що з'єднуються (1). Збільшимо товщину з'єднуваних листів в три рази і відзначимо зміну розподілу зусиль по болтах.

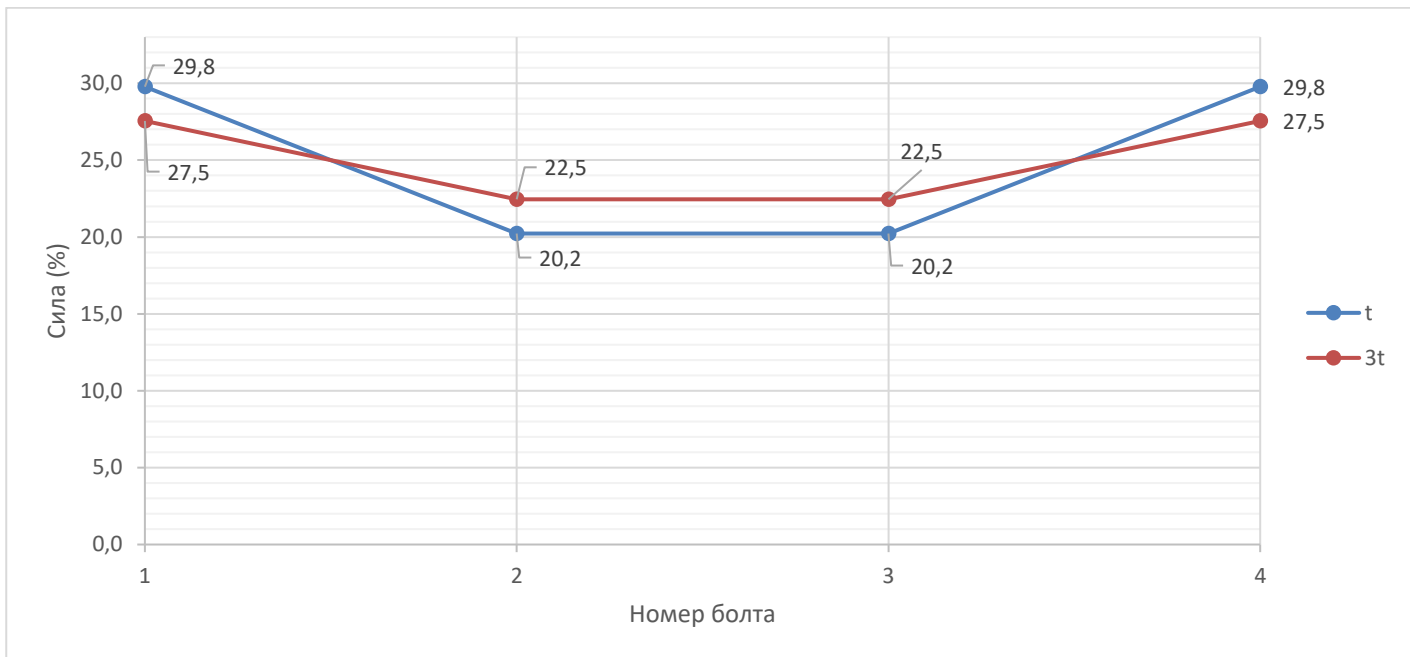


Рисунок 7.3 - Вплив товщини деталей (1)

Збільшення товщини листів, що з'єднуються, дозволяє розподілити навантаження на болти за рахунок збільшення жорсткостей, тим самим з'єднання використовується більш ефективно. Бездумне збільшення товщини пакету композитних матеріалів небажано, бо призводить до значного збільшення ваги з'єднання і такого явища, як згин кріпильного елемента, яке негативно впливає на передачу навантажень.

3. Вплив діаметрів болтів (1). Збільшимо діаметр всіх болтів до $D=7.94$ мм (5/16"). Відзначимо зміну розподілу зусиль по болтах.

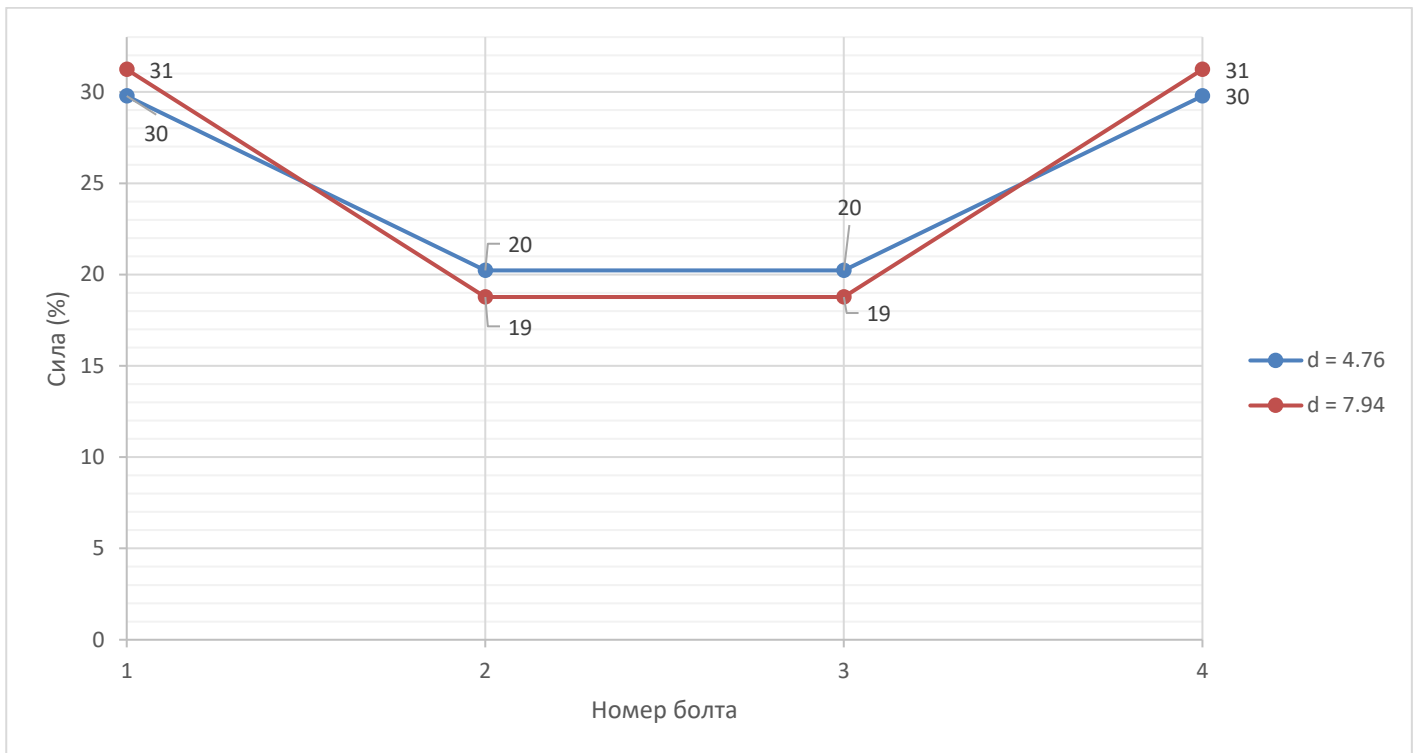


Рисунок 7.4 - Вплив діаметрів болтів (1)

Збільшення діаметра всіх болтів недоцільно з точки зору оптимізації з'єднання, так як збільшиться навантаження на найбільш навантажений ряд.

