МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

НАЧАЛЬНО-НАУКОВИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ ІНСТИТУТ

КАФЕДРА ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
кандидат .техн. наук, доцент
___________О. В Попов
«__»_________2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ
«ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН І АВІАДВИГУНІВ»

Тема: «Забезпечення експлуатаційної надійності фюзеляжу транспортних літаків»

Виконав: __________ **Є.Г. Теплик**

Керівник: канд. техн. наук, доц. __________ **М. Д. Туз**

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

охорона праці: канд. техн. наук, доц. __________ **В.І. Казанець**

охорона навколишнього середовища:
канд. техн. наук, доц. __________ **Т.І. Білик**

Нормоконтролер __________**О. М. Хімко**

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет
Кафедра технології виробництва та відновлення авіаційної техніки
Освітній ступінь «Магістр»
Напрям 272 «Авіаційний транспорт»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри
кандидат техн. наук,доцент

_______________ О. В. Попов
«___» __________ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи бакалавра

ТЕПЛИКА ЄВГЕНІЯ ГЕННАДІЙОВИЧА

Тема роботи: **«Забезпечення експлуатаційної надійності фюзеляжу транспортних літаків»**

затверджено наказом ректора від 2 жовтня 2020 року № 1881/ст

2. Термін виконання роботи: з 5 жовтня 2020 року по 13 грудня 2020 року

3. Вихідні данні до роботи: результати досвіду експлуатації вантажних літаків реєстрового парку повітряних суден України, статистичні дані по відмовам та несправностям основних функціональних систем обраного типу літаків, результати досвіду після продажного супроводу повітряних суден

4. Зміст пояснювальної записки: аналіз робочої технології складання та випробувань, моніторинг та проведення аналізу надійності літаків реєстрового парку повітряних суден України, конструктивне та технологічне удосконалення процесу виробництва та експлуатації рампи вантажних люків, підбір та технічна аргументація засобів технічного оснащення з метою складання та випробувань, розробка пропозицій щодо відновлення виробництва та сертифікації даного повітряного судна.

5. Перелік обов’язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: загальний вигляд рампи вантажного люка (А1×2), складальне пристосування для проведення складання та випробувань рампи вантажного люка (А1×2).

Графічний (ілюстративний) матеріал виконано за допомогою Microsoft Office Excel, Power Point, CorelDRAW та САПР КОМПАС

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
Аналіз композиційних матеріалів, що використовуються в авіабудівництві	03.10.2020 р.– 17.10.2020 р.	
Аналіз та оцінка технологій забезпечення надійності конструкції фюзеляжа	20.10.2020 р.– 02.11.2020 р.	
Розробка методів дослідження, прогнозування та оцінки параметрів надійності фюзеляжу	06.11.2020 р.– 17.11.2020 р.	
Розробка конструктивних та технологічних удосконалень методів дослідження надійності фюзеляжу	18.11.2020 р.– 19.11.2020 р.	
Виконання окремих розділів роботи: охорона праці охорона навколишнього середовища	20.11.2020 р.– 27.11.2020 р.	
Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу	01.12.2020 р.– 05.12.2020 р.	
Попередній розгляд дипломної роботи	17.12.2020 р.- 18.12.2020 р.	

7. Дата видачі завдання: «___»____________ 2020 року.

Керівник дипломної роботи ________________ ________________

Завдання прийняв до виконання ________________ ________________

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Забезпечення експлуатаційної надійності фюзеляжу транспортних літаків»:

121 с., 46 рис., 6 табл., 31 джерело,

Об'єкт дослідження – фюзеляж транспортного літака.

Предмет дослідження – сучасні комп'ютеризовані системи дослідження впливу навантажень, що діють на фюзеляж, аналітичні та теоретичні методи дослідження, прогнозування та оцінки параметрів надійності конструкції фюзеляжу.

Мета дипломної роботи – Дослідним та теоретичним шляхом дослідити вплив навантажень, що діють на конструкцію фюзеляжу, та визначити їх вплив на надійність конструкції планера. Використовуваними графічними та комп'ютеризованими технологіями замінити застарілі методи визначення та забезпечення надійності конструкції літака. Оптимізації процесів, впроваджені сучасних методів, технологій та операцій, пов'язаних з підтриманням рівня надійності конструкції фюзеляжу пасажирських та транспортних літаків за рахунок застосування новітніх композиційних матеріалів та їх різновидів, що забезпечать підвищення рівня надійності та підвищення рівня безпеки польотів.

Метод дослідження – комп'ютеризовані системи проведення дослідження впливів навантажень на конструкцію фюзеляжу, аналітичний та практичний метод дослідження параметрів фюзеляжу за рахунок використання процесів CAD/CAE.

Встановлено, що методи досліджень, які використовувались в даній дипломній роботі дозволять підвищити рівень ефективності розробки та експлуатації літаків, замінять застарілі методи оцінки та прогнозувань на більш сучасні шляхом використання комп'ютеризованих систем дослідження.

Матеріали дипломної роботи можуть бути рекомендовані до використання у навчальному процесі та практичній діяльності фахівців авіаційних підприємств.

ФЮЗЕЛЯЖ ЛІТАКА, НАДІЙНІСТЬ, КОМПОЗИЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ, МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ, КОМП'ЮТЕРНІ СИСТЕМИ

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ……………………………………………. 8

ВСТУП……………………………………………………………………… 9

РОЗДІЛ 1. КОМПОЗИЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ ЯК НЕВІД'ЄМНА ЧАСТИНА СУЧАСНОГО АВІАБУДІВНИЦТВА……………………………………………. 12

1.1 Застосування композиційних матеріалів в конструкції фюзеляжу…………………………………………………………………….. 12

1.2 Концепція виготовлення фюзеляжу з вуглепластику……………….. 13

1.3 Термопластичні матеріали в авіаційній конструкції………………… 19

1.4 Технологія TAPAS 2…………………………………………….. 22

1.4.1 Ортосітка………………………………………………………… 23

1.4.2 Вбудовані L- стрингери……………………………………….. 25

1.4.3 Автоматичне зварювання………………………………………. 25

Висновок до розділу ………………………………………………. 27

РОЗДІЛ 2. АНАЛІЗ ТА ОЦІНКА ТЕХНОЛОГІЙ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ КОНСТРУКЦІЇ ФЮЗЕЛЯЖУ……………………………… 28

2.1 Роль надійності в життєвому циклі конструкції літака……………….. 28

2.2 Визначення вимог до надійності……………………………………….. 28

2.3 Методи забезпечення надійності……………………………………….. 30

2.4. Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу фюзеляжу літака…………………………………….. 33

2.5 Метод забезпечення статичної міцності ……………………………. 36

2.6 Процедура визначення значень коефіцієнтів надійності……………… 39

2.7 Принцип безпечного пошкодження фюзеляжу………………………… 41

Висновок до розділу………………………………………………………… 50

РОЗДІЛ 3. МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ, ПРОГНОЗУВАННЯ ТА ОЦІНКИ ПАРАМЕТРІВ НАДІЙНОСТІ КОНСТРУКЦІЇ ФЮЗЕЛЯЖУ 51

3.1 Дослідження ударостійкості фюзеляжу літака………………………… 51

3.1.1 Режим розгону та деформації……………………………………… 52

3.1.2 Режим деформації фюзеляжу при різних швидкостях удару………. 54
3.1.3 Вплив опори під вантажною підлогою на ударостійкість фюзеляжу. 57
3.2 Розрахунок напружень фюзеляжу з використанням процесів CAD / CAE……………………………………………………………………….. 60
3.3 Розрахунок втомного напруження хвостової частини фюзеляжу…….. 68
3.3.1 Локальний аналіз граничних напружень хвостової частини фюзеляжу……………………………………………………………………… 72
3.3.2 Розрахунок на втому ………………………………………………… 75
3.4 Дослідження впливу дійсних напружень в елементах конструкц фюзеляжу за рахунок натурних випробувань на довговічність……………… 77
3.5 Обладнання для експериментальних досліджень міцності конструкц фюзеляжу літака………………………………………………………… 87
Висновок до розділу………………………………………………………… 92
РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ………………………………………………… 93
4.1 Шкідливі виробничі фактори при обслуговуванні планера літака…… 93
4.2 Обслуговування повітряних суден в умовах екстремальних метеорологічних умов………………………………………………………… 95
4.3 Рекомендації щодо мінімізації шкідливих факторів при технічному обслуговуванні повітряних суден……………………………………….. 96
4.4 Розрахунок та випробування фюзеляжу на герметичність…………….. 97
4.5 Правила пожежної безпеки під час експлуатації планера літака……… 101
4.6 Інструкція техніки безпеки при технічному обслуговуванні авіаційної техніки……………………………………………………………………… 103
Висновки до розділу……………………………………………………… 105
РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА……………… 106
5.1 Аналіз негативного впливу на довкілля при застосувані протизаморожувальних авіаційних рідин при обсуговуванні літака ……….. 106
5.2 Заходи щодо зменшення або усунення екологічних загроз при утилізації або переробці протизаморожувальних рідин……………………… 106
5.2.1 Технологія застосування спеціального майданчику для збору

протизаморожувальних рідин при експлуатації повітряних суден…………….. 108
5.3 Патент RU 2475512C2. Застосування екологічно безпечної протизаморожувальної рідини…………………………………………………… 112
Висновки до розділу………………………………………………………116
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ………………………………………………….. 117
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ………………………………… 119

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АТ	– авіаційна техніка;
БП	– безпека польотів;
ЕД	– експлуатаційна документація;
ГК	– герметична кабіна;
ЗНО	– засоби наземного обслуговування;
ЗПС	– злітно- посадкова смуга;
КЕМ	– конічно- елементна модель;
ПЗР	– проти- заморожувальна рідина;
ПКМ	– полімерно- композиційні матеріали;
ПС	– повітряне судно;
РД	– рульожна доріжка;
РТО	– регламент технічного обслуговування;
САПР	– система автоматизованого проектування;
ТО	– технічне обслуговування;
CAE	– computer-aided engineering;
CAD	– computer-aided design;
IML	– Inar Internal Mold Line;
MPC	– Multiple Constraint Elements;
TAPAS2	– Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structure;

Вступ

Під терміном «фюзеляж» прийнято розуміти корпус літака. Саме до фюзеляжу літального апарату кріпиться оперення, крила і в деяких моделях шасі. Основним призначенням фюзеляжу є розміщення екіпажу, вантажу, пасажирів і обладнання. У фюзеляжі літака можуть бути розміщені паливні баки, силова установка і шасі.

Фюзеляж виступає тілом кожного літака. У ньому розміщується кабіна пілотів, баки з паливом, залежно від типу літака можуть також бути обладнані: багажні відділення, салон з кріслами пасажирів і т.д. Схема корпусу літака складається з поперечних, поздовжніх елементів і обшивки. Поперечні елементи силової конструкції корпусу представлені шпангоутами, а поздовжні системою - стрінгерами і лонжеронами. Що стосується обшивки, то вона виготовляється з металевих листів, для зниження маси і підвищення міцності широко використовують дюралюміній.

Фюзеляж виступає основою кожного літального апарату, що дозволяє з'єднати в єдине ціле всі складові частини. Кожен тип літака висуває свої вимоги до характеристик корпусу, при цьому потрібно зберегти аеродинаміку, необхідну форму і максимально знизити масу, не втрачаючи міцності конструкції. Все це досягається за рахунок:

1. Вибору форм і параметрів будови фюзеляжу, за рахунок якого можна досягти мінімального лобового опору при польоті. Підібрати корисний об'єм і визначитися з загальними габаритами корпусу.

2. Корпус повинен створювати підйомну силу агрегату до 40% в інтегральних схемах літального апарату. Це дозволяє знизити масу і площу крил.

3. Підвищення щільності загального компонування дозволяє раціонально використовувати внутрішній об'єм і розміщення вантажів біля центру ваги. Розміщення вантажів біля центру маси дозволяє досягти кращих льотних характеристик літака. Звуження діапазонів центрування апарату при різних варіантах розташування палива, боєприпасів і їх витрачання в процесі польоту повинно забезпечувати стабільність машини.

4. Продумана силова схема компонування всього літака. При цьому потрібно забезпечити якісне кріплення оперення, силової установки, крил, шасі.

5. При обслуговуванні літака повинен бути продуманий зручний підхід до кожного агрегату. Зручний вихід пасажирів і екіпажу, викид десантних груп, навантаження і розвантаження, швартування машини. Фюзеляж повинен забезпечити життєві умови для пілотів і пасажирів, а саме: нормальний тиск, звукоізоляція і теплоізоляція. Для пілотів літака повинен бути відмінний огляд. В аварійних ситуаціях продумано покидання машини.

Актуальність теми

Актуальність даної теми заключається в оптимізації процесів, впроваджені сучасних методів, технологій та операцій, пов'язаних з підтриманням рівня надійності конструкції фюзеляжу пасажирських та транспортних літаків, що забезпечать підвищення рівня безпеки польотів.

В даній роботі , буде вирішена проблема оптимізації процесів виробництва та експлуатації як окремих елементів літального апарата, так і в цілому всього повітряного судна, та підвищення рівня надійності конструктивних елементів. Проблема вирішується наступними кроками:

1. Запровадження сучасних прийомів та методів складання та експлуатації, направлених на підвищення експлуатаційних характерстик, та рівня надійності конструкції фюзеляжу.

2. Застосування сучасних композиційних матеріалів в конструкції, технологій, що забезпечать ефективне застосування композиційних матеріалів, які в свою чергу, за рахунок своїх міцнісних якостей, дозволять перейти повністю на композиційні матеріали відтіснивши матеріали з різних сплавів металів.

3. Використання комп'ютеризованих методів розрахунків та випробувань фюзеляжу на надійність.

Ціль та задачі дослідження

Дослідним або теоретичним шляхом дослідити вплив навантажень, що діють на конструкцію фюзеляжу, та визначити їх вплив на надійність конструкції планера.

Використовуваними графічними та комп'ютеризованими технологіями замінити застарілі методи визначення та забезпечення надійності конструкції літака. Оптимізації процесів, впроваджені сучасних методів, технологій та операцій, пов'язаних з підтриманням рівня надійності конструкції фюзеляжу пасажирських та транспортних літаків за рахунок застосування новітніх композиційних матеріалів та їх різновидів, що забезпечать підвищення рівня надійності та підвищення рівня безпеки польотів.

Об'єкт та предмет дослідження

Об'єктом майбутнього дослідження вважається конструкція фюзеляжу транспортного літака.

Предметом дослідження являються сучасні комп'ютеризовані системи дослідження впливу навантажень, що діють на фюзеляж, аналітичні та теоретичні методи дослідження, прогнозування та оцінки параметрів надійності конструкції фюзеляжу.

РОЗДІЛ 1

КОМПОЗИЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ ЯК НЕВІД’ЄМНА ЧАСТИНА СУЧАСНОГО АВІАБУДІВНИЦТВА

1.1. Застосування композиційних матеріалів в конструкції фюзеляжу

Авіація, постійно розвиваючись, вимагає все нових технічних рішень. Зниження маси конструкції як інструмент підвищення економічної ефективності літальних апаратів є одним із пріоритетних завдань розвитку сучасної авіаційної техніки. Найбільш широко цій вимозі відповідають нові, так звані композиційні матеріали, що перевершують за багатьма параметрами традиційні металеві. В авіаційній техніці через особливості експлуатації пред'являються високі вимоги до матеріалів. Матеріали, що застосовуються для конструювання літальних апаратів, повинні забезпечувати необхідну міцність і жорсткістю конструкції, повинні мати атмосферостійкістю. При цьому матеріал повинен передбачати можливість виготовлення виробу складної форми і по можливості без додаткових кріпильних елементів, що збільшують масу літака. Композиційні матеріали, завдяки своїм якостям (висока питома міцність, можливість управління структурою і формоутворенням виробів практично будь-якої геометрії, легкістю комбінування з різними матеріалами), знайшли широке застосування в літакобудівництві. Розвиток літакобудування пов'язано з безперервною боротьбою за зниження ваги конструкції. Зниження ваги конструкції можна домогтися раціональним вибором матеріалів і силових схем, застосуванням раціональних технологічних процесів, а також за рахунок уточнення навантажень, що діють на конструкцію.

Вибираючи матеріали для силових елементів конструкції, враховують його механічні та теплофізичні характеристики, питома вага, корозійну стійкість, вартість і дефіцитність сировини, а також можливість обробки матеріалу сучасними виробничими процесами. Вибір матеріалу залежить також від розміру і форми конструктивного елементу і умов, в яких він працює під навантаженням. Ці умови характеризуються наступним:

– величиною, напрямком і тривалістю дії навантаження;

– максимальною температурою;

– видом навантаження (постійна, плавно змінюється, ударна, циклічна);

– наявністю концентрації напруги і ін.

Підвищена по відношенню до традиційних металевих конструкційних матеріалів питома міцність і жорсткість композиційних матеріалів визначається властивостями зміцнюючого волокна - наповнювача. Спільну роботу волокон забезпечує матриця - сполучна. У назві багатьох композиційних матеріалів закладені типи наповнювачів і сполучних: вуглепластики, склопластики, органопластікі та інші матеріали. Перше слово характеризує тип наповнювачів: вуглецеві, скляні, а також інші волокна і тканини, а друге - типи сполучного: пластики на основі різних смол або спеціальних клеїв.

Головною особливістю створення конструкції з композитних матеріалів, на відміну від традиційного використання металів, є те, що процес проектування виробу починається зі створення самого матеріалу. При цьому властивості матеріалу формуються в процесі виробництва конкретної конструкції.

Таким чином, конструювання матеріалу, проектування самої конструкції і розробка технологічного процесу виготовлення - це єдиний взаємопов'язаний процес, в якому кожна зі складових доповнює і визначає інші. Мінімальна маса конструкції планера є одним з основних критеріїв, що визначають досконалість конструкції літака.

Його реалізація залежить від правильності вибору матеріалів, конструкції агрегатів з композиційних матеріалів та їх параметрів. При зниженні маси конструкції за рахунок застосування композиційних матеріалів підвищується економічна ефективність літака.

1.2. Концепція виготовлення фюзеляжу з вуглепластику

Вимоги до фюзеляжу з удосконаленого композитного матеріалу в основному не сильно відрізняються від вимог до звичайного фюзеляжу з алюмінію. Необхідно враховувати наступні механічні навантаження на конструкцію:

1. Сили, що передаються через вузол, прикріплений до фюзеляжу (крила, оперення, шасі), сили інерції компонентів, вантажів і устаткування, які розміщені в фюзеляжі (включаючи удар при посадці і т. д.).

2. Масові сили конструкції фюзеляжу, повітряні сили, які бігають по поверхні фюзеляжу і сили, що виникають в результаті різниці між тиском усередині фюзеляжу і навколо нього.

На додаток до зазначених вище навантажень при проектуванні необхідно враховувати удари і удари граду, ударів каменів, сміття, а також пожежі.

Представлена тут концепція фюзеляжу наступного покоління відрізняється тим, що алюмінієвий матеріал повністю замінений на вуглепластик. Пасажирська зона являє собою основну конструкцію, а весь вантажний відсік - як допоміжну конструкцію. Крім того, вантажний відсік не герметичний і тому не навантажений внутрішнім тиском (рисунок 1.1):

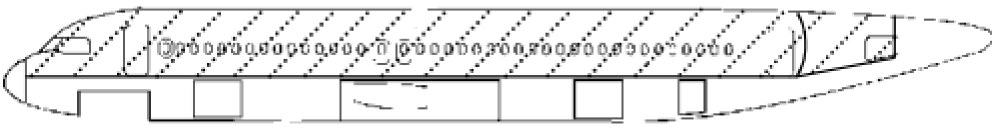
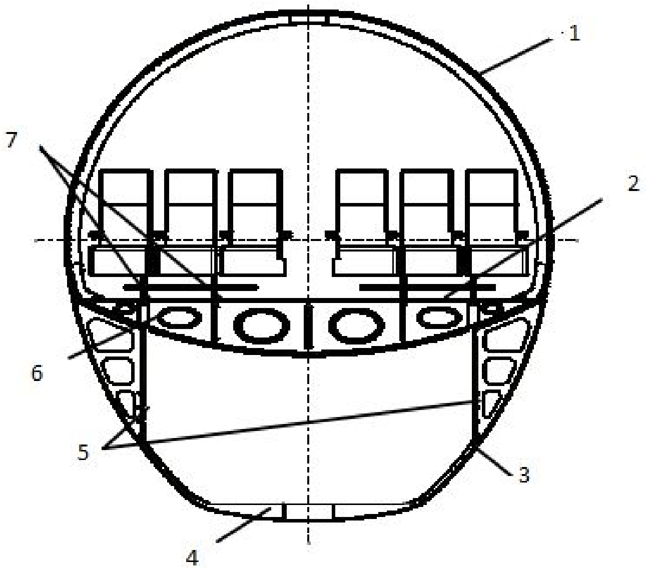


Рисунок 1.1– Вигляд збоку фюзеляжа з вуглепластику

Пасажирська зона складається з двох бічних панелей і конструкції з круглими панелями, які утворюють високо інтегровану структуру (рисунок 1.2):



1- бокова панель; 2- панель підлоги; 3- панель обшивки; 4- вантажна платформа; 5- границі вантажної платформи; 6- конструкція підлоги; 7- сидіння

Рисунок 1.2 – Поперечний переріз фюзеляжу з вуглепластику

Обшивка конструкції підлоги приблизно в два рази більше радіусу в порівнянні з обшивкою бокових панелей. Таке розташування плит перекриття і круглі оболочки викликають мінімальні згинальні навантаження через внутрішній тиск (рисунок 1.3.). Плити статі і сидіння конструкції підлоги є важливими елементами в концепції і приймають на себе відповідний рівень навантаження з урахуванням всіх навантажень.

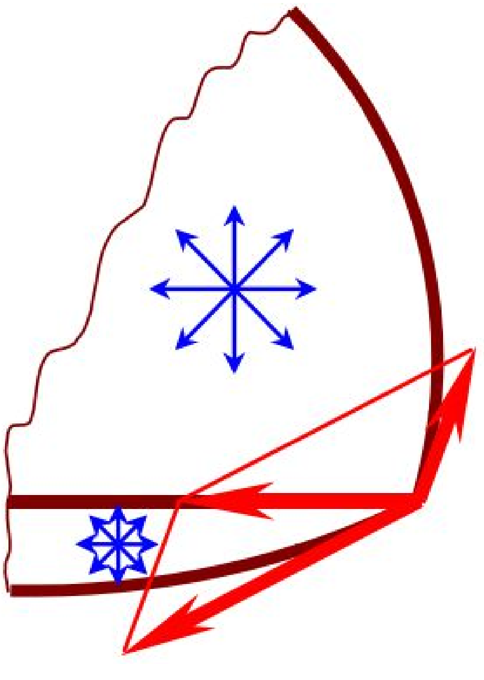


Рисунок 1.3– Розподіл сил в фюзеляжі

Вантажний відсік складається з вантажної платформи, яка підвішена і прикріплена до конструкції підлоги (рисунок 1.4). Платформи і елементи обшивки відокремлені один від одного в поздовжньому напрямку, тому вони не впливають на несучу здатність в цілому. В ідеалі вони можуть бути виконані у вигляді модулів, і при такій заміні можлива адаптація вантажного відсіку до різних транспортним завданням. Тому в залежності від виду транспорту можливе використання вантажного відсіку різного перетину.

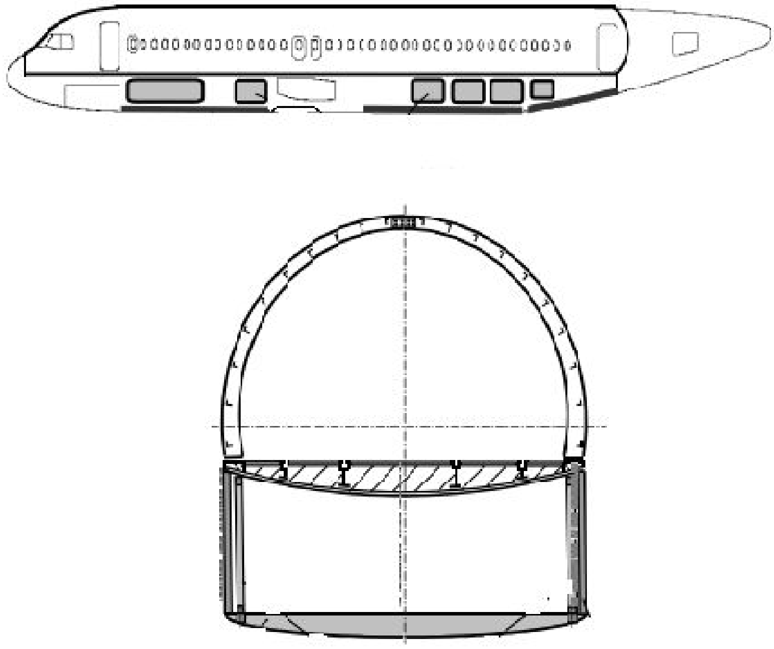


Рисунок 1.4 – Вигляд вантажного відсіку

Оскільки вантажний відсік є другорядною конструкцією, вимірюються тільки сили інерції вантажу, а також вимоги безпеки щодо удару і зіткнення. Оскільки вантажний відсік не вентилюється під тиском, вимоги до герметичності вантажних дверей а отже, до їх жорсткості знижуються. Крім того, потрібно набагато менше зусиль для посилення прорізів, оскільки вантажний відсік є другорядною конструкцією.

