

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ДИНАМІКИ І МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ**

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ Сергій ПИСКУНОВ
«__» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Динаміка і міцність машин»

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

на тему: «Аналіз стійкості і характеру деформування швелера при різних параметрах фланця»

Виконав (-ла):
студент (-ка) VI курсу, групи МП-91мп
Калієнко Ігор Леонідович _____

Керівник:
Доктор технічних наук, професор,
заслужений працівник освіти
Бабенко Андрій Єлисейович _____

Рецензент:
д.т.н., проф.
Данильченко Ю.М. _____

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

Студент (-ка)

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
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

« ___ » _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту

Калієнко Ігор Леонідович

1. Тема дисертації «Аналіз стійкості і характеру деформування швелера при різних параметрах фланця», науковий керівник дисертації Бабенко Андрій Єлисейович, доктор технічних наук, професор, заслужений працівник освіти, затверджені наказом по університету від «___»_____2020 р. № _____
2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2020 р.
3. Об'єкт дослідження: кронштейн за формою швелера.
4. Предмет дослідження: дослідження впливу геометричних параметрів фланців кронштейну на значення руйнівної сили і на характер його руйнування.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 1) Огляд сучасного стану проблеми технології виробництва та розрахунків
 - 2) Аналіз вузлів та агрегатів літака у яких використовуються кронштейни що підлягають дослідженню
 - 3) Вибір розрахункових схем для аналізу кронштейна та визначення руйнівної сили для кронштейнів з різними геометричними параметрами

- 4) Аналіз кронштейну за допомогою МСЕ та порівняння результатів
- 5) Розробка стартап-проекту.

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

7. Орієнтовний перелік публікацій – 1 і більше.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.20 - 19.09.20	
2	Аналіз вузлів та агрегатів літака у яких використовуються кронштейни	20.09.20 – 09.10.20	
3	Вибір розрахункових схем для аналізу кронштейна та визначення руйнівної сили для кронштейнів з різними геометричними параметрами	10.10.20 – 31.10.20	
4	Аналіз кронштейну за допомогою МСЕ та порівняння результатів	01.11.20 – 19.11.20	
5	Стартап-проект та висновки	20.11.20 – 10.12.20	

Студент

Ігор КАЛІЄНКО

Науковий керівник

Андрій БАБЕНКО

РЕФЕРАТ

Дана магістерська дисертація за обсягом роботи складає 54 сторінок, 23 ілюстрації, 10 таблиць та містить 6 літературних джерела.

Об'єктом дослідження є кронштейн з'єднання який працює на розтягує навантаження, а саме конструкція, матеріали, що використовуються, методи та технології для виробництва таких кронштейнів.

Метою даної дипломної роботи є дослідження впливу геометричних параметрів фланця швелерного кронштейна на значення руйнівної сили і на характер його руйнування при статичному навантаженні.

В результаті проведеної роботи було розглянуто два варіанти кронштейна за формою швеллера з різними геометричними параметрами фланців. Під час розрахунків використовувався програмний пакет NASTRAN – PATRAN для створення 3D моделі кронштейну.

ABSTRACT

The given master's dissertation on volume of work is 54 pages, 23 illustrations, 10 table and contains 6 literary sources.

The object of the study is a tensile joint bracket, namely the design, materials used, methods and technologies for the production of such brackets.

The purpose of this thesis is to study the influence of the geometric parameters of the flange of the channel bracket on the value of the destructive force and the nature of its destruction during static loading.

As a result of this work, two variants of the channel-shaped bracket with different geometric parameters of the flanges were considered. During the calculations, the software package NASTRAN - PATRAN was used to create a 3D model of the bracket.

Зміст

Реферат	1
Вступ.....	7
1 Розділ. Постановка завдання.....	8
1.1 Актуальність обраної теми	8
1.2 Вимоги нормативної документації.....	8
1.3 Основні критерії для розрахунку кронштейну	17
1.4 Аналіз авіаційних матеріалів	17
1.5 Програмний пакет MSC NASTRAN PATRAN	25
2 Розділ. Розрахункова частина	29
2.1 Аналіз вузлів та агрегатів літака у яких використовуються кронштейни що підлягають дослідженню	29
2.2 Вибір розрахункових схем для аналізу кронштейна	292
2.3 Визначення навантажень що діють на кронштейн. Ошибка! Закладка не определена. 33	
2.4 Визначення руйнівної сили для кронштейнів з різними геометричними параметрами	Ошибка! Закладка не определена. 37
2.5 Висновки розділу.....	4444
3 Розділ. Аналіз кронштейну за допомогою МКЕ.....	4545
Висновки розділу	4646
Висновки.....	47
Список використаних джерел.....	5448

ВСТУП

На сьогодні у світі виготовлено та експлуатується близько 32 тисяч авіаційних суден, що різняться за вантажопідйомністю, призначенням, конструкцією, місткістю.

Лідерами галузі виробництва та підтримки цивільних літаків сьогодні є такі компанії-виробники: американська Boeing, європейська Airbus, канадська Bombardier, бразильська Embraer.

Окрім перелічених вище відомих світових корпорацій існує багато виробників легкої авіації – спортивних та навчально-тренувальних літаків, вертольотів обслуговуючої авіації, безпілотних літальних апаратів і т.п.

Тож, беручи до уваги тенденції розвитку авіабудівної галузі, постає питання в постійному вдосконаленні методик проектування та виробництва ЛА, розгляд нових, іноваційних ідей щодо виготовлення матеріалів та складових частин, схем ЛА.

1 РОЗДІЛ.

ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

1.1 Актуальність обраної теми

На сьогодні існує багато перевірених та добре зарекомендувавших себе конструкцій силових елементів літаків та інших літальних апаратів. Але ринок авіаційних суден з кожним днем збільшується, попит на авіаперевезення росте, як і кількість пасажирів, що прагнуть використовувати авіаційний транспорт на заміну морському або наземному. Для того, щоб рухатись відповідно до сучасних тенденцій розв'язку авіаційної сфери, необхідно впроваджувати нові, іноваційні ідеї, розробляти сучасні методики виробництва продукту, заохочувати молодий штат працівників до створення більш конкурентоспроможних літальних апаратів. А конкурентоспроможність, відповідно до вимог ринку, досягається економічністю, екологічністю, простотою експлуатації та швидкістю обслуговування авіаційного судна, доступністю необхідних матеріалів.

Економічність літального апарату досягається його порівняно малою масою при відповідності закладеним вимогам міцності та витривалості, а також: аеродинамічними характеристиками, параметрами двигунів, системою керування, тощо.

1.2 Вимоги нормативної документації

Основним нормативним документом, якому підпорядковуються авіавиробники для отримання сертифікату типу авіаційного судна є АП-25 (FAR-25/JAR-25). [1]

Навантаження

Вимоги міцності визначені через експлуатаційні та розрахункові навантаження. При відсутності інших вказівок під заданими навантаженнями розуміють експлуатаційні навантаження.

При відсутності інших вказівок навантаження, що діють в повітрі, на землі та на воді, мають бути врівноважені інерційними силами всіх частин літака. Розподіл цих навантажень може бути приблизним або має точно відображати фактичні умови.

Якщо деформації конструкції під дією навантаження значно змінюють розподіл зовнішніх або внутрішніх навантажень, цей перерозподіл необхідно враховувати.

Коефіцієнт безпеки

Якщо інші вказівки відсутні, коефіцієнт безпеки приймається рівним 1,5. На нього помножаються задані експлуатаційні навантаження, що розглядаються як зовнішні навантаження на конструкцію. Якщо умови навантаження визначені через розрахункові навантаження, множити на коефіцієнт безпеки не потрібно, якщо інше не вказується.

Міцність та деформації

Конструкція має витримувати дію експлуатаційних навантажень без виникнення небезпечних пластичних деформацій. При всіх навантаженнях, з експлуатаційними включно, деформації конструкції не мають впливати на безпечність експлуатації.

Конструкція має витримувати розрахункові навантаження без руйнування впродовж 3-х секунд. Проте, коли міцність конструкції підтверджена динамічними випробуваннями, імітуючими реальні умови навантаження, вимога 3-х секунд не накладається.

Статичні випробування, що проводяться до розрахункових навантажень, повинні враховувати переміщення та деформації від дії цих навантажень. Якщо використовуються аналітичні методи підтвердження відповідності вимогам міцності під дією розрахункових навантажень, необхідно показати, що:

Вплив деформацій незначний;

Деформації, що виникають, мають повністю враховуватися при розрахунках.

Умови аварійної посадки

Загальні положення. Конструкція літака має бути такою, щоб навіть при ушкодженні літака в приведених нижче умовах аварійної посадки на землю або воду забезпечувалася безпека усіх пасажирів та членів екіпажу.

Конструкція літака має бути такою, щоб у пасажирів та екіпажу була в наявності реальна можливість уникнути серйозних поранень при аварійній посадці з незначними руйнуваннями, коли:

1) Правильно використовуються крісла, прив'язні ремені та інші засоби забезпечення безпеки;

2) Шасі прибрані (коли це можливо);

3) На пасажирів та екіпаж діють окремо відносно навколишньої конструкції в заданих напрямках статичні інерційні навантаження, що відповідають розрахунковим перевантаженням:

а) верх 3.0;

б) вперед 9.0;

в) вбік 3.0 для планера та 4.0 для крісел та їх кріплень;

г) вниз 6.0;

д) назад 1.5.

Для обладнання, вантажу в пасажирській кабіні та будь-яких великих мас приймається наступне:

1) Ці маси мають бути розташовані так, щоб при їх відриві вони:

а) не завдавали шкоди безпосередньо пасажирам та екіпажу;

б) не пробивали паливних баків або трубопроводів чи не призводили до пожежі або вибуху з-за руйнувань близнь розташованих систем;

в) не блокували будь-яких рятувальних засобів, призначених для використання при аварійній посадці.

2) Якщо таке розміщення неможливо (наприклад, ДСУ, що розташовані в фюзеляжі), кожна така маса і її вузли кріплення мають витримувати навантаження

включно до приведених вище для пасажирів та екіпажу. Місцева міцність вузлів кріплення цих мас має бути також забезпечена на навантаження в 1.33 рази більші, якщо вони піддаються значному зношенню при частих переставленнях (наприклад, часто змінювані предмети інтер'єру).

Крісла

Крісла та окремі маси (та їх опорна конструкція) під дією навантажень, вказаних вище, не повинні деформуватися, щоб не створювати завад швидкій евакуації пасажирів та екіпажу.

Проектування та конструкція

Згальні положення

Конструкція літака не повинна мати таких особливостей і частин, які, як показав досвід, створюють аварійні умови або є ненадійними. Придатність таких частин і деталей, що викликають сумнів, повинна визначатися шляхом відповідних випробувань.

Матеріали

Придатність і довговічність матеріалів, що використовуються для виготовлення деталей, поломка яких може негативно вплинути на безпеку, повинні:

- а) Визначатися з досвіду або шляхом випробувань.
- б) Відповідати затвердженим технічним умовам (ТУ галузей промисловості, військовим ТУ або технічним стандартам), що гарантує міцність і інші властивості, прийняті в розрахункових даних;
- в) Оцінюватися з урахуванням впливу навколишніх умов, що очікуються в експлуатації, таких, як температура і вологість.

Технологія виробництва

а) Технологія виробництва, повинна забезпечувати сталість необхідної якості виготовлення конструкції. Якщо виробничі процеси (такі, як склеювання, точкове зварювання, термообробка) вимагають суворого контролю для досягнення мети, то ці процеси повинні виконуватися відповідно до затверджених технологічних умов.