4. Вплив діаметрів болтів (2). Збільшимо діаметр тільки внутрішніх болтів №2 і №3 до $D=7.94$ мм (5/16"). Відзначимо зміну розподілу зусиль по болтах.

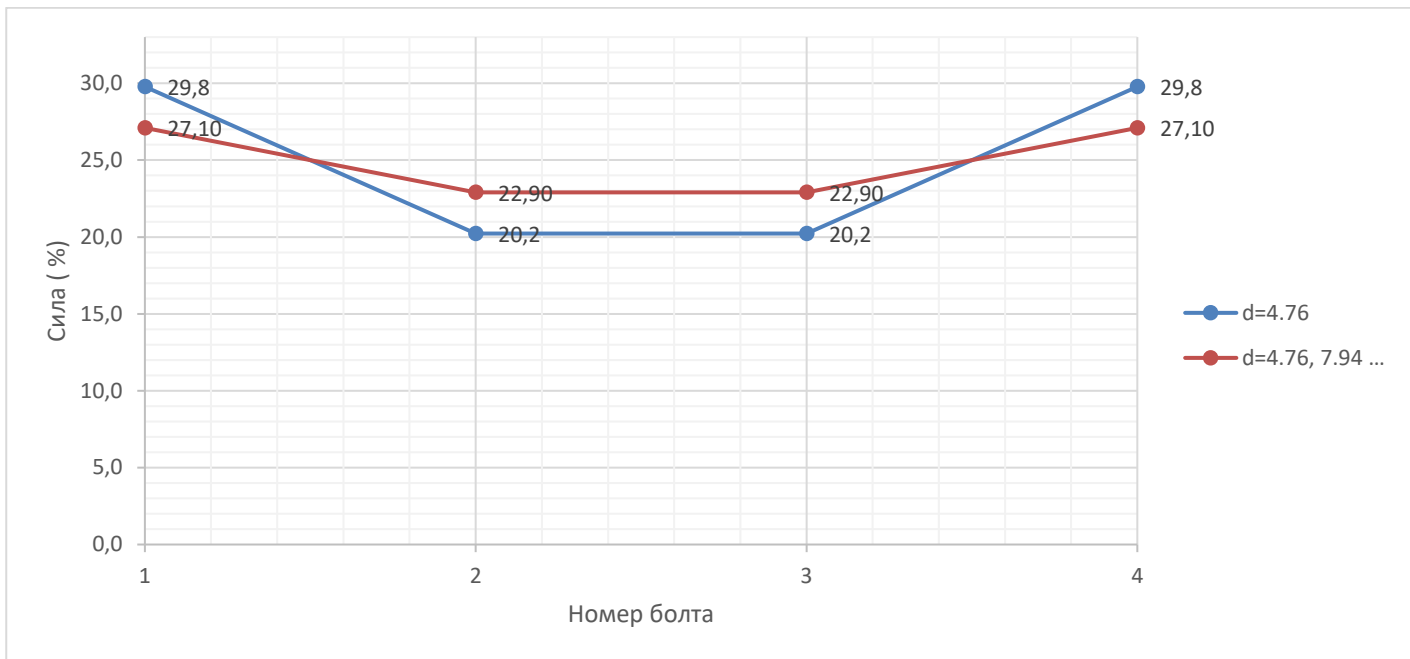


Рисунок 7.5 - Вплив діаметрів болтів (2)

Збільшення діаметра проміжних кріпильних елементів дозволяє знизити завантаженість крайнього ряду, довантаживши проміжні.

5. Вплив діаметрів болтів (3). Збільшимо діаметр тільки зовнішніх болтів №1 і №4 до $D=7.94$ мм (5/16"). Відзначимо зміну розподілу зусиль по болтах.

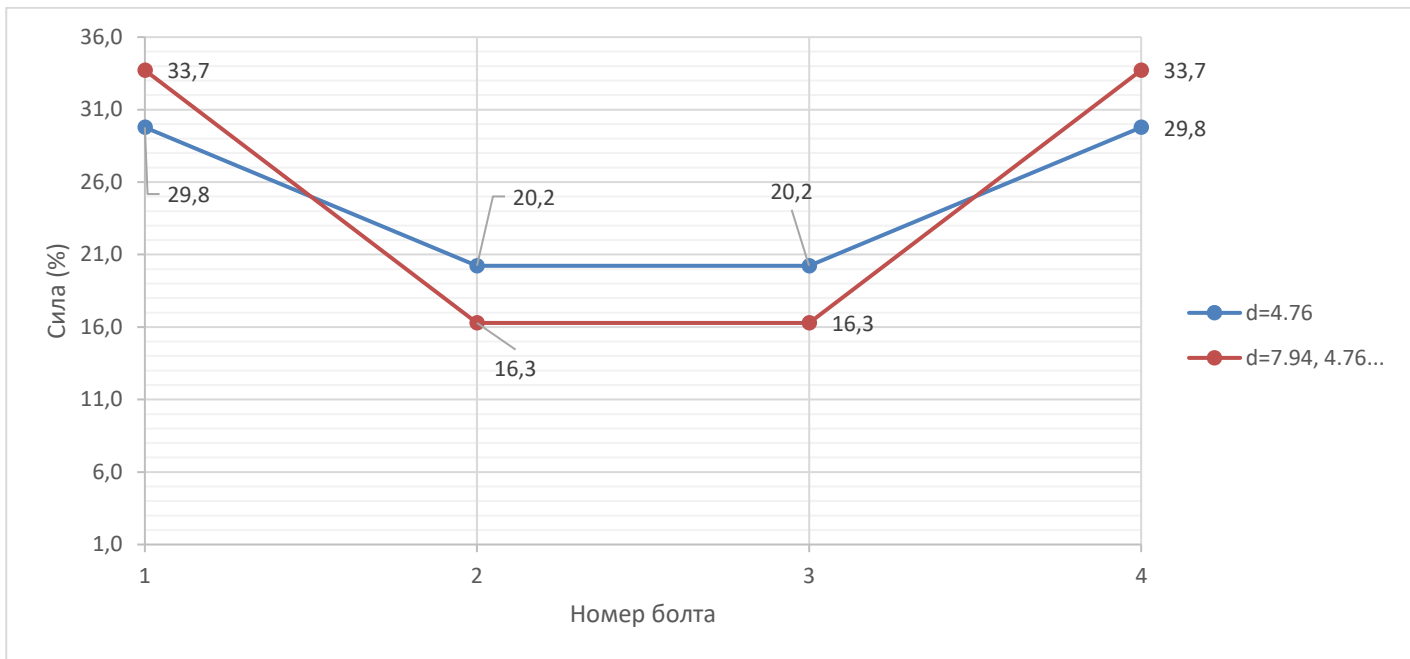


Рисунок 7.6 - Вплив діаметрів болтів (3)

Збільшення діаметра крайніх кріпильних елементів недоцільно в конструкції, так як перевантажується і без того найбільш навантажений ряд.