Вантажний відсік побудований за концепцією гондоли. Він не несе навантаження і не містить додаткового тиску. Він не тільки використовується для

перевезення вантажів, а й служить захистом для пасажирів, оскільки призначений для використання в якості «жертвенної конструкції» в разі ударних навантажень.

Вантажна платформа захищає несучу і вентильований під тиском нижню обшивку з вуглепластику, яка в першу чергу відноситься до конструкції підлоги, від ударів т. д, які можуть здригнутися під час взльоту або посадки. Внаслідок зусилля з огляду первинної конструкції скорочуються, і огляди можуть проводитись з більш тривалими інтервалами. Крім того, другорядні конструкції вимагають меншого ремонту та уваги під час експлуатації в порівнянні з експлуатаційними роботами первинних конструкцій.

Оскільки укомплектований вантажний відсік не є напруженою конструкцією, що несе частину фюзеляжу (основна конструкція) з вуглепластику, виконана відповідно до концепції гондоли, має зменшене поперечний переріз в порівнянні з еталонної конструкцією і, отже, менший момент інерції, який, в свою чергу, призводить до більшої товщині стінок. Спочатку це призводить до збільшення ваги, але це може бути більш ніж компенсоване потенціалом зниження ваги, передбаченим в концепції, який полягає в наступному:

– застосування вуглепластика в фюзеляжі, яке займає більшу частину не ушкоджено несучої конструкції (без великих вирізів);

– мінімізація зон стикування за рахунок цільної конструкції простору і модульної конструкції вантажного відсіку;

– зменшення зусиль дверей вантажного відсіку;

– уникнення площин, що знаходяться під тиском панелей і шпангоутів в зоні колодця шасі в відсіку переднього шасі;

– заміна складної вентильованої підлоги і конструкції в зоні сполучення шасі на напружену негерметичну підлогу. Загальний вигляд конструкції фюзеляжу з вуглепластику, виконаний в електронному варіанті представлений на рисунку 1.5 :

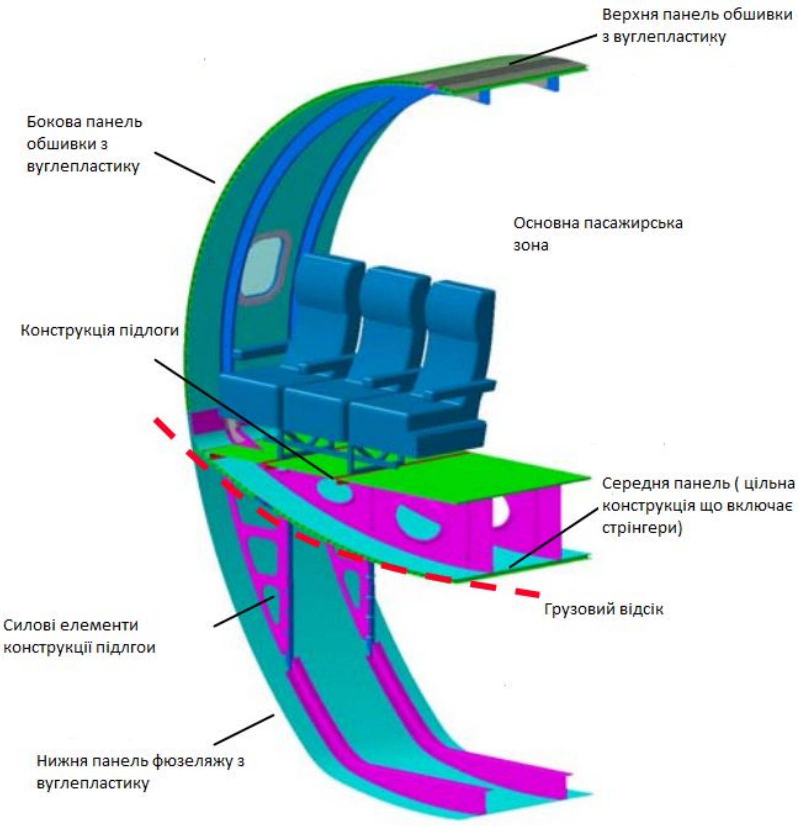


Рисунок 1.5– Концептуальний вигляд фюзеляжу з вуглепластику

1.3 Термопластичні матеріали у авіаційній конструкції

Композитна конструкція має кілька переваг у порівнянні з металом, деревом або тканиною Зменшення ваги-одне з головних відмінностей від традиційних матеріалів в авіабудуванні. Слід пам'ятати, що створення конструкції літака з композитів не гарантує, що він буде легше; це залежить від конструкції, а також від типу використовуваного композиту. Більш важливою перевагою є те, що дуже гладка вигнута аеродинамічна конструкція з композитних матеріалів знижує опір. Це основна причина, по якій конструктори планерів перейшли з металу і дерева на композити. У літакобудуванні використання композитів знижує лобовий опір, що забезпечує їх високі характеристики.

Сьогодні композити можна знайти в конструкціях від невеликих планерів до більшості нових пасажирських і комерційних літальних апаратів. Відсутність корозії - третя перевага композитів. Інженерів більше не турбує корозія через конденсації вологи на прихованих ділянках обшивки фюзеляжу, наприклад, за ізоляційними

покриттями. Це повинно привести до зниження витрат на довгострокове обслуговування для авіакомпаній.

Аналізуючи вище наведену інформацію з різних наукових і конструкторських джерел, можна сміливо робити висновок про актуальність застосування термопластичних матеріалів в сучасному світі авіабудування.

Термопластичні композиційні матеріали показали великі перспективи в якості матеріалів для існуючих і майбутніх компонентів літаків.

Термопластичні смоли мають ряд переваг в порівнянні зі звичайними термореактивними смолами, такими як епоксидні смоли. Термопласти володіють хімічною стійкістю і стійкістю до ударів і можуть використовуватися в широкому діапазоні температур. Вони мають дуже низький рівень поглинання вологи, що означає, що їх механічні властивості менше погіршуються в гарячих / вологих умовах.

Термопластичні композиційні матеріали мають ряд переваг, але можуть також вимагати різних технологій виробництва і ремонту, зокрема, часто необхідно використовувати значно вищі температури і тиску обробки, ніж для типових термореактивних композиційних матеріалів.

Способи ремонту термопластичних композитних матеріалів включають використання болтових з'єднань і ремонту за допомогою клейового з'єднання відповідно до звичайних термореактивними композитами і металевими компонентами. Однак, на відміну від термореактивних смол, термопласти можна переплавляти після їх утворення. Їх також можна з'єднати за допомогою процесу, званого зварюванням плавленням, який дозволяє отримати високоміцні зварні шви. Зв'язування плавленням дозволяє з'єднувати термопластичні композити, нагріваючи їх до температури, близької до їх температури плавлення, а потім прикладаючи тиск, достатній для закріплення зварного шва.

В цілому термопластичні композити в даний час важче ремонтувати, ніж звичайні термореактивні композити. З огляду на діапазон можливих структурних форм і типів ушкоджень, цілком ймовірно, що буде потрібно ряд різних методів ремонту, при цьому не існує єдиного методу, оптимального для всіх випадків.

Термопласти є альтернативою термореактивним полімерам в композитах і обіцяють збільшити продуктивність. На відміну від композитів, що включають термореактивні полімери, термопластичні композити не вимагають стадії затвердіння при якій композит формується шляхом застосування тепла і тиску до кількох верствам препреги з утворенням суцільного ламінату. Термопластичні композити просто необхідно нагріти до температури вище точки плавлення термопластичної матриці, ущільнити і охолодити, на відміну від термореактивних композитів, які вимагають часу затвердіння для освіти полімерних зшивок в молекулярній структурі. Термопластичні композити зазвичай упаковуються в вигляді рулонів стрічки, що складається з одно направлено орієнтованого вуглецевого волокна, попередньо просоченого термопластичною смолою. Термопластичні композити також доступні у вигляді тканих стрічок або армованих термопластичних ламінатів. У термопластичних композитах для аерокосмічної промисловості використовуються термопластичні смоли з високими експлуатаційними характеристиками, включаючи поліефірефіркетон. У термопластичних композитах які використовуються для авіабудування, зазвичай міститься близько 50-60% вуглецевого волокна за обсягом. Ставлення вуглецевого волокна до термопластичному смолі підбирається для досягнення бажаних механічних властивостей і сумісності з виробничим процесом.

Переваги термопластичних композитів, такі як ударна в'язкість, порівняно висока поза площинна міцність і стійкість для вторинної переробки, протягом довгого часу залучали інженерів конструкторів літаків до поняття первинних структур з термопластичних композитів. Але інженери-авіабудівники сумнівалися в пошуку економічного способу переходу від моделювання систем автоматизованого проектування (САПР) до виробничого процесу з використанням нових матеріалів, однак, не зупинило. У звичайних конструкціях каркаси фюзеляжу містять отвори, через які проходять поздовжні стрингери. Під впливом тиску ці отвори служать не однорідностями, які піддаються сильному відшаровування, що є серйозною проблемою для конструкції без застібок, з огляду на низьку міцність композитів поза площиною в порівнянні з металами.

Найбільшою перевагою термопластичних композитів може бути більш швидкий виробничий цикл. Таким чином, в даний час при розробці конкурентоспроможних функціональних полімерних матеріалів авіаційного застосування недостатньо забезпечувати виконання ними основних функцій в конструкції повітряного судна. Необхідно створювати матеріали з урахуванням багатосторонніх фундаментальних досліджень - в тому числі по старінню і кліматичної стійкості. Необхідно враховувати питання екологічності технологій виготовлення і застосування нових матеріалів, використовувати сучасні методології комп'ютерного моделювання властивостей та основні підходи цифрового виробництва. З початку активного дослідження і застосування термопластичних матеріалів, в світі авіабудування його позначили як матеріал «нового покоління».

1.4 Технологія TAPAS 2

Технологія TAPAS 2 (Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structure 2, з анг. Консорціум доступної первинної конструкції літака з термопласту) був запущений в Нідерландах в 2009 році з метою розробки нових термопластичних композиційних матеріалів і процесів для використання в авіабудуванні Airbus (Тулуза, Франція). Консорціум починає другу фазу розробки додатків і матеріалів, і його члени сподіваються до 2020 року вивести на ринок термопластичний композитний фюзеляж і концепцію торсіонної коробки, яка доведе життєздатність термопластів в комерційних авіаційних конструкціях. Крім Airbus, в консорціум TAPAS входить ряд постачальників композитних матеріалів, виробників композитних деталей і науково-дослідні інститути, що базуються в Нідерландах. В їх число входять керівник проекту Fokker Aerostructures (Hoogeveen), Центр бортових технологій і Kok & Van Engelen (обидва знаходяться в Гаазі), Dutch Thermoplastic Components (Alkmaar), Technobis Fiber Technologies (Uitgeest), TenCate Advanced Composites (Nijverdal), KE- працює, CoDeT і Technische Universiteit Delft (всі базуються в Делфті), Університет Твенте (Енсхеде) і Національна аерокосмічна лабораторія в Амстердамі. В рамках першої фази програми, що отримала назву TAPAS 1, консорціум досліджував використання термопластичних композитів в

конструкції фюзеляжу літака. Додали торсіонні коробки в якості ще однієї сфери застосування. Використаний матеріал був новий препреги з односпрямованого вуглецевого волокна TenCate з волокнами Hexcel AS4 і поліефіркетонекетоновой матрицею Arkema . Використовуванні процеси включали автоматичне укладання волокон, штампування і зварювання.

Панель фюзеляжу з термопластичного композиту відповідає складної геометрії фюзеляжу з укладанням обшивки AFP з волоконним управлінням і спільної консолідацією ортосітки. Успішно справляючись з високими навантаженнями, створюваними тиском в кабіні і ударними силами, а також іншими вимогами до характеристик, нова концепція, розроблена в рамках технологій TAPAS і TAPAS2, і яка тепер використовується в літакобудуванні, являє собою те, що описується як «стикове з'єднання з ортогональної жорсткістю». При розпакуванні цього опису виділяються три ключові конструктивні особливості та виробничі розробки, необхідні для їх реалізації: ортосетка, стикове з'єднання і технологія зварювання.

1.4.1 Ортосітка

Вимоги до міцності панелі частково задовольняються за рахунок повністю взаємозалежної ортогональної решітки жорсткості. Ця ортосітка усуває пікові навантаження, пов'язані з отворами для стрингерів, позбавляючи конструкцію від точок, в яких посилюється відшаровування. Ортосітка складається з безперервних поздовжніх стрингерів і шпангоутів, що складаються з двох окремих компонентів: переривчастих, але пов'язаних поздовжніх стрингерів лопатей і шпангоутів, приварених поверх них.

Компанія GKN Fokker спільно з концепцією програми TAPAS 2 розробила і запатентувала стикове з'єднання, яке забезпечує з'єднання ортосітки і ортосітки з обшивкою з використанням економічних коротковолоконних елементів, отриманих литтям під тиском, і плоских шаруватих матеріалів з безперервних волокон для стрингери і кришки (тут Т-образний стрінгер був замінений на L- образний стрінгер).

Таким чином, це нове покоління елементів жорсткості фюзеляжу, яке еволюціонувало за роки розробки ортосіток. Зокрема, компанія GKN Fokker застосувала свою запатентовану технологію стикового з'єднання до панелі Gulfstream (також до попередніх панелів TAPAS) (рисунок 1.6):

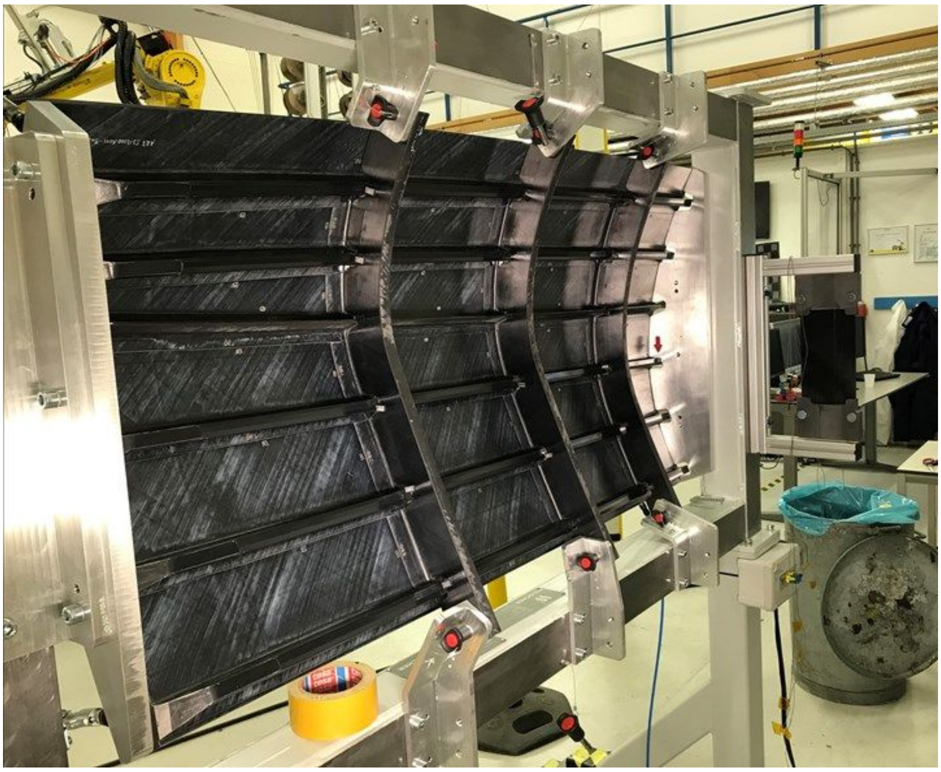


Рисунок 1.6 – Панель фюзеляжу з термопластичного матеріалу

Полотно і кришка компонентів Т- або L-стрінгерів, а також компоненти стрінгера з лопатями виготовляються із заготовок, вирізаних з допомогою гідрообразивного різання з плоского ламінату з вуглецевого волокна. З'єднувальні елементи (оболонка до полотна і полотно до ковпачку) виготовлені литтям під тиском, Р-образний наповнювач з коротковолокнистого вуглецевого матеріалу, смола, і тип вуглецевого волокна відповідають типу елементів сітки.

1.4.2 Вбудовані L- стрингери

Фюзеляж, розроблений компанією GKN Fokker з вуглецевого волокна розроблений і виготовлений для компанії Gulfstream, включає в себе вигнуті поздовжні L-образні стрингери зі злегка тупим кутом для від'єднання інструменту. Обшивка і ортосетка спільно консолідуються в інструменті Inar Internal Mold Line (IML). В інструменті є канавки, в які завантажуються компоненти ортосітки і блоки інструментів.

Потім сформована AFP оболонка поміщається на IML, і вся збірка упаковується в мішки і герметизується в автоклаві.

1.4.3 Автоматичне зварювання

Сприяючи економічної доцільності створення панелі фюзеляжу з термопластичного композиту, компанія GKN Fokker розробила і застосувала технологію роботизованого зварювання (рисунок 1.7):

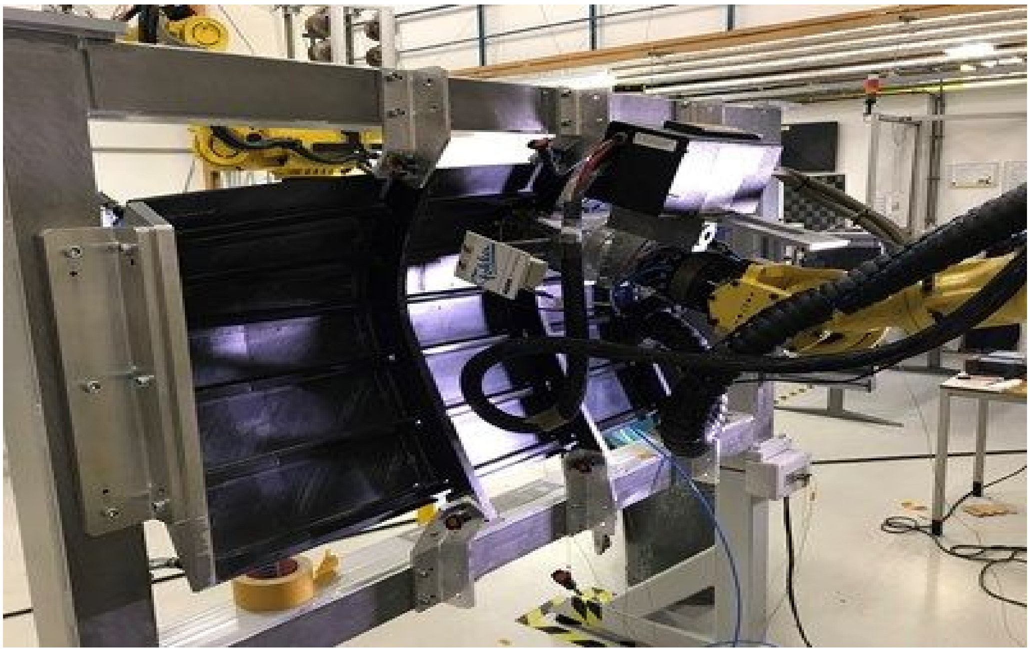


Рисунок 1.7– Автоматичне зварювання для з’єднання деталей з термопластів

Комбінація ортосітки і конструкції стикового з'єднання забезпечує з'єднання ортосітки і рами без застібок за допомогою зварювання. Кілька зварювальних технологій були розроблені членами команди TAPAS на етапі TAPAS2, включаючи технології індукційної, кондуктивной і ультразвукового зварювання. Панель Gulfstream використовувала провідну зварювання для з'єднання стінки рами з

поздовжнім стрингером лопаті. Це завдання виконується за допомогою зварювальної головки, встановленої на роботі - ще одна розробка, яка сприяє рентабельності виробництва.

Панель фюзеляжу з термопластичного матеріалу з елементами конструкції, привареними до поздовжніх балках готова для випробувань, оцінки і подальшого розвитку, оскільки компанії працюють над виробництвом фюзеляжів з термопластів.

Висновок до розділу

В ході виконання розділу, можна виділити наступні висновки:

1. Проаналізовано застосування композиційних матеріалів в конструкціях фюзеляжів.

2. Приведено концепцію виготовлення фюзеляжу з вуглепластику.

3.Аналіз використання термопластичних композиційних матеріалів в авіаційних конструкціях.

4. Роль технології TAPAS 2 в сучасному авіа будівництві.

РОЗДІЛ 2

АНАЛІЗ ТА ОЦІНКА ТЕХНОЛОГІЙ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ КОНСТРУКЦІЇ ФЮЗЕЛЯЖА

2.1 Роль надійності в життєвому циклі конструкції літака

Життєвий цикл цивільних літаків можна спростити, так як він складається з трьох етапів: проектування і розробка, виробництво, експлуатація. На етапі проектування і розробки визначаються проектні рішення для компонентів і систем, що задовольняють проектним вимогам (з різних аспектів). На етапі проектування і розробки виконується перевірка та валідація, щоб перевірити, чи дійсно проектні рішення відповідають вимогам. Потім починається етап виробництва цивільних літаків в великих масштабах. Нарешті, літаки передаються авіакомпаніям для цільових операцій, і починається етап експлуатації. Різні інженерні роботи, пов'язані з надійністю, виконуються на різних етапах життєвого циклу для забезпечення остаточного рівня надійності комерційних літаків. Етап проектування і розробки починається з визначення вимог до надійності. Потім методи аналізу надійності і проектування використовуються для визначення проектних рішень, що задовольняють вимогам надійності. Після того як проектне рішення вибрано, виконується перевірка та валідація, де використовуються тести і аналіз проекту, щоб перевірити, чи дійсно проектне рішення відповідає вимогам надійності. Після перевірки надійності проектного рішення воно може перейти до етапу виготовлення. На цьому етапі використовуються методи забезпечення якості, щоб гарантувати відсутність дефектів в виробничому процесі, щоб можна було зберегти надійність, притаманну проектного рішення. Нарешті, на етапі експлуатації діагностика і прогнозування несправностей, а також технічне обслуговування необхідні для забезпечення експлуатаційної надійності цивільних літаків.

2.2 Визначення вимог до надійності

Визначення вимог до надійності є першим і найбільш важливим завданням в процесі забезпечення надійності літаків. Під час процесу забезпечення надійності вимоги часто виражаються кількісними показниками надійності. Для вимірювання

впливу надійності на різні системні атрибути, включаючи доступність, надійність (у вузькому сенсі), ремонтопридатність, безпеку і довговічність, можна використовувати різні індекси надійності. Для визначення вимог до надійності необхідно визначити використовувані індекси надійності і визначити їх цільові значення. В таблиці 2.1 наведені показники надійності за індексами:

Таблиця 2.1. Індексні показники надійності

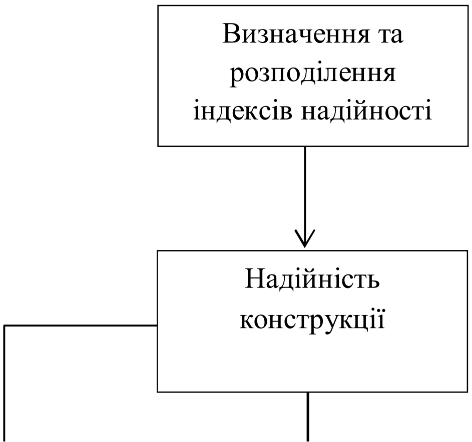
Клас	Індекс	CI	OI	Безпека	Актуальність	Економіка
Індекс безпеки	Ймовірність відмови		+	+		
	Частота подій		+	+	+	
Індекс надійності	Середня тривалість напрацювання на відмову		+		+	
	Середній час напрацювання на відмову або інтенсивність відмов	+			+	
	Інтенсивність відмов під час польоту		+	+	+	
Індект ремонтопригодності	Середній час експлуатації	+	+		+	+
	К-сть л-но/год на обслуговування		+			+
	Затрати на обслуговування					+
	Частота виявлення відмов	+				+
	Швидкість усунення відмов	+			+	+
	Частота хибних відмов					+
Індекс міцності	Час до першого ремонту	+	+			+
	Міжремонтний час		+			+
	Загальний час обслуговування літака		+			+
	Термін зберігання					+
CI- контрактний індекс			OI-операційний індекс			

У таблиці 2.1, індекси надійності поділяються на контрактний індекс (CI) і операційний індекс (OI). Індекс контрактної надійності вимірюють внутрішню надійність літака, яка визначається процесами проектування, розробки і виробництва літаків. На показники експлуатаційної надійності, навпаки, також впливають фактичні умови експлуатації, навколишнього середовища і технічного

обслуговування літака. Потім кріпильні елементи, що необхідні в контракті або книзі завдань, і ними можна керувати в процесах розробки і виробництв. Операційний індекс, з іншого боку, можуть не турбуватися в контракті, але використовуватися для вимірювання надійності всіх компонентів літака. На практиці індекси надійності впливають на вимоги до конструкції вищого рівня, тобто безпеки, пунктуальності і економічності: відповідність індексів надійності цим вимогам також наведено в таблиці 1. Серед показників надійності найбільш важливим і широко застосовуваним показником надійності, який в значній мірі впливає на економічні вигоди і задоволеність споживачів цивільних літаків, є надійність диспетчеризації, яка визначається як «відсоток запланованих рейсів, які вилітають без механічної затримки більше 15 хвилин, або скасування.

