

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

**ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ  
НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ  
ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ**

Харків «ХАІ» 2024

УДК 629.735.33.024.3.01

I-73

Колектив авторів:

О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, О. З. Двейрін, А. С. Чумак, О. І. Костенко

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. П. М. Павленко,  
канд. техн. наук, доц. Ю. І. Бондар

Затверджено на засіданні вченої ради університету як монографію  
(протокол № 8 від 22.03.2023)

**Інтегроване** проєктування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії [Текст] : монографія / О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, I-73 О. З. Двейрін, А. С. Чумак, О. І. Костенко. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2024. – 204 с.

ISBN 978-966-662-923-7

Розроблено та теоретично обґрунтовано метод інтегрованого проєктування носової частини фюзеляжу за допомогою комп'ютерних систем для підвищення ефективності нових вітчизняних літаків транспортної категорії. На основі проведеного аналізу визначено вимоги до носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії.

Створено параметричні моделі майстер-геометрії, аеродинамічного обтікання і масово-інерційних характеристик фюзеляжу. Досліджено вплив геометричних параметрів носової частини фюзеляжу на характеристики фюзеляжу літака транспортної категорії і межі огляду з кабіни пілотів.

Упроваджено метод інтегрованого проєктування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії у попередньому проєктуванні перспективного літака для місцевих повітряних ліній, що дало змогу апробувати придатність методу для використання у створенні нової конкурентоспроможної авіаційної техніки.

Для наукових та інженерно-технічних працівників авіаційної промисловості, а також для аспірантів, викладачів і студентів вищих авіаційних навчальних закладів.

Іл. 198. Табл. 53. Бібліогр.: 147 назв

УДК 629.735.33.024.3.01

ISBN 978-966-662-923-7

© Колектив авторів, 2024  
© Національний аерокосмічний  
університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», 2024

## ЗМІСТ

<b>ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....</b>	<b>5</b>
<b>ВСТУП.....</b>	<b>6</b>
<b>Глава 1 АНАЛІЗ КОНСТРУКЦІЇ І МЕТОДІВ ПРОЄКТУВАННЯ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ.....</b>	<b>10</b>
1.1 Проектування літаків транспортної категорії.....	10
1.2 Методи проектування фюзеляжу літака транспортної категорії. Призначення, вимоги та вихідні дані до проектування фюзеляжу... 18	
1.3 Особливості методів проектування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії .....	39
1.4 Особливості компонування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії .....	54
1.5 Висновки.....	64
<b>Глава 2 НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДУ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ .....</b>	<b>66</b>
2.1 Теоретичне обґрунтування методу інтегрованого проектування носавої частини фюзеляжу літака транспортної категорії .....	66
2.2 Параметричне моделювання НЧФ літака транспортної категорії ....	67
2.3 Аналіз компонування і огляду з кабіни пілотів .....	73
2.4 Моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу з урахуванням форми носавої частини фюзеляжу.....	74
2.5 Аналіз масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми носавої частини фюзеляжу.....	78
2.6 Висновки.....	93
<b>Глава 3 ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ .....</b>	<b>95</b>
3.1 Аналіз впливу параметрів носавої частини фюзеляжу на об'єм і площу поверхні фюзеляжу .....	96
3.2 Аналіз впливу параметрів носавої частини фюзеляжу на масові характеристики фюзеляжу.....	100
3.3 Аналіз впливу параметрів носавої частини фюзеляжу на аеродинамічні характеристики фюзеляжу .....	103
3.4 Аналіз впливу параметрів носавої частини фюзеляжу на компонування і огляд із кабіни пілотів .....	106
3.5 Висновки.....	108

<b>Глава 4 ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ НЧФ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА ДЛЯ МІСЦЕВИХ ПОВІТРЯНИХ ЛІНІЙ.....</b>	<b>110</b>
4.1 Попереднє проєктування літака для місцевих повітряних ліній ...	110
4.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній .....	138
4.3 Розрахунок масово-інерційних характеристик фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній .....	144
4.4 Аналіз компонування і огляду з кабіни пілотів літака місцевих повітряних ліній.....	156
4.5 Визначення раціональних геометричних параметрів НЧФ літака місцевих повітряних ліній .....	159
4.6 Висновки.....	163
<b>ПІДСУМОК .....</b>	<b>164</b>
<b>БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК .....</b>	<b>166</b>
ДОДАТОК А Методика побудови параметричної моделі фюзеляжу літака транспортної категорії за допомогою системи SIEMENS NX .....	181

## ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

ЛТК – літак транспортної категорії

ЛМПЛ – літак місцевих повітряних ліній

РПЛ – регіональний пасажирський літак

БТЛ – близькомагістральний транспортний літак

СТЛ – середньомагістральний транспортний літак

НЧФ – носова частина фюзеляжу

ЦЧФ – циліндрична частина фюзеляжу

ХЧФ – хвостова частина фюзеляжу

КСС – конструктивно-силова схема

ТЗ – технічне завдання

НДС – напружено-деформований стан

СкЕМ – скінченноелементна модель

ІД – інженерний дискримінант

CAD/CAM/CAE/PLM – computer-aided design, computer-aided manufacturing, computer-aided engineering, PLM – product lifecycle management – комп'ютерне проєктування, виробництво, інженерний аналіз, керування життєвим циклом виробу

## ВСТУП

Монографію присвячено інтегрованому проектуванню носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії.

Світовий ринок авіаційних перевезень має стійку тенденцію до зростання, що зумовлює збільшення попиту на літаки транспортної категорії. Україна – одна з небагатьох світових держав, що мають промисловий і науково-технічний потенціал, а також повний виробничий цикл для створення та виготовлення сучасної авіаційної техніки.

В авіаційній галузі спостерігається дуже висока інтенсивність упровадження прогресивних технологій. Вимоги щодо авіаційної та екологічної безпеки, ефективності й надійності постійно зростають. Це зумовлює необхідність у розробленні нових методів проектування, виробництва та випробування для створення нових зразків авіаційної техніки, кращої за наявні аналоги.

Методи інтегрованого проектування є подальшим розвитком технологій автоматизованого проектування із застосуванням інтегрованих комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE/PLM. Упровадження таких систем на всіх етапах життєвого циклу авіаційної техніки забезпечує інтеграцію розрахункових, експериментальних методів проектування з методами комп'ютерного моделювання літаків і досягнення їх заданих характеристик.

Носова частина фюзеляжу (НЧФ) літака транспортної категорії є багатофункціональним відсіком зі складною формою зовнішньої поверхні, від її досконалості залежить аеродинамічна масова та експлуатаційна ефективність літака в цілому.

Отже, розроблення методу інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії є актуальним завданням, а впровадження методів інтегрованого комп'ютерного проектування на всіх етапах життєвого циклу літака має велике практичне значення у вирішенні проблеми забезпечення безпеки польотів і конкурентоспроможності вітчизняної авіаційної промисловості.

Метою розроблення нових методів інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу є підвищення ефективності вітчизняних літаків транспортної категорії.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

– провести аналіз вимог нормативно-технічної документації, особливостей конструкції і методів проектування носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії;

– науково обґрунтувати метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії з використанням комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE/PLM;

– дослідити вплив геометричних параметрів носової частини фюзеляжу на характеристики ефективності літаків транспортної категорії;

– впровадити метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу в проектування перспективного літака транспортної категорії, у виробництво на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП) і ДП «Антонов», а також у навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Об'єкт дослідження – комп'ютерне інтегроване проектування літаків транспортної категорії. Предмет дослідження – метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії.

Для вирішення поставлених завдань застосовано: методи загального проектування літаків транспортної категорії, методи системного проектування для аналізу особливостей та синтезу раціональної конфігурації носової частини фюзеляжу, методи параметричного тривимірного моделювання за допомогою системи CAD/CAM/CAE/PLM Siemens NX, метод скінченних елементів, реалізований в системах ANSYS, Siemens NX NASTRAN, розрахунково-експериментальні методи визначення впливу геометричних параметрів носової частини фюзеляжу на характеристики ефективності літака.

Адекватність розрахункових моделей перевірено шляхом порівняння отриманих даних з результатами інших методів.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у такому.

Уперше розроблено і теоретично обґрунтовано метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії із застосуванням параметричних моделей майстер-геометрії, аеродинамічного обтікання і масово-інерційних характеристик фюзеляжу, з урахуванням особливостей конструкції та вимог щодо компоновання і меж огляду з кабіни пілотів.

Уперше обґрунтовано вибір раціональної форми носової частини фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній на ранніх етапах проектування з урахуванням вимог технічного завдання і діючої нормативної документації, що дало змогу поліпшити його льотно-технічні характеристики та підвищити паливну ефективність.

Удосконалено методи розрахунку аеродинамічних та масових характеристик фюзеляжу на ранніх етапах проектування шляхом упровадження параметричних скінченноелементних моделей та CAD/CAE-систем та систем Siemens NX, NASTRAN та ANSYS.

Набула подальшого розвитку концепція створення перспективного літака для місцевих повітряних ліній і його модифікацій з урахуванням особливостей умов експлуатації.

Тема монографії безпосередньо пов'язана з виконанням держбюджетних тем № ДР 0113U001047 «Методология создания аванпроекта самолета для местных воздушных линий с помощью информационных технологий» і № ДР 0118U004041 «Методология інтегрованого проектування, конструювання та моделювання за допомогою сучасних систем CAD/CAM/CAE високоефективної авіаційної техніки», що узгоджені з Розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 № 1656-р «Про схвалення стратегії розвитку вітчизняної промисловості на період до 2020 року» та реалізацією стратегії розвитку вітчизняної авіаційної



промисловості на період до 2020 року.

Практичне значення отриманих результатів. Практичну цінність становлять такі основні результати:

1. Розроблено і впроваджено в навчальному і виробничому процесах метод інтегрованого проєктування носової частини фюзеляжу з використанням сучасних систем CAD/CAM/CAE/PLM. У результаті апробації запропонованого методу з використанням параметрів існуючих літаків підтверджено відповідність отриманих характеристик і параметрів опублікованим даним, похибка не перевищує 5 %.