6. Вплив діаметрів болтів (4). Зменшимо діаметр зовнішніх болтів №1 і №4 до $D=3.87$ мм (5/32") і збільшимо діаметр внутрішніх болтів №2 і №3 до $D=7.94$ мм (5/16"). Відзначимо зміну розподілу зусиль по болтах.

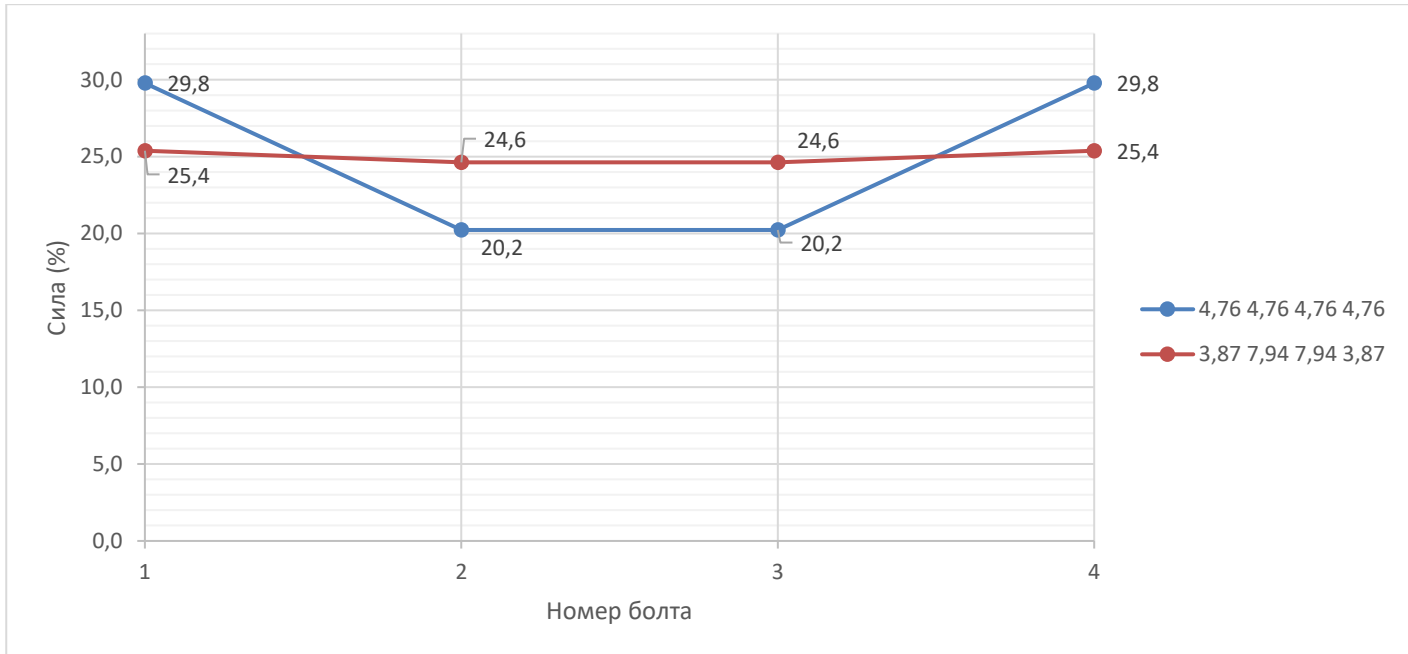


Рисунок 7.7 - Вплив діаметрів болтів (4)

Збільшення діаметра проміжних кріпильних елементів і зменшення крайніх дозволяє використовувати з'єднання дуже ефективно з точки зору завантаженості болтів, так як навантаження на кожен болт приблизно дорівнює один одному.

7. Вплив ширини деталей, що з'єднуються. Прийmemo ширину splice під болтом №1 рівною 10 мм, під №2 – 20 мм, під №3 – 30 мм. прийmemo ширину plate під болтом №1 рівною 30 мм, під №2 – 20 мм, під №3 – 10 мм. відзначимо зміну розподілу зусиль по болтах.

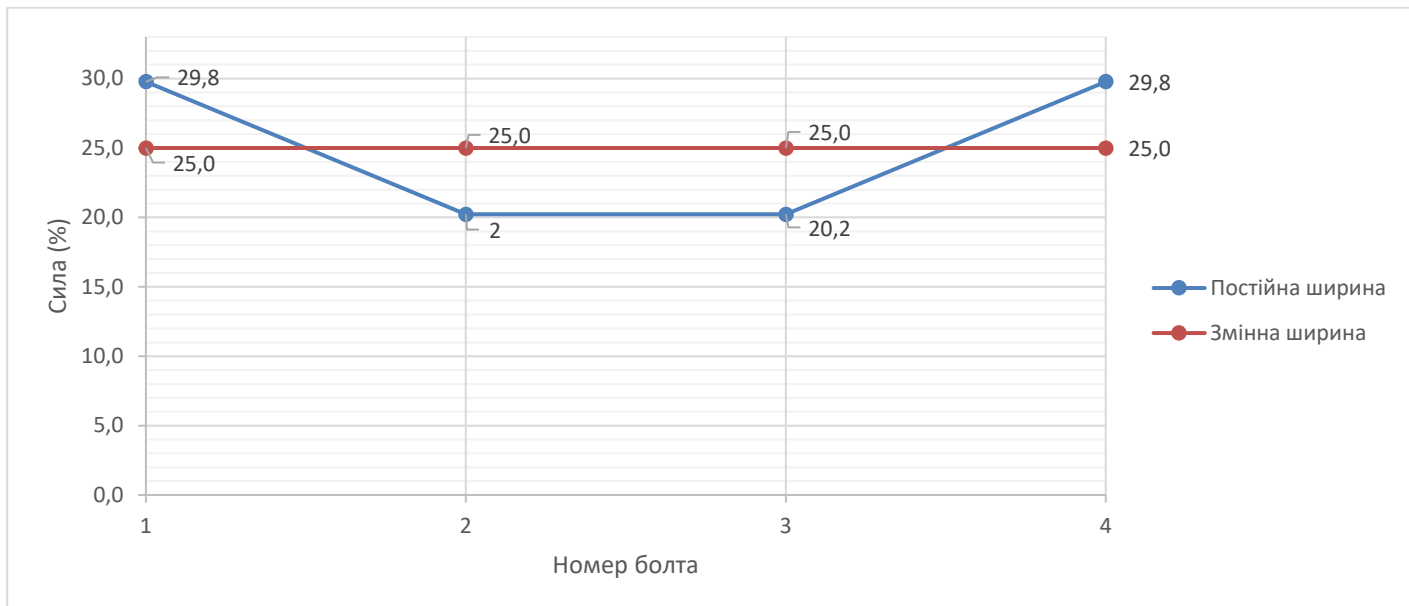


Рисунок 7.8 - Вплив ширини деталей, що з'єднуються

Ситуація схожа з попереднім варіантом, проте цікавіша з точки зору деяких моментів стосовно технології виконання. Кріпильні елементи, як правило, виготовляються за певною специфікацією і мають певний крок діаметрів, тому домогтися рівного навантаження їх не завжди можливо. У цьому випадку можна комбінувати ширину так, що навантаження буде відбуватися рівномірно. Так само слід відзначити позитивний факт - після першого кріпильного елемента, частина навантаження переходить на деталь, що з'єднується, тому використання змінної ширини дозволить ефективно використовувати матеріал, дивившись приблизно рівномірних напружень по ділянках між кріпленнями.