2.3 Методи забезпечення надійності

Як тільки вимоги до надійності визначені, застосовуються методи аналізу і забезпечення надійності, щоб рішення забезпечували виконання вимог до надійності. Алгоритм аналізу надійності і представлена на рисунку 2.1 :



Так Ні

Ні Так

Рисунок 2.1−Алгоритм аналізу надійності та проектування

Як показано на рисунку 2.1 вимоги до надійності на рівні системи (виражені в показниках надійності) повинні бути спочатку розподілені до рівня компонентів, перетворені в вимоги рівня компонентів з відповідними індексами. Зазвичай використовуються методи визначення і присвоєння індексів надійності, які представлені в таблиці 2.2:

Таблиця 2.2. Методи, що використовуються при забезпеченні надійності

Фаза процесу	Методи надійності
Визначення та виділення показника надійності	Розподілення вимог надійності конструкції
	Розгортання функції якості (QFD)
Моделювання та аналіз надійності	Аналіз фізики відмови (PoF)
	Методи прогнозування надійності
	Блок- схема надійності (RBD)
	Аналіз дерева відмов (FTA)

Перевірка дефектів	Режими відмови конструкції і аналіз наслідків (DFMEA)
	Режими відмови процесу і аналіз наслідків (PFMEA)
	Системи звітів про пошкодження, аналіза, і корегуючи дій (FRACAS)

Потім методи забезпечення надійності використовуються для розробки проектних рішень, які можуть задовольнити вимоги надійності. Після того як проектне рішення визначено, розробляються відповідні моделі надійності і проводиться відповідний аналіз для оцінки надійності проектного рішення. Якщо оцінена надійність не відповідає вимогам надійності, процедури розрахунку надійності і аналізу повторюються знову, поки не буде знайдено проектне рішення, що відповідає вимогам надійності. Нарешті, проводяться випробування і аналіз, щоб перевірити, чи є які не будь дефекти конструкції, які в повному обсязі враховані в вихідному забезпеченні надійності і моделюванні. Такий аналіз надійності і процедура забезпечення широко застосовується в цивільної авіації. Наприклад, провідні виробники в авіації, такі як Boeing і Airbus, взяли таку процедуру і, зокрема, використовують інструменти оцінки безпеки повітряних суден, для допомоги в забезпеченні і аналізі надійності, режиму відмов, аналіз наслідків і критичний аналіз (FMECA), діаграму залежностей (DD), марковский аналіз (MA), зведення режимів і наслідків відмов (FMES) і аналіз загальних причин (CCA).

2.4 Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу фюзеляжу літака

Забезпечення безпеки польотів і ресурсу конструкцій авіаційної техніки є однією з актуальних проблем створення літальних апаратів. Задані статична міцність, ресурс і надійність авіаційної техніки закладаються при проектуванні та

конструюванні, забезпечуються в процесі виробництва та досягаються під час експлуатації.

Проектування сучасної авіаційної техніки за принципом припустимості пошкоджень є комплексною науково-технічною проблемою, яка вирішується на основі інтеграції наукових досліджень фахівців авіаційної промисловості і наукових центрів. Головними чинниками, які призводять до порушення характеристик працездатності або відмов деталей, вузлів і агрегатів авіаційної техніки, є: втома, корозія, знос, фретинг- корозія, людський чинник. Ці чинники значною мірою залежать від стану поверхні, її фізичних і хімічних властивостей. Керуючи властивостями поверхні, вдається поліпшити втомні, трибо технічні та корозійні характеристики авіаційних конструкцій. Руйнування конструктивних елементів від втоми є результатом дії циклічних, динамічних навантажень і додаткових чинників (конструктивних, експлуатаційних, виробничих, навколишнього середовища, якості матеріалу, покриттів, технологічності виробництва, контролю стану конструкції впродовж забезпечення її життєвого циклу).

Досвід експлуатації авіаційної техніки показує, що повністю виключити корозію авіаційних матеріалів неможливо. Виходячи з характерних типів корозійного пошкодження і місця розташування конкретного конструктивного елемента при проектуванні вибирають матеріал конструкції, схему його покриття, вибір конструктивного рішення з урахуванням корозійної поведінки, терміни виконання періодичних оглядів і регламентних робіт.

Безпечна експлуатація за умов міцності реалізується на основі принципу припустимості пошкоджень. Припустимість пошкоджень передбачає гарантію безпеки конструкції шляхом встановлення термінів її огляду в експлуатації для виявлення можливих пошкоджень і ремонту або заміни пошкоджених елементів перш ніж дефекти та пошкодження досягнуть критичних розмірів і призведуть до руйнування конструкції. При виборі конструкційних матеріалів для забезпечення ресурсу необхідно враховувати їх статичну міцність, пластичність, опір втомі, статичну та циклічну тріщиностійкість, корозійну стійкість, опір корозійному

розтріскуванню під напруженням, корозійно-механічну втому, зносостійкість, опір фретинг- втомі.

Згідно з авіаційними правилами оцінювання міцності, рівня проектування й якості виробництва необхідно показати, що аварійної або катастрофічної ситуації через втому, корозію, дефекти виробництва або випадкове пошкодження можна уникнути протягом всього часу експлуатації авіаційної техніки. Ця оцінка має бути проведена для основних силових елементів (Principal structural element, PSE), які сприймають значну частину навантажень в польоті та на землі або навантажень надлишкового тиску, руйнування яких може призвести до аварійної або катастрофічної ситуації. До таких елементів належать деталі крила, оперення, поверхні керування та їх системи, фюзеляжу, кріплення двигуна, шасі та їх основні вузли кріплення. При проведенні оцінювання мають бути використані відповідні запаси (коефіцієнти надійності).

Кожен аналіз має ґрунтуватись на такому:

1. Типовому спектрі навантажень, температурах і вологостях, очікуваних у експлуатації;

2. Переліку основних силових елементів і окремих вузлів конструкції (та їх критичних місць), руйнування яких може призвести до аварійної або катастрофічної ситуації;

3. Результатах випробувань, як правило, натурних, і розрахунках основних силових елементів конструкції і окремих вузлів;

4. Даних експлуатації літаків аналогічних типів.

Вся силова конструкція літака має відповідати вимогам припустимості пошкоджень. Винятком можуть стати ті частини (елементи, деталі) конструкції, де вимоги припустимості пошкоджень практично нездійснимі. Наприклад, деталі шасі. Для місць конструкції, критичних за умовами втомної міцності, на стадії проектування має передбачатися забезпечення опору втомі з урахуванням значень проектного ресурсу. Рекомендується забезпечувати інтервал до першого огляду за умовами опору втоми не меншим, ніж 50% проектного ресурсу. Для цього належить звертати увагу на вибір відповідного матеріалу, загальну напруженість конструкції,

максимально можливе зниження концентрації напруження, а також на максимальне підвищення опору втомі на основі використання відповідних конструктивно-технологічних заходів. Технологічні процеси виготовлення елементів конструкції літака і їх складання мають бути такими, щоб забезпечувалася стабільність характеристик, що впливають на працездатність і опір втомі у межах встановлених ресурсів в очікуваних умовах експлуатації.

Ефективність заходів перевіряється лабораторними випробуваннями окремих конструктивних елементів (вузлів, стиків, панелей, відсіків та ін.). Для критичних за умовами корозійної міцності місць конструкції, що встановлюються на основі наявного досвіду, при проектуванні має бути передбачений ефективний антикорозійний захист. Одночасно слід звернути увагу на вибір відповідного конструкційного матеріалу, врахувати його чутливість до корозії під напруженням і до інших видів корозії, а також розглянути ступінь агресивності навколишнього середовища. Особливу увагу

слід звернути на поверхні стикуючих елементів, що допускають взаємне переміщення в процесі навантаження, а також на ті елементи конструкції, в яких можливе виникнення корозії під напруженням, де необхідно передбачити заходи, що забезпечують відсутність значних внутрішніх залишкових напружень (монтажних, зварювальних, технологічних та ін.).

За результатами робіт має бути проведено відповідний аналіз і обґрунтовано спроможність і умови (заходи) відпрацювання літаком проектного ресурсу. Слід розробити й обґрунтувати процедуру (систему) забезпечення та підтримки безпеки конструкції за умовами міцності при тривалій експлуатації на основі урахування й аналізу результатів досліджень, випробувань і накопичуваного досвіду експлуатації літаків даного типу. Як така процедура для вітчизняних літаків, котрі експлуатуються у зарубіжних країнах, рекомендується використовувати вказівки п. 7 МОСу з приводу поетапного встановлення та збільшення призначених ресурсів (термінів служби). В інших випадках, наприклад при продажу вітчизняних літаків за рубіж або експлуатації зарубіжних літаків, можуть бути розроблені інші процедури, що забезпечують еквівалентну безпеку, у тому числі і з урахуванням досвіду

світової авіаційної спільноти. Проектування, виробництво, випробування і експлуатація високо ресурсної авіаційної техніки за принципом безпечної пошкоджуваності потребують зусиль багатьох учених та інженерів, що володіють методологією інтегрованого проектування, виробництва та інженерного аналізу за допомогою систем CAD/CAM/CAE/PLM.

2.5 Метод забезпечення статичної міцності

Експлуатаційні й розрахункові навантаження визначені запропонованим способом для всього діапазону розрахункових швидкостей і висот польоту, перевантажень, ваг і центрувань літака, ваги палива, ваги вантажу й різних можливих в експлуатації комбінацій їх розподілу, з урахуванням:

– динамічного навантаження й пружних характеристик конструкції літака при польоті в неспокійному повітрі й при посадці;

– динамічного навантаження конструкції системи керування при поривах вітру на землі;

–відмов і несправностей систем, що безпосередньо впливають на характеристики міцності.

Застосовують надійні методи визначення інтенсивності й розподілу навантажень і їх зрівноважування в польотних і наземних випадках навантаження з урахуванням впливу пружних деформацій конструкції. Для визначення аеродинамічних навантажень, що діють у розрахункових випадках навантаження, використовують результати випробувань моделей літаків що представлені на рисунку 2.2:

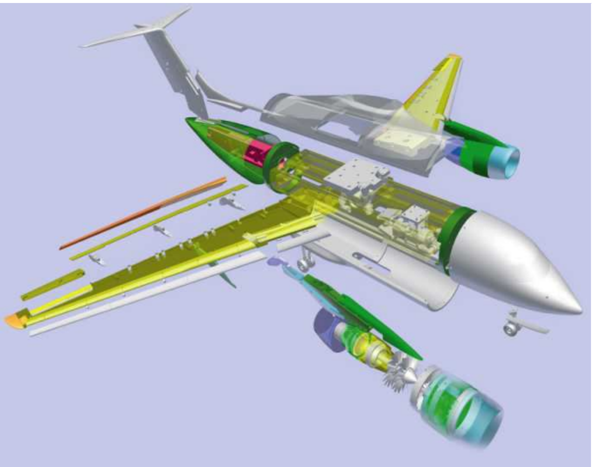
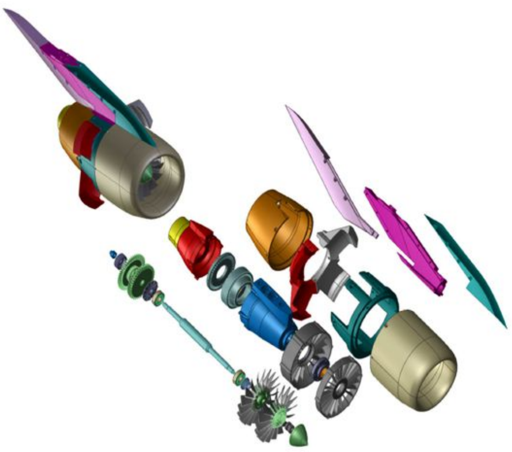
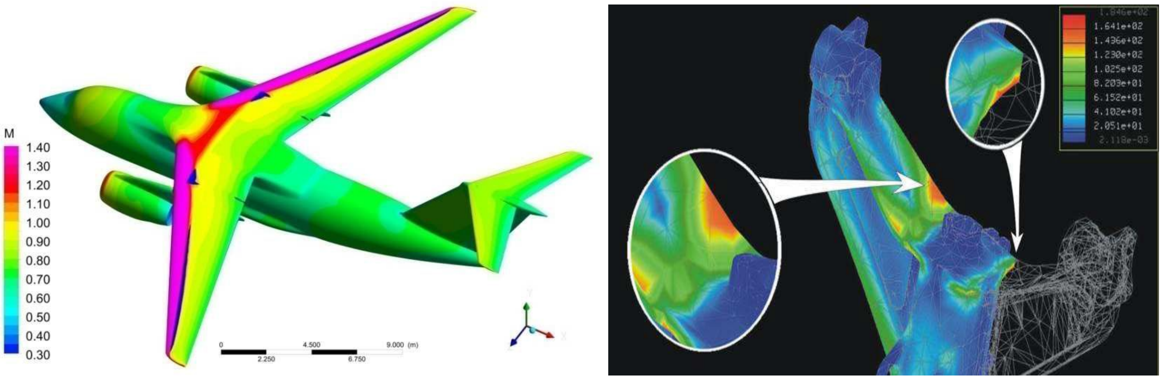



Рисунок 2.2– Дослідження моделі планера у аеродинамічних трубах

Для визначення характеристик міцності конструкцій з полімерних композиційних матеріалів на етапі проектування використовують базові розрахункові значення матеріалів а також враховані технологічні особливості виготовлення конструкцій, деградація властивостей матеріалів при тривалому впливі кліматичних чинників і можливість виникнення локальних ушкоджень від механічних впливів шляхом уведення спеціальних коефіцієнтів зниження розрахункових значень. Розрахунок міцності конструкцій із полімерно композиційних матеріалів (ПКМ) проводять із застосуванням надійних методів розрахункового моделювання, типу NASTRAN і перевіряють надійність при статичних випробуваннях конструкції із проведення тензометрії (рисунок 2.3):



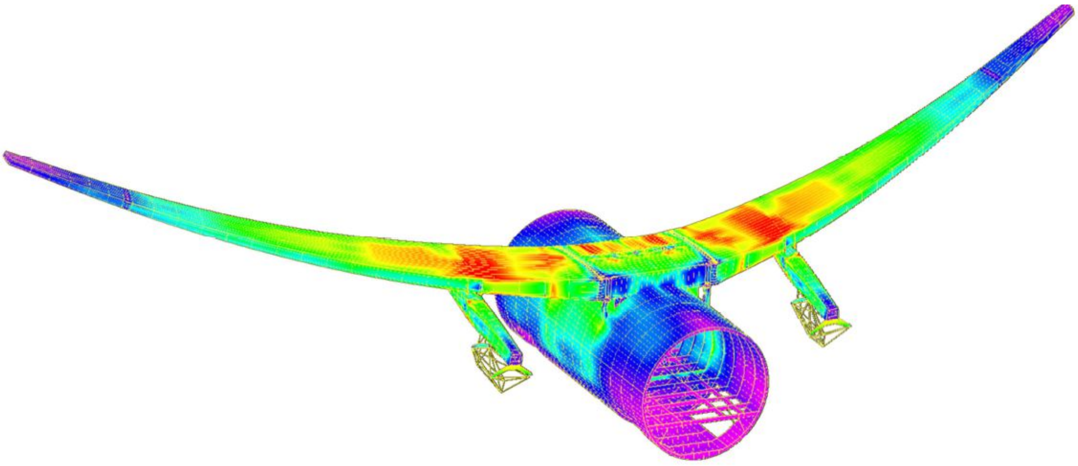


Рисунок 2.3– Геометричний метод проектування та розрахунку

Програма містить параметри навантаження конструкції експлуатаційними навантаженнями аж до розрахункових протягом не менше 3 секунд із проведенням необхідних перевірок відповідно до вимог. Програма статичних моделювань випробувань виконує перевірку та аналіз всіх факторів, що впливають на надійність конструкції під час експлуатації.

Для остаточного отримання результатів моделювання планера літака, для підтвердження статичної міцності конструкції, були виконані такі розрахункові роботи:

–скінченно-елементний розрахунок на міцність агрегата планера літака на максимальні експлуатаційні навантаження 67% розрахункових випадків, реалізованих у ході статичних випробувань літака з виконанням тензометрії;

– порівняння отриманих при статичних випробуваннях результатів тензометрії елементів конструкції планера літака з відповідними результатами скінченно-елементного розрахунку на міцність.

2.6 Процедура визначення значень коефіцієнтів надійності

Як відомо, однією з найважливіших ресурсних характеристик конструкції фюзеляжу, яка визначається на етапі робочого проектування, є розрахунковий безпечний ресурс. Оцінка розрахункового безпечного ресурсу елемента проводиться співвідношенням:

$$T_{бр} = \frac{N}{\eta} \tag{2.1}$$

де: N - розрахункова втомна довговічність елемента;

η - коефіцієнт надійності.

Слід зазначити, що в даний час при проектуванні сучасних літаків з великими проектними ресурсами вимоги до точності і надійності оцінок розрахункового безпечного ресурсу значно зросли. У зв'язку з цим значно зросли вимоги до точності застосовуваних методів розрахунку втомної довговічності елементів авіаконструкцій. Значно зросла і роль критеріїв вибору коефіцієнтів надійності для виконання подібних оцінок.

Основні етапи процедури виглядає наступним чином:

1. Допустима напрацювання в експлуатації, відповідна характеристикам опору втоми, отриманим, як правило, за результатами представницьких лабораторних випробувань розглянутої конструкції, визначається діленням на сумарний коефіцієнт надійності h середнього напрацювання розглянутого критичного місця.

2.Величина сумарного коефіцієнта надійності η визначається як $\eta = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \eta_3 \cdot \eta_4$. Числові значення коефіцієнтів, що входять в цей твір, приймаються в відповідності з наведеними нижче вказівками.

3. Величина коефіцієнта η_1, що враховує рівень відповідності структури програми випробувань на опір втоми характеру реальних навантажень в експлуатації в залежності від ступеня їх близькості при відповідному обгрунтуванні, приймається в діапазоні $1 < \eta_1 < 1.5$.

4. Величина коефіцієнта η2, що враховує ступінь небезпеки і контрольованості руйнування, приймається рівною:

– $\eta_2 = 1.0$, якщо випробуванням або розрахунком показано, що втомні пошкодження резервованих конструктивних елементів, що знаходяться в умовах багатоколійного навантаження, буде свідомо виявлено при післяполітних оглядах або при проведенні регламентів технічного обслуговування найменшою періодичності;

– η_2 = 1.2, якщо таке пошкодження не може бути свідомо виявлено при після польотних оглядах і (або) при проведенні регламентів технічного обслуговування найменшою периодичності;

– η_2 = 1.5, якщо втомне пошкодження виникає в особливо відповідальному елементі;

5. Коефіцієнт η_3 враховує відмінності від типових (середніх) умов навантаженості відслушних груп і / або примірників літаків у зв'язку з особливостями їх експлуатації, геогра фическими умовами, довжиною трас і т.п.. Величину коефіцієнта η3 слід виділяти за результатами спеціального аналізу впливу можливих варіацій умов експлуатації на навантаженість конкретних критичних місць конструкції. Якщо такий аналіз не проведений, величина коефіцієнта η3 приймається рівною:

– η_3 = 1.0, якщо в якості типових прийняті свідомо найбільш важкі умови експлуатації або в експлуатації здійснюється надійний індивідуальний (по екземплярний) облік навантаженості методами і засобами, об'єктивно враховують всі значущі особливості експлуатації літака даного типу;

– η_3 = 1.5 при використанні надійних експериментальних даних для визначення навантаженим, відповідної типовим (середнім) умов експлуатації;

–η_3=2.0, якщо надійність експериментального визначення навантаженості обгрунтована недостатньо, або якщо використовуються матеріали, отримані на основі прийнятного розрахункового методу.

6. Величина коефіцієнта η_4, що враховує розкид характеристик опору втоми, приймається в залежності від визначених ресурсних характеристик (безпечний ресурс, момент першого огляду, інтервал між оглядами) і від числа випробуваних ідентичних конструкцій.

При визначенні безпечного ресурсу і моменту першого огляду для конструкцій з алюмінієвих сплавів використовуються типові характеристики розсіювання (середнє квадратичне відхилення логарифма довговічності 0,15).

2.7 Принцип безпечного пошкодження фюзеляжу

Безпека польотів повітряних суден безпосередньо пов'язана з довговічністю конструкцій. Конструкцію називають безпечної в експлуатації, якщо потрібні мінімальні перевірка і ремонт при задовільному виконанні основних функцій. Задовільне виконання означає незначну ймовірність руйнування конструкції для літаків цивільної авіації або прийнятно низьку ймовірність руйнування для військових літаків. Безпека пасажирів і екіпажу літаків цивільної авіації має першорядне значення. Методики розрахунку конструкцій, надійних в експлуатації, розроблені головним чином для літаків цивільної авіації.

Сучасний літак має конструкцію полумонококового типу, що складається з тонкостінних листів, підкріплених балками (фермами) і стрінгерами для запобігання втрати стійкості. Зовнішня обшивка або стінка утворює аеродинамічний контур агрегату - фюзеляжу, крила, стабілізатора. Елементи твердості кріпляться до внутрішньої поверхні обшивки і сприймають зосереджені навантаження. Ця конструкція протягом багатьох років служила основним об'єктом аеродинамічних досліджень і суттєво відрізняє апарати від звичайних будівельних конструкцій (рисунок 2.3):

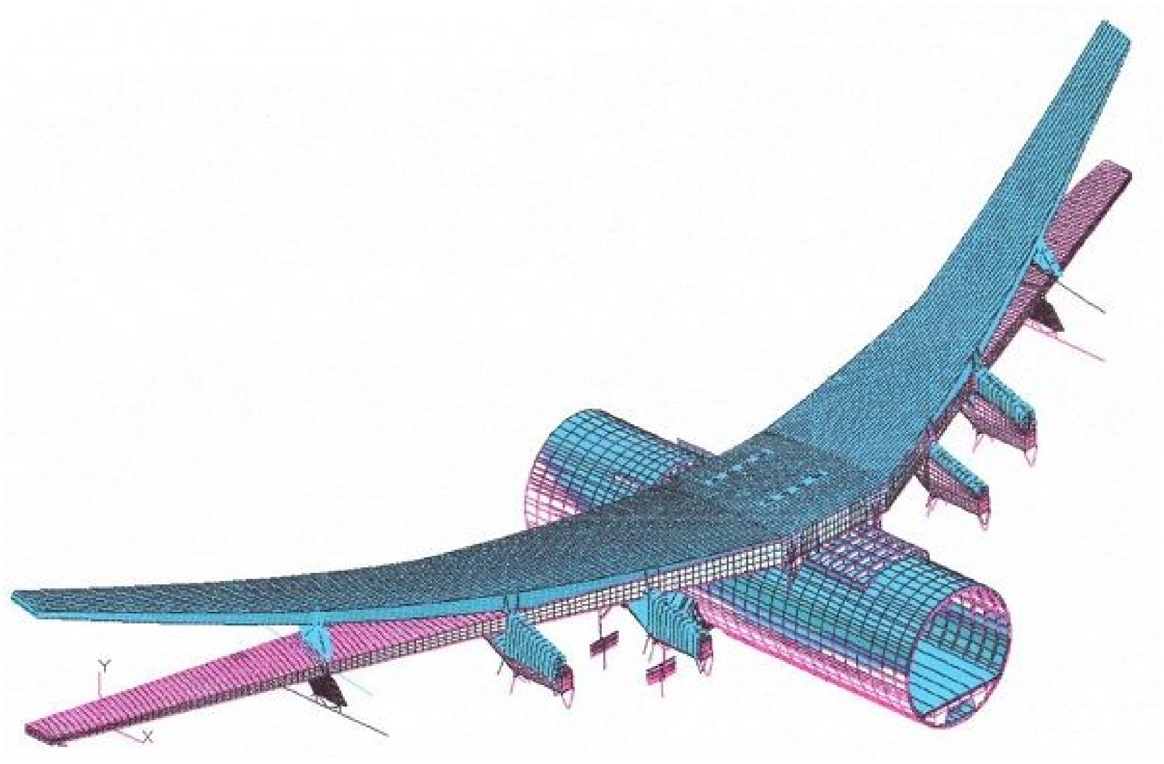


Рисунок 2.3– 3D модель основних частин планера літака

Необхідний термін служби літака цивільної авіації визначають виходячи з всебічних економічних міркувань. Він становить 10-15 років. Конструктор насамперед намагається забезпечити більш тривалу експлуатацію літака без утворення тріщин. Для цього він застосовує розроблену методику розрахунку, за допомогою якої зводить до мінімуму концентрацію напружень і намагається утримати напруги на можливо низькому рівні, виходячи з вимог, що пред'являються до льотних характеристик. Для деталей, які важко ремонтувати або замінювати, конструктор може спробувати забезпечити необхідну довговічність без утворення тріщин, рівну терміну служби літака. Для багатьох конструкцій це нездійсненно. Крім того, існує ризик пошкодження конструкцій обслуговуючим транспортом, каменем на злітній смузі і руйнуються деталями пропелера або двигуна. Конструктор повинен звести до мінімуму втрати міцності в результаті виникнення втомних тріщин або пошкоджень при експлуатації літака. Це завдання він вирішує таким чином:

1. Підбирає матеріали і визначає розміри деталей для забезпечення відповідної міцності конструкцій при наявності тріщин;

2. Застосовує елементи надійності (доріжки змінних навантажень і пробки, що перешкоджають розвитку тріщин);

3. Вибирає матеріали, що володіють низькою швидкістю розвитку втомних тріщин.

Один з сучасних засобів підвищення надійності конструкцій при одночасному збільшенні ресурсу, зниження матеріаломісткості і поліпшення економічної ефективності - проектування і визначення тривалості експлуатації за принципом безпечного ушкодження. При цьому враховується наявність в елементах конструкцій початкових металургійних і технологічних дефектів і освіту в них тріщин у міру накопичення експлуатаційних пошкоджень.