2. Запропоновано метод, що дає змогу досліджувати вплив параметрів носової частини на аеродинамічні та масово-інерційні характеристики фюзеляжу літака транспортної категорії та визначати рекомендації щодо вибору цих параметрів з метою поліпшення аеродинамічних і масових характеристик літака.

3. Розроблено конфігурацію носової частини фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній, яка забезпечила підвищення аеродинамічної якості на 6 %, паливної ефективності на 6,4 %, зниження аеродинамічного опору фюзеляжу на 10 %, збільшення кута огляду з кабіни пілотів на 10 %, що дало змогу підвищити його конкурентоспроможність і забезпечити вимоги щодо умов експлуатації.

4. Створено аванпроєкт нового літака для місцевих повітряних ліній, який за своїми техніко-експлуатаційними характеристиками знаходиться на рівні кращих сучасних зарубіжних аналогів, а за рівнем комфорту для пасажирів не поступається магістральним пасажирським літакам більшої розмірності, дає змогу виконувати перевезення 19 пасажирів на відстань 1500 км на крейсерській швидкості до 850 км/год ( $M = 0,8$ ) з паливною ефективністю на рівні 24 г/(пас.·км).

Результати впроваджено у виробництво на ДП «АНТОНОВ», Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП) і в навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

## Глава 1

# АНАЛІЗ КОНСТРУКЦІЇ І МЕТОДІВ ПРОЄКТУВАННЯ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Проєктування сучасної конкурентоспроможної авіаційної техніки передбачає використання широкого спектра методів для ефективного забезпечення вимог технічного завдання [4, 22, 40, 70].

Проєктування нового літака є багатоетапним ітераційним процесом, що містить «зовнішнє проєктування», розроблення технічної пропозиції, ескізне проєктування, робоче проєктування, виготовлення дослідних екземплярів літака, його наземні і льотні випробування, під час яких визначаються фактичні характеристики літака та ступінь його відповідності технічному завданню [21, 70, 89]. За результатами льотних випробувань літака визначається можливість його серійного виробництва.

Носова частина являє собою цілісний відсік у складі фюзеляжу, належне проєктування якого забезпечує безпечне і ефективне функціонування літака в цілому [69, 108]. Попереднє проєктування носової частини фюзеляжу (НЧФ) відбувається під час автоматизованого формування загального вигляду літака та визначення параметрів фюзеляжу на етапі розроблення технічної пропозиції. Під час ескізного проєктування геометричні параметри носової частини уточнюються і виконують більш детальне моделювання компонування кабіни пілотів, а характеристики фюзеляжу уточнюються з урахуванням особливостей НЧФ [61, 79, 112]. На етапі робочого проєктування завершують створення аналітичних еталонів деталей НЧФ та інших агрегатів літака.

### 1.1 Проєктування літаків транспортної категорії

Процес створення літаків транспортної категорії та їх модифікацій супроводжується розвитком методів їх проєктування. Відомими є стадії статистичного, аналітичного, оптимального, автоматизованого та системного

методів проектування [89, 90, 96]. В основі методології проектування літаків лежить метод оптимального проектування [61, 75] на базі інтегральних критеріїв якості сучасних літаків, які вибирають з умови задоволення вимог замовника (покупця) до літака і Авіаційних правил [6, 7, 28, 27].

Метою проектування нового літака є розроблення нових науково-технічних рішень, а також конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації, забезпечення ефективного виконання його традиційних і нових функцій згідно з технічним завданням [22, 70, 96].

Завдання проектування полягає в розробленні проекту, реалізація якого забезпечить найбільш ефективне виконання поставлених цілей проектування. Літак є елементом авіаційного комплексу, що, у свою чергу, потребує системного підходу до створення літака та його складових на базі науково-технічного і виробничого комплексу [79, 89, 90].

### **Розвиток методів проектування літаків транспортної категорії**

Перші результати в розвитку та практичній реалізації методології інтегрованого проектування літаків транспортної категорії було отримано в Україні при вирішенні конструкторсько-технологічних завдань у процесі створення літаків Ан-74ТК-300, Ан-140, Ан-3, Ан-148 [70]. Однак під час розроблення аванпроекту і ескізного проектування цих літаків не повною мірою були розроблені практичні методи реалізації принципів внутрішнього проектування літаків у зв'язку з тим, що значна частина проектних процедур не піддається формалізації. У подальшому [72] методи інтегрованого проектування літаків транспортної категорії було вдосконалено під час створення літаків Ан-158, Ан-132, Ан-178, Ан-188.

Дослідження зв'язків між параметрами та характеристиками літака дають змогу вирішити завдання параметричного аналізу, параметричного синтезу й оптимізації літака [89, 90]. Генерація альтернативних схем літака здійснюється евристичним методом з урахуванням аналізу їх особливостей.

Основними завданнями при проектуванні пасажирського літака є такі [72]:

1. Вибір схеми літака та її масштабування (визначення основних проєктних параметрів, компоновання та центрування, що задовольняють вимоги технічного завдання).

2. Визначення впливу різних варіантів проєктних рішень (схемних, параметричних) на ступінь відповідності технічному завданню та техніко-економічним характеристикам.

3. Оптимізація проєктних параметрів за сукупністю вибраних критеріїв і вимог нормативних документів.

4. Розрахунок льотно-технічних і техніко-економічних характеристик за вибраними параметрами.

5. Розроблення варіантів модифікацій літака.

Зв'язки між параметрами та характеристиками є основою моделі літака, за допомогою якої вирішують завдання параметричного аналізу, параметричного синтезу й оптимізації. Для їх вирішення необхідно застосувати кількісне вираження критеріїв оптимальності або цільової функціональності  $F$ , що залежить від параметрів і характеристик літака [25, 72, 96], та знайти екстремум цієї функції в області допустимих значень проєктних параметрів  $x_{\text{доп}}$ :

$$\text{extr } F(x, y(x)), x \in x_{\text{доп}}.$$

Генерація альтернативних схем літака здійснюється з урахуванням аналізу особливостей різних варіантів.

Методи проєктування пасажирських літаків, що застосовували раніше, базувалися на двовимірних моделях і їх плазовій ув'язці, що не давало змоги врахувати всі конструктивні та технологічні особливості та привело до необхідності створення інтегрованого методу проєктування [59, 70, 72, 79, 87].

На рисунку 1.1 показано концепцію інтегрованого проєктування літака транспортної категорії [70, 72].

Концепція інтегрованого проєктування пасажирського літака є методологічною основою створення сімейства літаків транспортної категорії із заданою статичною міцністю, ресурсом при мінімальній масі. Відповідно до неї створено

сучасні вітчизняні літаки транспортної категорії сімейства Ан (рисунок 1.2).



Рисунок 1.1 – Концепція інтегрованого проєктування літака транспортної категорії

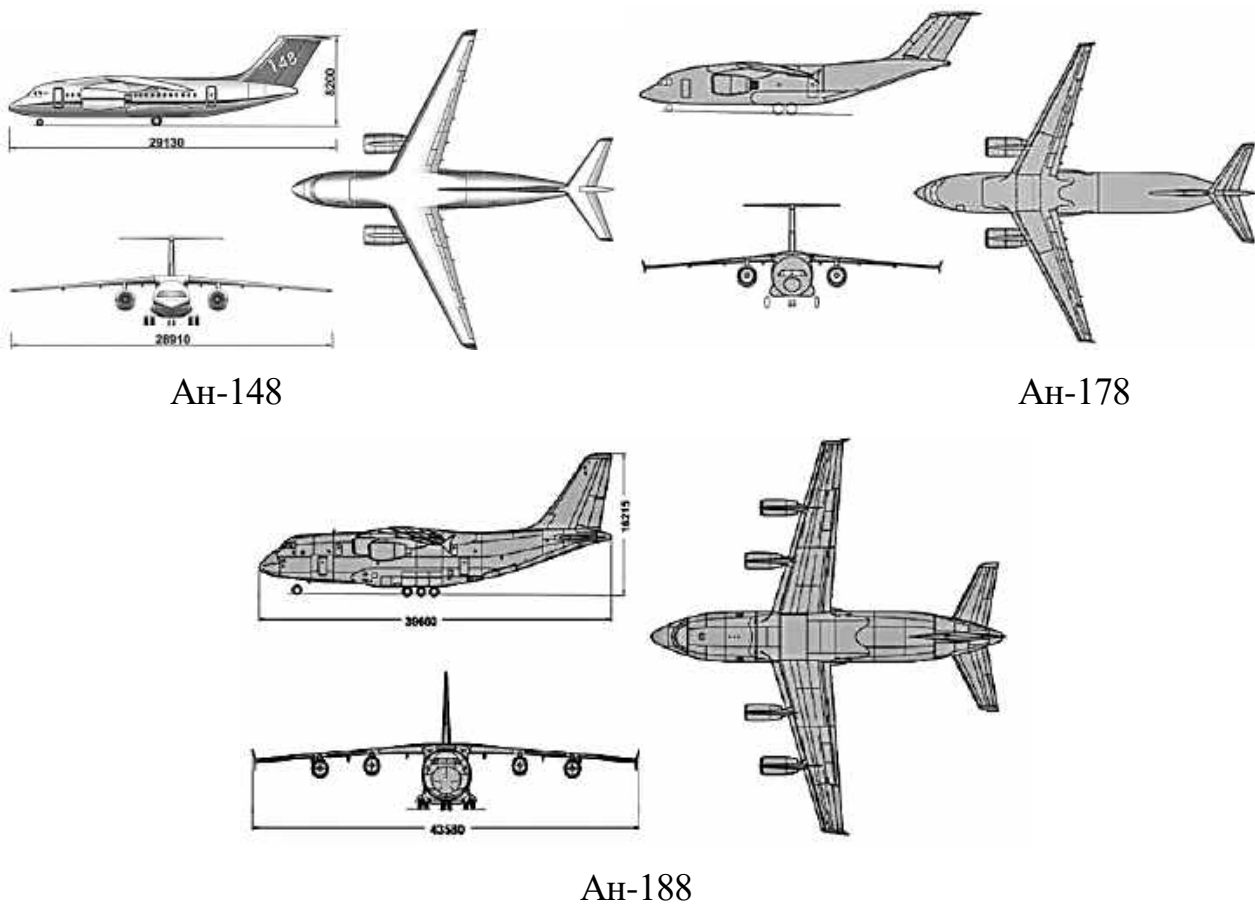


Рисунок 1.2 – Схеми сучасних вітчизняних літаків сімейства Ан

### **Вимоги, вихідні дані до проектування та критерії ефективності літаків транспортної категорії**

Відповідно до діючих Норм льотної придатності АПУ, FAR-25, CS-25 до літаків транспортної категорії належать літаки зі злітною масою більше 8600 кг та турбореактивними двигунами. Таким чином, до літаків транспортної категорії можуть належати як легкі реактивні адміністративні літаки, так і дальні військово-транспортні. Проектування НЧФ цих літаків має деякі загальні особливості, що розглянуто нижче.