б) Кожен новий технологічний процес виготовлення літака повинен бути обґрунтований дослідженнями, які визначаються спеціальною програмою випробувань.

Характеристики міцності матеріалів і їх розрахункові значення

Характеристики міцності матеріалів повинні визначатися на підставі достатньої кількості випробувань з тим, щоб розрахункові значення можна було встановлювати на основі статистики.

Розрахункові значення характеристик матеріалу слід вибирати таким чином, щоб зменшити ймовірність руйнувань конструкції через мінливість властивостей матеріалів. За винятком вимог, наведених в пунктах (е) і (1) цього параграфа, відповідність повинно бути показано шляхом вибору розрахункових значень, які забезпечують міцність матеріалу з наступною ймовірністю:

1) 99% - з 95% -вим довірчим інтервалом, коли прикладені навантаження передаються через одиничний елемент агрегату, руйнування якого призводить до втрати конструктивної цілісності агрегату.

2) 90% - з 95% -вим довірчим інтервалом для статично невизначуваної конструкції, в якій руйнування будь-якого окремого елемента призводить до того, що прикладені навантаження безпечно розподіляються по іншим несучим елементам.

Повинен враховуватись вплив умов навколишнього середовища, таких як температура і вологість, на розрахункові значення, які застосовуються в відповідальних елементах або вузлах конструкції матеріалів, якщо в діапазоні умов експлуатації літака цей вплив є суттєвим.

Для забезпечення можливості виконання розрахункових оцінок відповідно до вимог параграфа 25.571 повинні бути визначені номенклатура і статистично обґрунтовані рівні розрахункових показників втоми і тріщиностійкості матеріалів конструкції.

Можуть бути використані інші розрахункові значення характеристик матеріалу, якщо вони схвалені компетентним органом.

Спеціальні додаткові коефіцієнти безпеки

Коефіцієнт безпеки, слід множити на відповідні максимальні коефіцієнти безпеки, для кожної деталі конструкції, міцність якої:

- а) ненадійна;
- б) може погіршитися в процесі експлуатації до планової заміни;
- в) може значно змінюватися внаслідок недосконалості технологічних процесів або методів контролю.

Розміщення екіпажу та пасажирів і вантажу

Кабіна екіпажу

а) кабіна екіпажу і її обладнання повинні забезпечувати членам мінімального льотного виконання обов'язків без надмірної концентрації уваги або втоми.

б) основні органи управління, за винятком тросів і тяг управління, повинні бути розташовані щодо повітряних гвинтів так, щоб жоден член мінімального льотного екіпажу або частина органів керування не розташовувалися між площиною обертання повітряного гвинта внутрішнього двигуна і поверхнею, утвореної лінією, що проходить через центр втулки повітряного гвинта і складаючою кут 5° попереду або позаду площини обертання повітряного гвинта;

в) якщо передбачається наявність другого пілота, літак повинен бути керованим з однаковою безпекою з місць обох пілотів.

Конструкція кабіни екіпажу повинна бути такою, щоб при польоті в дощ або сніг в кабіну не проникала волога, яка буде відволікати увагу екіпажу або мати шкідливий вплив на конструкцію кабіни.

Шум і вібрація в кабіні екіпажу не повинні заважати виконанню членами екіпажу своїх функцій з пілотування літака, передбачених ЛР.

Крісла, спальні місця, поясні прив'язні ремені і прив'язні системи

Для кожної людини, яка досягла дворічного віку, має бути передбачено крісло (або спальне місце для нездатного пересуватися людини).

Кожне крісло, спальне місце, поясний прив'язний ремінь, привязная система і що примикають частини літака на кожному місці, призначеному для розміщення людей під час зльоту і посадки, повинні бути спроектовані так, щоб людина, правильно використовує ці кошти, не отримав серйозних травм при аварійній посадці в результаті дії інерційних сил.

Кожне крісло або спальне місце повинно бути схваленого типу.

Кожен, хто сидить в кріслі, яке встановлено під кутом більше 18° до вертикальної площини, що проходить через подовжню вісь літака, повинен бути захищений від травмування голови поясним прив'язним ременем і енергопоглинаючою опорою, яка підтримує руки, плечі, голову і хребет, або поясним і плечовими прив'язними ременями, що запобігають контакту голови з будь-яким травмонебезпечним предметом.

Кожен, хто сидить в будь-якому іншому кріслі, повинен бути захищений від травмування голови поясним прив'язним ременем і (в залежності від типу, розташування і кута установки кожного крісла) одною або декількома із зазначених дій:

а) плечовими прив'язними ременями, що запобігають контакту голови з будь-яким травмонебезпечним предметом.

б) видаленням будь-якого травмонебезпечного предмета за межі радіусу переміщення голови.

в) енергопоглинаючою опорою, яка підтримує руки, плечі, голову і хребет.

Кожне спальне місце повинне бути спроектовано так, щоб його передня частина мала оббитий торцевий борт, брезентову перегородку або еквівалентні засоби, здатні витримати статичну силу реакції від людини, на яку впливає спрямована вперед інерційна сила. Спальні місця не повинні мати кутів і виступаючих елементів, які в аварійних умовах можуть травмувати людину, що займає спальне місце.

Кожне крісло або спальне місце і його опорна конструкція а також кожен поясний прив'язний ремінь або привязная система і їх кріплення повинні бути розраховані на людину масою 77 кгс з урахуванням максимальних перевантажень, сил інерції і реакції

між людиною, кріслом, поясным ременем і прив'язний системою для кожного відповідного варіанту навантаження в польоті і на землі. Крім того:

а) при розрахунку на міцність і випробуваннях крісел, спальних місць і їх опорних конструкцій можна допустити, що критичні навантаження за напрямками вперед, убік, вниз, вгору і назад (як визначено по запропонованим умовам навантаження в польоті, на землі і під час аварійної посадки) діють окремо, або використовувати вибрані поєднання навантажень, якщо доведена необхідна міцність по кожному з встановлених напрямів. До прив'язних ременів спальних місць не потрібно прикладати перевантаження, спрямоване вперед.

б) Кожне крісло пілота має бути розраховане на сили реакцій, що виникають в результаті застосування пілотом зусиль.

При визначенні міцності кріплення кожного крісла до конструкції та кожного прив'язного ременя або прив'язний системи до крісла або конструкції сили інерції, повинні бути помножені на коефіцієнт безпеки 1.33 (замість коефіцієнта безпеки для вузлів кріплення). Для інерційних сил, що діють в сторону, коефіцієнт 1.33 врахований у величині перевантаження 4.0.

Кожне крісло на робочому місці в кабіні екіпажу повинно мати комбіновану прив'язну систему, що складається з поясного і плечових ременів з однокрапковим приводом розстібання, яка дозволяє члену екіпажу в цій кабіні, що сидить з застебнутому прив'язний системою, виконувати всі необхідні в польоті функції. Повинні бути передбачені засоби для закріплення кожної комбінованої прив'язної системи в невживаному положенні для запобігання зачеплення при керуванні літаком і швидкому його покиданні в аварійній ситуації.

Кожне крісло, яке перебуває в пасажирській кабіні і розраховане на використання бортпроводником під час зльоту і посадки, необхідну правилами експлуатації, має бути:

а) розташоване близько необхідного аварійного виходу на рівні підлоги, за винятком того, що прийнятно інше розташування, якщо воно покращує аварійну

евакуацію пасажирів. Крісло бортпровідника має перебувати поруч з кожним аварійним виходом типу А або типу В. Інші крісла бортпровідників повинні бути, по можливості, рівномірно розподілені за необхідними аварійних виходів на рівні підлоги.

б) розташоване, по можливості, без несприятливої близькості до необхідного аварійного виходу на рівні підлоги так, щоб забезпечувався прямий огляд зони кабіни, за яку бортпровідник відповідальний.

в) встановлено так, щоб крісло не заважало користуватися проходом для пасажирів або виходом, коли воно не зайняте.

г) розташоване так, щоб звести до мінімуму ймовірність травмування людей від удару предметами, що змістилися з зон обслуговування, відсіків для зберігання, або службовим обладнанням.

д) встановлено у напрямку або проти напрямку польоту і оснащено енергопоглинаючою опорою, яка розрахована на підтримку рук, плечей, голови та хребта.

Оснащене комбінованою прив'язною системою, що складається з поясного і плечових ременів з однокрапковим приводом розстібання. Повинні бути передбачені засоби для закріплення кожної прив'язної системи в невживаному положенні для запобігання зачеплення при швидкому покиданні літака в аварійній ситуації.

Кожен поясний прив'язний ремінь повинен бути оснащений запірним пристроєм з металевими контактуючими елементами.

Якщо спинки крісел не забезпечують стійку опору для рук, то вздовж кожного проходу повинна бути рукоятка або поручень, що дозволяють людям зберігати рівновагу під час пересування по проходу при помірній бовтанки.

Кожен виступаючий предмет, який може травмувати людей, що сидять або пересуваються в літаку в умовах нормального польоту, повинен мати м'яку оббивку.

Повинно бути показано, що кожне переднє крісло інспектора, необхідне правилами експлуатації, придатне для використання при виконанні необхідної інспекції на маршруті.

Поверхня підлоги

Поверхня підлоги всіх приміщень, які в експлуатації можуть ставати мокрими, повинні мати протиковзкі покриття.

1.3 Основні критерії для розрахунку кронштейну

Кронштейн розраховується та проектується на основі вищеперелічених вимог нормативної документації. Конструкція повинна витримувати всі перелічені перевантаження впродовж зазначеного періоду часу та не деформуватись або не руйнуватись. До елементів конструкції кронштейну надаються додаткові вимоги, виходячи з основних вимог нормативної документації:

а) стінки кронштейну не повинні втрачати стійкість при заданих стискаючих та срізуючих навантаженнях для перелічених вище перевантажень, що призведе до значних деформацій або руйнування конструкцій;

б) переріз кронштейну повинен витримувати розтягуючі навантаження без руйнування при заданих перевантаженнях та не втрачати стійкість при відповідних стискаючих навантаженнях;

в) кріплення кронштейну має бути розраховано таким чином, щоб не ослаблювати його конструкцію.

1.4 Аналіз авіаційних матеріалів

Аналіз авіаційних матеріалів.

Ще здавна основним матеріалом, що використовувався для виробництва несучої конструкції літаків, було дерево. Як відомо, дерево – природний композиційний матеріал, що має ідеальний набір питомих характеристик. Проте, дерево легко піддається впливу навколишнього середовища без додаткової обробки, що значно знижує його характеристики та довговічність.

Отже, матеріалознавці здавна шукали матеріал, що мав би набір високих питомих характеристик відносно ваги і при цьому був легким у виробництві та використанні.

Рухаючись по історичній хронології, найбільш вживаними матеріалами в авіабудуванні після дерева стали металічні матеріали. Їх використання дозволило змінити підхід до використання внутрішніх об'ємів літака а також забезпечило зменшення катастрофічних випадків при руйнуванні окремих частин конструкції у повітрі.

Основні металічні матеріали, що використовуються в авіабудуванні:

- авіаційні сталі – 30ХМА, 30ХГСА, 12Х18Н10Т, та їх закордонні аналоги;
- титанові сплави – ВК10, Т5К10, ТТ10К78-Б та їх закордонні аналоги;
- сплави алюмінію – Д16Т, ВК95/96, Д20, АМц, АМг та їх закордонні аналоги;
- сплави на основі магнію – МА14, Мл10 тощо.

Проте, ці матеріали також піддаються впливу навколишнього середовища – корозії, старінню, що значно знижує їх характеристики. Для підвищення строку експлуатації цих матеріалів необхідно використовувати додаткові методи обробки, технології виготовлення матеріалів та конструкцій з них. Все це збільшує ціну на кінцевий продукт.