8. Вплив товщини деталей, що з'єднуються (2). Прийmemo товщину splice під болтом №1 рівною 2 мм, під №2 – 2,5 мм, під №3 – 3,0 мм, під №4 – 3,5 мм. прийmemo товщину plate під болтом №1 рівною 7 мм, під №2 – 6 мм, під №3 – 5 мм, під №4 – 4 мм. відзначимо зміну розподілу зусиль по болтах.

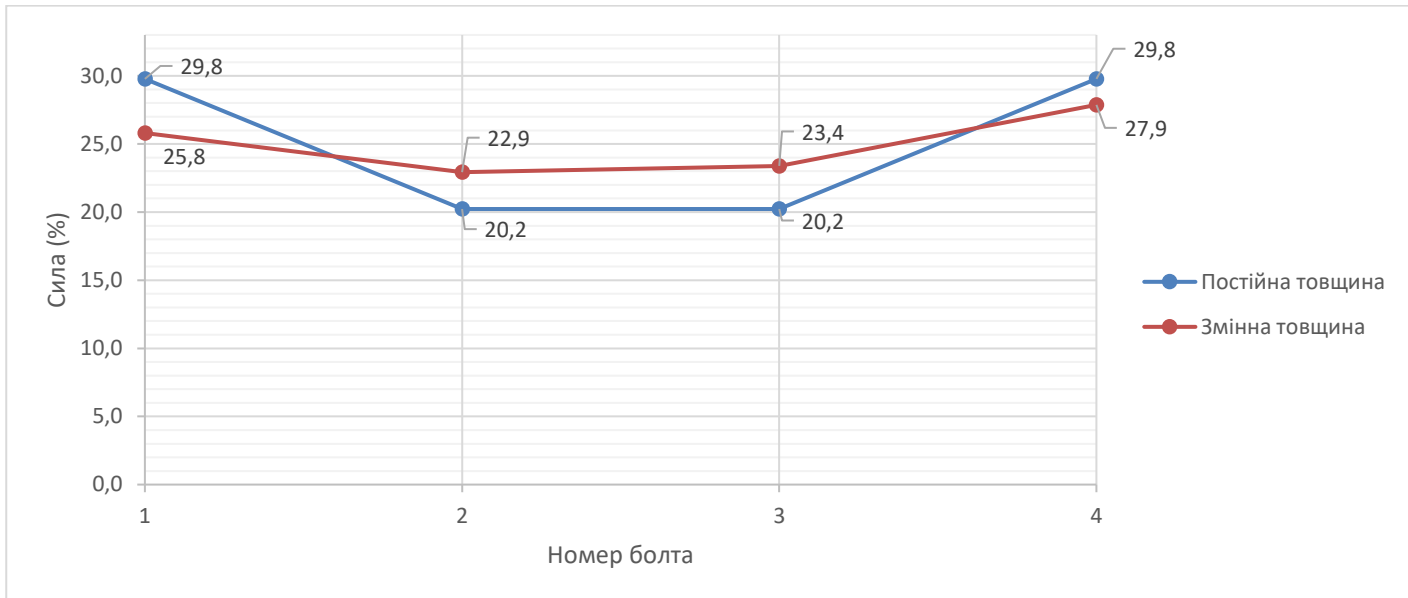


Рисунок 7.9 - Вплив товщини деталей, що з'єднуються (2)

Комбiнуючи товщини пакета композиту можна домогтися розвантаження критичних рядiв, довантаживши промiжнi. Цей спiсiб важливий з точки зору оптимiзацiї ваги з'єднання. Збiльшення чи зменшення товщини деталей важливо з точки зору передачi навантаження через зминання, а також завантаженостi листiв по дiлянках мiж крiпильними елементами.

7.2 Додаткові перевірки для з'єднання композит-композит

Виконуючи підбір параметрів з'єднання композит - композит з механічними з'єднувальними елементами слід враховувати такі види руйнування [11], як:

- Локальне зминання КМ;

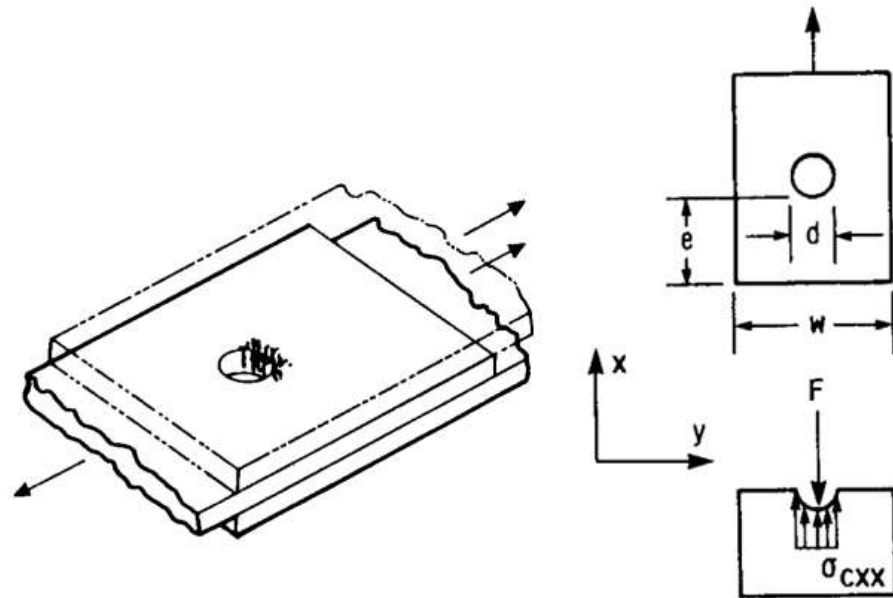


Рисунок 7.10 - Локальне зминання КМ

Максимально допустима сила заходиться за формулою:

$$F = d \cdot t_c \cdot S_{cxxc};$$

де d – діаметр з'єднувального елемента;

t_c – товщина листа КМ;

S_{cxxc} – міцність композиту на стиск в напрямі осі X.