- Основними вимогами, що ставлять до літаків транспортної категорії, є такі:
- забезпечення надійності і безпеки пасажирів та вантажу;
  - високий рівень комфорту;
  - економічність польотів;
  - екологічні характеристики в експлуатації (нормований рівень шуму в

пасажирських салонах і на місцевості, а також шкідливих викидів в атмосферу), які в мінімальному ступені впливають на навколишнє середовище [72].

Вихідні дані для проектування літака викладають у вигляді технічного завдання на проектування, вони містять такі документи:

- технічне завдання на проектування;
- статистичні дані, що відображають досягнутий світовий рівень у галузі проектування пасажирських літаків;
- рекомендовані нові науково-технічні рішення для проєктованого літака.

До технічного завдання належить таке [70, 100]:

- призначення проєктованого пасажирського літака;
- перелік нормативних документів, які є обов'язковими при створенні літака (Авіаційні правила України АПУ, норми авіаційного шуму та забруднення навколишнього середовища, загальні технічні вимоги галузевих стандартів, вимоги до компонування пасажирських кабін і комплектувального обладнання);

- льотно-технічні характеристики;
- характеристики технічного рівня літака та його економічні характеристики;

- перспективи розвитку літака та його систем, можливі модифікації;
- вимоги до ресурсу планера, комплектувальних виробів та обладнання;
- основні характеристики двигуна для проєктованого літака (ресурс, рівень шуму й емісій);
- перелік спеціального обладнання і його призначення;
- вимоги до надійності, системи технічного обслуговування та ремонту;
- рівень стандартизації і уніфікації.

Нині загально визнаним кількісним критерієм оцінювання якості цивільних літаків є вартість перевезень і забезпечення безпеки польотів. Конструктори, які проєктують літак і каркас планера літака, досягають концептуально заданих кількісних показників критеріїв якості шляхом [22, 63, 70, 95, 96]:

- зменшення маси конструкції як головного чинника, що знижує прями

експлуатаційні витрати завдяки можливості збільшення платного навантаження;

– збільшення терміну служби конструкції та її ресурсу при забезпеченні надійності та безпеки польотів як чинників, що знижують витрати на амортизацію, обслуговування та ремонт.

Головним критерієм в основі сучасних методів проектування авіаційних конструкцій є створення і функціонування надійної конструкції мінімальної маси, що безпечно пошкоджується, із заданим ресурсом. При цьому має гарантуватися можливість виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів і зберігатися достатня залишкова міцність конструкції.

Для визначення рівня досконалості регіональних пасажирських літаків застосовують показник собівартості пасажирських перевезень і коефіцієнт паливної ефективності.

Для досягнення заданого рівня показника паливної ефективності регіонального літака [72] вибирають схему пасажирського літака з двома двигунами з крилом великого подовження, помірної стрілоподібності, набраного із суперкритичних профілів, що забезпечує отримання максимального коефіцієнта аеродинамічної якості  $K_{\max} = 18$  на крейсерських режимах польоту. При цьому для зниження втрат аеродинамічної якості на балансування та масу планера політ на крейсерському режимі виконується при малих запасах стійкості, а задане центрування забезпечується системою перекачування палива.

### **Етапи проектування літаків транспортної категорії**

Забезпечити високі темпи робіт зі збереженням високої якості кінцевої продукції та її великої гами дуже складно без застосування комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE [49, 68, 79, 93], що дають змогу інтегрувати процеси проектування, інженерного аналізу та підготовки виробництва літака.

Проектування пасажирського літака містить такі етапи [72, 100]:

1. Попередній проєктний аналіз літака:

– розроблення вихідних даних на проектування;

– аналіз статистичних характеристик створених раніше літаків;



- розроблення технічного завдання на проектування;
- аналіз тактико-технічних вимог до пасажирського літака;
- формулювання вимог до літака відповідно до Норм льотної придатності АПУ, FAR-25, CS-25.

## 2. Параметричний аналіз пасажирського літака:

- основні абсолютні та відносні параметри літака і його характеристики;
- параметрична модель літака як об'єкта дослідження;
- аналіз впливу параметрів літака на величину швидкості польоту;
- вплив параметрів літака на дальність польоту;
- вплив параметрів літака на висоту польоту;
- вплив параметрів літака на швидкопідйомність;
- вплив параметрів літака на його маневреність;
- вплив параметрів літака на величину нормального перевантаження при польоті в неспокійній атмосфері;
- вплив параметрів літака на злітно-посадкові характеристики;
- засоби зменшення коефіцієнта лобового опору.

## 3. Вибір схеми та силової установки літака:

- аналіз і вибір загальної схеми літака та його поздовжнього балансування;
- аналіз і вибір силової установки та її характеристик.

## 4. Визначення проектних параметрів літака.

## 5. Визначення масово-інерційних характеристик.

6. Розроблення аеродинамічного, об'ємно-масового та конструктивно-силового компонування, ув'язка форм і побудова зовнішніх обводів літака.

Розрахунок центрування літака.

## 7. Оформлення результатів компонування і креслення загального вигляду.

Інтегроване проектування пасажирських літаків [61, 70] можна поділити на етапи:

1. Створення інтегрованого інформаційного середовища, комплексу

технічних і програмних засобів для створення проєкту літака, виробничої і експериментальної бази, колективу фахівців.

2. Розроблення концепції створення нового літака або модифікації вже існуючого із застосуванням комп'ютерних інтегрованих систем проєктування CAD/CAM/CAE/PLM.

3. Розроблення майстер-геометрії літака в системі CAD/CAM/CAE/PLM.

4. Визначення розрахункових навантажень, що діють на агрегати літака, і навантажень типового польоту, допустимих напружень у регулярній зоні для забезпечення регламентованої довговічності.

5. Інтегроване проєктування і конструювання агрегатів літака.

6. Створення аналітичних еталонів елементів конструкції планера літака.

7. Розроблення конструкторської, технологічної та експлуатаційної документації.

## **1.2 Методи проєктування фюзеляжу літака транспортної категорії.**

### **Призначення, вимоги та вихідні дані до проєктування фюзеляжу**

Фюзеляж за призначенням і функціональними ознаками являє собою один із найбільш складних агрегатів літака. Він призначений для розміщення корисного навантаження, екіпажу, обладнання, спорядження, а іноді силової установки і палива. Фюзеляж з'єднує в єдине ціле найважливіші агрегати літака: крило, оперення, шасі, силову установку [96, 108, 120]. Така функціональна складність зумовлює певні труднощі як вибору параметрів, розмірів і форми фюзеляжу в процесі проєктування, так і визначення зовнішніх навантажень, що діють на нього [30, 69, 83].

Фюзеляж складається з носової, середньої і хвостової частин. Конструктивно фюзеляж цивільного літака зазвичай являє собою тонкостінну каркасну конструкцію.

Вихідними даними при проєктуванні є означені в технічному завданні величина розрахункової дальності  $L_p$  польоту літака, маса корисного (комерційного) навантаження  $m_n$ , його габаритні розміри, значення швидкості  $V$

(максимальної і крейсерської), висота польоту  $H$ , умови базування (клас аеродрому, довжина ЗПС), аеродинамічна якість на крейсерському режимі польоту, відносна маса конструкції фюзеляжу, ресурс фюзеляжу, габаритні розміри і маса вмісту фюзеляжу (корисного навантаження, обладнання та спорядження), конструкційні матеріали, що застосовуються, сукупність критеріїв ефективності.

Платне навантаження, яке підлягає транспортуванню на задану відстань із заданою швидкістю, зазвичай розташовується у фюзеляжі. Для транспортних літаків має бути забезпечене швидке завантаження літака до польоту, десантування під час польоту та розвантаження після польоту. Конструкція фюзеляжу має забезпечувати захист від несприятливих факторів, пов'язаних із польотом (низькі температури, тиск, швидкісний тиск). На сучасних транспортних літаках фюзеляж має бути герметичним, включаючи вантажний відсік та кабіну екіпажу.

Можливості розташування платного навантаження у фюзеляжі – основна характеристика транспортного літака, що визначає його призначення та льотно-технічні дані.

При заданому швидкісному натиску аеродинамічний опір фюзеляжу досягає 40 % опору транспортного літака при нульовій піднімальній силі і головним чином залежить від форми і площі поверхні, що омивається.

За статистикою, наприклад, зі збільшенням діаметра фюзеляжу на 10 % загальний опір може зростати до  $\sim 3$  %. Тому аеродинамічна досконалість фюзеляжу транспортного літака відіграє важливу роль. Наприклад, на рисунках 1.3 та 1.4 показано міделеві перерізи Ан-22 та Ан-124, а також бічні проєкції фюзеляжів цих літаків.