В останні десятиріччя активно вводяться в авіаційну промисловість композиційні матеріали.

Композиційні матеріали (композити, КМ) – штучно створені матеріали, що складаються з двох або більше неоднорідних і нерозчинних одна в одній компонентів, що з'єднуються між собою фізико-хімічними зв'язками.

Одним з компонентів композиційних матеріалів є арматура, або наповнювач, що забезпечує необхідні механічні характеристики матеріалу, а іншою компонентою – матриця, що забезпечує спільну роботу армуючих елементів. В якості матриці використовують полімерні, металеві, керамічні і вуглецеві матеріали, в залежності від типу яких композиційні матеріали здобувають загальну назву.

Додатковими компонентами, що зміцнюють матеріал слугують скляні, борні, вуглецеві, органічні, ниткоподібні кристали (карбідів, боридів, нітридів та ін.) і металеві дроти, які мають високу міцність і твердість. При формуванні композиції ефективно використовуються індивідуальні властивості складових елементів композицій.

Властивості композиційних матеріалів залежать від складу компонент, співвідношення і міцності зв'язку між ними. Комбінуючи об'ємний склад компоненту, можна в залежності від призначення отримати матеріали з необхідними значеннями міцності, жароміцності, модуля пружності або отримувати композиції з необхідними спеціальними властивостями, наприклад магнітними і т.п.

Композиційні матеріали мають високу питому міцність, жорсткість (модуль пружності 130-140 ГПа), високі зносостійкість, втомну міцність. З них можна виготовити розміростабільні конструкції. Композиційні матеріали є дуже перспективними конструкційними матеріалами для галузі авіабудування.

Але деякі види композитів мають недоліки: високу вартість, анізотропію властивостей, підвищену наукоємність виробництва, необхідність спеціального дорогого устаткування і сировини, а отже, розвиненого промислового виробництва та наукової бази.

Композиційні матеріали класифікують за геометрією наповнювача, розташуванням його в матриці і природою компоненту, схемою розташування наповнювачів, за своєю природою компоненту, структурою композиційного матеріалу.

Проте, композиційні матеріали на сьогоднішній день все ще недостатньо проаналізовані та випробувані, тож їх кількість поки що поступається основним алюмінієвим сплавам, що застосовуються для проектування конструкції – Д16 та В95/96 (закордонні 2024 та 7075).

Також, на сьогоднішній день вже зафіксовані факти використання адитивних технологій в авіабудуванні – виготовлення деталей за допомогою 3D-друку. При цьому деталі можливо виготовити як з металічних матеріалів, так і з пластиків. Ця технологія

дозволяє виготовити деталі більш складних форм, коли механічним ляхом виготовити їх важко або взагалі неможливо.

Нижче приведено механічні характеристики основних матеріалів, що використовуються в авіабудуванні.

Specification	AMS 4037 and AMS-QQ-A-250/4 ^a																AMS-QQ-A-250/4 ^a			
	Sheet						Plate										Sheet		Plate	
	T3						T351										T361			
Thickness, in.	0.008-0.009	0.010-0.128		0.129-0.249		0.250-0.499		0.500-1.000		1.001-1.500		1.501-2.000		2.001-3.000		3.001-4.000		0.020-0.062	0.063-0.249	0.250-0.500
Basis	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	S	S	S
Mechanical Properties:																				
<i>F_u</i> , ksi:																				
L	64	64	65	65	66	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	68	69	67
LT	63	63	64	64	65	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	67	68	66
ST	52 ^b	54 ^b	49 ^b	51 ^b
<i>F_y</i> , ksi:																				
L	47	47	48	47	48	48	50	48	50	47	50	47	49	46	48	43	46	56	56	54
LT	42	42	43	42	43	42	44	42	44	42	44	42	44	42	44	41	43	50	51	49
ST	38 ^b	40 ^b	38 ^b	39 ^b
<i>F_{CP}</i> , ksi:																				
L	39	39	40	39	40	39	41	39	41	39	40	38	40	37	39	35	37	47	48	46
LT	45	45	46	45	46	45	47	45	47	44	46	44	46	43	45	41	43	53	54	52
ST	46	48	44	47
<i>F_{su}</i> , ksi:																				
L	39	39	40	40	41	38	39	37	38	37	38	37	38	35	37	34	35	42	42	41
<i>F_{bru}^c</i> , ksi:																				
(e/D = 1.5)	104	104	106	106	107	97	100	95	98	94	97	94	97	91	94	86	89	111	112	109
(e/D = 2.0)	129	129	131	131	133	119	122	117	120	115	119	115	119	111	115	106	109	137	139	135
<i>F_{brv}^c</i> , ksi:																				
(e/D = 1.5)	73	73	75	73	75	72	76	72	76	72	76	72	76	72	76	70	74	82	84	81
(e/D = 2.0)	88	88	90	88	90	86	90	86	90	86	90	86	90	86	90	84	88	97	99	96
<i>e</i> , percent (S-Basis):																				
LT	10	d	...	d	...	12	...	8	...	7	...	6	...	4	...	4	...	8	9	9 ^e
<i>E</i> , 10 ³ ksi																				
Sheet	10.5						10.7										10.5		10.7	
<i>E_s</i> , 10 ³ ksi																				
Plate	10.7						10.9										10.7		10.9	
<i>G</i> , 10 ³ ksi																				
Sheet	4.0						4.0										4.0		4.0	
<i>μ</i>																				
Sheet	0.33						0.33										0.33		0.33	
Physical Properties:																				
<i>ω</i> , lb/in.																				
0.100																				
<i>C</i> , <i>K</i> , and <i>α</i>																				
See Figure 3.2.4.0																				

- a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/4.
- b Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance rating of D, as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).
- c Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.
- d See Table 3.2.4.0(c).
- e 10% for 0.500 inch.

Рис 1 – Основні механічні характеристики матеріалу 2024 [2]

Specification	AMS-QQ-A-250/4		AMS 4035 and AMS-QQ-A-250/4 ^a					AMS-QQ-A-250/4 ^a					
	Coiled Sheet		Flat Sheet and Plate										
Form	T4		T42 ^b					T62 ^b				T72 ^b	
Temper	0.010-0.249		0.010-0.249	0.250-0.499	0.500-1.000	1.001-2.000	2.001-3.000	0.010-0.249	0.250-0.499	0.500-2.000	2.001-3.000	0.010-0.249	
Thickness, in.	A	B	S ^c	S ^c	S ^c	S ^c	S	S ^c	S ^c	S ^c	S	S	
Mechanical Properties:													
F_{up} , ksi:													
L	62	64	62	62	61	60	...	63	63	63	
LT	62	64	62	62	61	60	58	64	64	63	63	60	
F_{br} , ksi:													
L	40	42	38	38	38	38	...	50	50	50	
LT	40	42	38	38	38	38	38	50	50	50	50	46	
F_{cy} , ksi:													
L	40	42	42	42	40	37	...	52	52	52	
LT	40	42	41	41	41	41	...	53	52	48	
F_{sp} , ksi:													
L	37	38	37	37	36	36	...	38	38	37	
F_{brp} , ksi:													
(e/D = 1.5)	93	96	99	98	94	85 ^d	...	103	103	102 ^d	
(e/D = 2.0)	118	122	123	123	121	119 ^d	...	134	134	132 ^d	
F_{brp} , ksi:													
(e/D = 1.5)	56	59	67	67	67	67 ^d	...	80	80	80 ^d	
(e/D = 2.0)	64	67	80	80	80	80 ^d	...	95	95	95 ^d	
e, percent (S-Basis):													
LT	e	...	e	12	8	e	4	5	5	5	5	5	
E , 10 ³ ksi	See Table 3.2.4.0(d)												
E_c , 10 ³ ksi	See Table 3.2.4.0(d)												
G , 10 ³ ksi	See Table 3.2.4.0(d)												
μ	See Table 3.2.4.0(d)												
Physical Properties:													
ω , lb/in. ³	0.100												
C, Btu/(lb)(°F)	See Figure 3.2.4.0												
K, Btu/(hr)(ft ²)(°F)/ft]	71 (at 77°F) for T4X and 87 (at 77°F) for T6X, T7X, See Figure 3.2.4.0												
α , 10 ⁻⁶ in./in./°F	See Figure 3.2.4.0												

- a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/4.
- b Design allowables in some cases were based upon data obtained from testing samples of material, supplied in the O or F temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained by the user may be different than those listed if the material has been formed or otherwise cold or hot worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.
- c Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1.
- d See Table 3.1.2.1.1.
- e See Table 3.2.4.0(c).

Рис 2 – Основні механічні характеристики матеріалу 2024 (продовження) [2]

Specification	AMS-QQ-A-250/4 ^a								
	Sheet		Plate				Sheet		Plate
Form	T81		T851				T861		
Temper	T81		T851				T861		
Thickness, in.	0.010-0.249		0.250-0.499		0.500-1.000	1.001-1.499	0.020-0.062	0.063-0.249	0.250-0.500
Basis	A	B	A	B	S	S	S	S	S
Mechanical Properties:									
F_{br} , ksi:									
L	67	68	67	68	66	66	71	72	70
LT	67	68	67	68	66	66	70	71	70
F_{br} , ksi:									
L	59	61	58	60	58	57	63	67	64
LT	58	60	58	60	58	57	62	66	64
F_{cr} , ksi:									
L	59	61	58	60	58	56	63	67	64
LT	58	60	59	61	58	57	65	69	67
F_{sr} , ksi	40	41	38	39	37	37	40	40	40
F_{br}^b , ksi:									
(e/D = 1.5)	100	102	102	103	100	100 ^c	108	110	108
(e/D = 2.0)	127	129	131	133	129	129 ^c	140	142	140
F_{br}^b , ksi:									
(e/D = 1.5)	83	86	86	89	86	85 ^c	90	96	93
(e/D = 2.0)	94	97	101	105	101	99 ^c	105	112	109
e , percent (S-Basis):									
LT	5	...	5	...	5	5	3	4	4
E , 10 ³ ksi	See Table 3.2.4.0(d)								
E_c , 10 ³ ksi	See Table 3.2.4.0(d)								
G , 10 ³ ksi	See Table 3.2.4.0(d)								
μ	See Table 3.2.4.0(d)								
Physical Properties:									
ω , lb/in. ³	0.100								
C , Btu/(lb)(°F)	See Figure 3.2.4.0								
K , Btu/[hr)(ft ²)(°F)/ft]	87 (at 77 °F)								
α , 10 ⁻⁶ in./in./°F ...	See Figure 3.2.4.0								

a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/4.

b Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1.

c See Table 3.1.2.1.1.