- Розрив КМ;

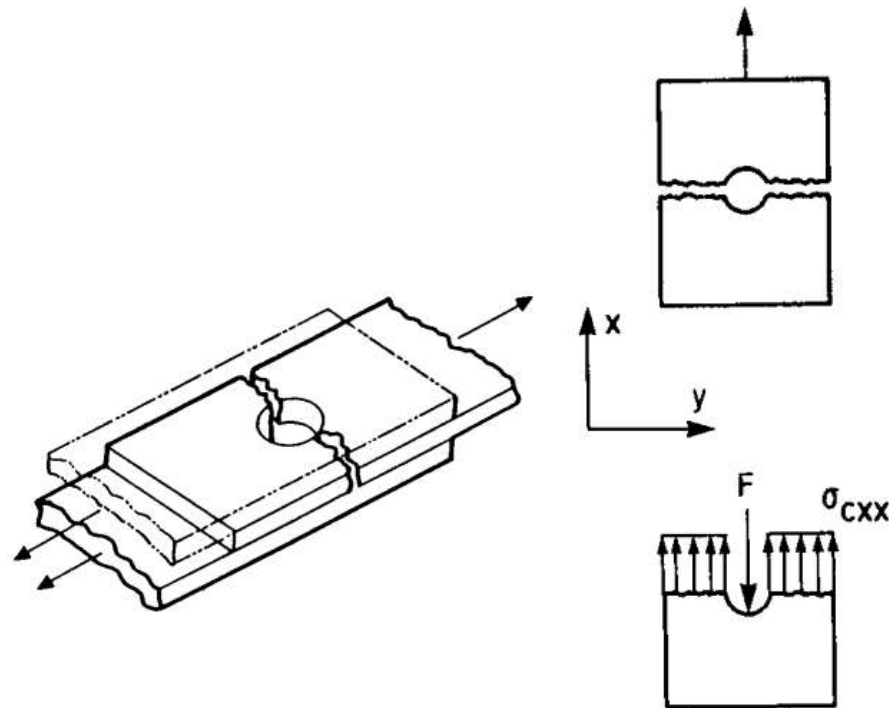


Рисунок 7.11 - Розрив КМ

Максимально допустима сила заходиться за формулою:

$$F = (w - d) \cdot t_c \cdot S_{cххт} ;$$

де w – ширина листа КМ;

d – діаметр з'єднувального елемента;

t_c – товщина листа КМ;

$S_{cххт}$ – міцність композиту на розтяг в напрямку осі X.

- Клиновий розкол КМ;

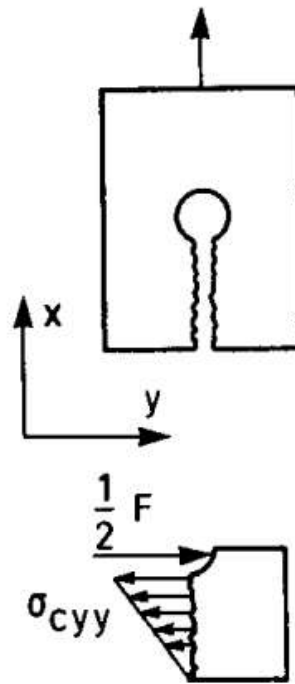


Рисунок 7.12 - Клиновий розкол КМ

Максимально допустима сила заходиться за формулою:

$$F = 0.5 \cdot (2 \cdot e - d) \cdot t_c \cdot S_{\text{СУУТ}} ;$$

де d – діаметр з'єднувального елемента;

t_c – товщина листа КМ;

e – довжина матеріалу, що розколюється;

$S_{\text{СУУТ}}$ – міцність композиту на розтяг в напрямку осі Y .

- Зсув КМ;

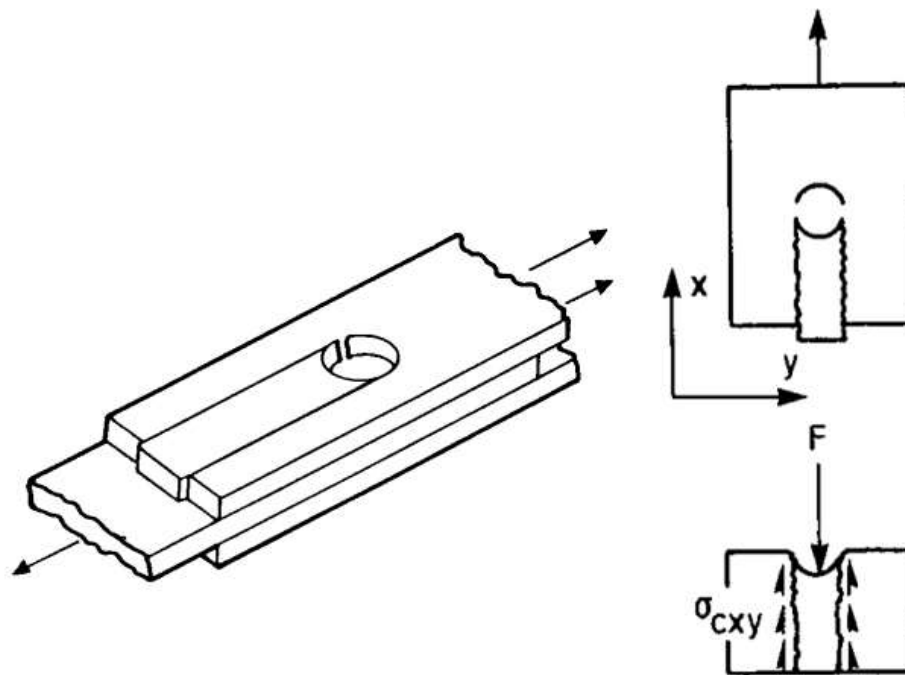


Рисунок 7.13 - Зсув КМ

Максимально допустима сила заходиться за формулою:

$$F = 2 \cdot e \cdot t_c \cdot S_{cxy};$$

де t_c – товщина листа КМ;

e – довжина матеріалу, що зсувається;

S_{cxy} – міцність композиту на зсув в площині XX.