Завдяки ретельному відпрацюванню форми фюзеляжу відносний мідель Ан-124 на 25 % менше, ніж у Ан-22, а власний аеродинамічний опір фюзеляжу Ан-124 на 20 % менше, ніж у Ан-22.

Слід враховувати, що дестабілізуючі моменти від фюзеляжу приблизно пропорційні його об'єму, тоді як стабілізуючі моменти хвостового оперення залежать в основному від довжини хвостової частини фюзеляжу. Тому

впровадження на сучасних літаках автоматизованої системи поліпшення стійкості та керованості (у тому числі у цифровому виконанні) при навколонульовій поздовжній статичній стійкості сприятливо позначається на компонованні літака та фюзеляжу зокрема, забезпечуючи його компактність.

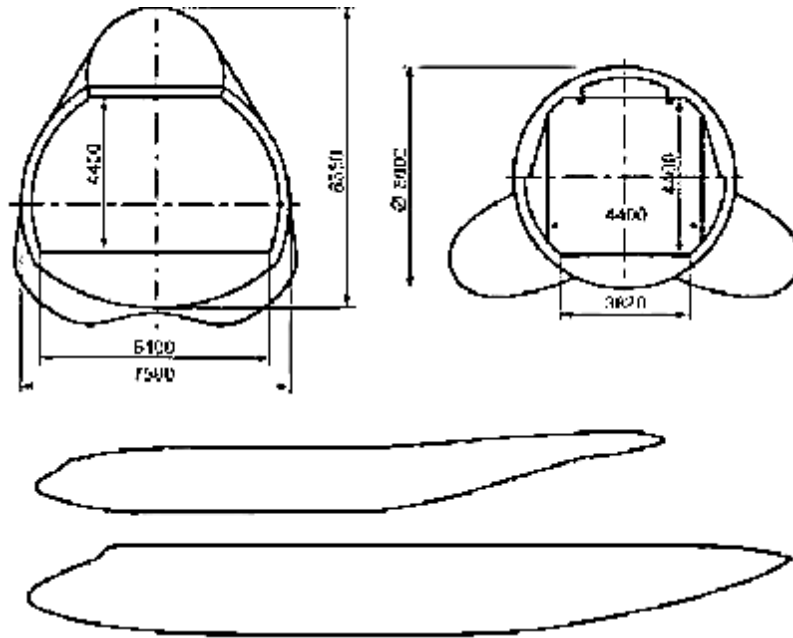


Рисунок 1.3 – Порівняння бічних видів і поперечних перерізів Ан-124 і Ан-22

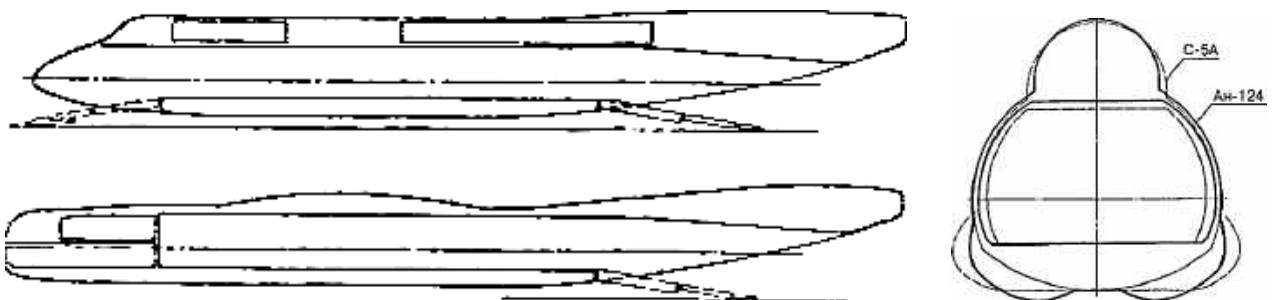


Рисунок 1.4 – Порівняння бічних видів і поперечних перерізів Ан-124 і С-5А

Конструкція фюзеляжу має бути досить міцною, жорсткою та легкою, розрахованою на заявлений ресурс, придатною для контролю та обслуговування. Особливої уваги потребує герметична кабіна з метою виключення втомних руйнувань. Напруження в обшивці не повинні перевищувати певних значень, що визначаються втомними випробуваннями міцності, і мають становити не більше

30 % від границі міцності.

Для важких транспортних літаків характерною є двопалубна конструкція фюзеляжу з експлуатаційних міркувань (навантаження – внизу, склад і частина обладнання — на верхній палубі). При оптимальному компонованні двопалубний фюзеляж має деяку перевагу перед однопалубним і за відносним опором, і за вагою конструкції.

### Особливості аеродинамічного проєктування фюзеляжу

Оскільки аеродинамічний опір фюзеляжу досягає 40 % від загального аеродинамічного опору літака, то неодноразово теоретично досліджувалися форми фюзеляжу. Наприклад, були запропоновані (Геритель і Краусе, Ф. І. Франкль) незвичайні форми фюзеляжу, в основі якого — подовжений еліпсоїд, проте з причин, зазначених вище, вони виявилися практично непридатними з експлуатаційних міркувань, особливо для військово-транспортних та вантажних транспортних літаків. Таким чином, збереглася концепція нормального фюзеляжу для практичного застосування, що враховує раціональне використання об'єму, опір та вагу. Основними параметрами фюзеляжу є його розміри (рисунок 1.5).

Якщо врахувати, що до фюзеляжу транспортного літака належать зазвичай обтічники шасі, то міделевий переріз залежатиме не тільки від габаритів вантажної кабіни, але й від компактності поперечного перерізу обтічників шасі.

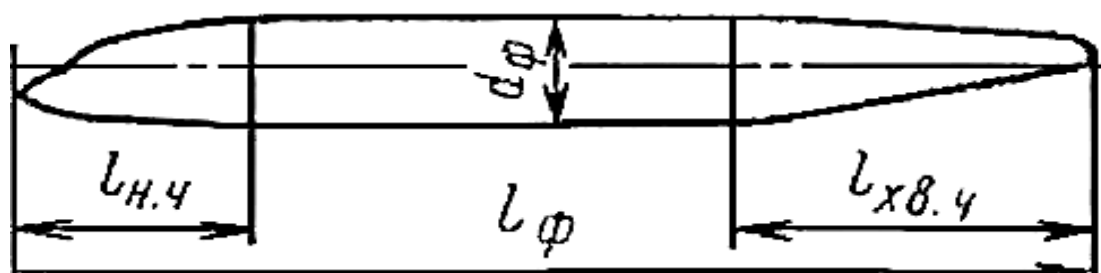


Рисунок 1.5 – Розміри фюзеляжу

Відносні параметри – подовження носової частини фюзеляжу, подовження хвостової частини фюзеляжу, а також подовження всього фюзеляжу – є об'єктами

аеродинамічних досліджень.

У разі застосування автоматичної системи збільшення стійкості відіграє істотну роль як з погляду зменшення власного аеродинамічного опору фюзеляжу, так і з погляду зменшення його ваги. При докритичних числах  $M$  профільний опір фюзеляжу складається, головним чином, з опору тертя, еквівалентного поверхні фюзеляжу, і опору тиску (або форми), причому основну частину становить опір тертя. Для фюзеляжів, близьких до тіла обертання, поверхня тертя досягає 85...90 % від повного опору фюзеляжу. Опір тиску має, відповідно, незначну величину. Для фюзеляжів транспортних літаків, які істотно відрізняються від тіл обертання, складова опору тиску помітно зростає.

Отже, зі збільшенням  $\lambda$  фюзеляжу завдяки його довжині площа поверхні фюзеляжу та його аеродинамічний опір зростатимуть. Однак при зменшенні  $\lambda$  до дуже малих значень  $\lambda < 3,5$ , як показують дослідження, аеродинамічний опір знову зростає, але вже внаслідок збільшення опору тиску та можливого виникнення явища відриву потоку.

Просторове обтікання будь-якого фюзеляжу сприяє більшим значенням  $M_{кр}^*$  порівняно з крилом.

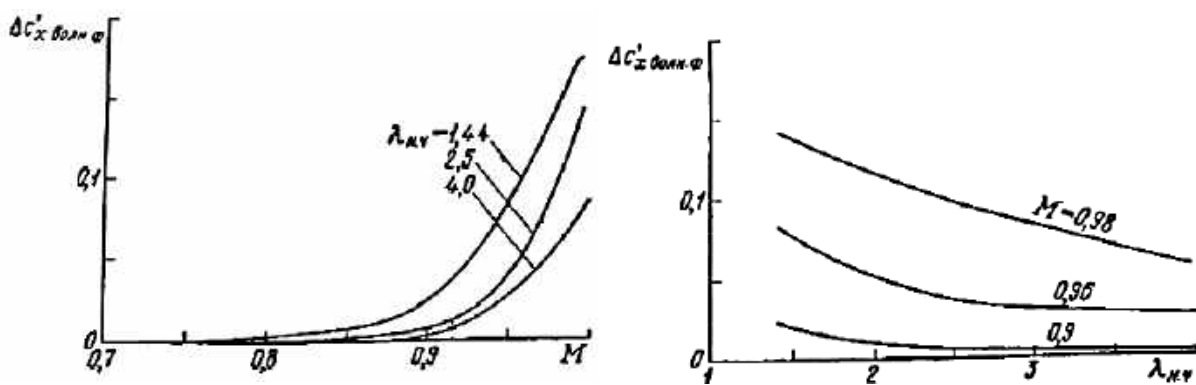


Рисунок 1.6 – Графіки залежності збільшення опору від подовження хвостової частини фюзеляжу при різних числах  $M$

В той самий час  $M_{кр}^*$  фюзеляжу визначається переважно подовженням і формою його носової частини. Тому обводи та подовження носової частини

фюзеляжу мають вибиратися таким чином, щоб забезпечити високе число  $M_{кр}^*$  і мінімальний хвильовий опір. Залежність збільшення опору від подовженої частини фюзеляжу при різних числах  $M$  показано на рисунку 1.6.