Рис 3 – Основні механічні характеристики матеріалу 2024 (продовження) [2]

Specification	AMS 4045 and AMS-QQ-A-250/12 ^a																				
	Sheet								Plate												
Form	T6 and T62 ^b								T651												
Temper	T6 and T62 ^b								T651												
Thickness, in.	0.008-0.011	0.012-0.039		0.040-0.125		0.126-0.249		0.250-0.499		0.500-1.000		1.001-2.000		2.001-2.500		2.501-3.000		3.001-3.500		3.501-4.000	
Basis	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:																					
<i>F_{tu}</i> , ksi:																					
L	...	76	78	78	80	78	80	77	79	77	79	76	78	75	77	71	73	70	72	66	68
LT	74	76	78	78	80	78	80	78	80	78	80	77	79	76	78	72	74	71	73	67	69
ST	70 ^c	71 ^c	66 ^c	68 ^c	65 ^c	67 ^c	61 ^c	63 ^c
<i>F_{ty}</i> , ksi:																					
L	...	69	72	70	72	71	73	69	71	70	72	69	71	66	68	63	65	60	62	56	58
LT	63	67	70	68	70	69	71	67	69	68	70	67	69	64	66	61	63	58	60	54	56
ST	59 ^c	61 ^c	56 ^c	58 ^c	54 ^c	55 ^c	50 ^c	52 ^c
<i>F_{cy}</i> , ksi:																					
L	...	68	71	69	71	70	72	67	69	68	70	66	68	62	64	58	60	55	57	51	52
LT	...	71	74	72	74	73	75	71	73	72	74	71	73	68	70	65	67	61	64	57	59
ST	67	70	64	66	61	63	57	59
<i>F_{su}</i> , ksi:																					
L	...	46	47	47	48	47	48	43	44	44	45	44	45	44	45	42	43	42	43	39	41
<i>F_{brd}</i> , ksi:																					
(e/D = 1.5)	...	118	121	121	124	121	124	117	120	117	120	116	119	114	117	108	111	107	110	101	104
(e/D = 2.0)	...	152	156	156	160	156	160	145	148	145	148	143	147	141	145	134	137	132	135	124	128
<i>F_{brd}</i> , ksi:																					
(e/D = 1.5)	...	100	105	102	105	103	106	97	100	100	103	100	103	98	101	94	97	89	93	84	87
(e/D = 2.0)	...	117	122	119	122	121	124	114	118	117	120	117	120	113	117	109	112	104	108	98	103
<i>e</i> , percent (S-Basis):																					
LT	5	7	...	8	...	8	...	9	...	7	...	6	...	5	...	5	...	5	...	3	...
<i>E</i> , 10 ³ ksi																					
10.3																					
<i>E_c</i> , 10 ³ ksi																					
10.5																					
<i>G</i> , 10 ³ ksi																					
3.9																					
<i>μ</i>																					
0.33																					
Physical Properties:																					
<i>ω</i> , lb/in. ³																					
0.101																					
<i>C</i> , <i>K</i> , and <i>α</i>																					
See Figure 3.7.7.0																					

- a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/12.
- b Design allowables were based upon data obtained from testing T6 temper sheet and from testing samples of sheet, supplied in the O or F temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained by the user may be lower than those listed if the material has been formed or otherwise cold-worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.
- c Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress-corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance rating of D, as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).
- d Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.

Рис 4 – Основні механічні характеристики матеріалу 7075 [2]

Specification	AMS 4044 and AMS-QQ-A-250/12 ^a						AMS-QQ-A-250/12 ^a							
	Plate													
Form	Plate													
Temper	T62 ^b													
Thickness, in.	0.250-0.499		0.500-1.000		1.001-2.000		2.001-2.500		2.501-3.000		3.001-3.500		3.501-4.000	
Basis	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:														
F_{ut} , ksi:														
L	74	76	74	76	73	75	72	74	69	71	68	70	64	66
LT	78	80	78	80	77	79	76	78	72	74	71	73	67	69
ST	70 ^c	71 ^c	66 ^c	68 ^c	65 ^c	67 ^c	61 ^c	63 ^c
F_{ty} , ksi:														
L	65	67	66	68	64	65	60	62	56	58	52	54	48	49
LT	67	69	68	70	67	69	64	66	61	63	58	60	54	56
ST	59 ^c	61 ^c	56 ^c	58 ^c	54 ^c	55 ^c	50 ^c	52 ^c
F_{cp} , ksi:														
L	70	72	70	72	68	70	63	65	59	61	55	57	50	52
LT	70	72	71	73	68	71	65	67	61	63	57	59	52	54
ST	63	65	60	62	57	59	53	55
F_{su} , ksi:	43	44	44	45	44	45	44	45	42	43	42	43	39	41
F_{bu}^d , ksi:														
(e/D = 1.5)	117	120	117	120	116	119	114	117	108	111	107	110	101	104
(e/D = 2.0)	145	148	145	148	143	147	141	145	134	137	132	135	124	128
F_{by}^d , ksi:														
(e/D = 1.5)	97	100	100	103	100	103	98	101	94	97	89	93	84	87
(e/D = 2.0)	114	118	117	120	117	120	113	117	109	112	104	108	98	103
e, percent (S-Basis):														
LT	9	...	7	...	6	...	5	...	5	...	5	...	3	...
E , 10 ³ ksi	10.3													
E_c , 10 ³ ksi	10.6													
G , 10 ³ ksi	3.9													
μ	0.33													
Physical Properties:														
ω , lb/in. ³	0.101													
C, K, and α	See Figure 3.7.7.0													

a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/12.

b Design allowables were based upon data obtained from testing samples of plate, supplied in O or F temper, which were heat treated to demonstrate response to heat treatment by suppliers. Properties obtained by the user may be lower than those listed if the material has been formed or otherwise cold-worked, particularly in the annealed temper, prior to solution heat treatment.

c Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress-corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance rating of D, as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).

d Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.

Рис 5 – Основні механічні характеристики матеріалу 7075 (продовження) [2]

Specification	AMS-QQ-A-250/12 ^a		AMS 4078 and AMS-QQ-A-250/12 ^a															
	Sheet		Plate															
Form	T73		T7351															
Temper	T73		T7351															
Thickness, in.	0.040-0.249		0.250-0.499		0.500-1.000		1.001-1.500		1.501-2.000		2.001-2.500		2.501-3.000		3.001-3.500		3.501-4.000	
Basis	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	S	S		
Mechanical Properties:																		
F_{up} , ksi:																		
L	67 ^b	...	68 ^b	...	68	70	67	69	66	68	65	67	63	65	62	60		
LT	67	69	69	72	69	71	68	70	67	69	66	68	64 ^c	66	63	61		
ST	63	65	62	64	60	62	59	57		
F_{yp} , ksi:																		
L	55 ^b	...	57 ^b	...	57	59	57	59	55	57	52	55	49	53	49	48		
LT	55	57	57	60	57	59	57	59	55	57	52 ^d	55	49 ^c	53	49	48		
ST	52	54	49	52	47	50	47	46		
F_{cp} , ksi:																		
L	54	56	56	59	56	58	56	58	53	55	50	53	47	51	47	45		
LT	57	59	59	62	59	61	59	61	57	59	54	57	51	55	51	50		
ST	59	61	55	58	51	55	50	48		
F_{sp} , ksi:	38	39	38	40	38	39	38	40	39	40	39	40	38	39	38	37		
F_{bu}^e , ksi:																		
(e/D = 1.5)	105	108	102	107	103	106	103	106	102	106	102	105	100	103	99	96		
(e/D = 2.0)	134	138	131	137	132	136	132	136	132	136	131	135	128	132	127	124		
F_{br}^e , ksi:																		
(e/D = 1.5)	83	86	80	84	81	83	83	86	82	85	79	83	76	81	76	76		
(e/D = 2.0)	100	104	96	101	97	100	99	102	97	101	93	99	89	96	89	88		
e, percent (S-Basis):																		
LT	8	...	7	...	7	...	6	...	6	...	6	...	6	...	6	6		
E , 10 ³ ksi	10.3														10.3			
E_c , 10 ³ ksi	10.5														10.6			
G, 10 ³ ksi	3.9														3.9			
μ	0.33														0.33			
Physical Properties:																		
ω , lb/in. ³	0.101																	
C, K, and α	See Figure 3.7.7.0																	

Issued: Sep 1971, MIL-HDBK-5B, Item 66-19; Last revised: Apr 2006, MMPDS-03, Item 06-05.

a Mechanical properties were established under MIL-QQ-A-250/12.

b S-Basis.

c S-Basis. The rounded T_{90} values are as follows: $F_{10}(LT) = 65$ ksi and $F_{90}(LT) = 52$ ksi.

d S-Basis. The rounded T_{99} value is as follows: $F_{10}(LT) = 53$ ksi.

e Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.

Рис 6 – Основні механічні характеристики матеріалу 7075 (продовження) [2]

1.5 Програмний пакет MSC NASTRAN PATRAN

Patran - Інтегруюче середовище для систем аналізу, моделювання та проектування на основі універсального графічного, призначеного для користувача, інтерфейсу. Програмний комплекс Patran відомий у всьому світі як найбільш універсальний, надійний, ефективний і потужний універсальний графічний інтерфейс, призначений для підготовки розрахункових моделей і обробки результатів розрахунку.

Patran забезпечує інтеграцію систем геометричного і кінцево-елементного моделювання, аналізу і обробки результатів розрахунку і призначений для поглиблених

досліджень працездатності і оптимізацій виробів на стадіях проектування, виробництва і експлуатації.

Patran за допомогою настроюваного графічного інтерфейсу і інтерактивної довідкової системи надає ефективні можливості по імпорту геометричних моделей з САД систем, створення та редагування геометрії, генерації кінцево-елементних сіток, підготовці та налаштування розрахункових моделей і обробці результатів розрахунку.

Patran включає в себе великі функції по створенню і модифікації геометричних моделей, в тому числі твердотільне моделювання і булеві операції, створення серединних поверхонь, автоматичне розпізнавання і параметризацію отворів, закруглень і фасок.

Наявність потужного інструментарію для швидкого створення, редагування, контролю якості та оптимізації кінцево-елементних (КЕ) сіток дозволяє в короткий час створювати необхідні розрахункові моделі. Поряд зі стандартними генераторами КЕ сіток в Patran присутні спеціалізовані генератори сіток на 2D поверхнях: Advanced Surface Mesher, Midsurface і Sheet Body Mesher, що дозволяють створювати високоякісні КЕ сітки на наборі поверхонь будь-якого ступеня складності і "поганого" з точки зору генерації КЕ-сіток якості.

Геометричні моделі такого типу часто зустрічаються при моделюванні літаків, автомобілів, судів, ж/д транспорту і інших, переважно оболонкових виробів складної форми. Для роботи з сітками на твердотільній 3D-геометрії, в Patran існує великий список інструментів, що дозволяє отримати в найкоротші терміни розрахункову КЕ модель, яка враховує всі безліч конструктивних елементів, включаючи фаски, скруглення, поглиблення, отвори і т.д.

Окрім цього, Patran володіє і іншими унікальними можливостями в області роботи з КЕ сітками. Наприклад, це генерація КЕ сіток на основі інших КЕ сіток без використання геометричних моделей, а також створення геометрії на оболонкових КЕ сітках (операція зворотна створення КЕ сіток на поверхнях).