Розробка і впровадження принципу безпечного ушкодження Можливі тільки при застосуванні методів механіки руйнування. Визначення напружено-деформованого стану елементів конструкцій, що містять дефекти типу тріщин, є Найбільш відповідальним і складним етапом розрахунку на міцність. Відповідно до

загальноприйнятими уявленнями напружено-деформований стан тіла з тріщиною повністю характеризується величинами коефіцієнта інтенсивності напружень. На їх попереднього визначенні засновані практично всі відомі в даний час критерії тендітної і квазі- тендітної руйнування, а також залежності, що описують зростання втомних тріщин.

Поняття «безпечних ушкоджень» відноситься до конструкції, спроектованої таким чином, аби максимально зменшити можливість виходу літака з ладу через поширення виявлених дефектів, тріщин або інших подібних ушкоджень. При виробництві конструкцій, в яких допускаються будь-які пошкодження, доводиться вирішувати дві основні проблеми. Ці проблеми полягають в забезпеченні контрольованого безпечного зростання дефектів, тобто безпечної експлуатації з тріщинами, і в примусово стримування пошкоджуваності, внаслідок чого Повинні бути забезпечені або залишкова довговічність, або залишкова міцність. Крім того, розрахунок допустимих пошкоджень не виключає необхідності ретельного аналізу і розрахунку втоми.

Основне положення, на якому базується концепція безпечного ушкодження, полягає в тому, що дефекти завжди існують, навіть в нових конструкціях, і що вони можуть залишатися невиявленими. Таким чином, перша умова допустимості дефекту є умова того, що будь-який елемент конструкції, включаючи всі додаткові ланки для передачі навантаження, повинен допускати безпечну експлуатацію при наявності тріщин.

Контроль безпечного зростання дефектів. Виникнення втомних тріщин можна уникнути шляхом створення такої конструкції, у всіх точках якої напруги перебували б нижче певного рівня. Однак зниження рівня напружень призводить до збільшення ваги конструкцій. Крім того, тріщини можуть виник Не тільки від втоми, але і з інших причин, наприклад, внаслідок випадкового пошкодження, отриманого при експлуатації, або через дефекти матеріалу. Тому в реальному конструюванні допускають наявність деяких кількості невеликих тріщин в конструкції в момент випуску з заводу. Великі з цих тріщин можуть розвинутися в процесі експлуатації.

Найважливішим елементом принципу безпечної пошкоджуваності стає період часу, протягом якого може бути виявлена тріщина. В силу різних випадковостей ймовірність виявлення тріщини при огляді нестабільно. Іноді виявляються ледь Видимі тріщини в Найбільш віддалених зонах конструкції і в той же час можуть бути пропущені вельми великі тріщини в інших місцях. Так, відомий випадок, коли була пропущена при огляді Boeing-747 тріщина довжиною 1800 мм під зализь в герметичній кабіні повітряного судна.

Тому для конструктивних елементів, що визначають несучу здатність планера, повинна бути складена програма контролю руйнування. Важливим елементом програми контролю руйнування є розробка методів перевірки. Для кожного елемента повинні бути розроблені та запропоновані відповідні способи перевірки. Для окремих частин елементів може знадобитися застосування неруйнівних методів контролю різної чутливості. Терміни перевірки встановлюються на підставі аналізу наявної інформації в зростає тріщини з урахуванням заданого початкового розміру дефекту і розміру виявляється дефекту, який залежить від чутливості застосовуваного методу дефектоскопії. Терміни перевірки повинні встановлюватися Виходячи з того, щоб за умови забезпечення необхідного коефіцієнта безпеки невиявлені дефект не досяг критичного розміру в наступної перевірки. Зазвичай проміжки часу між черговим перевірки призначаються так, щоб до досягнення будь-тріщиною критичного розміру пройшло дві перевірки.

Принцип безпечної пошкоджуваності конструкції повітряних суден зумовив необхідність більш широкого застосування методів не руйнівного контролю технічного стану всіх функціональних систем. Можливості різних методів неруйнівного контролю для виявлення втомних тріщин. Методи неруйнівного контролю постійно удосконалюються втома, корозія і тріщина-стійкість. У практиці експлуатації повітряного судна (ПС) відомі численні випадки руйнування деталей елементів і вузлів від втоми матеріалу. Таке руйнування є результатом дії змінних або повторних навантажень. Причому для втомних руйнувань потрібна значно менша максимальне навантаження, ніж при статичному руйнуванні. У польоті і при русі по землі багато деталей і елементи конструкції ПС піддаються дії змінних

навантажень і, хоча Номінальні напруги часто ряду, концентрація напруги, яка, як правило, не знижує статичну міцність, може призводить до втомного руйнування. Це підтверджується практикою експлуатації не тільки ПС, а й наземних машин. Дійсно, майже завжди можна спостерігати втомні руйнування і дуже рідко - руйнування від статичних навантажень.

Як відомо, статичне руйнування визначається, в основному, ймовірністю виникнення в польоті великого навантаження, наприклад, від повітряного пориву, в результаті якого на ПС буде діяти навантаження, що перевищує межу статичної міцності конструкції, тобто можливість статичного руйнування - це по суті питання ймовірності появи великого навантаження. Втомне руйнування при даних припущеннях - результат додатка достатнього числа циклів навантаження або достатнього числа польотів ПС на певну відстань.

Головна відмінність між втомним і статичним навантаженням полягає в наступному:

1. Основним фактором втомної міцності при даному розподілі навантажень, навіть з урахуванням розкиду даних, є число змін навантажень або термін експлуатації; для статичної міцності і руйнування - діюча навантаження;

2. Характер імовірнісного підходу до втомленого навантаження значно відрізняється від характеру імовірнісного підходу до статичного навантаження - для конкретних умов експлуатації ймовірність впливу одинарної великого навантаження на ВС, наприклад, від повітряного пориву, що перевищує статичну руйнує, не залежить від часу експлуатації. Це може статися на початку і в кінці терміну служби. Імовірність же втомного руйнування змінюється в процесі експлуатації, значно зростаючи до кінця терміну служби. При цьому конструктори і вчені вважають, що призначений ресурс або граничний термін служби і відповідний рівень ймовірності повинні бути такими, щоб частота повторюваності руйнування мала досить мале значення, яке, якщо це можливо, було б загальноприйнятим. Таким значенням ймовірності є 10 9, що і прийнято за основу провідними зарубіжними і вітчизняними авіаційними підприємствами.

Авіаційні фахівці вважають, що корозія, як і утомлюючі пошкодження, в тій же мірі визначає термін служби авіаційної конструкції. Часто джерела корозії - пошкодження конструкції при завантаженні ВС на землі і подряпини обшивки. Відомо, що корозійні пошкодження конструкції цілком залежать від умов експлуатації ПС і якості технічного обслуговування.

В інструкціях, перш за все, звертається увага на корозію основних силових елементів конструкції. Встановлено, що корозія в більшій мірі викликається внутрішніми, ніж зовнішніми факторами. Так, причина корозії - рідини, пролиті в зоні буфета (особливо фруктові соки) і туалетів. Зони конструкції фюзеляжу, найбільш схильні до корозії і втомним тріщинах (заштриховані). Найменш небезпечна в втомному щодо загальна (рівномірна) корозія. Але в реальних умовах експлуатації рівномірна корозія в чистому вигляді зустрічається рідко і зазвичай доповнюється виразковим ураженням. Вплив такої корозії на опір втоми. Вірогідно, що в залежності від площі і глибини корозійного ураження, втомлююча довговічність сплаву Д16Т істотно знижується. При цьому площа корозійного ураження зменшує опір втоми в меншій мірі, ніж діаметр і глибина корозійних виразок.

При експлуатації процеси накопичення втомних і корозійних пошкоджень чергуються з частковим накладенням один на одного. Зазвичай вважається, що корозійні поразки розвиваються на стоянках, а втомні - в польотах. Корозійні пошкодження є концентраторами напружень.

Положення та підходи, що застосовуються в обгрунтуванні ресурсів в межах 103л/г протягом 20-25 років експлуатації, обумовлюють необхідність використовувати при забезпеченні безпеки польотів на сучасному етапі поряд з принципом «безпечного ресурсу» також прогресивний принцип «безпечного ушкодження». Цей принцип допускає втомні пошкодження на елементах конструкції протягом інтервалу часу між двома послідовними оглядами за умов, що цей інтервал не надто великий, пошкодження не досягає свого граничного стану і не призведе до руйнування конструкції в цілому.

Отже, критерій міцності літака, який стверджує неприпустимість утворення тріщин, є помилковим для конструкції в цілому, оскільки в умовах тривалої експлуатації літаків практично неможливо уникнути втомних тріщин в окремих її елементах. Необхідно вчасно виявити тріщини і не допустити їх подальшого розвитку за гранично допустимі розміри.

Таким чином, міцнісний ресурс повітряного судна слід визначати на основі критерію міцності, що враховує інтенсивність зародження і розвитку тріщин для конструкції в цілому і в елементах, які не призводять до катастрофічного результату. Існує концепція, за якою вважається, що протягом 30 хв·101 л/г повинна забезпечуватися безпека, а далі до 60·103 л/г - експлуатація забезпечується за рахунок властивості живучості конструкцій.

Нагадаємо, що під живучістю ПС або його функціональних систем розуміється властивість, що забезпечує нормальне виконання заданих функцій в польоті (або польотах) з окремими несправностями або ушкодженнями їх елементів або вузлів. Вона забезпечується наявністю резерву, специфічними конструктивними рішеннями, що сприяють досить повільного розвитку пошкодження і достатньої міцності при наявності несправності, легко доступністю для виявлення пошкодження і об'єктивним контролем, якщо це можливо. Досвід показує, що в процесі тривалої експлуатації знос вузлів, втомні і корозійні пошкодження є найбільш масовими несправностями. Втомні тріщини призводять до зменшення міцності конструкції і визначають її міцнісну надійність. Тому при проектуванні необхідно передбачити дотримання наступних умов: розвиток і поширення тріщини в елементах конструкцій має бути настільки повільним, щоб залишкова статична міцність при розвитку тріщин до розмірів її візуального виявлення була достатня для безвідмовної експлуатації ПС без обмежень.

Як і безвідмовність, довговічність закладається при проектуванні ПС, забезпечується на виробництві та підтримується в процесі експлуатації. Для авіаційної техніки (АТ) довговічність визначається з умови безпеки польоту і доцільності її подальшого застосування Виходячи з порівняльної ефективності і

можливості заміни більш досконалими зразками. При проектуванні виробів АТ враховують можливі навантаження під час експлуатації, режими роботи; вибирають Відповідний матеріал для деталей, методи технологічної обробки. Для елементів, що працюють в умовах тертя, підбирають матеріали, найбільш зносостійкі в передбачуваних умовах роботи, і т. д. Все це дозволяє конструкторам не тільки створювати працездатний конструкції, але і проводить відповідні розрахунки і забезпечувати необхідні норми довговічності проектованої конструкції. Довговічність як властивість конструкції залежить від численних факторів, які можна розділити на міцність, експлуатаційні та організаційні.

Характеристики міцності включають в себе конструкторські, виробничі, технологічні, навантажувальні і температурні фактори. Серед них: концентратори напруги в елементах конструкції і залишкові напруги, що виникають при недосконалою технології і за рахунок пластичних деформацій при складанні вузлів і ремонті; властивості матеріалів і їх зміна під час експлуатації, в тому числі початкова статична міцність; межа втоми; коефіцієнт інтенсивності напружень для руйнувань типу відриву і зсуву.

Фахівці вважають що, використовуючи сучасні досягнення науки, техніки і технології, можна забезпечити довговічність частин конструкції магістральних літаків до 40·103 л/г. Без появи тріщин літак може наліт 30·103 л/г. Якщо прийняти, що економічно вигідний ресурс (або тривалість експлуатації) становить 60·103 л/г, то гарантовано можна забезпечити приблизно половину цього терміну, а іншу половину ПС будемо експлуатувати з допустимими ушкодженнями деталей і агрегатів і їх заміною при ремонтах.

Висновок до розділу 2

В ході виконання розділу, виділено наступні висновки:

1. Визначено роль надійності в життєвому циклі літака.

2. Виділені вимоги до надійності літака.

3. Досліджено методи забезпечення надійності.

4.Запропоновано конструктивно- технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу фюзеляжу літака.

5. З модельовано метод забезпечення статичної міцності дослідним шляхом.

6. Описано принцип безпечного пошкодження конструкції фюзеляжу.

РОЗДІЛ 3

МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ, ПРОГНОЗУВАННЯ ТА ОЦІНКИ ПАРАМЕТРІВ НАДІЙНОСТІ КОНСТРУКЦІЇ ФЮЗЕЛЯЖУ

3.1 Дослідження ударостійкості фюзеляжу літака

Ударостійкість - це здатність конструкції літака і його внутрішніх систем сприймати навантаження не змінюючи свої конфігурації та параметри. Це вважається настільки ж важливим, як міцність та втома при проектуванні конструкції, особливо для цивільного літака.

Хоча дослідження ударостійкості легких літаків або вертольотів є цінними довідковими матеріалами, фюзеляж цивільного або транспортного літака має свої конструктивні особливості. Під підлогою кабіни є відносно великий простір, який можна спроектувати для розсіювання енергії удару. Рама може вносити значний вклад в загальне поглинання енергії. Шляхом дослідження характеристик секції фюзеляжу під час удару і оптимізації фюзеляжу літального апарату можна контролювати його режим деформації і розсіювати енергію удару, щоб знизити пікове прискорення при збереженні структурної цілісності.

Конструкція фюзеляжу служить захисною оболонкою для пасажирів в цивільних літаках, та збереження цілісності вантажу для транспортних літаків. Крім того, велика деформація конструкції фюзеляжу, в свою чергу, може привести до деформацій внутрішніх елементів літака, та .

Людське тіло має межу терпимості до високого прискорення. Отже, щоб захистити пасажирів від травм, та зберегти цілісність вантажу, конструкція повинна бути здатною перетворювати велику частину вхідної кінетичної енергії в не пружну енергію за допомогою пластичної деформації або інших механізмів дисипації. Тим часом пікова сила реакції повинна бути нижче порогового значення під час процесу великих деформації конструкції, а також зміщення повинно бути досить тривалим.

Виходячи з цих міркувань, в даному дослідженні розглядається ударостійкість секції фюзеляжу літака, що відображає показник надійності всієї конструкції фюзеляжу. Вивчаються характеристики загальної та локальної деформації,

поглинання енергії удару і пікового прискорення під час зіткнення, а також визначається роль кожного компонента в процесі розсіювання енергії. Також оцінюється вплив геометричних параметрів. На основі цього розуміння і будується представлений підхід до підвищення удароміцності секції фюзеляжу.

3.1.1 Режим розгону та деформації

На рисунку 3.1 показано прискорення в положенні пасажирських сидінь під час удару:

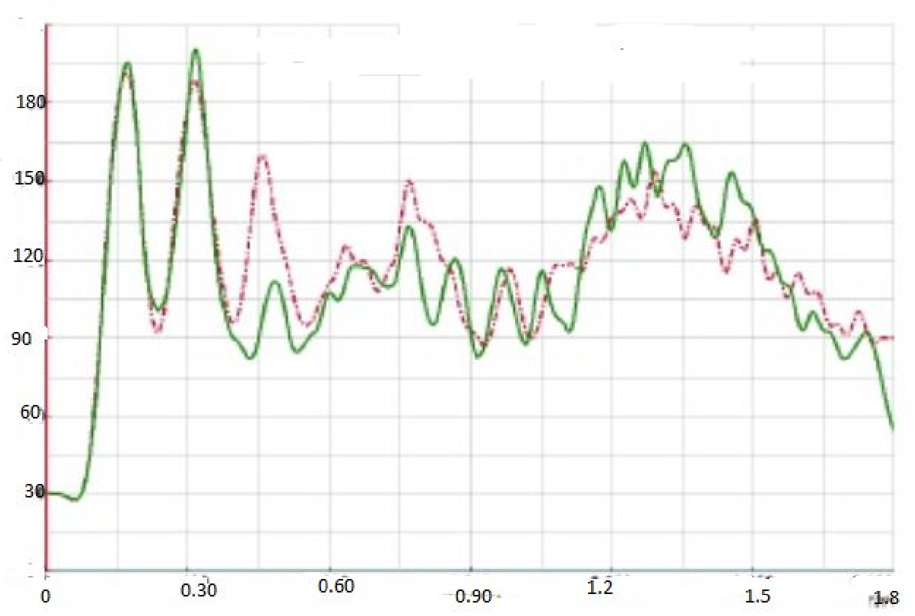


Рисунок 3.1– Графік прискорення центральних вузлів сидінь

З огляду на те, що велика деформація в основному відбувається під підлогою в фюзеляжі, нижня частина секції фюзеляжу, як показано на рисунку 3.2 збільшена, щоб чітко бачити деформацію:

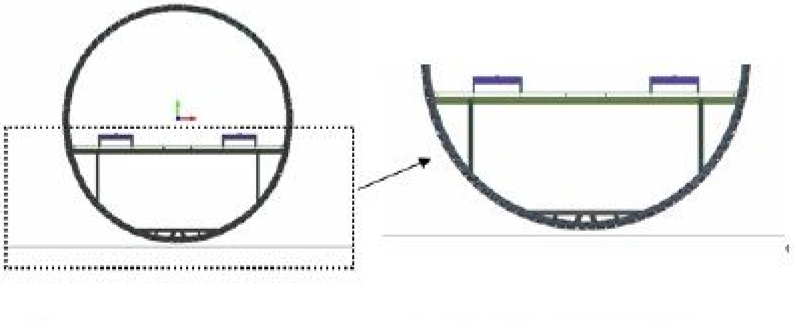


Рисунок 3.2– Секція фюзеляжу та збільшена частина нижньої частини фюзеляжу

На рисунку 3.3 показана деформована структура в різні моменти часу. З рисунку 3.1 видно, що прискорення швидко збільшується після удару. Початковий пік прискорення близько 16,5g (g- сила тяжіння, яка дорівнює 9.81 м/с^2) з'являється на 17,1 мс, відповідно можна визначити концентрацію напружень на стику стійки і рами, як показано на рисунку 3.3 (а). У момент часу 31,5 мс прискорення досягає максимуму 17g, як показано на рисунку 3.3 (б). Після 40 мс величина прискорення залишається на низькому рівні, близько 9g, в той час як конструкція продовжує деформуватися, як показано на рисунку 3.3 (в). Після цього, приблизно через 111 мс (рисунок 3.3, г) сегмент рами поруч зі стійками вдаряється об землю, і прискорення знову збільшується:

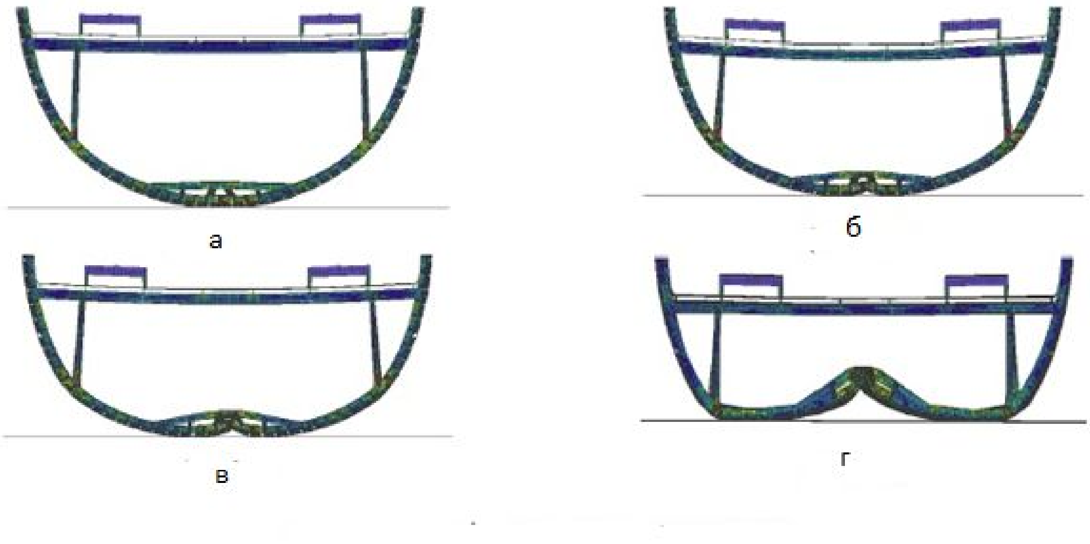


Рисунок 3.3– Деформація нижньої частини фюзеляжу в різний момент часу

При аналізі ударостійкості фюзеляжу дуже важливо розділити загальне поглинання енергії для визначення внеску кожного компонента. Щоб визначити остаточний внесок кожного елемента фюзеляжу, розподіл повної поглиненої енергії наведено в таблиці 3.1 :

Таблиця 3.1. Розподіл поглинання енергії

Елементи фюзеляжу	Внутрішня енергія (кДж)	% співвідношення
Каркас фюзеляжу	15.667	59.08
Обшивка та стрінгери	3.607	13.59
Підлога фюзеляжу	0.614	2.31
Силові елементи	2.212	7.96
Вантажна підлога та опори	4.332	16.33

Видно, що фюзеляж поглинає близько 59,1% загальної кінетичної енергії удару. Обшивка і стрингери поглинають 3,6 кДж енергії, що становить 13,59%. Деформація підлоги кабіни невелика, і вона поглинає всього 2,31% загальної енергії. Опора поглинає тільки 7,96% загальної енергії. Варто відзначити, що деформація вантажної підлоги очевидна і вона поглинає 16,33% всієї енергії, будучи другою після каркасу фюзеляжу. Енергія, що поглинається каркасом, набагато більше, ніж у інших частин, за якими слідують частина вантажної підлоги, обшивка і стрінгери. Отже, ударостійкість фюзеляжу може бути поліпшена за рахунок оптимізації конструкції фюзеляжу і частини вантажної підлоги.

3.1.2 Режим деформації фюзеляжу при різних швидкостях удару

Щоб наочно продемонструвати різні режими деформації фюзеляжу при різних швидкостях удару, розподіл пластичної деформації зображено по довжині дуги каркасу, як показано на рисунку 3.4:

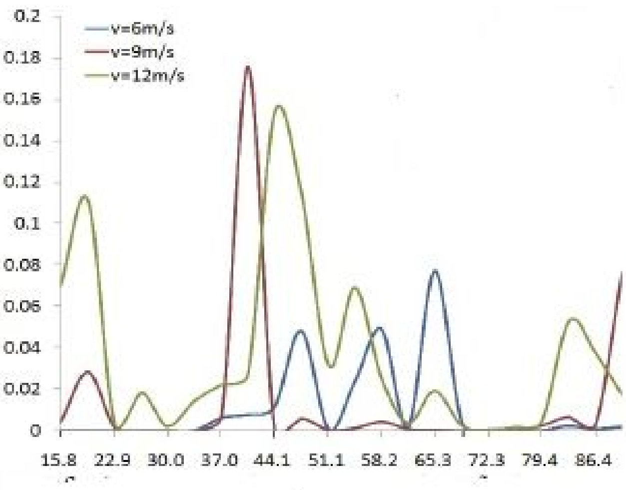


Рисунок 3.4– Розподіл пластичних деформацій фюзеляжу при різних швидкостях удару, де 0 ° представляє горизонтальний напрямок, 90 ° - вертикальний напрямок.

Рама з'єднується з підлогою кабіни приблизно під 16°, зі стійкою приблизно під 44° і з вантажною підлгою приблизно під 68° відповідно. Найбільша пластична деформація виникає в районі стику рами і підкосів. Пластична деформація, що виникає в районі стику каркаса з підлогою кабіни або вантажною підлогою, також велика. Жорсткість конструкції вздовж каркаса не є постійною в цих з'єднаннях, тому відбувається концентрація напружень. Якщо нижня частина секції фюзеляжу розділена на чотири перегородки від Ⅰ до Ⅳ, як показано на рисинку 3.5, замкнуті перегородки Ⅰ, Ⅱ і Ⅲ, геометрично схожі на форму трикутника, складаються з підлоги, шпангоутів і підкосів, що мають велику загальну жорсткість і стійкість:

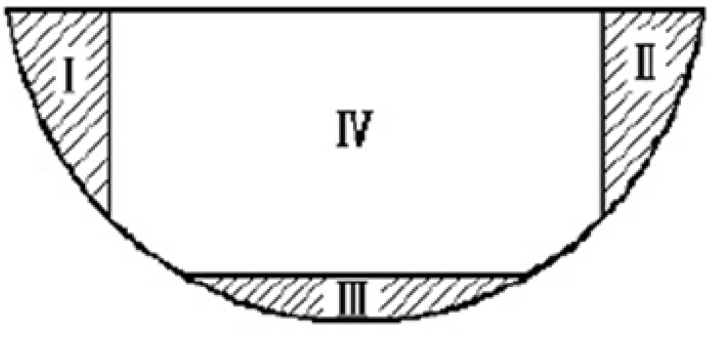


Рисунок 3.5– Перегородки вантажної секції фюзеляжу

У порівнянні з перегородками з Ⅰ по Ⅲ, перегородка Ⅳ легко деформується, особливо всередині дугових сегментів між двома близькими перегородками. Тому в цій галузі в основному відбувається велика пластична деформація.