- Розрив з зсувом КМ;

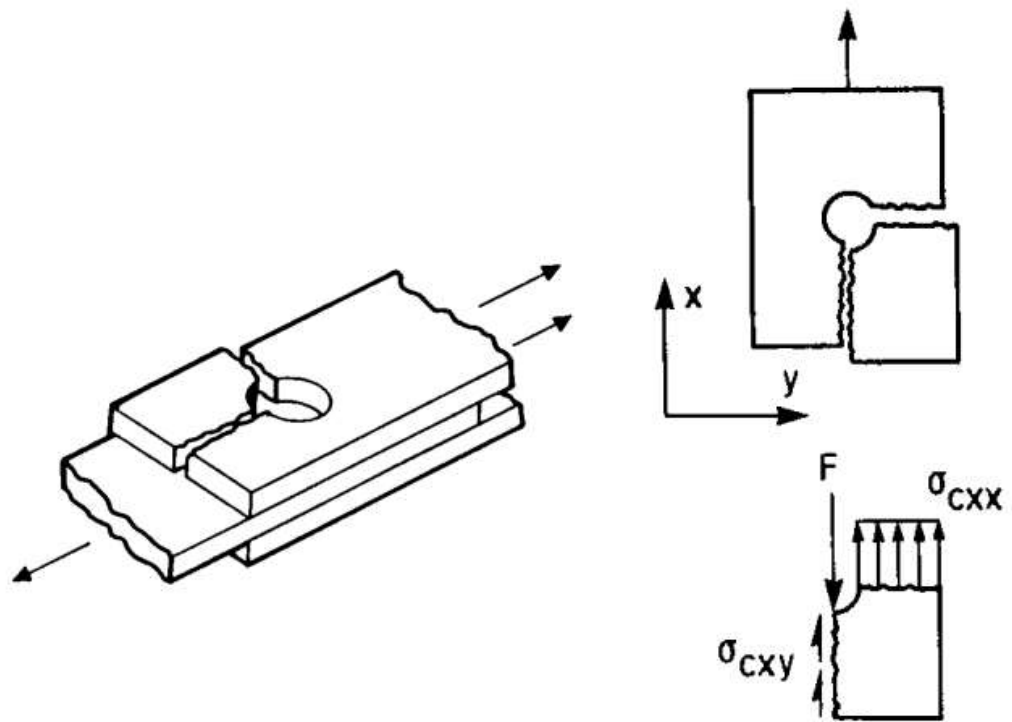


Рисунок 7.14 - Розрив з зсувом КМ

Максимально допустима сила заходиться за формулою:

$$F = 0.5 \cdot t_c \cdot [(w - d) \cdot S_{cххТ} + 2 \cdot e \cdot S_{cхуS}] ;$$

де t_c – товщина листа КМ;

w – ширина листа КМ;

d – діаметр з'єднувального елемента;

e – довжина матеріалу, що зсувається;

$S_{cххТ}$ – міцність композиту на розтяг в напрямку осі X;

$S_{cхуS}$ – міцність композиту на зсув в площині XX.

- Втрата стійкості між кріпильними елементами.

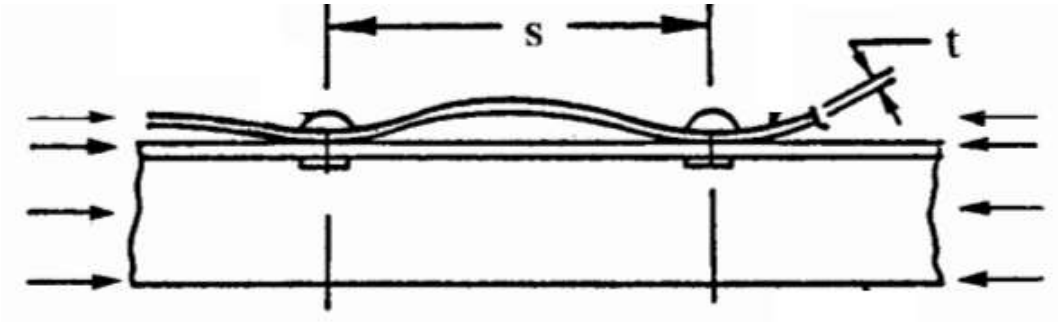


Рисунок 7.15 - Втрата стійкості між кріпильними елементами

Максимально допустиме напруження заходиться за формулою:

$$F = 0.9 \cdot c \cdot E_c \cdot (t_c / s)^2 ;$$

- де E_c – модуль пружності КМ на стиск у напрямку дії навантаження;
 c – коефіцієнт закріплення, який залежить від типу кріпильного елемента
 t_c - товщина листа КМ;
 s – шаг з'єднувальних елементів.

8. РЕКОМЕНДАЦІ ЩОДО ОПТИМАЛЬНОГО КОНСТРУКТИВНОГО ВИКОНАННЯ З'ЄДНАННЯ КОМПОЗИТ-КОМПОЗИТ

Так як процес проектування з'єднань залежить від багатьох факторів: від конфігурації з'єднуваних деталей, від умов, в яких з'єднання буде працювати, від умов ремонтпридатності - вибір оптимальних параметрів є процесом не легким та в більшій мірі ітераційним. Результати проектування такого з'єднання повинні бути перевірені тестуванням.

Розробка механічних з'єднань типу композит - композит зводиться до наступних правил:

1. Проектувати будь – яке механічне з'єднання критичним по зминанню.
2. Кожний кріпильний елемент в з'єднанні повинен сприймати однакове навантаження. Задля цього використовувати менш жорсткі кріпильні елементи в рядах, що першими сприймають навантаження. Там, де можливо виконати з'єднання змінної товщини – можна використовувати кріпильні елементи сталого діаметру, при цьому досягнувши однакової завантаженості композитного матеріалу.
3. У місцях механічних з'єднань мати хоча б 40% $\pm 45^\circ$ шарів для збільшення міцності на зминання, мінімум 10% $\pm 90^\circ$ для збільшення міцності на зріз та сколювання. Експериментально виявлено, що квазі-ізотропна укладка пакета $(0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ)_s$, $(0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ)_s$ близька до оптимальної
4. Розрив по нетто-перерізу залежить від міцності пакета на розтяг, тому ширина накладки повинна бути не менше чотирьох діаметрів отвору. Використання меншого значення цього співвідношення призводить до сильного перерізування волокон, а більше - викликає передчасне зминання. Інші розміри показано на Рис. 8.1.