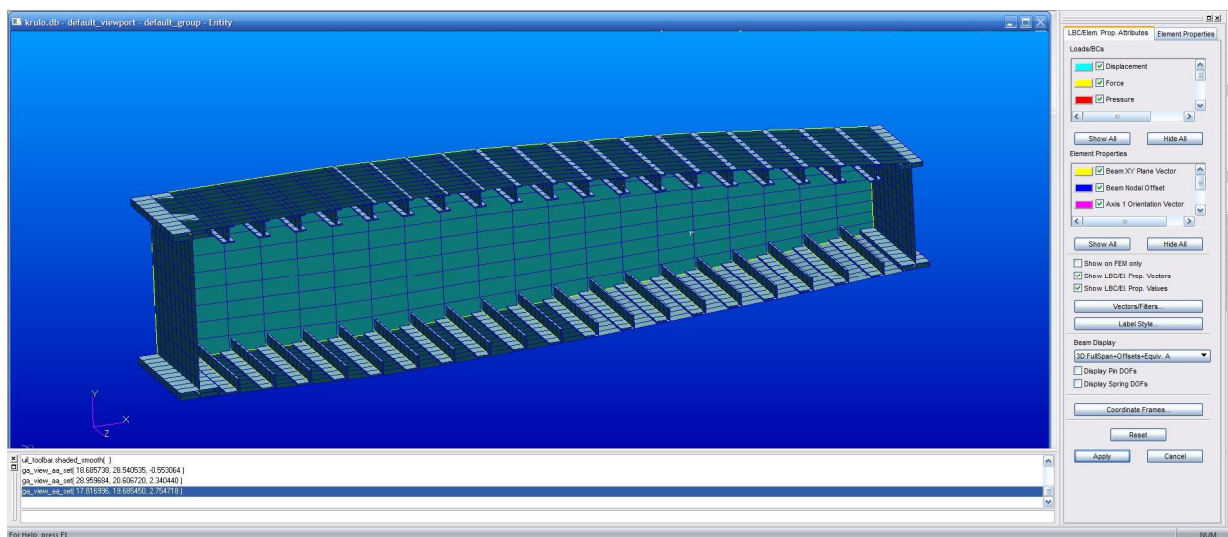


Рис 7 – Модель відсіку крила з сіткою в системі PATRAN

MSC Nastran – Розрахунок та оптимізація конструкцій.

Головний продукт MSC Nastran - це найкраща на ринку кінцево-елементна система. У сфері, де ненадійні результати можуть обернутися мільйонами доларів додаткових витрат, MSC Nastran ось уже понад 40 років доводить свою точність і ефективність. Постійно розвиваючись, він акумулює в собі переваги новітніх технологій, методів, алгоритмів і тому залишається провідною системою кінцево-елементного аналізу в світі.

MSC Nastran активно використовується у таких провідних світових авіабудівничих компаніях як Boeing, Airbus та ін.

MSC Nastran забезпечує повний набір розрахунків, включаючи розрахунок напружено-деформованого стану, запасів міцності, власних частот і форм коливань, аналіз стійкості, дослідження сталих і несталих динамічних процесів, рішення задач теплопередачі, акустичних явищ, нелінійних статичних і нелінійних перехідних процесів, аналіз складної контактної взаємодії, розрахунок критичних частот і вібрацій роторних машин, аналіз частотних характеристик при впливі випадкових навантажень і імпульсного широкосмугового впливу, дослідження аеропружності на дозвукових і надзвукових швидкостях. Передбачена можливість моделювання практично всіх типів

матеріалів, включаючи композитні та гіперпружні. До складу розширених функцій входить технологія супер елементів (підконструкцій), включаючи просунуті методи динамічних конденсацій, модальний синтез і розвинені методи аналізу динаміки складних структур на основі супер елементів і формулювань методу Крейга-Бемптона.

MSC Nastran - це сучасна розрахункова суперсистема. У той же час, тісна інтеграція MSC Nastran через Patran і SimManager з іншими системами високого рівня, а також інтеграція з усіма відомими системами CAD / CAM / CAE - реалізує абсолютно новий по своїй широті і глибині системний рівень моделювання і багатодисциплінарного аналізу.

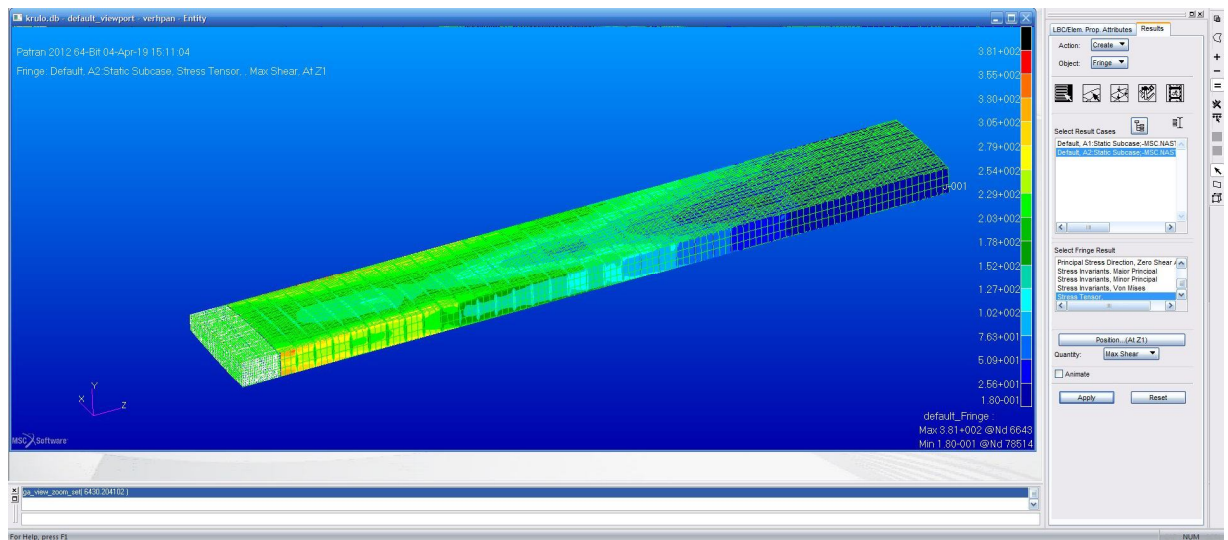


Рис 8 – FEM аналіз консолі крила літака в системі MSC Nastran

2 РОЗДІЛ.

РОЗРАХУНКОВА ЧАСТИНА

2.1 Аналіз вузлів та агрегатів літака у яких використовуються кронштейни що підлягають дослідженню

В ході данної роботи об'єктом дослідження є кронштейн за формою швелера який працює на передачу розтягуючого навантаження. Загальний вигляд кронштейну наведено на малюнку нижче.

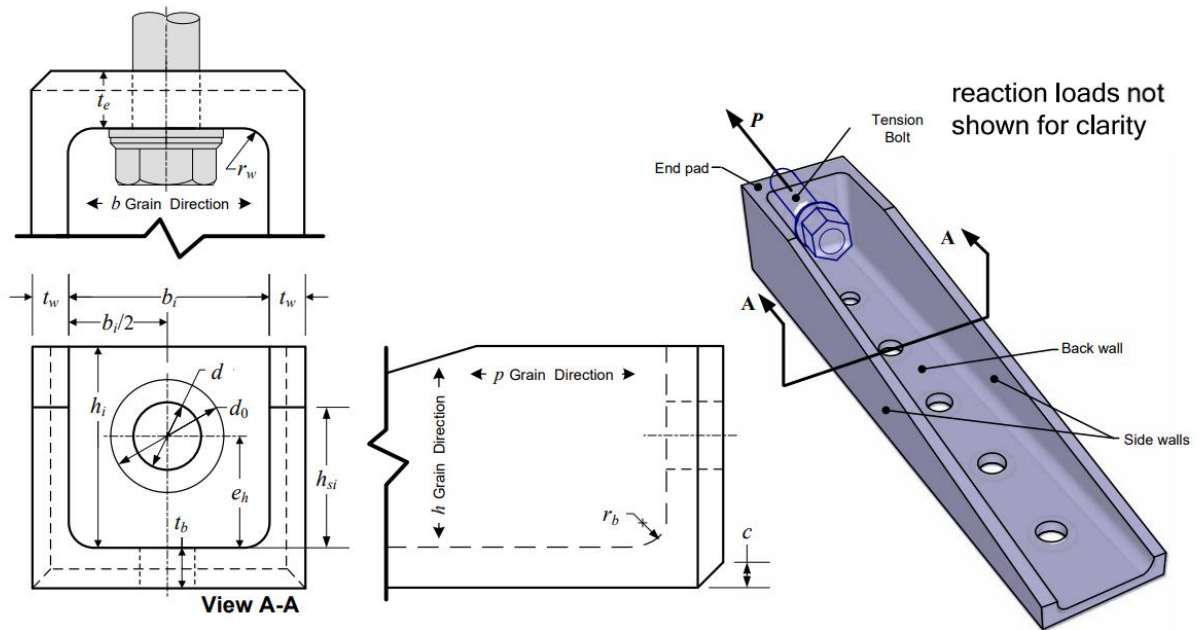


Рис 9 – Кронштейн за формою швелера

Розрізняють два різновиди таких кронштейнів:

- дискретні кронштейни;
- інтегровані кронштейни.

На малюнку нижче зображено застосування кожного типу кронштейнів у формі швеллера.



Discrete Fitting
(a single stand alone part)



Integral Fitting
(multiple tension fitting details integral to a single part)

Рис 10 – Дискретні та інтегровані кронштейни

Конструктивні застосування кронштейнів за формою швелера в конструкції літака доволі різноманітне. Розглянемо найбільш поширені вузли та агрегати літака.

Силова конструкція літака:

- Кронштейни кріплення перестиковки крила
- Кронштейни кріплення підпірок крила
- Кронштейни підтримки опорних стійок шасі
- Резервні фітінги кріплення на гондолах
- Кріплення допоміжної конструкції закриток та предкрилок
- Кінцеве кріплення стрингерів для передачі розтягування

Конструкція інтер'єру літака:

- Кріплення систем
- Кріплення кухні та туалету

Декілька прикладів застосування зображено на малюнках нижче.



Рис 11 – Приклади застосування кронштейнів за формою швеллера

2.2 Вибір розрахункових схем для аналізу кронштейна

Враховуючи досвід компанії Боінг у проектуванні таких кронштейнів, було вирішено використати геометричні параметри кронштейнів які використовувалися для статичних випробувань під час сертифікації у компанії Боінг.

Table A-1 Channel Specimen Measurements

Config.	b_i	h_i	t_e	t_b	t_w (left)	t_w (right)	t_w	e_h	d_1	d_0	r_b	r_w	c	
Matrix A	Measured Values									Nominal Values				
Matrix B	Replaced by vendor CMM re-measurement values							Replaced by Boeing manual re-measurement values						
Matrix C	Significant variation from vendor nom. ≥ 0.01													
1	A	1.389	1.868	0.560	0.394	0.290	0.290	0.290	1.265	0.635	1.070	0.375	0.188	0.153
1	B	1.388	1.870	0.558	0.395	0.291	0.290	0.291	1.263	0.631	1.070	0.375	0.188	0.153
1	C	1.389	1.869	0.558	0.389	0.290	0.290	0.290	1.266	0.640	1.070	0.375	0.188	0.153
2	A	1.388	1.866	0.564	0.390	0.167	0.168	0.167	1.277	0.625	1.070	0.375	0.188	0.153
2	B	1.389	1.867	0.564	0.393	0.168	0.167	0.168	1.273	0.628	1.070	0.375	0.188	0.153
2	C	1.389	1.868	0.565	0.396	0.168	0.167	0.167	1.271	0.628	1.070	0.375	0.188	0.153
3	A	1.389	1.867	0.564	0.389	0.122	0.122	0.122	1.279	0.628	1.070	0.375	0.188	0.153
3	B	1.390	1.866	0.564	0.391	0.121	0.122	0.122	1.279	0.625	1.070	0.375	0.188	0.153
3	C	1.390	1.866	0.565	0.391	0.122	0.122	0.122	1.278	0.628	1.070	0.375	0.188	0.153
4	A	1.394	1.868	0.559	0.163	0.285	0.290	0.288	1.279	0.628	1.070	0.250	0.188	0.153
4	B	1.394	1.866	0.560	0.163	0.287	0.290	0.288	1.278	0.628	1.070	0.250	0.188	0.153
4	C	1.391	1.866	0.559	0.163	0.289	0.290	0.289	1.280	0.627	1.070	0.250	0.188	0.153
5	A	1.390	1.863	0.565	0.163	0.166	0.166	0.166	1.297	0.628	1.070	0.250	0.188	0.153
5	B	1.390	1.864	0.566	0.163	0.167	0.167	0.167	1.299	0.625	1.070	0.250	0.188	0.153
5	C	1.390	1.866	0.566	0.163	0.168	0.167	0.167	1.300	0.628	1.070	0.250	0.188	0.153
6	A	1.392	1.864	0.565	0.164	0.119	0.120	0.120	1.294	0.629	1.070	0.250	0.188	0.153
6	B	1.392	1.866	0.565	0.164	0.119	0.120	0.120	1.294	0.630	1.070	0.250	0.188	0.153
6	C	1.392	1.866	0.565	0.162	0.119	0.119	0.119	1.282	0.630	1.070	0.250	0.188	0.153
7	A	1.390	1.853	0.561	0.116	0.290	0.290	0.290	1.281	0.631	1.070	0.250	0.188	0.153
7	B	1.391	1.859	0.561	0.114	0.290	0.290	0.290	1.283	0.629	1.070	0.250	0.188	0.153
7	C	1.390	1.865	0.561	0.117	0.290	0.291	0.291	1.281	0.630	1.070	0.250	0.188	0.153
8	A	1.390	1.866	0.565	0.116	0.168	0.168	0.168	1.282	0.628	1.070	0.250	0.188	0.153
8	B	1.389	1.867	0.567	0.115	0.167	0.167	0.167	1.284	0.628	1.070	0.250	0.188	0.153
8	C	1.390	1.868	0.567	0.116	0.168	0.168	0.168	1.282	0.629	1.070	0.250	0.188	0.153
9	A	1.390	1.866	0.565	0.116	0.121	0.122	0.121	1.285	0.627	1.070	0.250	0.188	0.153
9	B	1.391	1.867	0.566	0.116	0.121	0.122	0.121	1.284	0.628	1.070	0.250	0.188	0.153