З рисунків 3.3 і 3.6 видно, що розподіл пластичної деформації і режими деформації рами розрізняються при різних швидкостях удару. Коли швидкість удару становить 6 м/с, то ударне навантаження відносно мале. Замкнута перегородка Ⅲ не руйнується, що призводить до асиметричного режиму деформації. Коли швидкість удару збільшується до 9 м/с і збільшується ударне навантаження, закрита перегородка Ⅲ руйнується, в той час як в нижній частині рами і в області біля стійок виникають три шарніра. Коли швидкість удару збільшується до 12 м/с, режим деформації аналогічний, але підлога кабіни і конструкція балки значно деформуються :

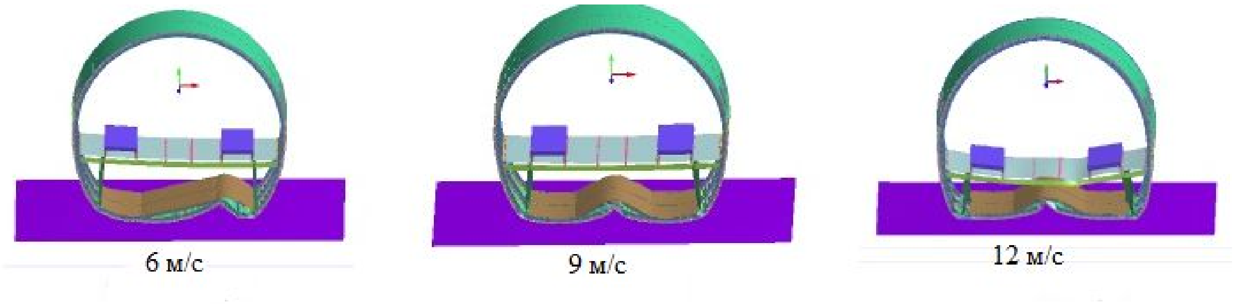


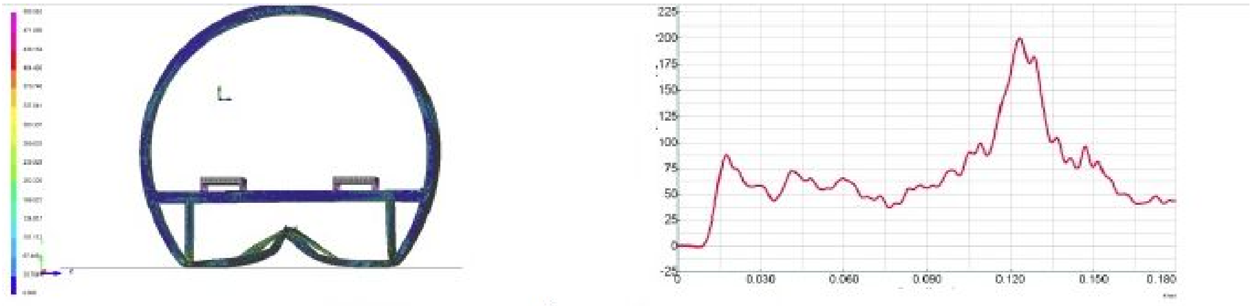
Рисунок 3.6– Остаточні деформації конфігурації конструкції фюзеляжу при різних швидкостях удару

Для задоволення вимог до удароміцності фюзеляжу, особливо верхня частина каркасу, повинна зберігати свою конструктивну цілісність, обмежуючи при цьому пікове прискорення. З наведеного вище аналізу очевидно, що закриті трикутні перегородки Ⅰ і Ⅱ грають дуже важливу роль в забезпеченні достатнього простору і підтримці цілісності верхньої частини конструкції під час удару.

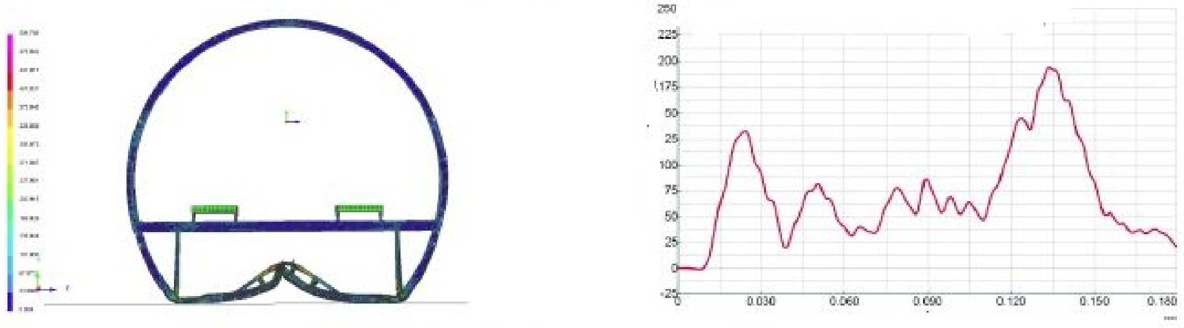
3.1.3 Вплив опори під вантажною підлогою на ударостійкість фюзеляжу

З наведеного вище аналізу ясно, що жорсткість опори під вантажною підлогою має великий вплив на початковий пік прискорення і режим деформації всієї конструкції, хоча опора вантажної підлоги сама по собі не є основним елементом, що поглинає енергію. Таким чином, також досліджується вплив опори під вантажною підлогою на реакцію конструкції. Наступні випадки будуть порівнюватися з вихідним випадком, в якому товщина опори становить 1,6 мм, тобто з опорою під вантажною підлогою і без неї. Товщина опори під вантажною підлогою складає 1,2 мм і 2,0 мм відповідно.

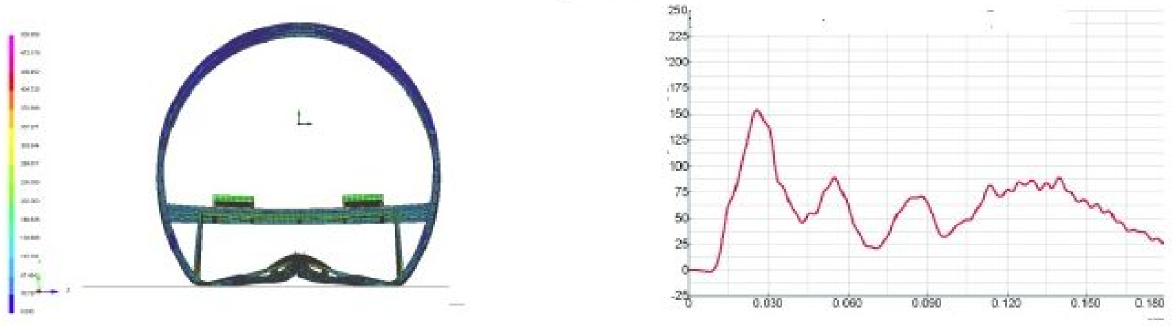
Змодельована зміна прискорення і деформація фюзеляжу при швидкості удару 9 м/с показані на рисунку 3.7. Відсутність опори під вантажною підлогою призводить до великої деформації вигину вантажної підлоги. На рамі розташовані три шарніра і два з чких в місцях з'єднання стійок, як показано на рисунку 3.7 (а). Початковий пік прискорення становить всього 8,3g, але другий пік прискорення досягає 17,4g. Коли товщина стійки збільшується до 1,2 мм, знизу з'являються три петлі і з'єднання, як показано на рисунку 3.7 (б). При подальшому збільшенні товщини опори під вантажною підлогою до 1,6 мм початковий пік прискорення збільшується, а другий пік прискорення зменшується, як показано на рисунку 3.7 (в). Якщо прийняти товщину 2,0 мм, то через високу жорсткість опор, виникає серйозна деформація асиметрії секції фюзеляжу, як показано на рисунку 3.7 (г):



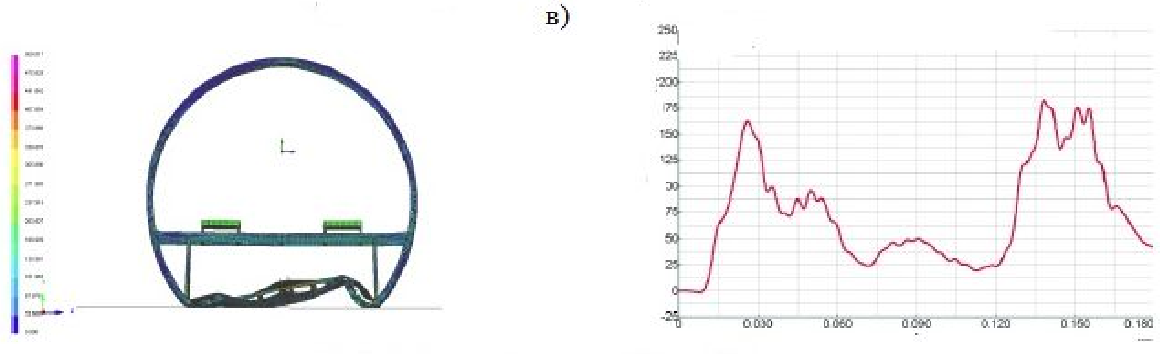
а)



б)



в)



г)

Рисунок 3.7– Структурні деформації та прискорення з різною товщиною опори

У нижній частині фюзеляжу немає явних петель, а вся вантажна підлога залишається практично недеформованою. Пластикові петлі, несиметричні, розташовані за межами вантажної підлоги. Видно два очевидних піки прискорення; початковий пік прискорення досягає 16g, а другий пік прискорення досягає 18-20g.

Піки прискорення при різній товщині опори під вантажною підлогою показані на рисунку 3.8, де нульова товщина відповідає випадку без опори:

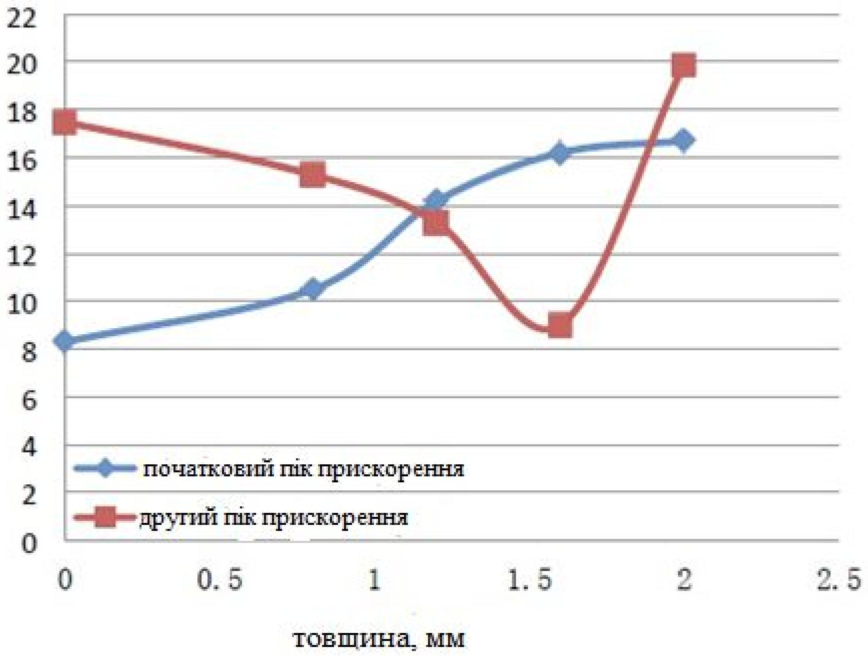


Рисунок 3.8– Піки прискорення з різною товщиною опор фюзеляжу

Очевидно, що при більш слабкій опорі виникає симетрична деформація конструкції. Початковий пік прискорення низький, а другий пік прискорення вище. Коли опора вантажної підлоги більш жорстка і міцна, з'являється асиметрична деформація конструкції. В цьому випадку початковий пік прискорення вище, тоді як другий пік прискорення відносно низький, як показано на вище згаданому рисунку. Однак, якщо опора занадто жорстка (наприклад, товщина складає 2,0 мм), з'являється асиметрична деформація конструкції, але як початковий, так і другий піки прискорення високі. Отже, товщина опори під вантажною підлогою може обмежувати величину початкового і другого піків прискорення. Коли товщина опори під вантажною підлогою складає 1,2 мм, максимальні піки прискорення найнижчі. А тривалість піків розгону при різній товщині опори під вантажною підлогою показана на рисунку 3.9:

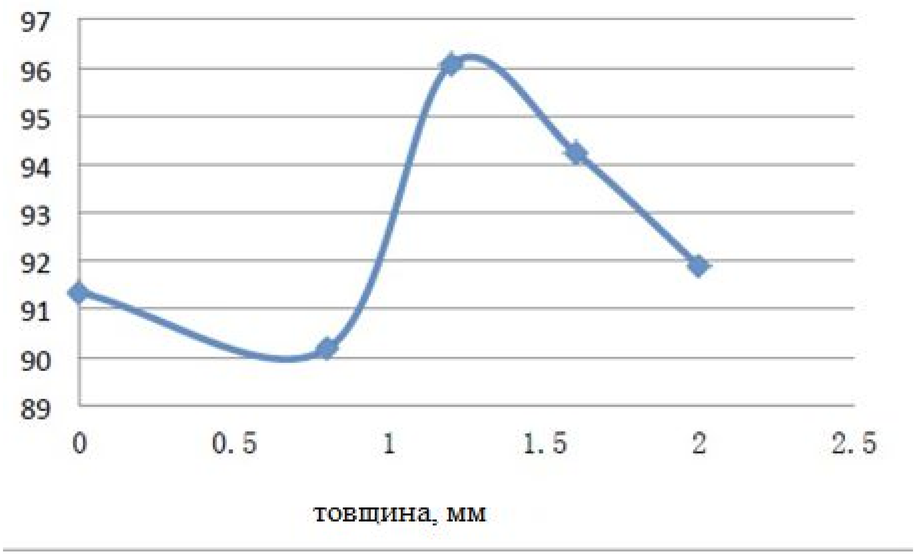


Рисунок 3.9– Тривалість часу прискорення піків при різній товщині опори вантажної підлоги

Коли товщина опори під вантажною підлогою складає 1,2 мм, тривалість максимальна. Це також вказує на те, що в цьому випадку енергія поглинається ефективно. Це може значно поліпшити ударостійкість фюзеляжу.

3.2 Розрахунок напружень фюзеляжу з використанням процесів CAD / CAE

Існує кілька сучасних методів реалізації та розрахунків напружень авіаційних конструкцій. Розрахунок за скінченними елементами є одним з основних методів, що застосовуються виробниками літаків в інтересах економії, швидкості та надійності . У цьому методі доводиться отримувати внутрішні навантаження та обмеження з чітко визначених зовнішніх навантажень, що діють на конструкцію. Таким чином, алгоритм процесу отримання результатів представлений на рисунку 3.10:

Моделювання у

Моделювання кінцевих елементів

Властивості моделі

Результати аналізу

Прикладання навантажень

Аналітична модель

Вирішення проблеми

Рисунок 3.10– Алгоритм побудови моделі

Для цього ми будемо використовувати розрахунок за допомогою програмного забезпечення з кінцевими елементами Patran / Nastran, які вважаються стандартними в аерокосмічній галузі та використовується у всіх найбільших авіаційних компаніях. Геометричне моделювання є найважливішим кроком у процесі вираження внутрішніх сил, оскільки вони служать опорою для створення сітки кінцевих елементів. Таким чином, конструкція складається з каркасу, ребер жорсткості, обшивки і силових елементів. Ребра жорсткості підтримують більший час первинне навантаження, відновлюють зусилля стиснення і є гарантом загальної жорсткості. Каркас надає зовнішню форму фюзеляжу і підтримує значною мірою окружну напругу під тиском. Обшивка демонструє частину зусиль на зсув, після чого розподіляється на ребра жорсткості, які в свою чергу переносять їх на каркас. Тим часом підлога додає жорсткості на поперечній та поздовжній площинах.

Фюзеляжі сучасних авіалайнерів дуже подібні. Найбільш часто використовуваний тип фюзеляжу за структурою – напів монокок, тобто посилена рама. Напівмонококова структура ефективна своєю вагою порівняно з жорсткістю. Це, крім усього іншого, дозволяє переносити тріщини, уникаючи того, що на всю конструкцію впливає перерозподіл навантажень в інших елементах. Таким чином,

перегородки рами, ребра жорсткості (стрингери) та лонжерони регулярно використовуються для підтримки опори конструкції. На рисунку 3.11 висвітлено набір цих компонентів:

Рисунок 3.11– Силовий набір компонентів фюзеляжу

Балки, розміщені вздовж, несуть на собі основний тягар згинальних навантажень (згинальний момент). Ребра жорсткості показують компресію сили натягу вздовж балок і є гарантією загальної жорсткості. Ці компоненти встановлюють зовнішню форму фюзеляжу і в значній мірі повторюють окружну напругу під час надуву. Обшивка несе частину зусиль зсуву і розподіляє їх на стрингери, які в свою чергу переносять їх на раму. Підлога в свою чергу додає жорсткості поперечній та поздовжній площинам. Як тільки було визначено тип фюзеляжу та його силові елементи, та навантаження що діють, будується умовна геометрична модель фюзеляжу в комп'юторизованій системі CAE , яка представлена на рисунку 3.12:

Рисунок 3.12– Геометрична модель секції фюзеляжу

Тепер, коли геометрична модель завершена, створюється кінцево-елементна модель: ця модель заснована на геометричній структурі для генерування інформації, необхідної для виконання розрахунку. Рама зроблена, із змодельованих елементів CROD, а обшивка змодельована елементами CQUAD4, які зазвичай спрямовані для забезпечення стабільних результатів. Ребра жорсткості моделюються елементами CROD.

Наступним кроком буде сітка. Однак перед створенням сітки ми повинні контролювати спосіб поділу геометричних елементів, таких як поверхні і криві. Для цього ми використовуємо метод «Mesh Seed». Оскільки наша геометрична модель досить деталізована, нам просто потрібно зробити під розподіл для всіх компонентів.

Тепер ми можемо створити сітку моделі: сітку кривих елементів CROD і елементів поверхонь CQUAD. Отримана конічно- елемента модель представлена на рисунку 3.13:

Рисунок 3.13– Конічно- елементна модель секції фюзеляжу

Як було сказано раніше, фюзеляж буде піддаватися спочатку навантажень від надмірного тиску, а потім від крутіння. Дійсно, береться висота крейсерського польоту на висоті 12 000 м і припускається, що висота салону фюзеляжа становить близько 2 м, якщо атмосферний тиск до 12 000 м становить 19291.7 Па (із параметрів міжнародної стандартної атмосфери). Цей випадок навантаження в закритому циліндрі викликає появу окружної напруги (кільцеве напруження σH) і поздовжнього σL, як показано на рисунку 3.14:

Рисунок 3.14– Напруження через внутрішній тиск

Поздовжнє напруження розраховується за формулою:

$$\sigma L = \frac{\rho^* r}{2t} \tag{3.1}$$

де t- товщина обшивки;

r- радіус моделі фюзеляжу.

З окружною напругою ситуація дещо відрізняється. Справді, якщо корпус не складався з шпангоутів і ребер жорсткості, рівняння цього обмеження мало б вигляд:

$$\sigma L = \frac{\rho^* r}{2t}$$

Для того, щоб представити найближчі завантаження в Patran, застосовується поздовжня сила вузлів обох кінців фюзеляжу, а також внутрішній тиск у салоні, що становить 101 325 Па. Через те, що не застосовується поздовжнє напруження на кожному вузлі, створюється елемент RBE3, що з'єднує кожен кінець фюзеляжу, приймаючи за центральний вузол залежним від кожного кінця фюзеляжу, а незалежними вузлами є всі інші вузли обох кінців. Нарешті застосовується силовий вузол для передачі напружень, щоб перейти до незалежних вузлів.

Дозволяється використовувати всі трансляції та обертання залежного вузла, тоді як обертання заблоковані для незалежних вузлів, оскільки фокус приведений у своїх перекладах (все в глобальній системі координат). Що стосується внутрішнього тиску, він застосовується до кожної панелі покриття (рисунок 3.15):

Рисунок 3.15– Створення MPC (Multiple Constraint Elements) моделі

Крім того, для визначення моменту і крутіння визначається момент, відповідний, наприклад, бічному пориву вітру, і крутний момент, що відповідає, наприклад, зусиллям від керма напряму при його використанні. Також необхідно застосувати граничні умови, щоб «виправити» модель. Тому вибираємо вузол, розташований на стику поверхні і екстремального середовища, де блокуються всі трансляції. Потім по відношенню до вузла, який використовує ту ж структур, блокуються сили по векторам Y і Z. Нарешті, залишиється тільки одна ступінь свободи: модель все ще може обертатися по осі Y.

Щоб вирішити цей нюанс, обирається блокування вузла по осі Y посередині уявної підлоги фюзеляжу (рисунок 3.16):

Рисунок 3.16– Застосування граничних умов на геометричній моделі секції фюзеляжу

Модель таким чином, «фіксовано». Зазначається, що модель кінцевих елементів створена для порівняння та кращої оцінки впливу на фюзеляж. Ця модель створена на основі модифікації тієї, що має ілюмінатори, змінюючи властивості

поверхонь цих отворів, які стають ідентичними властивостям . Потім додаються ребра жорсткості, які були зняті в області ілюмінаторів, дбаючи про ті ж властивості, що і верхні ребра жорсткості.

Відносно авіаційної промисловості, мета проекту полягає в тому, щоб усвідомити масштаб і спробувати кількісно оцінити концентрації напружень як з отворами так і без них за допомогою чисельного методу: кінцевих елементів, та ком'юторизованих систем CAD/ CAE. Таким чином, за допомогою геометричної моделі, властивостей елементів і різних варіантів навантаження , пов'язаних з реальними ситуаціями в польоті, можливо візуалізувати явище концентрації напружень. Таким чином можливо зрозуміти значний ефект отворів в конструкції літака. Дійсно, ці концентрації напружень можуть бути фатальними, якщо не приділяти їм уваги. Тому важливо розробити конструкцію відповідно до найбільш ймовірних місць, щоб знизити ризик пошкодження.

3.3 Розрахунок втомного напруження хвостової частини фюзеляжу

Цілісність конструкції планера досягається за рахунок ретельних розрахунків конструкції, аналізу напружень і структурних випробувань. Метод скінченних елементів широко використовується для аналізу напружень конструктивних елементів. Кожен компонент планера стає критичним через розподіл навантаження, які, в свою чергу, залежать від положення літака під час польоту. Фюзеляж і крило є двома основними компонентами конструкції планера. Поточне дослідження включає частину конструкції фюзеляжу. Оперення - це задня частина фюзеляжу, яка складається з хвостової частини фюзеляжу, горизонтального оперення і вертикального оперення. Першим кроком в забезпеченні безпеки конструкції є визначення критичних місць виникнення тріщин. Це може бути досягнуто за допомогою докладного аналізу напружень планера. У цьому проекті для аналізу розглядається одна з основних областей концентрації напружень в фюзеляжі. Буде проаналізовано хвостову частину фюзеляжу з зоною вирізу вантажних люків. Конструкція, що розглядається для аналізу напружень, складається з обшивки,

перегородок і лонжеронів, з'єднаних один з одним заклепками. Аеродинамічне навантаження, яке діє на компоненти літака, є розподіленим навантаженням.

Хвостове оперення більшості літаків надає йому стійкість під час польоту. Більшість літаків мають оперення, що включає в себе вертикальні і горизонтальні стабілізуючі поверхні, які стабілізують динаміку польоту по тангажу і рискання, а також поверхні управління корпусом.

Рисунок 3.17– Хвостова частина фюзеляжу

Ідентифікація місця напруги в конструкції внаслідок повітряного навантаження, що діє на горизонтальне оперення, забезпечує перенесення на хвостову частину фюзеляжу, визначення критичних місць для виникнення тріщини в місці напруги фюзеляжу. Розрахунок проводитиметься шляхом:

1. Моделювання заднього фюзеляжу з вирізом за допомогою програми CATIA V5 R18.

2. Аналіз напруги за допомогою програмних пакетів «MSC.PATRAN» для ідентифікації області високого напруження.

3. Для розрахунку оцінки втомної довговічності буде використовуватися правило Майнера на основі кривої SN.

Обшивка – це зовнішній компонент літака, який складається з бічних і поздовжніх елементів, таких як лонжерони. Обшивка складається з вирізу, максимальна концентрація напруги буде поруч з вирізом, тому для аналізу напружень обшивка вважається двохмірною.

Гранична умова - це додаток сили і обмеження кінця фюзеляжу кінцево-елементної моделі обмеженої як поступальним, так і обертальним ступенями свободи. Рівномірно розподілене навантаження прикладається до кожного вантажу в варіанті навантаження, тут навантаження вантажу, вертикального оперення і задньої частини фюзеляжу прикладаються до задньої частини фюзеляжу.