Дослідження ЦАГІ показали, що коефіцієнт опору фюзеляжів з різним подовженням носової частини при числах  $M < 0,85$  змінюється відповідно до зміни коефіцієнта турбулентного тертя.

Стисливість повітря не істотно впливає на характеристики піднімальної сили та моменту тангажа фюзеляжів з різними  $\lambda$ .

Велике значення при проектуванні фюзеляжів транспортних вантажних і особливо військово-транспортних літаків має правильний вибір подовження хвостової частини фюзеляжу та її форми, у тому числі для відхиленої вгору хвостової частини. Однак зменшення відхилення до  $2,5^\circ$  призводить до суттєвого збільшення хвильового опору, особливо для фюзеляжів з відхиленням вгору хвостом.

Дослідження і практика створення військово-транспортних літаків показали також, що значне відхилення хвостової частини фюзеляжу ( $> 6...7^\circ$ ) у поєднанні з плоскою або сплющеною формою нижнього обводу призводять до значного збільшення  $C_x$  і зменшення  $M_{кр}^*$  (рисунки 1.7).

Специфічність обтікання таких фюзеляжів спричинена поділом потоку та утворенням двох вихорів на бічних скулах хвостової частини фюзеляжу. Ці два вихрові потоки з закруткою всередину на певній відносно невеликій відстані мають тенденцію з'єднання в один центральний вихровий потік. Ця особливість має враховуватися при парашутному десантуванні з витяжними парашутами вантажів та особливо людського складу.

Дослідження ЦАГІ показали, що подовження носової частини в межах  $2...2,5$  та хвостової частини в межах  $3...3,5$  для пасажирських фюзеляжів забезпечують високі значення  $M_{кр}^* > 0,9$ . При цьому на фюзеляжі з  $\lambda_n = 2$ ,  $\lambda_x = 3,2$  і на циліндричній частині з  $\lambda_c = 4$  в діапазоні чисел  $M = 0,6...0,9$  величина мінімального коефіцієнта опору тільки на  $10...15\%$  перевищує коефіцієнт

турбулентного тертя.

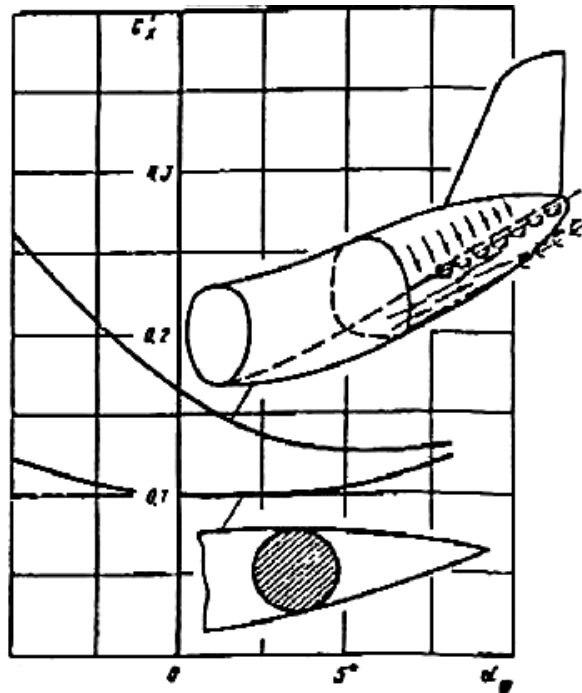


Рисунок 1.7 – Графіки залежності  $C_x$  від кута атак при  $\lambda = const$  для ізолюваних фюзеляжів з відхиленням хвостової частини

Для транспортних літаків з відхиленням хвостової частини вгору понад  $6...7^\circ$  коефіцієнт опору фюзеляжу в діапазоні кутів атаки від  $+4$  до  $-4^\circ$  внаслідок розвитку вихору збільшується практично вдвічі. Слід зазначити, що ці значення близькі до кута атаки крила літака в момент десантування. При подальшому збільшенні кута атаки фюзеляжу з відхиленням хвостової частини до значень  $5...8^\circ$  місцеві кути натікання потоку виявляються незначними, і тому коефіцієнт опору фюзеляжу наближається до свого мінімального значення.

Довжина циліндричної частини не впливає на величину  $M_{кр}^*$  і хвильового опору, але впливає на величину опору тертя і, відповідно, сприяє збільшенню ваги фюзеляжу. Як відомо, при докритичних числах  $M$  коефіцієнт опору компонування «крило + фюзеляж» являє собою суму опорів ізолюваних крила і фюзеляжу та додаткового опору їх взаємної інтерференції.

### Основи аеродинамічного компонування сучасних транспортних літаків

Збільшення частки хвильового опору зі збільшенням числа  $M$ , характерне



для фюзеляжів вантажних і військово-транспортних літаків, у компонованні «крило + фюзеляж» визначається не тільки формою залізів та схемою конфігурації (високоплан, низькоплан), а й компонованням бортових перерізів крила.

Для сучасних аеродинамічних компоновань крил з бортовим профілем, що мають більшу передню відносну товщину та прямостінну форму заліз малого об'єму, наявність фюзеляжу як у схемі високоплана, так і в схемі низькоплана не змінює величини  $M_{кр}^*$  компоновання «крило + фюзеляж» (рисунок 1.8).

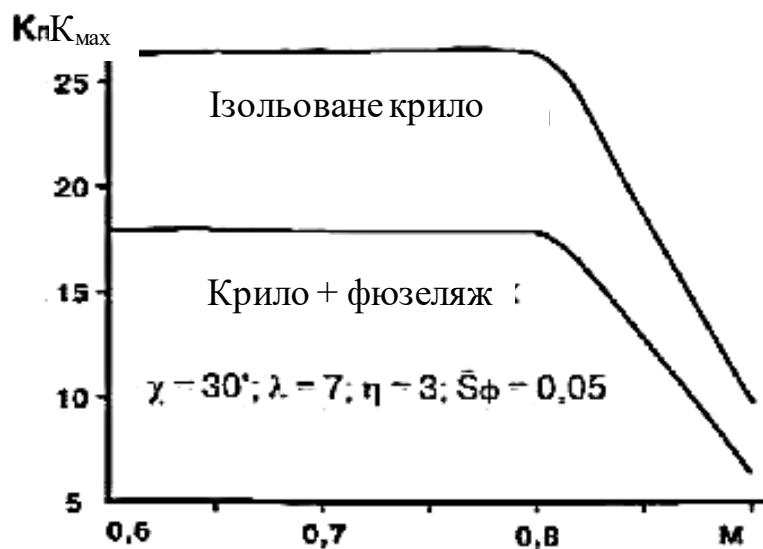


Рисунок 1.8 – Залежність  $K_{max}=f(M)$  для крила  $\chi = 30^\circ$ ,  $\lambda = 7$

Таке компоновання «крило + фюзеляж» було реалізовано на відомому важкому транспортному літаку Ан-124 «Руслан». Слід враховувати, що відносна площа міделевого перерізу фюзеляжу визначає величину мінімального лобового опору та аеродинамічну якість компоновання «крило + фюзеляж». Для  $\lambda = 9$  збільшення діаметра фюзеляжу призводить до зниження максимальної аеродинамічної якості практично за лінійним законом з градієнтом 0,5.

### Попереднє визначення основних параметрів конструктивно-силової схеми та компоновання фюзеляжу

Відповідно до вихідних даних вибирають схему літака, визначають мінімальну злітну масу літака, оптимізують основні параметри літака,

розробляють креслення загального вигляду літака, аеродинамічне, об'ємно-масове та конструктивно-силове компонування літака, розраховують центрування літака.

Зовнішня форма фюзеляжу визначається обрисами бічного виду, виду в плані носової і хвостової частин, а також формою поперечного перерізу. При виборі форми фюзеляжу виходять перш за все з вимог аеродинаміки, експлуатації та забезпечення міцності конструкції при тривалій експлуатації.

Для віддалення хвильової кризи зі збільшенням швидкості польоту носова частина літака набуває загострених обрисів і значного подовження [21, 65, 96]. При цьому враховують форму ліхтаря кабіни екіпажу, що характеризується кутом  $\varphi$  нахилу лобового скла. Зі збільшенням числа  $M$  польоту збільшують і кут  $\varphi$ .

Зменшенню опору літака сприяє застосування правила площ при проєктуванні літаків з великими дозвуковими швидкостями і надзвукових літаків.

Форму поперечного перерізу фюзеляжу вибирають не тільки з погляду аеродинаміки, але й з умов компонування, розміщення двигунів, екіпажу, пасажирів, обладнання, забезпечення міцності. Оптимальною формою поперечного перерізу вважають круглу. Така форма поперечного перерізу дає змогу отримати мінімальну масу конструкції, оскільки вона забезпечує обшивку найменшої товщини. Як різновид круглого перерізу розглядають перерізи, утворені поєднанням двох або кількох кіл частіше по вертикалі, але іноді й по горизонталі [89, 90, 96].

Діаметр фюзеляжу  $d_f$  вибирають з умов отримання мінімальної площі міделева перерізу  $S_f$  і виконання найважливіших компонувальних вимог.

Для пасажирських і вантажних літаків мідель фюзеляжу формують залежно від габаритних розмірів пасажирського салону або вантажної кабіни.

Розміри міделя фюзеляжу пасажирського літака визначають залежно від варіанта компонування (класу пасажирського салону), висоти пасажирського салону і висоти багажних відсіків, розташованих під ним.

У конструктивному відношенні найбільш оптимальною є кругла форма поперечного перерізу фюзеляжу, оскільки в цьому випадку отримують високий

рівень міцності при найменшій масі конструкції. Однак така форма перерізу часто виявляється неоптимальною виходячи з вимог компоновання пасажирського салону і багажних приміщень, розташованих над підлогою останнього.