Таблиця 1 – Геометричні параметри кронштейнів

Нижче наведені геометричні параметри, що були прийняті для розрахунку в ході данної роботи та зведені окремо в таблицю.

MODE	b _i	h _i	t _e	t _b	t _{w_l}	t _{w_r}	e _h	d	d ₀	r _b	r _w	c
2A	1.388	1.866	0.564	0.390	0.167	0.168	1.277	0.625	1.07	0.375	0.188	0.153
3A	1.389	1.867	0.564	0.389	0.122	0.122	1.279	0.626	1.07	0.375	0.188	0.153

Таблиця 2 – Геометричні параметри кронштейнів 2A та 3A

Приймається, що кронштейн навантажений тягнучою силою, прикладеною до болта с діаметром (d) та передається через шайбу с діаметром (d₀) на кронштен. Кронштейн закріплений п'ятьма болтами на задній стінці. Під час розрахунку приймається допущення що задня стінка не працює на смяті.

Врівноважена розрахункова схема кронштейну зображена на малюнку нижче.

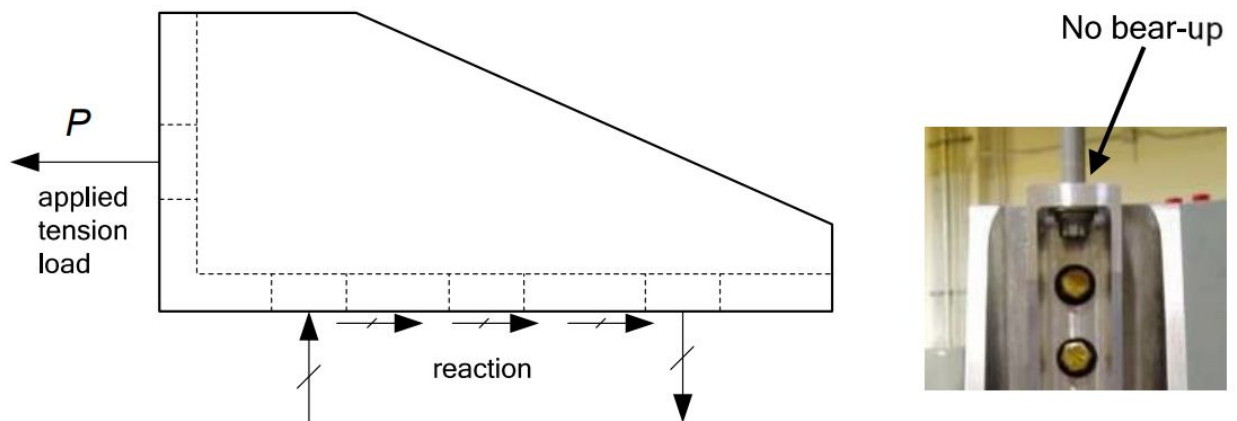


Рис 12 – Розрахункова схема кронштейну за формою швеллера

2.3 Визначення навантажень що діють на кронштейн

Відповідно до АП-25 (FAR-25), конструкція пасажирського літака має витримувати такі навантаження:

- експлуатаційні, без виникнення в ній пластичних деформацій, що можуть призвести до інтерференції складових частин конструкції між собою і, як наслідок, можливих руйнувань і катастрофічних наслідків;

- розрахункові, що є добутком експлуатаційних навантажень та коефіцієнту запасу 1.5, впродовж 3-х секунд без руйнування.

В той же час конструкція пасажирського літака розраховується з умовою, що вона має витримувати перевантаження, що діють на неї під час прогнозованих аварійних випадків.

Статичні умови перевантажень:

- 9g вперед;
- 3g вгору;
- 6g вниз;
- 1.5g назад;
- 3g вбік (планер літака);
- 4g вбік (крісла та елементи їх кріплення);

Динамічні умови перевантажень для крісел та кріплень (відповідно до FAR 25.562)

- 16g вперед (до 0.09с включно)
- 14g вниз (до 0.08с включно)

*g – коефіцієнт перевантаження

Для визначення напружень, що діють на будь яку конструкцію, використовуються наступні формули.

Нормальні напруження від дії осьової сили:

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

де f – нормальні напруження в перерізі;

P – осьова сила, що діє на переріз;

A – площа поперечного перерізу.

Нормальні напруження від дії згинаючого моменту:

$$f_b = \frac{-(M_y I_x + M_x I_{xy})x + (M_x I_y + M_y I_{xy})y}{I_x I_y - (I_{xy})^2}$$

де f_b – нормальні напруження в перерізі;

M_y – згинаючий момент відносно осі y ;

M_x – згинаючий момент відносно осі x ;

I_x – осьовий момент інерції перерізу відносно осі x ;

I_y – осьовий момент інерції перерізу відносно осі y ;

I_{xy} – відцентровий момент інерції перерізу;

x – координата x точки, в якій розраховуються напруження;

y – координата y точки, в якій розраховуються напруження.

Дотичні напруження від дії поперечної (перерізуючої) сили:

$$f_s = \frac{VQ}{Ib}$$

де f_s – дотичні напруження в перерізі;

V – величина поперечної сили, що діє в перерізі;

Q – перший момент (момент опору) відсіченого перерізу;

I – осьовий момент інерції всього перерізу;

b – ширина елемента перерізу в точні, де рахуються напруження.

Міцність конструкції, що проектується, визначається відповідно до характеристик матеріалу, форми та розмірів поперечного перерізу, умов навантаження.

Міцність конструкції характеризується коефіцієнтом запасу міцності (Margin of safety), що визначається за формулою:

$$MS = \frac{F}{f} - 1$$

де F – допустимі напруження, що вибираються відповідно до матеріалу, що використовується;

f – діючі в перерізі напруження.

При цьому, в залежності від типу напружень, допустимі визначаються відповідно:

F_{tu} – максимальні напруження на розтяг;

F_{cy} – напруження текучості на стискання;

F_{su} – максимальні напруження на зріз;

2.4 Визначення руйнівної сили для кронштейнів з різними геометричними параметрами

В ході данної роботи визначено руйнівну силу для двох геометрично різних конфігурацій кронштейну.

1. Кронштейн 2А, з таблиці 2.

На основі статичних випробувань зразків кронштейн с такими геометричними параметрами руйнується шляхом відриву задньої стінки по трьом площинам (2С), як зображено на малюнку нижче.

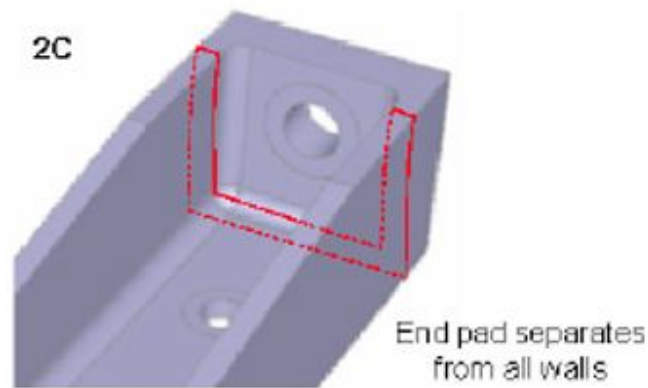


Рис 13 – Варіант руйнування кронштейну 2С

Для визначення критичної сили розглянемо як розподіляються напруження в перерізі кронштейну. Максимальні напруження під час руйнування складають допустимі напруження на розтяг для матеріалу (F_{tu}).

MATERIAL		7050															
SPECIFICATION		AMS4050															
FORM		Bare Plate															
TEMPER		-T7451															
THICKNESS, INCHES		0.250–1.500		1.501–2.000		2.001–3.000		3.001–4.000		4.001–5.000		5.001–6.000		6.001–7.000		7.001–8.000	
BASIS		A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
F_{tu} , ksi	L ①	74	78	74	78	73	75	72	74	71	73	70	72	69	72	68	71
	LT	74	78	74	78	73	75	72	75	71	74	70	73	69	72	68	71
	ST	---	---	---	---	68	72	68	71	67	70	66	69	66	68	65	67
F_{cy} , ksi	L	64	67	64	66	63	66	62	65	61	65	60	63	59	62	58	63
	LT	64	66	64	66	63	66	62	65	61	64	60	62	59	62	58	61
	ST	---	---	---	---	59	61	57	60	57	60	57	59	56	58	55	58
F_{cy} , ksi ⑤	L	63	64	62	64	61	64	60	63	58	61	57	59	56	59	55	57
	LT	66	68	67	69	66	69	65	68	64	67	63	66	60	63	59	62
	ST	---	---	---	---	63	66	63	66	63	66	62	64	60	63	59	62
F_{su} , ksi ⑤	L (L-S)	43	44	44	45	43	45	44	45	43	45	43	45	44	46	44	46
	LT (T-S)	42	43	43	44	43	44	43	45	43	45	43	45	44	46	44	46

Рис 14 – Характеристики матеріалу кронштейна, 7050-T7451

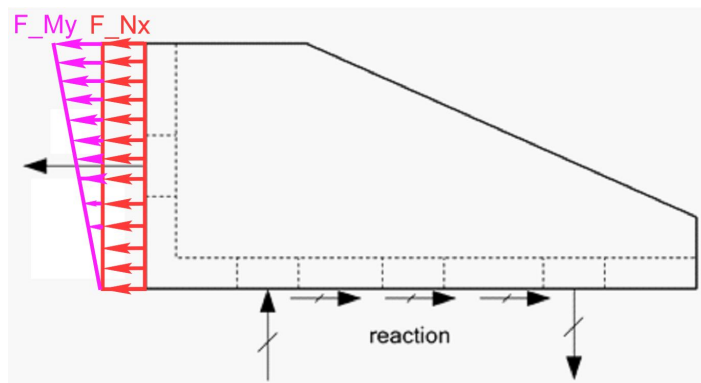


Рис 14 – Розподіл напружень від розтягуючої сили та моменту

$$F_{tu} = F_{My} + F_{Nx};$$

$$F_{Nx} = P/A;$$

$$F_{My} = M \cdot h / I_y;$$

$$F_{tu} = \frac{P}{A} + \frac{P \cdot (e_h + t_b) \cdot (h_i + t_b)}{I_y};$$

$$P_{cr2A} = \frac{F_{tu}}{\frac{1}{A} + \frac{(e_h + t_b) \cdot (h_i + t_b)}{I_y}};$$