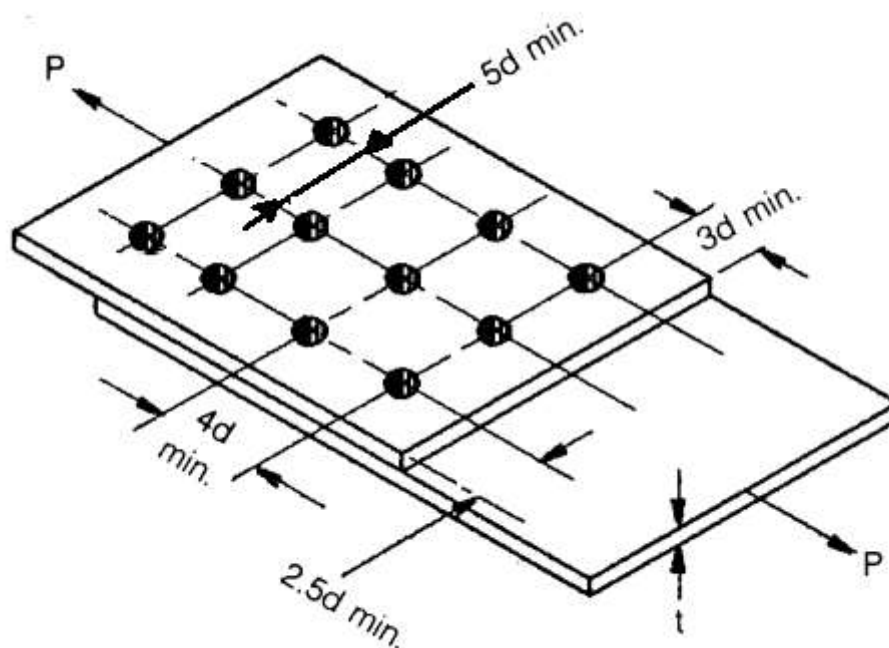


Рисунок 8.1 – Рекомендована геометрія з'єднання

5. Використовувати шайби для запобігання виривання головки кріпильного елемента.
6. Використовувати кріпильні елементи з виступаючою головкою де це можливо для запобігання її виривання, а також запобігання передчасної втрати стійкості листів.
7. При проектуванні з'єднання на основі композитів з вуглецевих волокон, слід враховувати корозію кріпильних елементів через різницю електричних потенціалів між матеріалами, а тому використовувати кріпильні елементи на основі титану, антикорозійних сталей, нікелю та кобальту.
8. Проектувати з'єднання переважно двозрізними задля уникнення виникання такого явища, як вторинний вигин. Якщо проектується однозрізне з'єднання – мати елементи, які будуть сприймати цей вигин.
9. Необхідно використовувати з'єднання не менше ніж з трьома, а краще чотирма рядами кріпильних елементів. Слід використовувати кріпильні елементи з меншою жорсткістю в крайніх рядах задля їх розвантаження.
10. Діаметр кріпильного елемента повинен бути сумірним товщині листів, що

з'єднуються для запобігання його вигину, що призводить до неоднорідних напружень по товщини пакету.

11. Використовувати кріпильні елементи з натягом для передачі частини навантаження через тертя.

9. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

9.1 Опис ідеї проекту

В таблиці 9.1 представлено цілісні уявлення щодо змісту ідеї проекту та можливі базові потенційні ринки серед яких необхідно шукати потенційних клієнтів.

Таблиця 9.1 Опис ідеї стартап-проекту

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
Визначення оптимальних параметрів з'єднання елементів конструкції літака із композитних матеріалів при розрахунках на міцність	Машинобудівна галузь	1) Полегшення практики конструювання з'єднань в літаках, виготовлених з композитних матеріалів
		2) Зниження ваги конструкції літака
		3) Збільшення ефективності літака

З'єднання – найбільш критичні місця з точки зору довговічності, тому вибір правильних параметрів грає велику роль в проектуванні. Використання отриманої інформації дозволяє проектувати з'єднання елементів конструкції літака найбільш ефективно з точки зору міцності, використовуючи при цьому мінімальну кількість людино – годин.

Конкуренти ідеї - проекти розрахунку з'єднань композит - композит за методом скінченних елементів.

В табл. 9.2 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентом №1

Таблиця 9.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Техніко- економічні характеристики ідеї</i>	<i>W</i>	<i>N</i>	<i>S</i>
1.	Грошові витрати	-	-	Розроблений проект не потребує значних грошових витрат
2.	Складність і зрозумілість розрахунку	-	-	Розроблений проект має прості і зрозумілі ідеї щодо реалізації розрахунку
3.	Точність розрахунку	Конкурент має змогу враховувати більшу кількість факторів при проектуванні	-	Точність розрахунку задовольняє принципи сучасного літакобудування
4.	Кількість затраченого часу на розрахунок	-	-	Розроблений проект дає змогу оптимізувати з'єднання швидше, ніж конкуренти

9.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Реалізувати ідею можна за допомогою розрахунків в програмі Excel. Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 9.3

Таблиця 9.3 Технологічна здійсненність ідеї проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Ідея проекту</i>	<i>Технологія її реалізації</i>	<i>Наявність технології</i>	<i>Доступність технології</i>
1.	Використання фізичних залежностей, які дозволяють визначити рівень навантаженості в з'єднанні, що головним образо впливає на його оптимальність	Теоретичний розрахунок	є	є
		Практичне використання		
Обрана технологія реалізації ідеї проекту може бути реалізована				

По результатам аналізу можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

9.3 Аналіз можливостей на ринку для запуску стартап - проекту

Потенційні групи клієнтів умовно поділяються на первинні та вторинні споживачі продукту. Первинною групою є авіація. Визначення потенційних груп клієнтів представлено в Табл. 9.4

Таблиця 9.4 Характеристика потенційних клієнтів стартап - проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Потреба, що формує ринок</i>	<i>Цільова аудиторія</i>	<i>Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів</i>	<i>Вимоги споживачів до товару</i>
1.	Оптимізація з'єднань деталей, виготовлених з композитних матеріалів	Машинобудівна галузь	Фінанси, технічні регламенти	Розширення можливостей оптимізації з'єднань КОМПОЗИТ - КОМПОЗИТ

Аналіз ринкового середовища представлено у вигляді таблиці факторів, які допоможуть виходу проекту на ринок, з врахуванням факторів, що цьому можуть перешкодити (Табл. 9.5 – 9.6).

Таблиця 9.5 Фактори загроз

<i>№ n/n</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст загрози</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1.	Розробка покращеної методики	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючих методик

Таблиця 9.6 Фактори можливостей

<i>№ n/n</i>	<i>Фактор</i>	<i>Зміст можливості</i>	<i>Можлива реакція компанії</i>
1.	Не потребує великих затрат грошей та часу на використання	Економність	Збільшення доходів компанії, що може призвести до вдосконалення інших методів розрахунку
2.	Підвищений попит у галузі машинобудування	Проектування нових чи вдосконалення старих моделей літаків	Збільшення парку літаків компанії

Аналіз пропозиції представлено в Табл. 9.7, який визначає загальні риси ринкової конкуренції.

Таблиця 9.7 Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

<i>Особливості конкурентного середовища</i>	<i>В чому проявляється дана характеристика</i>	<i>Вплив на діяльність підприємства</i>
1. Олігополія, як тип конкуренції	Невелика кількість підприємств, які ведуть між собою конкуренцію	Без помітного впливу
2. Національний рівень конкурентної боротьби	Ринок відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
3. Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться за кращі методики розрахунку	Заощадження коштів внаслідок введення методики

4. Товаро-родова конкуренція за видом методики	Здатність задовольнити потреби галузі	Мала кількість конкурентів
5. Нецінова конкуренція	Підвищення якості і швидкості аналізу з'єднань	Робота над покращенням методів розрахунку
6. Марочна інтенсивність	В якості конкурентів - схожі методики	Незалежність від ринку

Більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі представлено в Табл.9.8.

Таблиця 9.8 Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

<i>Складові аналізу</i>	<i>Прямі конкуренти в галузі</i>	<i>Потенційні конкуренти</i>	<i>Клієнти</i>	<i>Товари-замінники</i>
	Немає	Бар'єрів впровадження нема	Boeing, Airbus	Загрози з боку замінників відсутні
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку: точність розрахунку, час на виконання, використання програмного забезпечення	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної

1	Мала кількість витрат	20							●
2	Точність розрахунків	15				●			
3	Кількість затраченого часу на розрахунок	20							●

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT - аналізу, представленого в Табл 9.11, на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.9.10).