Для повного використання ширини фюзеляжу круглого перерізу потрібно розміщувати пасажирів так, щоб середина спинок крісел розташовувалася по горизонтальній осі фюзеляжу. В цьому випадку висота салону стає нераціонально великою, а висота багажних приміщень – неприпустимо малою. Якщо спробувати підняти підлогу пасажирського салону для отримання необхідної висоти багажних приміщень, то зменшиться використовувана ширина пасажирського салону, а різке звуження бічних стін над крайніми кріслами створить враження пригніченості, затрудняється підхід до них. Усунути названі недоліки дають змогу такі конструктивні рішення:

- розміщення вантажних і багажних приміщень не під підлогою, а в носовій і хвостовій частинах фюзеляжу, що приведе до збільшення його довжини;

- вибір поперечного перерізу не круглої, а овальної або утвореної з двох і більше пересічних кіл форми.

Зазначені конструктивні рішення дають змогу забезпечити виконання компоувальних вимог і вимог до комфорту пасажирів і екіпажу, але вступають в протиріччя з характеристиками міцності, технологічними і виробничо-економічними вимогами. Так, при реалізації овальної форми поперечного перерізу для виконання вимог міцності необхідно посилити конструкцію фюзеляжу на ділянці гермокабіни, а це призведе до збільшення маси конструкції планера літака. Посилення конструкції пов'язано з деформаціями фюзеляжу при дії надлишкового тиску гермокабіни. За овальної форми поперечного перерізу ускладнюється процес виробництва фюзеляжу і зростає його вартість [70, 80, 108].

Для успішного забезпечення рятувальних заходів при виникненні позаштатних ситуацій на фюзеляжі виконують додаткові вирізи під спеціальні люки і двері.

За міжнародними нормами [7, 27] потрібно забезпечити, щоб аварійна евакуація всіх пасажирів і екіпажу на землі забезпечувалася протягом

1,5...2 хвилин при випущеному або прибраному шасі. Для реалізації цих вимог визначають місце розташування і кількість необхідних вирізів під стандартні люки і двері. Люк I типу розміром 610×1220 мм розташовують на рівні підлоги кабіни поза зоною крила. Люк II типу розміром 510×1120 мм – поза зоною і в зоні крила, при цьому нижня кромка має бути не вище 250 мм від рівня підлоги і 430 мм від рівня крила. Люк III типу розміром 510×915 мм розташовують у зоні крила на висоті не вище 510 мм від підлоги і не вище 690 мм від крила. Люк IV типу розміром 480×660 мм розташовують в зоні крила не вище 740 мм від підлоги і не вище 910 мм від крила.

Необхідна кількість таких люків визначається кількістю пасажирів у кожному салоні. При кількості пасажирів 10–40 осіб обов'язковим є хоча б один люк I типу, при 100–200 осіб – два таких люки, при 200–280 осіб – три, при 280–300 осіб – чотири люки I типу.

Вхідні двері (обов'язково без порогів) вважають люками I типу.

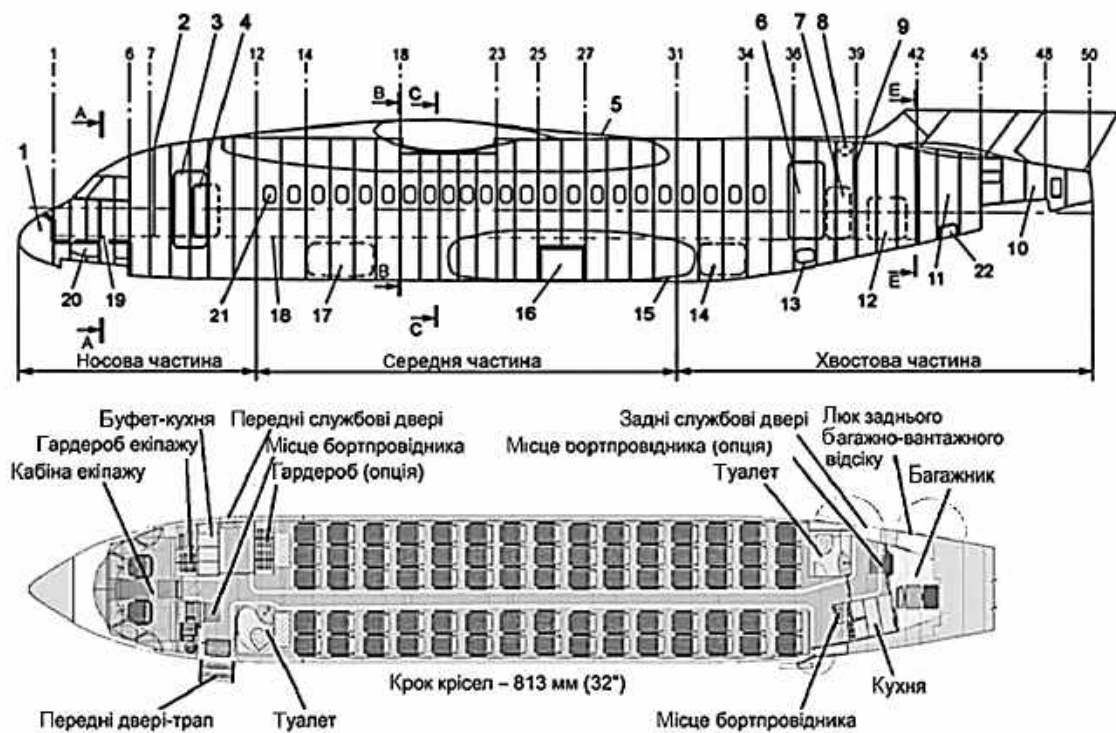
При верхньому розташуванні крила мають бути передбачені люки III типу вверху фюзеляжу з розрахунку – один люк на 35 пасажирів. Поблизу люків I і II типів (поза зоною крила) мають бути встановлені гумові трапи, що надуваються автоматично.

Вхідні двері зазвичай розміщують по лівому борту фюзеляжу. На літаках великої пасажиромісткості (більше 250 осіб) двері можуть розташовуватися по обох бортах (пороги не допускаються). Вікна розташовують між шпангоутами з кроком не менше 500 мм, ширина вікон – 200...230 мм, висота – 320...350 мм. Крок вікон зазвичай узгоджують із кроком крісел, який визначається класом комфортності салонів [89, 96].

Як зазначено вище, визначення основних параметрів і характеристик фюзеляжу проводять спільно з параметричними розрахунками інших частин літака виходячи з вимог, заданих у технічному завданні, вирішення завдань вибору геометричних характеристик на етапі ескізного проектування літака при забезпеченні мінімальної маси, а також параметричного аналізу з урахуванням усіх вимог, що ставляться до конструкції [83]. У результаті такої роботи створюють

математичну модель фюзеляжу та інших агрегатів літака, а також математичну модель вигляду всього літака.

Вибір форми носової і хвостової частин визначається мінімальним опором, умовами завантаження-вивантаження вмісту фюзеляжу. Форми цих частин вибирають на базі аеродинамічних досліджень, упровадження нових концептуальних рішень, отриманих у результаті дослідних напрацювань, теоретичних досліджень, наступності конструкції. На рисунку 1.9 зображено загальний вигляд і компоновання фюзеляжу регіонального пасажирського літака.



1 – носовий обтічник; 2 – перегородка кабіни екіпажу; 3 – передні входні двері; 4 – передні службові двері; 5 – заліз крила; 6 – задні входні двері; 7 – задні службові двері; 8 – вікно огляду стабілізатора; 9 – перегородка заднього багажно-грузового відсіку; 10 – відсік ВСУ; 11 – відсік кріплення оперення; 12 – багажні двері; 13 – панель водопостачання; 14 – задній багажний люк; 15 – обтічник шасі; 16 – ніша основних опор шасі; 17 – передній багажний люк; 18 – підлога транспортної кабіни; 19 – підлога кабіни екіпажу; 20 – ніша передньої опори; 21 – бортове вікно; 22 – люк відсіку оперення

Рисунок 1.9 – Загальний вигляд і компоновання фюзеляжу регіонального пасажирського літака

Наступним етапом проектувальних робіт є розроблення конструктивно-силової схеми. Конструктивно-силова схема (КСС) фюзеляжу визначає ступінь участі у сприйнятті навантажень силових елементів.

Під час проектування виділяють такі конструктивно-силові елементи фюзеляжу:

1. Поздовжній набір (стрингери, лонжерони, поздовжні балки).
2. Поперечний набір (шпангоути).
3. Окантування вирізів в обшивці.
4. З'єднання силових агрегатів.
5. Місцеві посилення.
6. Елементи конструкції.
7. Елементи кріплення.
8. Стики елементів конструкції [120].

На етапі розроблення КСС виконують вибір параметрів елементів конструкції фюзеляжу – геометричних характеристик, характеристик матеріалів, з яких буде виконуватися той чи інший елемент, їх конструктивні особливості.

Шпангоути поділяють на нормальні й посилені. Нормальні шпангоути призначено для утворення форми поперечних перерізів і є опорами стрингерів і обшивки. Посилені шпангоути забезпечують передачу зосереджених сил на конструкцію фюзеляжу. Нормальні шпангоути – це кільцева (або іншої конфігурації) штампована рама з листового матеріалу Z-подібного або швелерного перерізу з просічками під стрингери. До конструкції кожного шпангоута входить горизонтальна поперечна балка. Нормальні шпангоути спільно з обшивкою навантажуються надлишковим тиском від гермокабіни. Крім того, нормальні шпангоути забезпечують запобігання загальній втраті стійкості конструкції фюзеляжу при значних перевантаженнях в польоті і при посадці [21, 30, 120].

Поперечні балки, що належать до силових елементів шпангоута, є поперечним каркасом підлоги гермокабіни літака.

Посилені шпангоути виконують у вигляді потужних кільцевих рам,

утворених внутрішнім і зовнішнім ободами і стінкою. Посилені шпангоути в перерізі виконують у вигляді Z-подібного, швелерного або таврового типу.