$F_{tu} = 76 \text{ ksi};$
 $e_h = 1.277 \text{ in};$
 $t_b = 0.39 \text{ in};$
 $h_i = 1.866 \text{ in};$

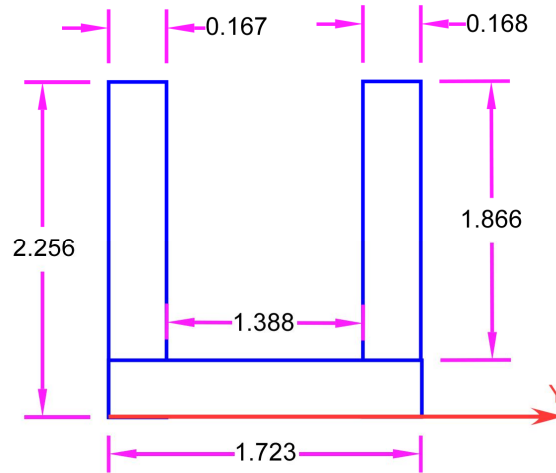


Рис 15 – Поперечний переріз кронштейну в місці руйнування

$A = 1.2971 \text{ in}^2;$
 $I_y = 1.253 \text{ in}^4;$

$$P_{cr2A} = \frac{76000}{\frac{1}{1.2971} + \frac{(1.277 + 0.39) * (1.866 + 0.39)}{1.253}} = 20147.39 \text{ [lbs]}$$

Отже критична сила для кронштейну 2А, з характером руйнування 2С складає 20147,39 lbs.

Характер такого руйнування можна побачити на малюку нижче, де зображені результати статичних випробувань зразків 2А.

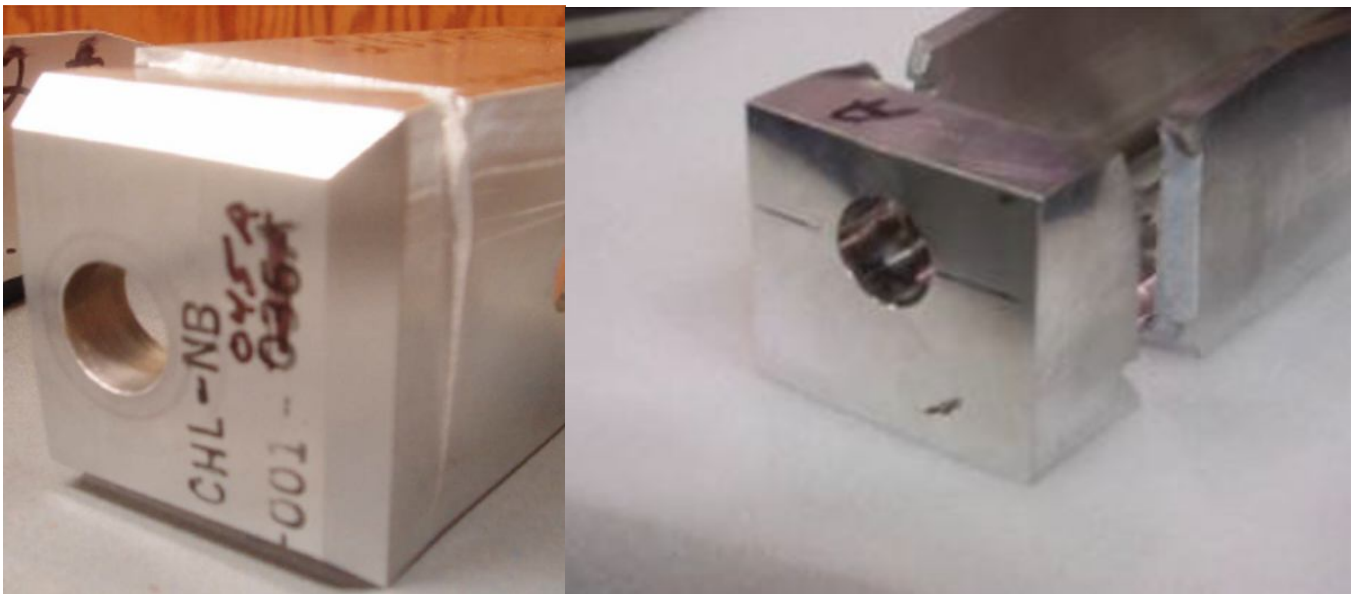


Рис 16 – Характер руйнування зразків 2А

2. Кронштейн 3А, з таблиці 2.

На основі статичних випробувань зразків кронштейн с такими геометричними параметрами руйнується шляхом відриву задньої стінки по двом боковим площинам та зрізом по нижній площині (2В), як зображено на малюнку нижче.

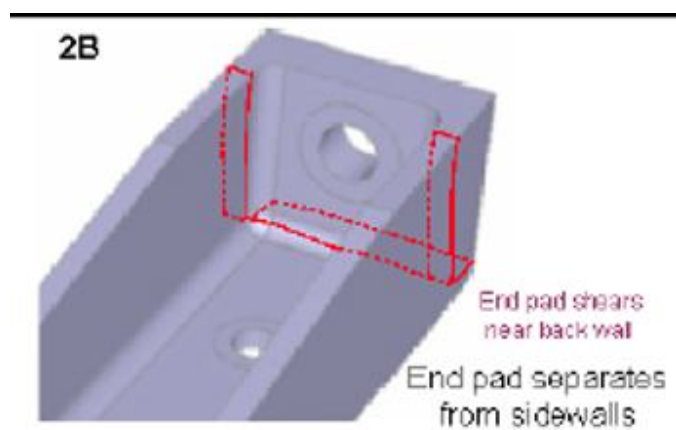


Рис 17 – Варіант руйнування кронштейну 2В

Для визначення критичної сили розглянемо як розподіляються напруження в перерізі кронштейну.

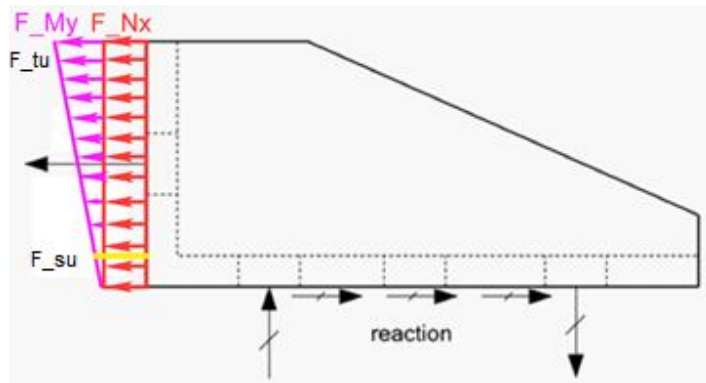


Рис 18 – Розподіл напружень від розтягуючої сили та моменту

Додатковою умовою для визначення критичної сили буде обмеження напружень на рівні нижньої стінки критичними напруженнями на зріз.

$$F_{su} = 44 \text{ ksi};$$

Перша умова:

$$F_{tu} = F_{My} + F_{Nx} = P/A + M * (h_i + t_b)/I_y;$$

$$F_{tu} = \frac{P}{A} + \frac{P * (e_h + t_b) * (h_i + t_b)}{I_y};$$

$$P_{cr2A} = \frac{F_{tu}}{\frac{1}{A} + \frac{(e_h + t_b) * (h_i + t_b)}{I_y}};$$

$$e_h = 1.279 \text{ in};$$

$$t_b = 0.389 \text{ in};$$

$$h_i = 1.867 \text{ in};$$

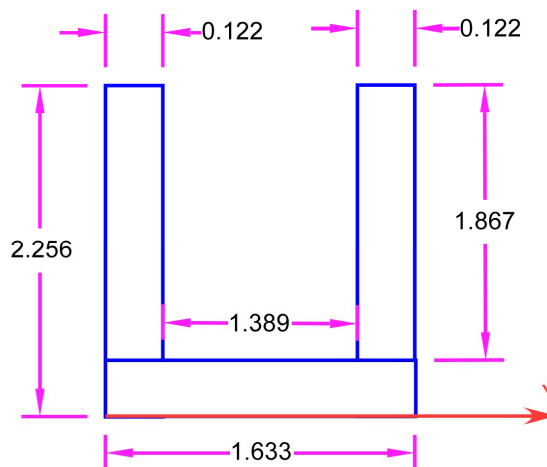


Рис 19 – Поперечний переріз кронштейну в місці руйнування

$$A = 1.011 \text{ in}^2;$$

$$I_y = 0.811 \text{ in}^4;$$

$$P_{cr_{3A}} = \frac{76000}{\frac{1}{1.011} + \frac{(1.279 + 0.389) * (1.867 + 0.389)}{0.811}} = 13352.07 \text{ [lbs]}$$

Друга умова:

$$F_{su} = F_{My} + F_{Nx} = P/A + M * t_b / I_y;$$

$$F_{su} = \frac{P}{A} + \frac{P * (e_h + t_b) * (t_b)}{I_y};$$

$$P_{cr_{3A}} = \frac{F_{su}}{\frac{1}{A} + \frac{(e_h + t_b) * (t_b)}{I_y}};$$

$$P_{cr_{3A}} = \frac{44000}{\frac{1}{1.011} + \frac{(1.279 + 0.389) * (0.389)}{0.811}} = 24594.74 \text{ [lbs]}$$

Отже критична сила для кронштейну 3А, з характером руйнування 2В складає 13352,07 lbs.

Характер такого руйнування можна побачити на малюку нижче, де зображені результати статичних випробувань зразків 3А.



Рис 20 – Характер руйнування зразків 3А

2.5 Висновки розділу

В розділі 2 було виконано розрахунки для геометрично різних кронштейнів:

- Проаналізовано діючі навантаження та вибрано критичні випадки для аналізу;
- Проведено аналіз діючих навантажень та розраховано напруження в перерізах кронштейнів;
- Проведено аналіз для кронштейнів за декількома критеріями;
- Визначено критичні сили для геометрично різних кронштейнів та для різних варіантів руйнування.

3 РОЗДІЛ

АНАЛІЗ КРОНШТЕЙНУ ЗА ДОПОМОГОЮ МКЕ

За допомогою програмного пакету NASTRAN – PATRAN визначимо критичну силу для кронштейну 2А та порівняємо результати з аналітичним методом.

Кронштейн замодельований за допомогою shell елементів та за допомогою команди mesh paver розбитий на кінечні елементи.

У якості закріплення було прийнято жорстке закріплення по задній стінці кронштейну.