Перелік загроз та можливостей на ринку складається на основі аналізу факторів загроз та можливостей середовища маркетингу. Загрози та можливості на ринку є наслідками впливу факторів, і ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 9.11 SWOT - аналіз стартап - проекту

<i>Сильні сторони:</i> Методика, яка не потребує великих грошових і часових затрат	<i>Слабкі сторони:</i> можливість вдосконалення методики
<i>Можливості:</i> Використання методики на всіх підприємствах	<i>Загрози:</i> розробка покращеної методики розрахунку

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

Визначені альтернативи, представлені в Табл. 9.12, аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів.

Таблиця 9.12 Альтернативи ринкового впровадження стартап - проекту

<i>№ n/n</i>	<i>Альтернатива ринкової поведінки</i>	<i>Ймовірність отримання ресурсів</i>	<i>Строки реалізації</i>
1	Публічне ознайомлення, перевірка у порівнянні з існуючими методиками, державне затвердження	Висока	5 місяців
2	Публічне ознайомлення, перевірка на експерименті в реальному житті, державне затвердження	Висока	8 місяців

Із вищезазначених альтернатив використовуємо першу альтернативу, бо отримання ресурсів є більш простим, а строки реалізації – більш стислими.

9.4 Розроблення маркетингової програми проекту

Розроблення ринкової стратегії, представленої в Табл. 9.13, передбачає визначення стратегії охоплення ринку, а саме опис груп потенційних споживачів.

Таблиця 9.13 Вибір цільових груп потенційних споживачів

<i>№ n/n</i>	<i>Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів</i>	<i>Готовність споживачів сприйняти продукт</i>	<i>Орієнтовний попит в межах цільової групи</i>	<i>Інтенсивність конкуренції в сегменті</i>	<i>Простота входу у сегмент</i>

1	Boeing	Повністю готові	Високий	Середня	Просто
2	Airbus	Повністю готові	Високий	Середня	Просто

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформульовано базову стратегію розвитку, представлену в Табл. 9.14.

Таблиця 9.14 Визначення базової стратегії розвитку

<i>Обрана альтернатива розвитку проекту</i>	<i>Стратегія охоплення ринку</i>	<i>Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи</i>	<i>Базова стратегія розвитку</i>
Альтернативна	Охоплення на 75-85 %	Конк. №1 та Конк. №2	Спеціалізація

Вибір стратегії конкурентної поведінки представлено в Табл. 9.15.

Таблиця 9.15 Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

<i>Чи є проект «першопроходцем»</i>	<i>Чи буде компанія шукати нових споживачів, або</i>	<i>Чи буде компанія копіювати основні характеристики</i>	<i>Стратегія конкурентної</i>

<i>на ринку?</i>	<i>забирати існуючих у конкурентів?</i>	<i>товару конкурента, і які?</i>	<i>поведінки</i>
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом 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.

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару представлено в Табл. 9.16.

Таблиця 9.16 Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

<i>№ n/n</i>	<i>Потреба</i>	<i>Вигода, яку пропонує товар</i>	<i>Ключові переваги перед конкурентами</i>
1	Не потребує великих затрат на розрхунки	Економність	Збільшення доходів компанії, що може призвести до вдосконалення інших методів розрахунку
2	Підвищений попит у галузі машинобудування	Проектування нових чи вдосконалення старих моделей літаків	Збільшення парку літаків компанії

Оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення представлено в Табл.

9.17.

Таблиця 9.17 Формування системи збуту

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

Концепція маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів представлено в Табл. 9.18.

Таблиця 9.18 Концепція маркетингових комунікацій

<i>Специфіка поведінки цільових клієнтів</i>	<i>Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти</i>	<i>Ключові позиції, обрані для позиціонування</i>	<i>Завдання рекламного повідомлення</i>	<i>Концепція рекламного звернення</i>
Комунікабельні	Інтернет, наукові праці	Реклама методики на наукових конференціях	Розширення цільової аудиторії	Показ перспективності використання методики

Результати маркетингового дослідження:

- стартап-проект є актуальним, адже завдяки використанню ідеї можна спростити формування з'єднань композит - композит

- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, та може принести значні прибутки.

ВИСНОВКИ

Композитні матеріали – дуже перспективний напрям в сучасному літакобудуванні. На відміну від металів, з'єднання композитних матеріалів мають свої особливості, які слід враховувати при проектуванні. Деякі з них були описані в даній роботі.

Розглянутий метод розрахунку з'єднань елементів конструкції з композитних матеріалів базується на одновимірній моделі, яка за своїми результатами збігається з існуючими комп'ютерними програмами для розрахунку з'єднань. Даний метод ж не потребує значних грошових витрат і потужностей обчислювальної техніки, що показує його актуальність у сучасній інженерній практиці

Викладені рекомендації можуть бути використані для проектування будь – яких з'єднань елементів конструкції, виконаних з композитних матеріалів, на основі механічного кріплення.

ЛИТЕРАТУРА

1. Michael C. Y. Niu - Composite Airframe Structures. – Conmilit Press LTD, 1992. – 664p.
2. Michael C. Y. Niu – Airframe Structural Design. – Conmilit Press LTD, 1995. – 612p.
3. Johan Söderberg - A finite element method for calculating load distributions in bolted joint assemblies - Linköping University, 2012 – 67p.
4. О.С. Сироткин, В.И. Гришин, В.Б. Литвинов – Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники – Москва “Машиностроение”, 2006 – 331с.
5. H. Huth: Zum Einfluß der Nietnachgiebigkeit mehrreihiger Nietverbindungen auf die Lastübertragungs- und Lebensdauervorhersage, Dissertation, TU Munich, 1984
6. Я.С. Карпов – Проектирование и конструирование изделий из композиционных материалов – Харьков, “ХАИ”, 2015
8. Крысин В.Н., Крысин М.В. - Технологические процессы формования, намотки и склеивания конструкций - М.: Машиностроение, 1989. - 240с
9. E.F. Bruhn, B. S., M.S., C.E. - “Analysis and Design of Flight Vehicle Structures” - 1973.
10. Kedward K.T. - Joining and Repair of Composite Structures - ASTM International, 2004 – 216p.
11. National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Notes - Analytical and Experimental Investigation of Bolted Joints, 1947 – 48p.
- 12., John W. Fisher, John H. A. Struik - Guide to Design Criteria for Bolted and Riveted Joints - AMERICAN INSTITUTE OF STEEL CONSTRUCTION, Inc, 1981 – 332p.
13. Alan Baker - Composite Materials for Aircraft Structures - AIAA, 2004 - 597p
14. Н.А. Алфутков, П.А. Зиновьев, Б.Г. Попов - “Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов” – 1984 -265с.