Дані для розрахунку втомної довговічності :

- Вага вантажу- 600 кг;

- Горизонтальне навантаження- 900 кг;
- Вертикальне навантаження – 200 кг;

Будуємо графічну модель конічних елементів частини фюзеляжу:

Рисунок 3.18– Конічно- елемента модель фюзеляжу

На рисунку 3.19 показаний контур зсуву задньої частини фюзеляжу. Контур зміщення збільшується від фіксованого кінця до кінця навантаження і показаний смугами різного кольору: синій колір показує мінімальну величину зсуву, а червоний колір показує максимальну величину зміщення 0,756 мм:

Рисунок 3.19– Фрагмент зміщення фюзеляжу

Величина максимального головного напруження становить 1,98 кг/мм^2=19,42Н/мм^2 спостерігається на рисунку 3.20. Місця максимальної напруги є ймовірними місцями виникнення тріщини. Ці місця завжди будуть в вирізаних кутах і місцях заклепок на обшивці. Оскільки в глобальному модальному режимі вся конструкція не представлена як є, заради скорочення часу перебирання і лонжерони розглядаються як одномірні, а обшивка – як двовимірні, отже, результат напруги, отриманий з глобального, не може розглядатися як остаточний результат напруги, тому панель з вирізом розглядається для локального аналізу, в якому обшивка, і лонжерони розглядаються як двовимірні для детального вивчення розподілу напружень в кутку вирізу:

Рисунок 3.20– Контур напружень хвостової частини фюзеляжу

3.3.1 Локальний аналіз граничних напружень хвостової частини фюзеляжу

Гранична умова - це додаток сили і обмеження фюзеляжу кінцево-елементної моделі обмежені як поступальної, так і обертальної ступенями свободи. Залежно від деформації локальної моделі всі елементи фіксуються по осі Y, щоб обмежити деформацію в напрямку Y. Рівномірно розподілене навантаження прикладається до кожного вантажу в варіанті навантаження, тут діють навантаження вантажу, вертикального оперення і задньої частини фюзеляжу. Переміщення по X, Y, Z обмежене. Обертання по X, Y, Z обмежене 0. Деформація по осі Y обмежена 0.

Оскільки навантаження, які були прикладені в глобальному аналізі, не можуть бути застосовані до локального аналізу, так як є зміна в геометрії, тому розглядається середнє значення елементних напружень біля вирізу в хвостовій частині фюзеляжу глобальної моделі. Отримане середнє значення напруги становить 0,1468 кг/мм^2 із загального, за формулою розраховується навантаження і застосовується до конструкції:

$$\sigma = \frac{P}{A} \tag{3.2}$$

де : σ- середнє напруження;

P- прикладене навантаження;

A- площа поперечного розрізу.

Деталі навантаження розраховуються наступним чином:

Обшивка :

$$0{,}1468 = \frac{P}{3104} = 456 \text{ кг.}$$

Лонжерони:

$$0{,}1468 = \frac{P}{188} = 27.58 \text{ кг.}$$

При локальному аналізі навантаження прикладаються до лонжеронів і обшивки для досягнення того ж значення напруги, що і при аналізі глобальної

моделі (тобто 1,8 кг мм^2). До лонжеронів і обшивки прикладають 2,5 кратне навантаження для отримання того ж значення напруги 1,8 кг мм^2.

На рисунку 3.21 показаний контур зсуву хвостової частини фюзеляжу. Контур зміщення збільшується від фіксованого кінця до кінця навантаження і показаний смугами різного кольору: синій колір показує мінімальну величину зсуву, а червоний колір показує максимальну величину зміщення як 0,195 мм:

Рисунок 3.21– Контур зміщення

На рисунку 3.22 показаний контур напруги на обшивці за результатами аналізу жорсткої панелі. Зрозуміло, що максимальне навантаження на обшивку доводиться на місце заклепки, де заклепки використовуються для кріплення перегородок, лонжеронів і обшивки. Величина максимальної розтягуючої напруги становить 1,9 кг/мм^2 = 19,46 Н/мм^2. Напрямок навантаження можна спостерігати з місця максимальної напруги, що є ймовірними місцями виникнення тріщини. Незмінно ці місця будуть в місцях заклепок на обшивці. Подання шаруватої структури важливо для визначення критичних місць напруг. Інтегральне представлення буде пропущено, що стосується критичних місць.

Рисунок 3.22– Контур зміщення обшивки

3.3.2 Розрахунок на втому

На підставі аналізу напружень в хвостовій частині фюзеляжу визначається місце максимально розтягуючої напруги. Втомна тріщина завжди виникає в місці максимальної розтягуючої напруги. З аналізу напружень встановлено, що таке місце знаходиться в одному з отворів під заклепку. Типовий спектр польотних навантажень розглядається для аналізу втоми вертикальної обшивки хвостової

частини. Для проведення аналізу втоми були прийняті критерії проектування стійкості до пошкоджень і підхід до напруги і довговічності. У цьому розрахунку будуть діяти навантаження зі змінною амплітудою, але шляхом перетворення їх в групи навантажень з постійною амплітудою на відповідній частоті. Якщо навантаження має постійну амплітуду, то вона представляє кількість циклів, поки деталь не вийде з ладу через втому. Розрахунок втомної довговічності до зародження тріщин здійснюється з використанням правила Майнера. При розрахунку циклів втоми враховуються різні поправочні коефіцієнти, а саме:

- для шорсткості поверхні (e_{sr}) - 0,8;
- для типу навантаження (e_l) – 1;
- для надійності проектування (e_r) -0,897.

Розрахунок втоми проводиться шляхом спрощення навантаження змінного спектру в блоки навантаження, як показано в таблиці 3.2:

Таблиця 3.2. Діапазон навантажень

Кількість циклів	Діапазон навантажень, g
15000.00	0.5- 0.75
11000.00	0.75 - 1
10000.00	1 - 1.25
8000.00	1.25 - 1.5
20.00	1.75
1.00	2
100.00	- 0.5 - 1.5

У показаних вище циклах термін g відповідає прискоренню вільного падіння. Навантаження, що відповідає 1g, еквівалентна вазі літака. Аналіз на втому проводиться до тих пір, поки тріщина не стане критичною. Коли коефіцієнт інтенсивності напружень стає рівним в'язкості руйнування використовуваного матеріалу., в'язкість руйнування матеріалу становить 98.8 MPa$\sqrt{m}$. Таким чином, коли коефіцієнт інтенсивності напруги стає рівним в'язкості руйнування, можна сказати, що тріщина стає критичною і матеріали руйнуються. Знаючи критичну

довжину тріщини, можливо передбачити, скільки льотних годин матеріал буде безпечним.

Для різних амплітуд напруг виходить кількість циклів до відмови. Стандартні умови випробувань R = 0, використовувані для отримання втомних властивостей. Для цієї умови σ = min називається «пульсуючою напругою» при постійній амплітуді навантаження. Згідно з правилом Пальмгрен- Майнер, стрес амплітуда лінійно пропорційна відношенню кількості робочих циклів до кількості циклів, щоб відмова від графіка дає накопичені ушкодження.

Із формули Майнера випливає:

$$\sum \frac{N_i}{N_f} = C \tag{3.3}$$

де: N_i – кількість циклів;

N_f – кількість циклів до відмови;

C – const.

Таблиця 3.3. Напруження хвостової частини фюзеляжу

Цикли	Діапазон навантажень	Амплітудне напруження	Середнє напруження	Коефіцієнт напруги	Накопичення пошкоджень
15000	0.5- 0.75	0.56	2.82	0.66	1.50E-03
11000	0.75 - 1	0.56	3.94	0.75	1.10E-03
10000	1 - 1.25	0.56	5.07	0.8	1.00E-03
8000	1.25 - 1.5	0.56	6.20	0.83	8.00E-04
20	1.75	3.94	3.94	0	2.00E-06
1	2	4.51	4.51	0	1.00E-07
100	- 0.5 - 1.5	4.51	2.25	-0.33	1.00E-05

Результати показують, що конструкція має нескінченний термін служби, навіть незважаючи на те, що отримали деякі ушкодження.

За результатами аналізу втоми для різних циклів тиску отримано, що частка пошкоджень менше одиниці, тобто 1.5E-03 + 1.10E-03 + 1E-03 + 8E-04 + 2E-06 + 1E-07 + 1E-05 = 0,000441. Згідно з правилом лінійного пошкодження Палмгрена-

Майнера, коли фракція ушкоджень менше одиниці, матеріал безпечний, цілком передбачувано на випадок руйнування.

3.4 Дослідження впливу дійсних напружень в елементах конструкції фюзеляжу за рахунок натурних випробувань на довговічність

У зв'язку з відсутністю надійних методів розрахунку в даний час втомна довговічність авіаційних конструкцій найточніше може бути визначена шляхом натурних випробувань окремих агрегатів або цілих конструкцій за програмою, що відтворює, по можливості, весь спектр експлуатаційних навантажень. В якості вихідних даних про повторюваності експлуатаційних навантажень, що діють на фюзеляж, повинні бути взяті дані, засновані на численних дослідженнях атмосферної турбулентності, які, зазвичай, наводяться у вигляді інтегральних кривих повторюваності вертикальних повітряних поривів на різних висотах.

Для того, щоб можна було скористатися зазначеними статистичними матеріалами при дослідженні довговічності даної конкретної конструкції, необхідно на підставі нетривалих льотних досліджень конкретного агрегату встановити кореляційні залежності $\sigma = f(n_y)$ між напруженнями в досліджуваному місці і перевантаженням в центрі ваги літака.

Для проведення аналізу залежності між перевантаженням в центрі ваги літака і напруженнями були використані дані виміру напруг. Якщо окремо кожна деталь не регламентує термін служби літака, так як пошкоджений елемень легко замінити, то руйнування будь-якої з цих деталей в польоті може привести до аварії літака. Руйнування в експлуатації мають місце і в даний час, про що свідчать матеріали дефектації зазначених деталей в ремонтних підприємствах та в експлуатаційних підрозділах.

Визначення кореляційної залежності між σ і n_y виглядає наступним чином:

$$\sigma = 16{,}48 + 7 \cdot n_y \tag{3.4}$$

встановлює однозначну залежність між напруженнями і перевантаженням в центрі ваги літака (рисунок 3.23):

Рисунок 3.23– Залежність між напруженнями та перевантаженнями, що діють на конструкцію фюзеляжу

У першому наближенні цією залежністю можна користуватися для вирішення завдань втомного пошкодження, зокрема для складання програми лабораторних випробувань деталей на довговічність.

В цьому випадку припускається однозначний зв'язок між перевантаженням в центрі ваги літака n_y ц.т. і напругою в досліджуваному елементі , Тобто, що кожному значенню n_y відповідає одне значення σ, визначене за формулою (3.4).

Насправді в силу багатьох причин такої однозначної залежності не спостерігається. Як видно з рис. 3.23, кожному значенню n_y відповідає безліч значень σ. Цей розкид значень напруг обумовлюється, по-перше, імовірнісним характером силових збурень у вигляді поривів вітру в різних напрямках; встановлюється залежність між напруженнями і силовими впливами. По-друге, імовірнісним становищем літака в просторі (крен, набір висоти і ін.) при дії силових збурень. Один і той же порив може викликати в даному місці конструкції різні напруги в залежності від положення літака в просторі.

Напруження в даній точці конструкції є наслідком цілого ряду причин, головними з яких є повітряні пориви. Численними експериментами встановлено, що за інтенсивністю поривів вітру атмосфера може вважатися ізотропною, тобто можлива величина швидкості пориву в будь-якому напрямку однакова, за винятком зон атмосфери в районах, так званих, струменевих потоків.

Також наголошується, що максимальні інтенсивності горизонтальних і вертикальних поривів вітру та розподілу повторюваності їх є в основному однаковими в межах однієї і тієї ж області неспокійного повітря

Наприклад, якщо уявити собі, що літак летить горизонтально зі швидкістю V і, що в певний момент часу до швидкості зустрічного потоку V раптово додається швидкість пориву W , спрямована під кутом β до вертикалі, то додаткове навантаження, викликане дією пориву запишеться наступним чином:

$$\Delta n = \frac{\Delta P}{G} = \frac{\frac{1}{2} C_y^{\lambda} \rho V W}{\frac{G}{S_k}} \left(Cos\beta + \frac{2\frac{G}{S_k}}{C_y^{\lambda} q} Sin\beta \right) \qquad (3.5)$$

де: $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ - швидкісний напір в кг / м^2.

Таким чином, для вертикального пориву $\beta = 0$:

$$\Delta n = \frac{C_y^{\lambda} \rho V W}{2\frac{G}{S_k}} \qquad (3.6)$$

а для горизонтального пориву $\beta = \frac{\pi}{2}$:

$$\Delta n = \frac{C_y^{\lambda} \rho \, \mathrm{VW}}{2\frac{G}{S_k}} \bullet \frac{2\frac{G}{S_k}}{C_y^{\lambda} q} \qquad (3.7)$$

Максимальне значення Δn при постійній величині пориву досягається при куті рівному:

$$\beta \max = arc\, tg \frac{2\frac{G}{S_k}}{C_y^{\lambda} q} \qquad (3.8)$$

На підставі формули (3.5) максимальне збільшення перевантаження при цьому:

$$\Delta n = \frac{C_y^{\lambda} \rho V W}{\frac{G}{S_k}} \cdot 1{,}023 \qquad (3.9)$$

З цих порівняльних обчислень видно, що при горизонтальному польоті літака в неспокійному повітрі визначальний вплив на перевантаження в центрі ваги літака

надають вертикальні повітряні пориви, горизонтальні ж пориви або горизонтальні складові поривів, що діють під кутом β і інші бічні пориви грають другорядну роль і є причиною розкиду значень напруг, що відповідають певному рівню перевантаження в центрі ваги літака n_y.

При вимірі перевантажень в центрі ваги літака в польоті за допомогою самописців перевантажень типу МП-66 і ЗП-15 не враховується напрямок пориву, що викликає цю перевантаження. Змиритися лише зміна перевантаження в першому випадку - у вертикальній площині, а в другому - по трьох осях X,Y,Z.

На величину напружень в різних місцях конструкції фюзеляжу пориви, що викликають однакове перевантаження, але різні за величиною і напрямком, роблять різний вплив. Ця обставина є основною причиною розкиду величин напружень при даному значенні навантажень.

З огляду на вищесказане, можна констатувати, що напруги в кожній точці конструкції фюзеляжу залежать від:

– величини, напряму і градієнта швидкості повітряного пориву;

– положення літака в просторі при дії зазначених поривів (віраж, горизонтальний політ і ін.);

– польотної ваги, швидкості польоту, центрування літака і ін.

Інтенсивність поривів, в свою чергу, залежить від цілого ряду чинників: пори року, часу доби, географічного положення, висоти польоту і т.д.

Крім зазначеного, важливе вплив на величину і розподіл напружень в елементах конструкції фюзеляжу при його польоті в неспокійному повітрі надає кваліфікація пілота. Таким чином, напруги в даний момент часу в даній точці конструкції є наслідком одночасної дії всіх цих факторів.

Основними факторами є величина середньої польотної ваги (зміна польотної ваги відноситься до допоміжним факторів) і величини вертикального повітряного пориву, які в основному і характеризують середнє напруження в даній точці, відповідне вищенаведеного виразу:

$$\sigma_y = 16{,}48 + 7 \cdot n_y$$

Всі інші фактори характеризують розкид значень напруг, що застосовуються для розрахунку перевантаження. Для попереднього вибору закону розподілу напружень при даному навантаженні скористаємося центральною граничною теоремою академіка А.М. Ляпунова, яка стверджує, що сума досить великого числа незалежних (слабо залежних) випадкових величин (в нашому випадку такими сумами є значення напруг від дії різних факторів), підпорядкованих яким завгодно законам розподілу при дотриманні деяких вельми нежорстких обмежень, наближено підпорядковується нормальному закону розподілу і це виконується тим точніше, чим більша кількість випадкових величин підсумовується.

Зазначені обмеження є вимогою того, щоб всі умови (фактори) в загальній сумі рівномірно грали відносно малу роль. У нашому випадку ця умова в основному виконується, так як всі допоміжні фактори роблять невеликий вплив на напруги.

В силу вищевикладеного можна припустити, що розподіл значень напруг при даному значенні перевантаження здійснюється за нормальним законом або, у всякому разі за законом, близькому до нормального.

Були побудовані графіки статистичного розподілу напружень, заміряних в передній несучої стрічці-розчалками і накладені на них теоретичні криві нормального розподілу для кожного значення перевантаження від 0,7 до 1,4 включно.

Приклад побудови статистичного і теоретичного нормального розподілу напружень при перевантаженні показаний на рисунку 3.24 і в таблиці 3.4:

Рисунок 3.24– Гістограма розподілу експериментальних навантажень і крива нормального розподілення при перевантаженні

Таблиця 3.4 Статистично та теоретично нормальне розподілення напружень

Y	m_0	$Y^/$	$Y^/m$	Y^2m	$t = \frac{Y - \bar{Y}}{5}$	ϕ (t)	ϕ(Y)=ϕ(T)	Y %

23	1	-4	-4	16	-2.88	0.0063	0.88	2.4
23.5	2	-3	-6	18	2.19	0.0363	5.04	4.8
24	5	-2	-10	20	-149	0.1815	18.3	12.2
24.5	17	-1	-17	17	-0.80	0.2897	40.2	41.0
25	26	0	0	0	0.105	0.3967	55.6	62
25.5	20	1	20	20	0.614	0.3312	46.2	48.8
26	7	2	14	28	12.29	0.1758	24.4	14
26.5	4	3	12	26	1.98	0.0562	7.8	9.6
27	1	4	4	16	2.67	0.0113	1.57	2.4
	$\sum m = 83$		$\sum \frac{Y}{m} = 13$	$\sum = 171$				

Аналіз графіків показує, що при кожному взятому значенні перевантаження, статистичний розподіл напружень близький до теоретично нормального. Таким чином, таблиці і діаграми дають підставу вважати, що підібрано відповідний тип розподілу. Однак це лише суб'єктивна думка, яке цілком може бути помилковою.

Для всіх аналізованих значень розподілу напружень була проведена оцінка близькості даних емпіричних розподілів з теоретично нормальним розподілом за допомогою критеріїв згоди академіка Колмогорова і Пірсона (λ^2). При цьому виявилося, що для всіх досліджуваних значень розподілу напружень не було розходжень між порівнюваними емпіричним і теоретичним нормальним розподілами.

Обчислення значень функції нормального розподілу ймовірностей виробляємо за формулою:

$$F(X) = 0{,}5\left[1 + \Phi\left(\frac{\sigma^{//} - \sigma_{cp.}}{S}\right)\right] \quad (3.10)$$

де: $\sigma^{//}$ и $\sigma_{cp.}$ - поточні та середнє значення напружень;

S -середньоквадратичне відхилення.

Подібним чином був проведений аналіз розподілу навантажень при даних (фіксованих) значеннях напруг, розкид точок яких зображений на рисунку 3.23 (досліджувалися розподілу перевантажень при значеннях напруг від 22 кг / мм^2 до 26 кг / мм^2 включно, через 0,5 кг / мм^2). Виявилося, що у всіх випадках значення перевантажень при фіксованому значенні напруги розподіляються за законом, близькому до нормального.

Ступінь близькості статистичного розподілу з теоретично нормальним також була підтверджена за допомогою критеріїв згоди: критерію академіка Колмогорова і критерію Пірсона λ^2. Приклад порівняння статистичного і теоретичного нормального розподілу значень перевантажень при значенні напруги σ= 23,5 кг / мм^2 показаний на рисунку 3.25.

Отже, в результаті проведеного аналізу, можна зробити висновок, що в розглянутих випадках має місце розподіл, близький до двовимірного нормального розподілу.

Рисунок 3.25– Гістограма розподілення навантажень і крива нормального розподілення

Таким чином результати натурних випробувань на довговічність, в залежності від способу та виду конструкції, будуть показувати різну довговічність. Тому при визначенні довговічності деталей і агрегатів, що піддаються впливу змінних навантажень (напруг), при яких коливання середніх значень напруг невеликі, розкид напружень при складанні програми натурних лабораторних випробувань слід проводити комбінованими методами.

3.5 Обладнання для експериментальних досліджень міцності конструкції фюзеляжу літака

Експериментальні дослідження залишкової міцності силових елементів планера літака під час досліджень виконуються на стандартному і оригінальному випробувальному обладнанні. У його складі:

– гідроімпульсна машина для визначення міцності статичних і втомних динамічних випробувань типу ГРМ-2А з навантаженням до 25 тонн (рисунок 3.26):

Рисунок 3.26– Гідроімпульсна машина ГРМ-2а

– серво гідравлічна машина з цифровим програмним управлінням BiSS Bi-00-202V, що дозволяє імітувати реальні спектри навантаження для конкретного типу ПС з навантаженням до 2,4 тонн (рисунок 3.27):

Рисунок 3.27– Серво гідравлічна машина з цифровим програмним управлінням BiSS Bi-00-202V

До оригінального устаткування відносяться:

– спеціальні захвати для досліджуваних зразків, виготовлені стосовно розміру, формі образу і приєднувальних пристроїв використовуваних випробувальних машин (рисунок 3.28):

Рисунок 3.28– Спеціальні зажими для дослідних зразків

– прилади для вимірювання розмірів тріщин, глибини корозійних пошкоджень, топографії і характеристик шорсткості поверхонь силових елементів.

Для спостереження топографії і характеристик шорсткості поверхонь досліджуваних зразків використовується доопрацьований мікроскоп МІН-6 зі збільшенням 400х (крат) і більше, залежно від встановленого комплекту об'єктив-окуляр. Доопрацювання полягає в монтажі на окуляр спеціального адаптера для

установки фотоапарата або WEB-камери з подальшою фото- або відеозйомкою, записом інформації і передачею зображення на комп'ютер в реальному часі (рисунок 3.29):

Рисунок 3.29– Мікроскоп МІН-6 для спостереження топографії і характеристик шорсткості поверхонь досліджуваних зразків

Розмір тріщин заміряється за допомогою мікроскопа відлікового типу МПБ-2 з аналогічною доопрацюванням (рисунок 3.30):

Рисунок 3.30– Мікроскоп МПБ-2

Мікроскоп забезпечує максимальний розмір вимірюваного відбитка 6,5 мм, поле зір 9 мм, має збільшення 24х, ціну поділки шкали 0,05 мм.

Вимірювання глибини тріщин, а також зменшення товщини робочого перетину досліджуваних зразків обшивки літака, викликаних корозійними пошкодженнями, проводяться на пристосуванні, що показано на рисунку 3.31:

Рисунок 3.31– Застосування для виміру глибини тріщин в обшивці

Пристрій складається з станини, втулки для вимірювального пристрою з гвинтом фіксації і трьох точеної гвинтової системи дистанціювання станини від контрольованої поверхні.

При вимірі зразків з корозійними пошкодженнями в якості вимірювача застосовується індикатор годинникового типу з ціною поділки 0,01 мм і голчастою насадкою. Ступінь зменшення товщини визначається як різниця між показаннями індикатора на непошкодженій поверхні зразка і показаннями в досліджуваних точках корозійних пошкоджень.

Висновок до розділу

В ході виконання розділу, можна зробити такі висновки:

1. Було досліджено фюзеляж на ударостійкість методом конічно- елементної моделі.

2. Проведені розрахунки та графічні зображення режимів деформації фюзеляжу при дослідженні на ударостійкість.

3. Визначено вплив опори під вантажною підлогою при розрахунку на ударостійкість.

4. Проведено розрахунки напружень фюзеляжу з використанням процесів CAD/CAE.

5. Визначено втомне напруження хвостової частини фюзеляжу та проведено аналіз граничних напружень.

6. Досліджено вплив зовнішніх напружень на елементи фюзеляжу теоретичним методом.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Шкідливі виробничі фактори при обслуговуванні планера літака

Вимоги цього розділу поширюються на виробничі процеси технічного обслуговування планера ПС на місцях стоянок і встановлюють вимоги безпеки при технічному обслуговуванні планера і висотної системи ПС відповідно до регламентів технічного обслуговування.

При технічному обслуговуванні планера ПС повинні дотримуватися норми відповідних ГОСТ або ДСТУ. Згідно НПАОП 63.23- 1.06.98, при технічному обслуговуванні планера ПС можуть діяти такі небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

1. Рухомі елементи при рулінні і буксируванні по аеродрому ПС, автотранспорту, самохідних і переміщуваних вручну машин, механізмів, випробувальних та контролюючих апаратів, стенди та пристосування для виконання робіт з технічного обслуговування.

2. Незахищені рухомі елементи ПС (елерони, закрилки, гальмівні щитки, інтерцептори, тримери, що обертаються гвинти, турбіни, ротори двигунів і агрегатів, вали трансмісій, стулки капотів двигунів і гондол шасі, реверсивні пристрої, що рухаються троси і тяги, двері, люки, вхідні трапи та ін.), спецавтотранспорту, вантажопідйомних механізмів і виробничого обладнання.

3. Руйнування елементів ПС і виробничого обладнання при випробуванні фюзеляжу на герметичність в умовах ТО ПС;

4. Падіння авіаційної техніки з гідравлічних упор, інструменту при роботах з технічного обслуговування ПС на крилі, стабілізаторі, фюзеляжі і при роботі на висоті із застосуванням механізованих підйомників.

5. Виступаючі частини планера ПС і його устаткування - антени, датчики, приймачі повітряного тиску і температури зовнішнього повітря, підкоси, замки, кронштейни, відкриті стулки. Виступаючі елементи виробів і конструктивних елементів фюзеляжу ПС - ручки, кронштейни, упори відсіків ПС і ін.

6. Розташування робочого місця або робочої зони на відстані менше 2 м від неогороджених перепадів по висоті 1,3 м і більше.

7. Гострі кромки, задирки і шорсткості на поверхнях ПС, обладнання та інструменту - на заправних засобах, заземлювальних і сполучних сталевих тросах, що застосовуються для вирівнювання потенціалів, на заправних наконечниках і рукавах, на що застосовуються драбинах, сходах і підставках. Гострі кінці контровочного дроту при демонтажі агрегатів.

8. Підвищення рівня ковзання внаслідок обледеніння, зволоження і замаслювання поверхонь ПС, трапів, драбин, приставних драбин і покриттів місць стоянок, по яких переміщається персонал.

9. Захаращення робочих місць і робочих зон в салонах, багажних, службових і технічних відсіках ПС виробами авіаційної техніки.

10. Підвищена температура поверхонь ПС в умовах високих температур зовнішнього повітря і впливу сонячної радіації;

11. Знижена температура поверхонь обладнання при виконанні технічного обслуговування в умовах низьких температур.