Характерною особливістю фюзеляжу є те, що він навантажується надлишковим тиском у герметичних кабінах. Гермокабіни являють собою циліндричну оболонку, закриту з торців днищами, які є важливим елементом у силовому, ваговому та об'ємному відношенні.

Плоске днище є нераціональним з погляду маси конструкції, але іноді через дефіцит об'єму його доводиться ставити. Найчастіше таке днище виконують із тонкого листа (2...3 мм), підкріпленого силовим набором у вигляді вертикальних і горизонтальних стояків.

Еліптичне днище (непідкріплене) являє собою тонкостінну оболонку, має подвійну кривизну і потребує менше місця для розміщення, ніж сферичне.

Найбільш раціональна форма днища – сферична.

Можуть застосовуватися і днища інших форм. Вибір форми днища часто диктується компоувальними міркуваннями, тому в конструкціях фюзеляжів можна зустріти всі перелічені види. На транспортних літаках частіше використовують комбінацію сферичних днищ з різною кривизною. Наприклад, смужка сфери меншої кривизни примикає до циліндричної частини, а до неї – купол сфери більшої кривизни. Зазвичай застосовують як кільцеве, так і радіальне підкріплення.

Стрингери фюзеляжу найчастіше мають тавровий, Z-подібний або кутиковий переріз. Вони прості у виготовленні, але більш схильні до деякого закручування при дії осьових навантажень, що може створювати в обшивці додаткові (невеликі) згинальні деформації між шпангоутами. Тому застосовують і більш складні симетричні форми поперечних перерізів, прагнучи того, щоб головна вісь інерції перерізу профілю стрингера проходила через вісь заклепувальних швів з обшивкою.

### **Методи тривимірного комп'ютерного моделювання фюзеляжу**

На сучасному етапі розвитку науки і техніки застосування інтегрованих

систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE/PLM є обов'язковою умовою для розроблення та підтримки життєвого циклу конкурентоспроможної авіаційної техніки. Застосування традиційних креслень загального вигляду, КСС, компонування і теоретичних креслень агрегатів є можливим разом із тривимірними моделями для забезпечення наочного і однозначного подання інформації.

Комп'ютерний проєкт літака містить такі моделі [58, 79]:

- модель № 1 – майстер-геометрія літака (або модель поверхні літака, що визначає всі точки, які лежать на поверхні літака);
- модель № 2 – модель розподілу простору літака;
- модель № 3 – моделі стиків і з'єднань по конструктивно-технологічних рознімах;
- модель № 4 – модель геометрії всього виробу (аналітичні еталони всіх деталей, вузлів, агрегатів і літака в цілому), тобто модель повного комп'ютерного визначення літака.

На етапах попереднього і ескізного проектування характерним є застосування переважно моделей майстер-геометрії і розподілу простору, при цьому модель НЧФ розглядають у складі відповідних моделей фюзеляжу.

У процесі створення майстер-геометрії фюзеляжу (рисунок 1.10) проводять визначення, ув'язку і опис геометричних параметрів поверхонь його частин.

Традиційно застосовувані методи нарисної геометрії [31, 96, 97] припускають побудову зовнішніх обводів і ув'язку форми в два етапи. На першому етапі проводять ув'язку форми за допомогою графічних методів (наприклад, спосіб батокса і горизонталей), на другому етапі виконують опис отриманої форми аналітичними методами та її фіксацію у вигляді теоретичних ліній і таблиць на теоретичному кресленні агрегату.



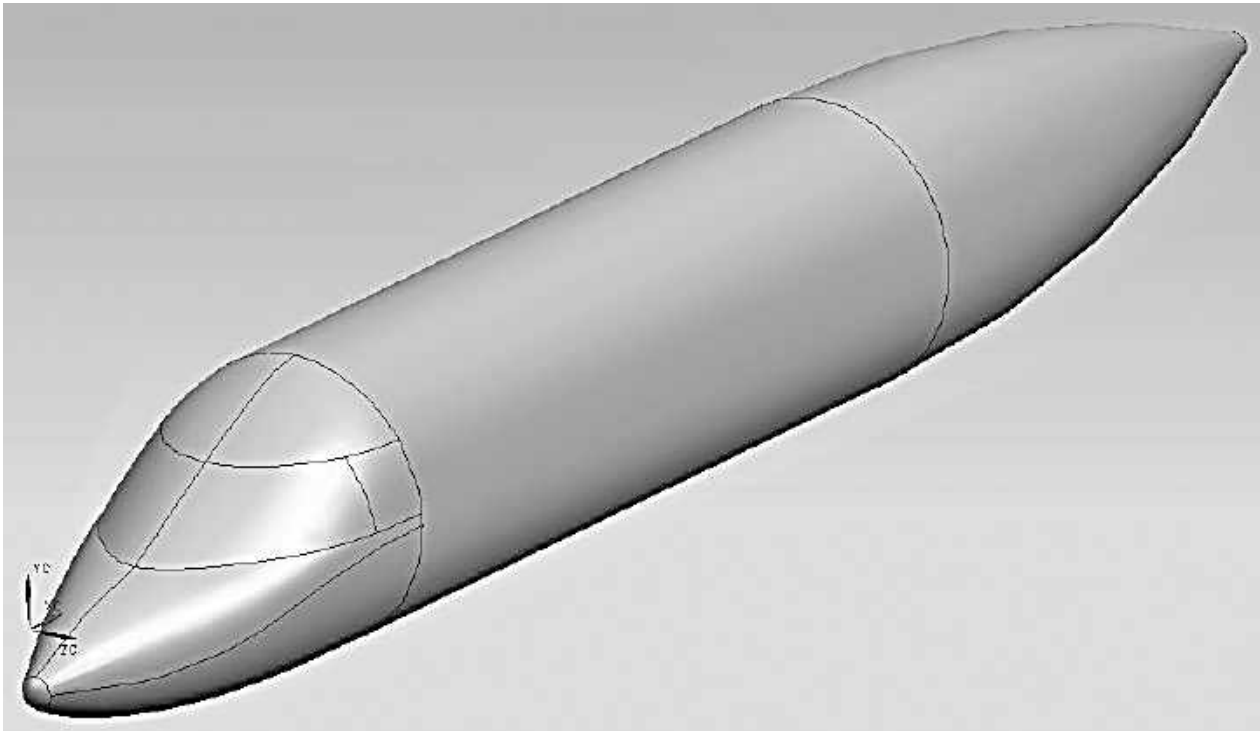


Рисунок 1.10 – Модель майстер-геометрії фюзеляжу

Теоретичне креслення є джерелом інформації для побудови математичної моделі агрегату у комп'ютерному середовищі моделювання. Воно містить таку інформацію:

- системи координат агрегату в системі координат літака;
- розподіл теоретичної поверхні агрегату на сегменти;
- габаритні та довідкові розміри агрегату;
- осі конструктивно-силових елементів агрегату;
- розташування вихідних ліній-носіїв твірних, за якими буде відбуватися формоутворення сегментів поверхні;
- таблиці з параметрами вихідних перерізів і параметрами ліній-носіїв;
- таблиці з вузловими точками.

Методи тривимірного комп'ютерного моделювання фюзеляжу за допомогою комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE складаються із взаємозв'язаних етапів, які застосовувалися раніше. Використання комп'ютерних систем дало змогу більш істотно розширити варіантність проектування, ступінь наближення до найкращого результату за більш короткий час [18, 89, 90]. На кожному етапі проектування

фахівці мають можливість повернутися на той рівень, де необхідно виконати зміни, для отримання потрібних характеристик і значень для забезпечення сукупності вимог, що ставляться до літака.

За допомогою аналітичних методів визначають геометричні параметри літака і його агрегатів, створюють теоретичні креслення літака і його агрегатів. Вони є основою для створення параметричної моделі майстер-геометрії літака.

Поверхні створюються методами аналітичної геометрії, наявними в системах CAD/CAM/CAE.

Маючи теоретичне креслення агрегату, створюють його майстер-геометрію.

Поверхні створюють за допомогою методик, оснований на методах аналітичної геометрії, шляхом розв'язання рівнянь, що описують поверхні літака. Результатом такого розв'язання є майстер-геометрія [60, 79].

Майстер-геометрія фюзеляжу містить майстер-геометрії його частин: носової, середньої і хвостової.

Вихідні дані для створення майстер-геометрії фюзеляжу:  $D_{\text{мф}}$  – діаметр мідельної частини фюзеляжу;  $L_{\text{ф}}$  – довжина фюзеляжу;  $\lambda_{\text{н}}$  – подовження носової частини фюзеляжу;  $\lambda_{\text{хв}}$  – подовження хвостової частини фюзеляжу; форма твірних носової і хвостової частин фюзеляжу.

На рисунку 1.10 показано параметричну модель майстер-геометрії фюзеляжу цивільного літака, створену за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи CAD/CAM/CAE Siemens NX. Майстер-геометрію фюзеляжу ув'язують з майстер-геометрією інших агрегатів літака.

### **Методи розрахунку масово-інерційних та аеродинамічних характеристик фюзеляжу**

На стадії попереднього проектування для аналізу аеродинамічних і масових характеристик літака застосовують методи і залежності, які відображають конструктивні особливості агрегатів в узагальненій формі і мають переважно статистичний характер, що істотно обмежує можливість обґрунтованого вибору параметрів НЧФ.

Для визначення маси фюзеляжу під час попереднього проектування застосовують залежності, отримані статистичним методом, відомі як формули першого наближення [90, 96, 117, 118]. У формулах Бадягіна і Шейніна враховано діаметр, довжину фюзеляжу, розташування вузлів навішування шасі і двигунів, однак вплив параметрів НЧФ на масу фюзеляжу не враховано. Формула Козловського враховує площу поверхні фюзеляжу і таким чином дає змогу опосередковано врахувати геометричні параметри носової частини.