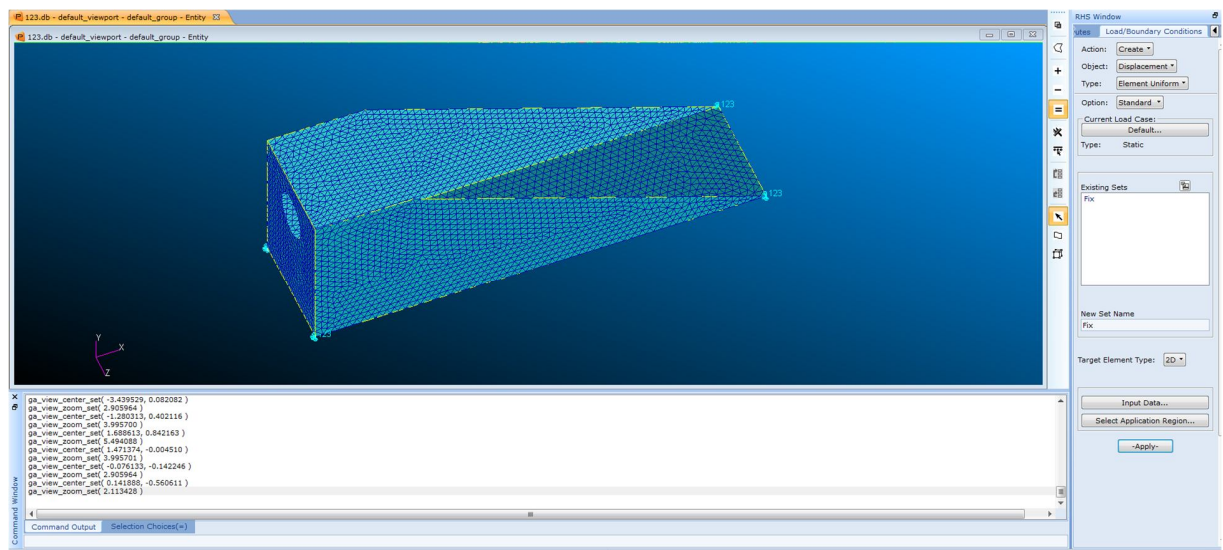


Рис 21 – FEM модель кронштейну 2А

Для визначення критичної сили визначимо які напруження у верхньому вузлі будуть від одиничної сили, а потім з умови рівності цих напружень до максимальних напружень на розтяг визначимо яка буде сила.

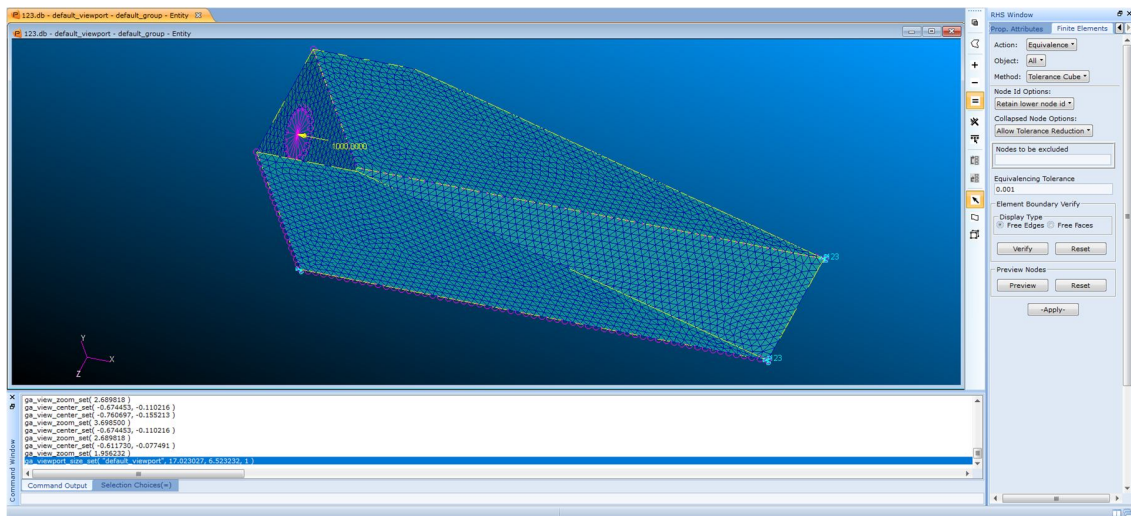


Рис 22 – FEM модель кронштейну 2А з прикладеною однічною силою

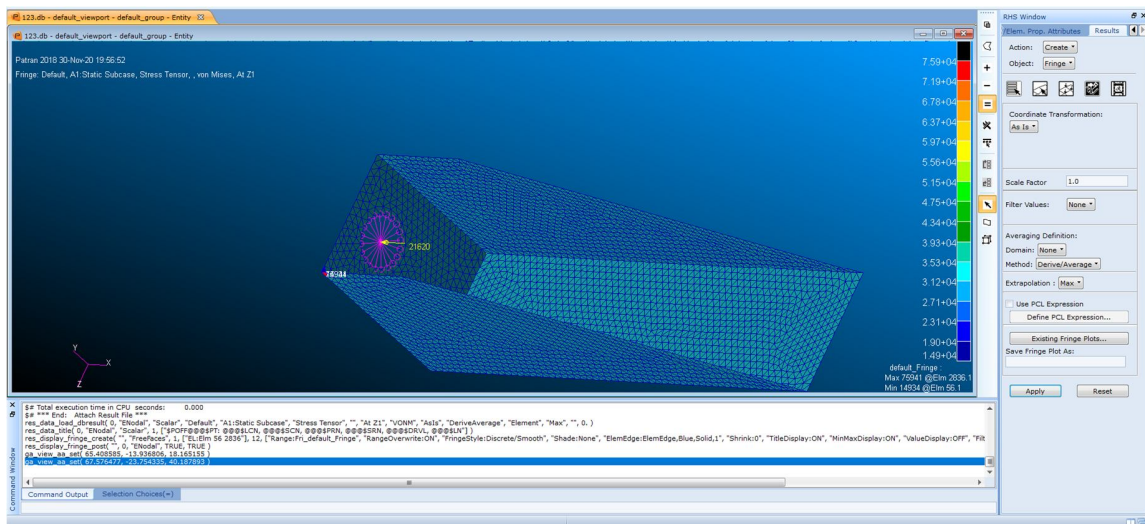


Рис 23 – FEM модель кронштейну 2А з прикладеною критичною силою
Критична сила у аналізі за допомогою NASTRAN – PATRAN складає 21620 lbs.
Результат досить сильно збігається з аналітичним розрахунком, похибка складає 6,8 %.

Висновки розділу

На основі матеріалу та геометричних параметрів кронштейну було розрахована критична сила для кронштейну 2А. Порівняно результати отримані за допомогою NASTRAN – PATRAN з аналітичними результатами.

ВИСНОВКИ

В дисертації було проведено дослідження впливу геометричних параметрів фланців кронштейну за формою швелера на значення руйнівної сили і на характер його руйнування при статичному навантаженні та досягнуто наступних цілей:

1. Обрано матеріал та розрахункові схеми для кронштейну.
2. Виконано розрахунки двох геометрично різних кронштейнів на міцність.
3. Досліджено вплив геометричних параметрів фланців кронштейну за формою швелера на значення руйнівної сили.
4. Проведено аналіз двох геометрично різних кронштейнів та визначено руйнівна сила та характер деформування за допомогою MSC Nastran Patran.

Розроблення стартап-проекту

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

Зміст ідеї проекту

Таблиця 3– Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Збільшення об'єму використання СЕ моделювання в процесі проектування нових конструкцій літаків за рахунок вдосконалення процесу верифікації.	Для процесу проектування	Спрощення процедури розрахунку статичної міцності та втомної довговічності елементів конструкції літаків
	Для після виробничої підтримки	Можливість використання СЕ моделей для обґрунтування модифікацій та ремонтів літаків

Аналіз потенційних техніко-економічних переваг проекту

Збільшення долі використання даних отриманих за допомогою СЕ моделювання усього каркасу літака та його окремих частин дозволить зменшити витрати на проведення статичних, динамічних та інших випробувань на етапі сертифікації повітряного судна, та скоротить час необхідний на проведення інженерних розрахунків за рахунок зміни підходу до визначення діючих навантажень на елементи конструкції та

можливості оперативно вносити зміни до конструкції без виконання громіздких етапів перерахунку.

Таблиця 4 – Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	Ідея проекту
11	Економія затрат часу	S
33	Економія фінансів	S
44	Інформаційне забезпечення	W

З даної таблиці можна побачити, що конкурентоспроможність даної ідеї достатньо висока, проте треба враховувати і слабкі сторони методу.

Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою скінченно-елементного пакету PATRAN, HyperMesh та інших.

Таблиця 5 – Технологічна здійсненність ідеї проекту

№№	Ідея проекту	Шлях реалізації	Наявність технології	Доступність технології
11	Побудова глобальних СЕ моделей частин конструкції, та всього літака в цілому.	PATRAN HyperMesh	наявні	доступно
12	Детальна верифікація моделей	Порівняння з простою аналітикою	наявні	доступно
Шлях реалізації і можливості – доступні				

Аналіз ринкових можливостей запуску стартап–проекту

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

В умовах дослідження ідеї проекту під потенційним ринком можна вважати різні компанії, що виробляють літаки, які зацікавлені у збільшенні об'ємів виробництва в умовах стрімко зростаючих потреб авіакомпаній.

Таблиця 6 – Попередня характеристика потенційного ринку стартап–проекту

№	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	2
2	Загальний обсяг продаж , грн/ум.од	_*
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	зростає
4	Наявність обмежень для входу	наявні (програмне забезпечення, патенти)
5	Специфічні вимоги до верифікації та валідації	-
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	_**

* В умовах того, що в даному випадку товаром являється метод, то говорити про обсяги продаж є недоцільно.

** розрахунок середньої норми рентабельності в галузі, враховуючи ідею проекту, є неможливим, так як мова йде про нематеріальні активи.

Розроблення ринкової стратегії проекту

Таблиця 7 – 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	Компанії-виробники	частково готові	Високий	Середня	Просто
2	Компанії-підрядники	частково готові	Високий	Висока	Просто
Які цільові групи обрано: обрано першу цільову групу					

Якщо дослідники вирішують зосередити свою увагу в першу чергу на компаніях, що будуть використовувати цей скінченний елемент для розробки літаків, то вони обирають стратегію концентрованого маркетингу.

Таблиця 8 – Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентноспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Розробка методів верифікації та перевірки SE моделей. Вдосконалення існуючого ПО для побудови SE сітки	Охоплення на 30-40 %	Економія матеріальних людських ресурсів	Диференціація

Таблиця 9 – Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Проект являється першопрохідцем на ринку	Компанія буде вести політику заохочення нових клієнтів та перехоплення замовників у конкурентів	Ні	Заняття конкурентної ніші

Таблиця 10 – Визначення стратегії позиціонування

	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап проекту
	Точність, простота та швидкість розрахунку	Диференціація	Багатофункціональність Економічність

Висновки

- Ринкова комерціалізація проекту є ускладненою через специфіку товару. Попит на ринку наразі є буде розвиватись, якщо проводити достатнє інформування клієнтів про товар.
- Конкурентоспроможність проекту висока, обмежень для входу на ринок немає. Перспективи впровадження позитивні.

- Для ринкової реалізації проекту доцільно впровадити таку альтернативу, як використання методу до розрахунку різноманітних існуючих конструкцій з метою їх вдосконалення.
- Доцільною є подальша імплементація проекту

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. АП-25 / FAR-25
2. Metallic Materials Properties Development and Standardization
3. M.C. Niu – Atrframe stress analysis and syzing, 2nd ed, jan., 1999 – 798с.
4. E. F. Bruhn – Analysis and Design of Flight Vehicle Structuresб 1973 – 998с.
5. Federal Aviation Regulations, Part 25, §25.625 Fitting Factors
6. Szilard, R., Theory and Analysis of Plates, Prentice-Hall Inc., 1974