12. Підвищена запиленість повітря при технічному обслуговуванні ПС на аеродромах з ґрунтовим покриттям.

13. Підвищена загазованість повітря робочої зони в салонах, багажних, службових і технічних відсіках ПС при застосуванні аеродромних підігрівачів.

14. Підвищена температура навколишнього повітря при виконанні робіт з обслуговування фюзеляжу. Підвищена температура повітря при застосуванні аеродромних підігрівачів для видалення обмерзанням і снігу з обшивки ПС, дренажних пристроїв.

15. Підвищена або знижена відносна вологість повітря.

16. Підвищений рівень шкідливих речовин в повітрі робочої зони.

17. Відсутність або недолік природного освітлення в службових, технічних, багажних відсіках, підпільних просторах, в нішах опор шасі і в інших обсягах ПС.

18. Недостатня освітленість робочої зони штучним світлом при технічному обслуговуванні в темний час доби.

4.2 Обслуговування повітряних суден в умовах екстремальних метеорологічних умов

В екстремальних метеорологічних умовах, а до екстремальних метео умов відносять: штормовий вітер, запилену (піщану) бурю, заметіль, грозу, злива, град, особливо низьку (високу) температуру повітря і т.п., які загрожують безпеці працюючого на ПС інженерно-технічного персоналу, безпосередній керівник робіт з технічного обслуговування (ТО) на ПС тимчасово призупиняє їх виробництво і вживає відповідних заходів забезпечення безпеки персоналу, збереження авіаційною техніки (АТ) і наземного устаткування.

В умовах, коли проведення ТО можливо, керівники робіт повинні забезпечити безпеку працюючих, необхідну якість робіт і збереження авіаційної техніки.

Під час обслуговування ПС при екстремальних умовах виконавці робіт зобов'язані:

- прийняти заходи по виключенню потрапляння води, снігу і пилу в відкриті порожнини систем і знятих виробів, приймачі статичного і повного тиску повітря, всередину паливних баків і ємностей, в кабіни, відсіки, інші місця , де не допускається скупчення води, снігу і пилу;

- пришвартувати ПС або вжити інших заходів, передбачені нормативною документацією для даного типу судна, що виключають пошкодження ПС при сильному вітрі, встановити під колеса упорні колодки, застопорити органи управління повітряним судном;

- правильно розмістити, при необхідності закріпити знаходяться близько ПС пристрою, кришки люків відсіків, зовнішні рухомі елементи ПС, наземні засоби контролю стану АТ, прийняти інші можливі заходи щодо захисту ПС від пошкоджень;

- зливати воду з місць її накопичення, прибирати бруд , перевіряти чистоту штоків опор ПС, гідроциліндрів інших систем, що труться (після припинення дії екстремальних умов); - при швидкості вітру, що перевищує наведені в регламенті технічного обслуговування (РТО) обмеження, не залишати ПС на підйомниках і не піднімати їх;

- ретельно перевіряти й очищати від снігу порожнини в крилі, фюзеляжі, гондолах, повітрозабірних пристроях, де сніг може накопичуватися і ущільнюватися при випаданні снігу і заметілі (після припинення дії екстремальних умов). При грозової діяльності (в районі аеродрому) необхідно припиняти заправку ПС паливом. Виконавець, відповідальний за ТО судна, зобов'язаний переконатися, що ПС і приєднані до нього засоби наземного обслуговування (ЗНО) загального застосування заземлені. Технічне обслуговування повітряних суден при низьких і високих температурах навколишнього повітря необхідно проводити з дотриманням вимог і обмежень, передбачених експлуатаційною документацією (ЕД) для ПС конкретного типу. У кожному авіапідприємстві відповідно до встановленого в ньому порядком отримання штормового попередження, оповіщення, виклику і дій щодо забезпечення збереження АТ розробляють інструкцію про дії персоналу відповідних підрозділів при стихійних лихах.

При надходженні штормового попередження або сигналу про іншу небезпеку посадова особа, яка прийняла сигнал, негайно сповіщає відповідних керівників підрозділів, які зобов'язані організувати дії підлеглого персоналу відповідно до вимог зазначеної інструкції.

4.3 Рекомендації щодо мінімізації шкідливих факторів при технічному обслуговуванні повітряних суден

Технічна експлуатація повітряних суден виконується згідно з основними правилами, що приписані в нормативно- технічній документації, виконання яких є обов'язковим для керівного інженерно-технічного і льотного складу, робітників інших служб авіаційних підприємств.

При технічній експлуатації ПС необхідно виконати такі основні правила, що мінімізують шкідливі фактори:

- дотримуватися експлуатаційних обмежень, встановлених нормативними документами для ПС, двигунів і комплектуючих виробів;

- в польоті і при перевірках працездатності і правильності функціонування систем і устаткування на землі використовувати тільки встановлені експлуатаційною документацією режими роботи;

- використовувати при ТО такі засоби контролю і наземного обслуговування, обладнання та маркований інструмент, які передбачені експлуатаційною документацією і пройшли метрологічні перевірки;

- виконувати правила контровки, запобігаючи від відкриття, відкручування і випадання деталей;

- після закінчення робіт на ПС виконавці перевіряють відсутність на місці виконання робіт (у відсіках, люках, повітро- забірних пристроях, в кабіні) інструменту, сторонніх предметів;

- для технічного обслуговування ПС необхідно використовувати тільки справний інструмент, спецмашини, засоби наземного обслуговування, які передбачені для даного типу ПС;

- не допускати до виконання технічного обслуговування ПС спецмашин, що не укомплектовані засобами заземлення та пожежної безпеки;

При стоянці ПС тривалістю більше 2 годин, а також під час дощу, снігу, курній бурі, (незалежно від тривалості стоянки) на вхідних пристроях, прийомних системах повного і статичного тиску, інших системах ПС встановлюють передбачені експлуатаційною документацією захисні пристрої.

4.4 Розрахунок та випробування фюзеляжу на герметичність

В процесі експлуатації пасажирського літака періодично, через певне число годин нальоту, проводиться наземна перевірка його на герметичність для порівняння фактичної витоку повітря з максимально допустимою по нормам герметичності. Крім того, при льотних випробуваннях літака герметичність кабіни можна перевіряти і в польоті.

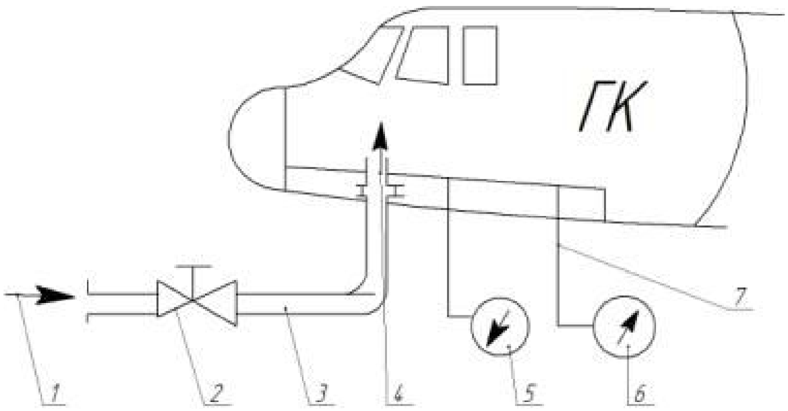
Існують два методи наземної перевірки герметичності:

1) метод компенсації витоку повітря з кабіни;

2) метод вимірювання часу падіння тиску повітря в кабіні.

На практиці застосовується тільки другий метод. Сутність першого методу полягає в тому, що в кабіну подається стільки ж повітря, скільки з неї випливає через нещільності. Збереження тиску в кабіні на постійному рівні є достатнім показником, що свідчить про рівність подачі і витоку повітря.

Перевірка герметичності кабіни (ГК) другим методом проводиться по схемі, яка наведена на рисунку 5.1:



1 - трубопровід подачі повітря від джерела; 2 – перекрив ний кран; 3 - трубопровід;4- штуцер під'єднання трубопроводу;
5 покажчик швидкості зміни тиску в ГК; 6 - покажчик тиску в ГК;
7 - трубопровід.

Рисунок 4.1- Принципіальна схема перевірки герметичної кабіни,

Суть методу в наступному: в кабіні від наземного джерела стисненого повітря створюється надлишковий тиск $\Delta P_к$, що дорівнює тиску в умовах експлуатації. Потім джерело стисненого повітря відключається і через певні інтервали зміни $\Delta P_к$ фіксується час падіння надлишкового тиску в кабіні. Як правило, перевірку припиняють при досягненні в ній надлишкового тиску 1Н/см^2. Сумарний час порівнюють з поданими нормативами (для кожного типу літака) і роблять висновок для герметичності кабіни. Крім того, по заміряних даних визначають також величину витоку повітря з кабіни.

Для визначення витоку, якщо відома залежність $\Delta P_к = P_к - P_н = f(\tau)$, з рівняння стану можна отримати розрахункову формулу:

Відповідно до рівняння стану в будь-який момент часу маємо:

$$P_к V_k = R T_k G_k \tag{4.1}$$

Так як процес закінчення протікає повільно, то температуру повітря в кабіні в процесі падіння тиску можна прийняти постійним.Тоді:

$$\frac{V_k}{RT_k}\frac{dP_k}{d_\tau} = \frac{dG_k^*}{d\tau} \tag{4.2}$$

Але через відсутність подачі повітря в кабіну $\frac{dG_k^*}{d\tau} = -G_{yt}$, тобто

$$G_{ут} = -\frac{V_k}{RT_k}\frac{dP_k}{d_\tau} \tag{4.3}$$

Як відомо, градієнт тиску можна замінити кінцево- різницевим відношенням:

$$\frac{dP_k}{d_\tau} \approx -\frac{p_{k1}-p_{k2}}{\tau_1-\tau_2} = -\frac{\delta p_k}{\Delta\tau}, \text{або } \frac{dp_k}{d\tau} \cong \frac{\delta(\Delta p_k)}{\Delta\tau} \tag{4.4}$$

так як в процесі перевірки тиск Рн можна вважати постійним.

Тут $P_{k1} > P_{k2}$, а індекси 1 і 2 відносяться до двох проміжків часу.

Вибираючи величину Δτ невеликим, можна отримати з достатньою точністю значення $\frac{dP_k}{d_\tau}$.

Тоді: $G_{ут} = \frac{V_k}{RT_k}\frac{P_{k1}-P_{k2}}{\Delta\tau} = \frac{V_k}{RT_k}\frac{\Delta p_{k1}-\Delta p_{k2}}{RT_k\Delta\tau}$;

Таким чином, розбиваючи проміжок часу від початку і до моменту закінчення перевірки на окремі, досить малі, проміжки $\tau_1 = 0 + \Delta\tau$, $\tau_2 = \tau1 + \Delta\tau$ і т.д. і знаходячи відповідні їм значення ΔP_{k1}, ΔP_{k2} і т.д., згідно з отриманою залежності $\Delta P_k = f(\tau)$, можна визначити зміну за часом.

Так як процес вирівнювання тиску в ГК протікає відносно повільно, його можна вважати ізотермічним, тобто прийняти значення Тк постійним і рівним його значенням перед початком перевірки.

Максимально питомий витік, очевидно, буде відповідати початковому моменту часу падіння тиску $\tau_{к0} = 0$, тобто

$$g_{ут max} = \frac{\Delta p_{k0}-\Delta p_{k1}}{RT_k\Delta\tau} \tag{4.5}$$

Як уже зазначалося, герметичність кабін можна визначати не тільки на землі, але і в польоті. Перевірка витоку повітря здійснюється в цьому випадку іншим способом. При цьому отримані результати будуть відрізнятися від результатів наземної перевірки. Це пов'язано з наступними причинами:

1) зовнішній тиск P_H в польоті і на висоті, де надмірний тиск в кабіні досягає тієї ж величини ΔP_k, що і при наземної перевірці, буде менше, ніж у землі pH_0($pH_0 >$ pH);

2) умови польоту (вібрації літака, аеродинамічні навантаження на обшивку кабіни і т.п.) можуть позначатися на сумарній площі нещільності ГК;

3) в окремих випадках, через негерметичність запірних кранів відбору повітря, від джерел наддуву в кабіну буде надходити недостатня кількість повітря.

Для з'ясування впливу pH на час витоку повітря будемо вважати, що сумарна площа нещільностей ГК в польоті така ж, як і на землі, а запірні крани герметичні і надходження повітря від джерела наддуву дорівнює нулю.

У загальному випадку процес закінчення повітря з кабіни розділиться на закритичний і докритичний. При однаковому надмірному тиску в кабіні $\Delta P_к$ при перевірці герметичності на землі і в польоті в першому випадку закритичний процес закінчення може бути відсутнім. Дійсно, з умов існування критичного витікання маємо:

$$\frac{p_K}{p_H} > 1.89 \text{ або } \frac{\Delta p_k + p_H}{p_H} > 1.89 \qquad (4.6)$$

Звідси: $\frac{\Delta P_k}{P_H} > 0.89$, або $\Delta P_k > 0.89 P_H$

Але так як тиск у землі ΔP_{H0} більше, ніж тиск P_H на висоті польоту, то ясно, що в першому випадку цей процес може бути відсутнім. Для закритичного процесу витікання необхідно, щоб при pH_0 = 760 мм рт.ст. величина $\Delta P_к$ була більше 676 мм рт.ст. для існуючих пасажирських літаків значення $\Delta P_к$ не перевищує 400-500 мм рт.ст. Якщо ж величина $\Delta P_к$ така, що закритичний процес закінчення матиме місце в обох випадках, то час за критичного спливу буде неоднаковим.

Нехай величина надлишкового тиску в кабіні ΔPк така, що в початковий момент (τ=0):

$$\frac{P_{k0}}{P_{H0}} > 1.89 \text{ (у землі);}$$

$$\frac{P_{k0}^{*}}{P_H} > 1.89 \text{ (на висоті польоту)}$$

У закритичному процесі закінчення зовнішній тиск не впливає на величину витоку. Час закритичного закінчення визначається рівнянням:

$$\tau_{закр} = T_{закр} \ln \frac{P_{k0}}{P_k} \qquad (4.7)$$

і протікає до моменту, при якому $P_к$=1,89$P_н$.

Отже, при закінченні повітря в кабіні в польоті, час за критичного процесу буде більше, ніж у землі (при однакових надлишкових тисках).

Розглянемо випадок до критичного закінчення повітря. Величина витоку повітря для до критичного процесу визначається рівнянням:

$$G_{ут} = 0{,}95F\mu_{докр}\sqrt{\frac{3}{kRT_k}}\sqrt{P_H(P_k - P_H)}, \tag{4.8}$$

Або:

$$G_{ут} = 0{,}95\ F\mu_{докр}\sqrt{\frac{3}{kRT_k}}\sqrt{\Delta P_k P_H} \tag{4.9}$$

Очевидно, що при всіх інших рівних умовах і однаковому ΔРк витік повітря з кабіни під час перевірки її герметичності на землі в випадку до критичного процесу витікання буде більше, ніж в польоті, так як $pH_0 > pH$, а, отже, час падіння тиску в першому випадку буде менше, ніж у другому. З усього викладеного випливає, що витік повітря, визначеного для наземних умов, дає лише відносну оцінку герметичності кабіни літака, хоча і достатню для визначення експлуатаційної придатності ГК, і тому не може служити підставою для визначення часу закінчення повітря в польоті в разі припинення наддуву. На основі результатів зазначеної перевірки можна отримати сумарну площу нещільностей кабіни і потім прорахувати можливий час вирівнювання тиску (якщо прийняти, що ця площа залишається незмінною).

4.5 Правила пожежної безпеки під час експлуатації планера літака

Всі роботи, що виконуються на цивільних повітряних судах з(заправка, промивка та випробування паливної, масляної, кисневої та гідравлічної систем; промивка двигунів; роботи із застосуванням органічних розчинників, клеїв, герметиків і іншого), повинні проводитися працівниками, які пройшли підготовку за програмою пожежно-технічного мінімуму.

Перед початком робіт на повітряному судні необхідно:

1. Знеструмити повітряне судно;

2. Заземлити повітряне судно, переконатися в надійності контакту.

3. Відкрити всі наявні на повітряному судні двері і люки для провітрювання і в цілях екстреної евакуації людей у разі виникнення пожежі;

4. Встановити в зоні виконання робіт пересувні вогнегасники, або пересувні пожежні установки.

В залежності від характеру виконуваних робіт при ТО ПС, використовуються наступні типи вогнегасників:

1. Порошковий- призначений для гасіння твердих та рідких речовин, газів та електроустановок, напруга яких не перевищує 1000 В. Даний тип вогнегасників не використовують для гасіння матеріалів, які горять без доступу повітря.

2. Повітряно- пінний- призначений для гасіння твердих матеріалів та горючих матеріалів. Вогнегасниками даного типу заборонено гасити речовини, які горять без повітря, лужні метали та об'єкти під напругою.

3. Вугле- кислотний- призначений для гасіння матеріалів, які горять тільки при наявності повітря. Не рекомендовано використовувати для гасіння магнію, алюмінію, натрію і калію, а також їх сплавів.

Підключення переносних світильників і електроінструменту до електромережі має здійснюватися поза повітряного судна. Для роботи у вибухонебезпечній зоні, на паливної, гідравлічної і кисневої системах використовуються переносні світильники тільки вибухобезпечного виконання. Використовувати електроінструмент у вибухонебезпечних зонах не допускається. Переносні світильники повинні мати захисну сітку, гачок для підвіски, шланговий провід достатньої довжини зі справною ізоляцією. Провід, що живить лампу або електроінструмент, не повинен торкатися вогких або гарячих поверхонь. При виявленні несправності світильника, електроінструменту або проводу необхідно негайно припинити роботу, а електромережу несправних споживачів знеструмити.

4.6 Інструкція техніки безпеки при технічному обслуговуванні авіаційної техніки

Технічне обслуговування та поточний ремонт авіаційної техніки необхідно виконувати згідно НТЕРАТ ГА-83 (розділ 2, п. 51 цих правил), регламентом

технічного обслуговування даного типу ПС, технологічними вказівками з виконання робіт на авіаційній техніці, а також цими правилами.

Основні заходи безпеки при роботах з технічного обслуговування планера літака :

1. При роботах на борту ПС і в разі відсутності вхідних трапів, драбин, сходів у відкритих прорізів вхідних дверей ПС на прорізи повинні бути встановлені запобіжні ремені, що виключають падіння авіаційного персоналу за борт ПС.

2. У відкритих люків на підлогах ПС необхідно встановлювати запобіжні огородження.

3. Роботи на обшивці ПС повинні виконуватися тільки в спеціальному взутті, що виключає ковзання і пошкодження обшивки. Допускається застосування спеціальних килимків і матів.

4. При виконанні робіт на ПС необхідно вжити заходів щодо попередження попадання палива, масел і спеціальних рідин на людей, конструкцію ПС і обладнання, а також на місця стоянки.

5. Перед виконанням робіт, пов'язаних з монтажно-демонтажними або ремонтними операціями, установка ПС на підйомники повинна проводитися відповідно до технологічних вказівок для ПС даного типу.

6. Підйом ПС слід проводити рівномірно по команді особи, відповідальної за цю операцію.

7. Застосування легкозаймистих і горючих рідин для очищення деталей конструкції ПС допускається тільки з використанням ванночок, листів, волосяних кистей і серветок з бавовняної тканини способами, що виключають розлив і потрапляння рідин на шкірні покриви і одяг працюючих.

8. Не допускається виконання таких робіт на ПС одночасно із застосуванням джерел тепла, включенням і вимиканням споживачів електроенергії на ПС в безпосередній близькості від місця робіт або інших робіт, при яких можливо іскроутворення.

9. При застосуванні аеродромних підігрівачів необхідно запобігати попаданню струменя гарячого повітря на відкриті ділянки тіла працюють, балони зі зжатими газами і колеса шасі.

10. Роботи з ТО ПС, при недостатньому освітленні, слід виконувати тільки за допомогою переносних ламп напругою змінного струму не більше 12В, постійного струму - 27В.

11.Авіаційний персонал, зайнятий на роботах з ТО ПС, повинен забезпечуватися справним інструментом, обладнанням і пристроями, які відповідають вимогам безпеки. Обладнання та інструменти, необхідні для виконання робіт, повинні розміщуватися в спеціальних сортувальниках (сумках), використовуватися за призначенням.

12. Забороняється перебування сторонніх людей на робочих місцях (в зонах), де виконуються роботи з підвищеною небезпекою Особи, зайняті на роботах з ТО , повинні застосовувати засоби індивідуального захисту.

13. Підйом на ПС виробів, пристосувань і пристроїв масою більше 10 кг по приставних і бортових сходах забороняється. Підйом на висоту виробів і устаткування масою до 10 кг допускається одним працюючим, від 10 до 20 кг - двома працюючими. Вироби авіаційної техніки при масі одного виробу понад 20 кг повинні підніматися на висоту із застосуванням засобів механізації.

14. Після виконання робіт на ПС інструменти та обладнання повинні бути прибрані, а місце стоянки очищено від залишків витратних матеріалів з ціллю виключення їх потрапляння в повітряний тракт двигунів ПС або травмуванні авіаційного персоналу.

Висновок до розділу

В даному розділі були описані питання охорони праці під час експлуатації авіаційної техніки на сучасному рівні. Були виділені та охарактеризовані основні виробничі шкідливі фактори, під час експлуатації повітряних суден, та запропоновані міри по мінімізації шкідливих факторів на експлуатаційних підприємствах. В ході виконання розділу був приведений розрахунок та випробування фюзеляжу літака на герметичність. Аналізувавши питання охорони праці на сучасних авіаційних підприємствах, були описані актуальні засоби пожежної безпеки при роботі з технічного обслуговування, заходи та правила безпеки безпосередньо при роботі з авіаційною технікою.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Аналіз негативного впливу на довкілля при застосуванні протизаморожувальних авіаційних рідин при обсуговуванні літака

У будь-якому аеропорту північних широт з метою забезпечення безпеки польотів в осінньо-зимовий період використовується комплекс заходів з видалення сніжно-крижаних відкладень з різних частин літака до його зльоту. Найчастіше для створення захисної плівки на поверхні повітряного судна застосовують протизаморожувальні рідини (ПЗР). Залежно від кліматичних умов (наявності та інтенсивності опадів, вологості, тиску, температури навколишнього середовища, туманів або інших метеорологічних явищ) одне ПС може піддаватися обробці кілька разів. Як наслідок - неоднаразове висихання, яке веде до накопичення сухих залишків. Основна частина ПЗР стікає на землю під час обробки літака (75-80%) або здувається вітром. Скидання решти на поверхні літака відбувається при зльоті. Розпилення приурочено до злітно-посадочних смугах і польотного маршруту. Процес зльоту супроводжується гідратацією сухих залишків і їх перетворенням в гелевидні відкладення при взаємодії з вологою, що знаходиться в повітрі. Обсяги та небезпечні наслідки даної реакції залежать від набору змінних факторів (кліматичних, орографічних (підстильної поверхні), гідрологічних (близькості грунтових вод), технічних (обсягів використаної рідини)).

Насичені водою залишки протизаморожувальних рідин кристалізуються на пероні, що веде до загибелі мікроорганізмів, що знаходяться в межах аеропорту. Утворення крижаних кірок на злітно-посадочних смугах (ЗПС) і стоянках повітряних суден ускладнює, або повністю припиняє процес аерації між земною поверхнею і приземним шаром повітря, наслідком чого стає зміна його газового складу. Кисень перестає надходити в грунт, а вуглекислий газ в атмосферу.

Змішуючись зі снігом, пилом і іншими хімічними речовинами на пероні, розчин може потрапити в грунтові води, через наявну дренажну систему аеропорту. Необхідно відзначити, що частина поверхонь стоянок і руліжних доріжок складається з бетонних плит, що мають стики, заповнені рихлим грунтом, що потенційно може призвести до потрапляння забруднюючих речовин у водоносні горизонти грунту.

ПЗР класифікуються на 4 типи. Всі ПС залежно від метеоумов обробляють або одним типом (тип 1), або двома ступенями (тип 1 + 4). У відповідність із загальноприйнятими стандартами SAE / AMS 1424 і ISO 11075, протизаморожувальні рідина «Octaflo EG» віднесена до типу 1, сертифікована. Разом з рідино. «Maxflight 04» (тип 4) є однією з двох основних, використовуваних в сучасних аеропортах. Зазначені типи реагентів поставляються в концентрованому і розбавленому вигляді. Зміст гліколю (етиленгліколю, діетиленгліколю, пропіленгліколю або їх сумішей) доходить до 95%.

Максимально ефективна технічна дія рідини досягається за рахунок сильного нагрівання (до 80°C на виході з розпилювача, форсунки). Випаровування ПЗР веде до збільшення вологості повітря. Крім того, гліколь є токсичною речовиною. Особливу небезпеку для перонного персоналу і орнітофауни представляють при наявності туманів, в яких пари гліколей затримуються через густоти. За ступенем впливу на організм відносяться до речовин 3-го класу небезпеки. Іншу частину складають такі елементи: вода, сповільнювачі корозії (до 1,3-4,1%), змочуючі реагенти, загусники (0,4-0,85%), гліцерин (до 3%), водний розчин ацетату калію антипінні присадки і зрідка барвники.

Аналізуючи склад приведених технічних рідин, що використовуються при експлуатації літальних апаратів, видно, що речовини, які містяться в цих рідинах мають згубний вплив на навколишнє середовище. Площа обробки літаків перевищує допустимі норми, таким чином, потенційно забруднюють територію аеропорту, а в мінімальному випадку в рази перевищує площу стоянок аеродрому. А якщо врахувати інтенсивність обробки при пікових навантаженнях в аеропортах, то сумарне забруднення стає великомасштабним.

Для зменшення негативного впливу на навколишнє середовище і, перш за все, здоров'я людини, необхідний комплекс заходів. У рецептуру ПЗР повинні бути введені рідкі органічні компоненти, які могли б:

1. Мати велику розчинність і повністю абсорбувати (розчиняти в собі) неорганічні сольові змісти антифризні і інгібіторні частини ПЗР;

2. Внаслідок малої летючості являються не повністю висихаючи, але й гігроскопічними;

3. За своєю природою додатково мати структуруючі або інгібуючі властивості.

Пріоритетним завданням стає створення на території перону спеціалізованих ділянок для проведення обробки літаків, де буде міститися своя система виведення відпрацьованих рідин. Система повинна бути замкнутою і мати інсинератори (деактиватори забруднюючих речовин). Агрегати обливу необхідно модернізувати для точкового розпилення розчинів по поверхні фюзеляжу.

Для організації всього перерахованого вище потрібно значний адміністративний ресурс у вигляді регламентації діяльності в галузі екології та контролі з боку відповідних органів. В цілому, проблема, поставлена в роботі, має високотехнологічне комплексне рішення, застосування якого лише питання часу.

5.2 Заходи щодо зменшення або усунення екологічних загроз при утилізації або переробці протизаморожувальних рідин

5.2.1 Технологія застосування спеціального майданчику для збору протизаморожувальних рідин при експлуатації повітряних суден

Обледеніння - це процес утворення льоду на поверхнях ПС. Залежно від погодних умов на поверхні ПС утворюються певні види шарів льодоутворення :

- крижаний наліт (іній, кристалічна паморозь);
- замерзаючий туман (крапельний, кристалічний або змішаного типу), що веде до утворення паморозі;
- опади у вигляді снігу, замерзаючі мряки, замерзаючий дощ, що утворюють відкладення снігу та льоду, а також сумішей снігу з водою і снігу з льодом (сніжно-крижана шапка);

- замерзає дощ і замерзаюча мряка (рівномірні опади, складаються виключно з дрібних крапель води, розташованих близько один до одного).

Безпечна експлуатація літаків в будь-яких погодних умовах є головною турботою всіх авіаперевізників, адміністрацій аеропортів, служб управління повітряним рухом і користувачів послуг авіаційного транспорту. Аналіз останніх авіаційних подій свідчать про значні кількості випадків, пов'язаних з експлуатацією повітряних суден в зимовий час.

Застосовуються наступні методи боротьби з обмерзання ПС:

- механічний (обробка вручну) за допомогою ручного інструменту (скребків, щіток, мітел, дрантя і т. д.). Він дозволяє видалити відкладення, але не забезпечує захисту від їх повторної появи, також він є небезпечним, так як виникає ймовірність пошкодження обшивки повітряного судна (подряпини, тріщини і т.д.), а також повного видалення зледеніння тільки вручну неприпустимо;

- теплової (теплий потік повітря, підігріта вода), при якому використовується нагрів поверхні, що захищається до температури танення льоду, застосовується для обробки тих частин, де нанесення ПОЖ заборонена, наприклад датчики, приймачі повітряних тисків, повітрозбірники і т. д., при його використанні необхідно уважно контролювати температуру і тиск струменя повітря, щоб уникнути пошкоджень;

- інфрачервоні теплові системи, монтуються на даху, з двох сторін ангаро подібної форми. Видалення льоду здійснюється шляхом підведення тепла в інфрачервоному випромінюванні, в результаті чого здійснюється інтенсивне танення і випаровування води, проте даний метод самостійно застосовуватися не може, так як після інфрачервоного видалення необхідно нанести ПЗР;

- фізико-хімічний (рідинно-хімічний) при якому використовуються спеціальні ПЗР, кваліфікаційне застосування яких є безальтернативним методом забезпечення безпеки і регулярності польотів в умовах наземного обмерзання і направлено на забезпечення такого стану оброблених поверхонь ПС, яке відповідає вимогам і концепції чистого літака.

Концепція чистого літака передбачає, що перед польотом критичні поверхні ПС повинні бути вільними від всіх видів відложень (іній, сніг, переохолоджену дощ, шуга, лід і «паливний лід »).

На сьогоднішній день, в аеропортах цивільної авіації, відсутні спеціальні місця для протизаморожувальної обробки ПС. Обробка ПС проводиться на в'їзді на рульові доріжки (РД), і на місцях стоянок.

При обробці ВС ПОЖ стікає на штучне покриття, при наявності ухилу випливає за межі РД і місць стоянок, де потрапляє в грунт і грунтові води.

З огляду на те, що спеціального майданчика для протизаморожувальної обробки не виділено, то в результаті потоку ПЗР відбувається руйнування бетонного покриття і блокування повітряними суднами рульової доріжки. Крім того, під час снігопадів утворюється сніжна каша (суміш снігу з ПЗР), яка розноситься колесами спецмашин по аеродрому.

Перспективними напрямками щодо підвищення екологічної безпеки при застосуванні протизаморожувальної обробки в аеропортах є застосування системи збору ПЗР.

Організація збору використаної ПЗР забезпечить захист навколишнього середовища від забруднення токсичними речовинами, скоротить матеріальні та економічні втрати, а так само підвищить культуру виробництва. Ефективним підходом до вирішення проблеми збору використаних ПЗР є будівництво майданчика для обробки ПС.

У проекті передбачено виділення окремої площадки для обробки ПС ПЗР, обладнаної пристроєм збору пролитої рідини під максимально велике прийняття аеропортом судно. Виділення спеціального майданчика для нанесення обробки забезпечить безперешкодний рух ПС по РД. Оптимальним рішенням розміщення майданчика для обробки ПС ПЗР, виходячи з розташування місць стоянок показано на рисунку 5.1:

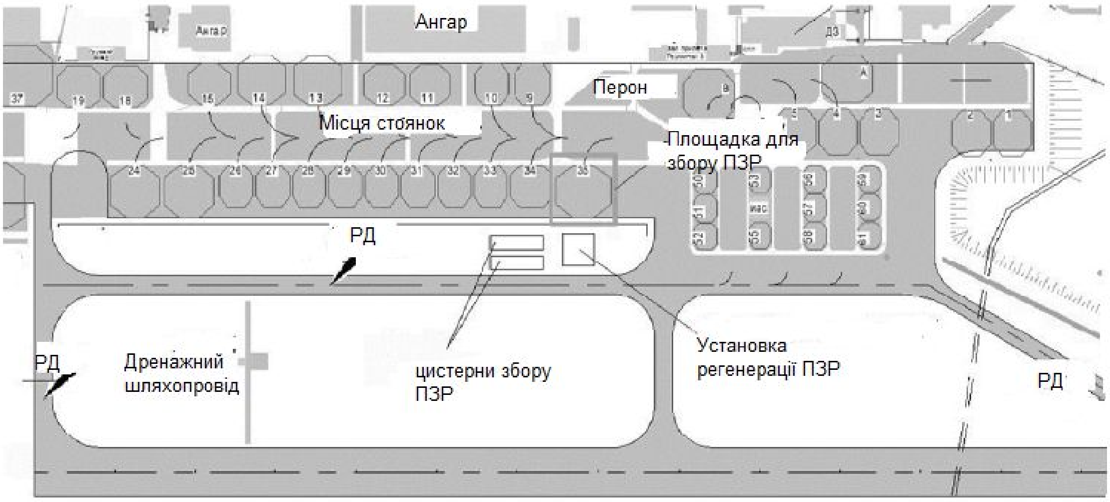


Рисунок 5.1− Схема розташування площадки для збору ПЗР

Дренажна система майданчика ПЗР повинна бути спроектована з урахуванням наступних основних принципів:

- забезпечення безпеки переміщення ПС, що досягається правильним розташуванням дренажних систем в плані і необхідної міцності їх конструкції;

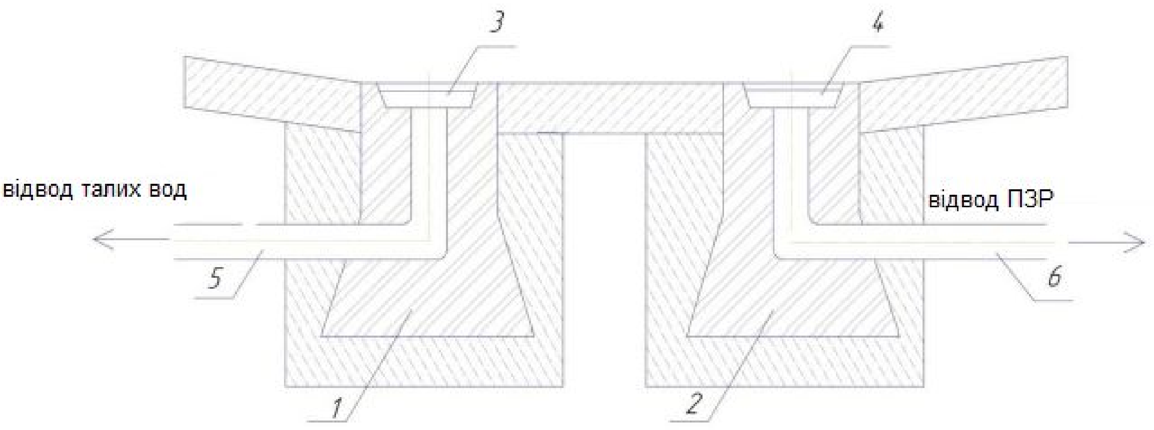
- забезпечення економічності проектованих заходів, котра досягається введенням найбільш дешевих і ефективних заходів по дренажу майданчика;

- використання збірних конструкцій з елементами заводського виготовлення;

- проектуванням дренажної системи найменшою протяжності, з мінімальним перетином аеродромних покриттів;

- забезпечення можливості перспективного розвитку аеродрому без істотної перебудови дренажної мережі.

Для збору пролитої рідини з майданчика проектом передбачена установка колодязів зі зливом відпрацьованої ПЗР і талих вод в підземні резервуари (рисунок 5.2):



1, 2 - колодязь; 3, 4 - затвор; 5 - труба для зливу талих вод; 6 - труба для зливу відпрацьованої ПЗР

Рисунок 5.2‒ Схема дренажної системи майданчики для обробки ПС ПЗР

Збір пролитої ПЗР при обробці ПС здійснюється за рахунок конструкції площадки, виконаної з ухилом 0,005, що перешкоджає розлив ПЗР по перону і забезпечує стікання рідини до центру майданчика, де встановлені колодязі 1,2 з затвором 3,4, в якому змонтована труба 5,6, поєднана з підземним резервуаром для збору відпрацьованих рідин і всіх стічних вод.

Таким чином, розробка і будівництво майданчика для обробки ПС є найбільш ефективним підходом до вирішення наступних завдань:

- блокуванням ПС на РД;
- зводяться до мінімуму забруднення навколишнього середовища і шкідливий вплив на організм людини;
- знизяться матеріальні і економічні втрати;
- підвищиться культура виробництва.

5.3 Патент RU 2475512C2. Застосування екологічно безпечної протизаморожувальної рідини

Винахід відноситься до створення нанесення рідини для наземної обробки літаків перед польотом. Протизаморожувальна рідина включає нижчу густину та температуру кипіння чім рідини, що використовуються в сучасних технологіях експлуатації літаків. Рідина включає пропіленгліколь, інгібітори корозії, водний

розчин форміату калію або суміш водних розчинів форміату і ацетату калію, гліцерин, парЮ загущувач при необхідності. Вона дозволяє отримати протизаморожувальну екологічно безпечну рідину з низькою вартістю та технологічністю.

З попереднього рівня техніки відомо, що обмерзанням літака під час знаходження його на землі відрізняється від обмерзанням в польоті. Якщо в польоті лід утворюється, як правило, лише на лобових частинах літака, то на землі лід зазвичай покриває велику частину його поверхні: всю верхню частину крил і оперення, а також поверхню фюзеляжу. Головна небезпека, пов'язана з наземним обмерзанням літака, полягає в розвитку на зледенілих поверхнях крила і оперення літака передчасних (на менших кутах атаки) зривних явищ, що загрожує на етапі зльоту і набору висоти порушенням характеристик стійкості і керованості літака.

Основними засобами,що використовуються в світовій практиці для захисту повітряних суден від наземного обмерзанням, є протизаморожувальні рідини , які забезпечують як видалення льоду, снігу, паморозі, інею, так і запобігання їх утворення на поверхні повітряних суден протягом деякого часу. До ПЗР пред'являються наступні основні вимоги:

- висока ефективність видалення всіх видів наземного обмерзанням: інею, твердого (кристалічного) нальоту, паморозі, льоду;

- здатність захищати поверхню літака від утворення льоду в умовах замерзаючих опадів (переохолоджену Дощ, мокрий сніг, мряка) протягом деяким часу;

- здатність повного скидання (здування, стікання) рідини з поверхні крила при розбігу літака (при швидкостях, великих 160 км / год);

- низькі енерговитрати при перекачування в умовах низьких температур;

- безпека при поводженні з нею (не токсичність);

- надавати мінімальний негативний вплив на навколишнє середовище (Оскільки тільки 20-25% рідини безпосередньо бере участь в протизаморожувальному процесі), так як більша частина рідини стікає на землю під час обробки літака або здувається з його поверхні вітром.

Частина, що залишилася на поверхні літака рідини обов'язково скидається при зльоті і розноситься вздовж злітної смуги і далі в польоті. Протизаморожувальні рідини поділяються на два типи: тип I і тип II. ПЗР типу I не потрібно тривалий захист літака від повторного зледеніння після обливання літака - він повинен в лічені хвилини піднятися в повітря, а при підйомі скинути ПЗР разом з розтопленим льодом (снігом, інеєм і т.п.) на землю. Перебіг ПЗР типу I звичайне ньютонівське.

ПЗР типу II потрібно більш тривалий захист літака, тривале протистояння переохолодження дощу, зниження температури і т.д. Для цього використовують сильно загущені склади з токсотропними властивостями і неньютонівським плином. Винахід стосується ПЗР типу I. Найбільшого поширення знайшли ПЗР на основі токсичних етиленгліколю і діетилен гліколю. Гліколи служать для зниження температури початку кристалізації ПЗР.

Необхідні параметри в'язкості рідини були досягнуті за рахунок використання поверхнево-активних компонентів однієї не іонно-поверхневої речовини з групи жирних спиртів за допомогою низькомолекулярного алкоксиду жирних спиртів однієї поверхнево-активної речовини з групи алкіларілсульфонатов лужних металів.

Розглянемо приклад застосування ПЗ рідин «Арктика» та «Октофло». Існуючі, найбільш застосовувані ПЗР на гликолевій антифризній складовій, мають ще технологічні недоліки. «АРКТИКА» при її використанні не підлягає розведенню водою, що робить її з цієї причини не економічною: вважається, що робоча рідина повинна мати температуру кристалізації лише на 10°C нижче атмосферного повітря. При цьому 80% ожеледних ситуацій буває в районі 0°C. ПЗР з найменуванням «ОКТОФЛО» можна розбавляти водою, але дистильованою. Тому робить цю ПЗР не технологічною через відсутність на аеродромах сотень тонн дистильованої води.

Виконані дослідження показали можливість отримання кінцевого результату - протизаморожувальної рідини, що відповідає міжнародному стандарту ISO 11075 / AMS1424 - застосовуючи широкий спектр інгібіторів. Поставлена задача вирішена тим, що створені рецептури і технологія ПЗР як на ацетат, так і на форміат що задовольняють вимогу міжнародного стандарту ISO 11075 / AMS 1424.

Винахід характеризується наступною сукупністю ознак:

- протизаморожувальноа рідина для наземної обробки літаків з щільністю при 20°С 1,27-1,32 г / см3 і температурою кипіння 119-124°С, що включає пропіленгліколь, інгібітори корозії, водний розчин форміату калію або суміш водних розчинів форміату і ацетату калію, гліцерин, пар, загущувач при необхідності.

Застосування вище наведених складових, робить представлену протизаморожувальну рідину набагато екологічнішою, ніж рідини, що використовуються при експлуатації ПС на сьогоднішній день.

Висновок до розділу

Виконуючи аналіз аспектів технічного обслуговування, що впливають на стан навколишнього середовища, можна зробити висновок, що використання спеціальних технічних рідин, таких як протизаморожувальні можуть зашкодити екології, а саме забруднити грунт та всі поживні речовини що містяться в грунті. Забруднення стічних та підґрунтових вод, що призведе в свою чергу до забруднення великомасштабних водойм і т.д. В наслідок розпилення ПЗР, відбувається забруднення повітря, що може призвести до погіршення рівня кисню в середовищі, токсичних викидів в атмосферу, та вплинути за здоров’я робітників аеропорту та відвідувачів.

Для запобігання шкідливого впливу від процесу проти заморожування, були запропоновані наступні заходи:

1. Запровадження спеціальних майданчиків та дренажних систем, що забезпечать відведення токчисних рідин під час процесу проти заморожування в спеціальні резервуари, які не допускають потрапляння токсин в грунти та води.

2. Використання ПЗР з меншою кількістю шкідливих речовин, що містяться в сучасних протизаморожувальних рідинах. Використання таких ПЗР забезпечить мінімізацію викиду газів та парів під час обробки літака від обмерзання.

3. Заміна традиційних методів боротьби з обмерзанням літаків від використання ПЗР до впровадження технологій підігріваючи ангарів, які за рахунок інфрачервоного випромінювання обігрівають деталі літака.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В ході виконання дипломної роботи були виконані наступні роботи:

1. Проаналізовано застосування композиційних матеріалів в конструкціях фюзеляжів.

2. Приведено концепцію виготовлення фюзеляжу з вуглепластику.

3.Аналізовано використання термопластичних композиційних матеріалів в авіаційних конструкціях.

4. Визначено роль надійності в життєвому циклі літака.

5. Досліджено методи забезпечення надійності.

6.Запропоновано конструктивно- технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу фюзеляжу літака.

7. З модельовано метод забезпечення статичної міцності дослідним шляхом.

8. Досліджено фюзеляж на ударостійкість методом конічно- елементної моделі.

9. Проведені розрахунки та графічні зображення режимів деформації фюзеляжу при дослідженні на ударостійкість.

10. Проведено розрахунки напружень фюзеляжу з використанням процесів CAD/CAE.

11. Визначено втомне напруження хвостової частини фюзеляжу та проведено аналіз граничних напружень.

12. Досліджено вплив зовнішніх напружень на елементи фюзеляжу теоретичним методом.

13. Визначено мету, завдання досліджень, об'єкт, предмет і методи досліджень.

В ході виконання даної роботи були розглянуті питання охорони праці, визначено основні шкідливі виробничі фактори, та рішення, що мінімізують їх. Було розроблено інструкцію з техніки безпеки при експлуатації планера літака. Також були опрацьовані питання охорони навколишнього середовища при експлуатації планера літака. Були виявлені шкідливі фактори, що впливають на безпеку навколишнього середовища при обробленні літака протизаморожувальними

рідинами. Розглянуто вплив ПЗР на навколишнє середовище, та були запропоновані технології збору використаної ПЗР та використання ПЗР з меншою кількістю шкідливих речовин, що містяться в сучасних протизаморожувальних рідинах. Використання таких ПЗР забезпечить мінімізацію викиду газів та парів під час обробки літака від обмерзання.

Проведені дослідження дозволять використовувати графічні та комп'ютеризовані технології , що замінять застарілі методи визначення та забезпечення надійності конструкції літака. Оптимізацують процеси, впровадженям сучасних методів, технологій та операцій, пов'язаних з підтриманням рівня надійності конструкції фюзеляжу пасажирських та транспортних літаків за рахунок застосування новітніх композиційних матеріалів та їх різновидів, що забезпечать підвищення рівня надійності та підвищення рівня безпеки польотів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М: Машиностроение, 1988.

2. Макин Ю. Н. Основы производства ЛА и АД. Конструкции из композитных материалов. Электронное хранилище МГТУ ГА. URL: http://storage.mstuca.ru/handle/123456789/4436.

3. Линия полета. Композиты в авиастроении. Опыт применения.

4. Eric Olson (September 12, 2019). *Thermoplastic composites for aerospace application.* Available at: https://insights.globalspec.com/article/12596/thermoplastic-composites-for-aerospace-applications.

5. Jim Powers (April 1, 2019). *Thermoplastic Composites to Play Enhanced Role in Next-Generation Aerospace Applications,* Aerospace&Defence technology. Available at: https://www.aerodefensetech.com/component/content/article/adt/features/articles/34123

6. С.В. Далецкий, Е.С. Далецкий. Обеспечение функциональных задач контроля надежности авиационной техники в эксплуатации. Научный вестник МГТУ ГА № 127. УДК 629.735.017, 2008.

7. Doi:10.32620/oikit.2018.82.01 .О. Д. Донець,О .І . Семенець, Є. Т. Василевський, О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний. Конструктивно-технологічні рішення забезпечення статичної міцності та ресурсу регіональних пасажирських літаків.

8. Гребеников, А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций [Текст]: монография / А.Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.

9. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий [Текст] / Д.С. Кива, Г.А. Кривов, А.Г. Гребеников и др. – Киев: КВИЦ, 2015. – 188 с.

10. Осташ, О.П. Механіка руйнування і міцність матеріалів [Текст]: довід. посіб. / О.П. Осташ, В.М. Федірко, В.М. Учанін, С.А. Бичков та ін. / за заг. ред. В.В.

Панасюка; за ред. О.П. Осташа, В.М. Федірка. – Львів: Сполом, 2007. – Т. 9: Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій. – 1068 с.

11. Abramowitz, A., Smith, T. G., Vu, T., and Zvanya, J., (2002).Vertical Drop Test of a Narrow-Body Transport Fuselage Section with Overhead Stowage Bins, Draft Report Number DOT/FAA/AR-01/100.

12. Adams, A., Lankarani, H.M., (2003).A modern aerospace modeling approach for evaluation of aircraft fuselage crashworthiness. International journal of crashworthiness 8:401-13.

13. Adams, A., Thorbole, C.K. and Lankarani, H.M., (2010).Scale modeling of aircraft fuselage: an innovative approach to evaluate and improve crashworthiness. International journal of crashworthiness 4:71-82.

14. Jackson, K.E., Fasanella, E.L., (2001).Development of a Scale Model Composite Fuselage Concept for Improved Crashworthiness.Journal of Aircraft 38:33-45.

15. Xue, P., Wang, L., (2011). Crashworthiness Study on Fuselage section and Struts under Cabin Floor. Protective. Structures 2:515-25.

16. Yang, J.L., Wu, W.H., Zhao, Y.. (2002b).Energy Absorbing Capability of Kneeling Landing Gear for New Type Armed Helicopters During Crash Process(Ⅱ): Theoretical Model Analysis. Acta Aeronautica et astronautica Sinica 23:28-32.

17. C Ledermann, C Hanske, J Wenzel, P Ermanni, R Kelm (2005) Associative parametric CAE methods in the aircraft pre-design. Aerospace Science and Technology 7: 641-651.

18. Hürlimanna F, Kelmb R, Dugasb M, Oltmannb K, Kress G(2011) Massestimation of transport aircraft wingbox structures with a CAD/CAE-based multidisciplinary process. Aerospace Science and Technology 15: 323-333.

19. Абрамовиц А., Смит Т.Г., Ву Т. Испытание на вертикальное падение узкофюзеляжной транспортной секции фюзеляжа с верхними грузовыми отсеками, номер проекта отчета DOT / FAA / AR-01 / 100.

20. Джексон, К.Э., Фазанелла, Е.Л., (2001) . Разработка масштабной модели составного фюзеляжа для повышения стойкости к столкновению. Журнал самолетов 38: 33-45.

21. Макаревский И.А. Теоретические и экспериментальные основы норм прочности самолетов. / Труды ЦАГИ, вып. 800, 1960.

22. Усталость самолетных конструкций / Сб. статей под ред. Н.Ню Эскина, Оборонгиз, 1961.

23. Француз Т.А., Райхер В.Л. Методы определения срока службы самолета от действия повторяющихся в эксплуатации нагрузок/ Труды ЦАГИ, вып. 727, 1958.

24. Закон Украины "Об охране труда". Утверждено Постановлением Верховного Совета Украины от 14.10.92 № 2695-XII.

25. Правила безопасности труда при техническом обслуживании и текущем ремонте авиационной техники, от 30.08.96 № 2/22-17-К 64.44.30, 81 с.

26. ГОСТ Р 54264-2010 «Воздушный транспорт. Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Методы и процедуры противообледенительной обработки самолетов. Общие требования» , 20 с.

27. ГОСТ 12.1.007-76 «Вредные вещества. Классификация и общие требования безопасности».

28. DOI: 10.18454/IRJ.2016.48.176. Солтанов С.Х., Экологические последствия применения противообледенительных жидкостей «OCTAFLO EG» и «MAXFLIGHT 04» при обработке воздушных судов в гражданской авиации в осенне- зимний период.

29. Каталог противообледенительных жидкостей ООО «ХиАтон» [Электронный ресурс] URL: http://www.hiaton.ru/catalog/13342/ (дата обращения 12.12.2015).

30. УДК 665.767 М.А. Плахотникова, Ю.Г. Серебреникова, А.В. Лысянников, Ю.Ф. Кайзер, Площадка для сбора противообледенительных жидкостей в аэропорту.

31. Патент RU 2475512C2. Экологически безопасная противообледенительная жидкость.