На стадії ескізного проектування злітну масу літака визначають у другому і третьому наближеннях [70, 90, 117], для яких застосовують залежності, які враховують особливості тактико-технічних вимог (ТТТ), технології виготовлення і роботи конструкції літака в очікуваних умовах експлуатації.

Застосовувані методи розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні [71, 78] пов'язані з проектувальними розрахунками на міцність основних елементів його конструкції, при цьому внутрішні силові чинники в них визначають на основі балкової розрахункової схеми. Такий підхід не дає змоги безпосередньо враховувати навантаження від внутрішнього тиску кабіни, його враховують подальшою перевіркою товщини обшивки циліндричної частини фюзеляжу і введенням додаткової складової у загальну формулу маси фюзеляжу. Геометричні параметри НЧФ враховують при визначенні коефіцієнтів форми шляхом графічного інтегрування функції розподілу маси по довжині фюзеляжу.

На кінцевих стадіях ескізного проектування літака можна також застосовувати більш складні моделі та методи, що дають змогу провести детальний аналіз і оптимізацію мас і геометричних параметрів елементів конструкцій. Однак у відкритій літературі є вкрай мала кількість публікацій щодо таких методів [71, 73, 77]. Проектувальна модель фюзеляжу, розглянута в роботі [78], набула подальшого розвитку з моменту її першої публікації, проте зберегла ряд обмежень, пов'язаних з існуючими технологіями. Модель реалізовано у вигляді спеціалізованого програмного комплексу ЕСПРАНК мовою Fortran-77, для роботи якого застосовувались ЕОМ ЕС-1033, що призводить до суттєвих складностей при

його інтеграції в процес комп'ютерного проектування за допомогою сучасних систем. Незважаючи на постійні роботи з вдосконалення цієї методики, в моделі збережені деякі припущення, що вносять неточності при визначенні місцевих навантажень і розрахунку параметрів елементів конструкції: до уваги не беруть характер розподілу аеродинамічного навантаження, не враховуються геометричні особливості форми фюзеляжу (злами поверхні згладжені), двері і люки відсутні в моделі (їх маси оцінюють статистично), панелі фюзеляжу вважають прямокутними і плоскими. Цінний досвід створення такого програмного засобу доцільно застосовувати в подальшому розробленні методів детальних інтегрованих проєктувальних розрахунків елементів конструкції.

Під час ітераційного процесу проєктування створене теоретичне креслення з розташуванням елементів конструкції, їх геометричною ув'язкою відносно один одного уточнюють.

Наступним етапом проєктування є розрахунок навантажень, що діють на фюзеляж для різних розрахункових випадків. Виконують побудову епюр навантажень, що діють на фюзеляж, визначають екстремуми навантажень, розглядають можливі варіанти розвантаження фюзеляжу. На рисунку 1.11 показано вигляд епюр внутрішніх силових чинників, що діють у фюзеляжі літака транспортної категорії.

Допустимий термін служби пасажирських і транспортних літаків залежить від міцності герметичних кабін. Тому до герметичних кабін мають ставитися підвищені вимоги порівняно з вимогами до інших агрегатів літака; необхідно забезпечувати хорошу герметизацію кабін, достатню жорсткість і міцність конструкції, необхідний ресурс [69, 108]. Складність навантажень, наявність великих вирізів створюють значні труднощі при розрахунках на міцність таких конструкцій.

Визначають допустимі розрахункові напруження з урахуванням забезпечення заданого ресурсу [44, 67, 74]. Рівень експлуатаційних навантажень має забезпечувати заданий ресурс конструкції фюзеляжу.

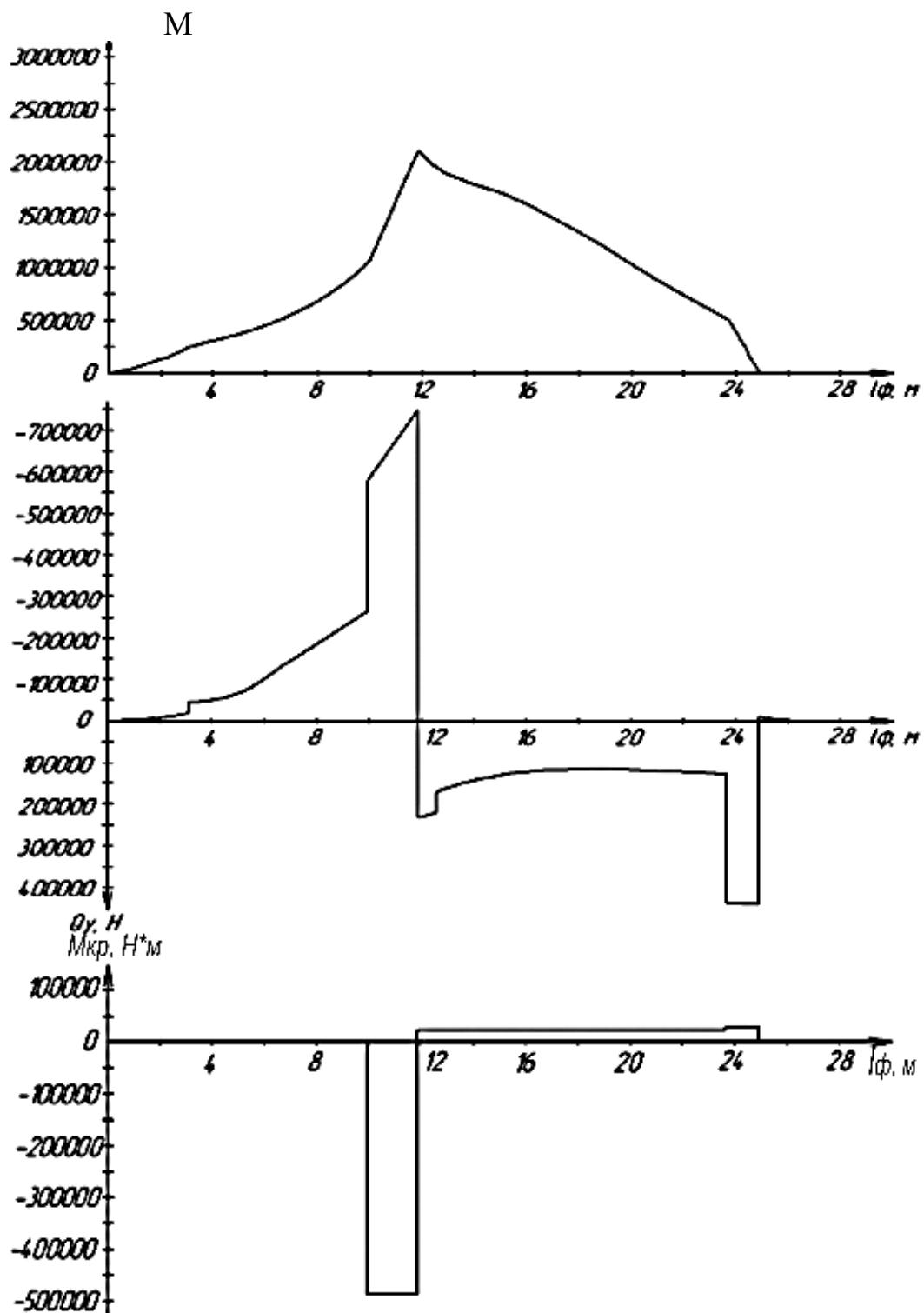


Рисунок 1.11 – Вигляд епюр внутрішніх силових чинників, що діють у фюзеляжі літака транспортної категорії

Розробляють розрахункові моделі фюзеляжу на основі створеної КСС. Створені розрахункові моделі являють собою конструкцію як систему

взаємозв'язаних елементів, що враховує їх взаємодію під дією заданих навантажень [78].

Як розрахункові моделі конструктивно-силових схем елементів і агрегатів конструкції фюзеляжу при проєктувальних розрахунках застосовують балкові моделі, аналітичні моделі будівельної механіки, теорії пружності, теорії пластичності, скінченноелементні моделі [113].

Маса конструкції фюзеляжу орієнтовно розподіляється між його конструктивними і силовими елементами таким чином: на шпангоути припадає до 21...28 %, на поздовжній набір – до 30...33 %, на обшивку – до 37...40 % [118].

Розрахунок аеродинамічних характеристик літака під час попереднього проєктування проводять із застосуванням аналітичних методів, що містять елементи емпіричних і статистичних залежностей. Коефіцієнт лобового опору розглядають як суму коефіцієнтів профільного, індуктивного, хвильового і додаткового опору від місцевих джерел.

При розрахунку профільного опору враховують подовження НЧФ шляхом розрахунку точки переходу ламінарного примежового шару в турбулентний. Хвильовий опір залежить від подовження і звуження НЧФ, а також від форми твірних (пряма, параболічна або сферична). При розрахунку додаткового опору за допомогою емпіричних залежностей враховують додатковий опір ліхтаря, приймачів повітряного тиску і щілин кришок люків [111]. Величину індуктивного опору визначають після розрахунку коефіцієнта піднімальної сили фюзеляжу, на який впливає кут відхилення осі НЧФ від будівельної горизонталі фюзеляжу. Крім того, кут відхилення осі НЧФ впливає на величину пікіруючого моменту фюзеляжу.

Експериментальні методи визначення аеродинамічних характеристик мають найбільшу точність, проте потребують значних матеріальних і часових витрат, особливо при проведенні льотних експериментів. Застосування цих методів є доцільним на пізніх стадіях проєктування для підтвердження льотно-технічних характеристик літака або під час розроблення нових розрахункових методів для

верифікації результатів.

Числові методи розрахунку аеродинамічних характеристик літака значно поширилися у зв'язку з бурхливим розвитком комп'ютерних систем. На відміну від аналітичних методів розв'язання системи рівнянь відбувається числовими методами. При цьому аеродинамічні характеристики отримують на основі значень сил і моментів, що діють на поверхню моделі. Застосування таких методів дає змогу врахувати всі геометричні параметри, задані в тривимірній моделі. Незважаючи на необхідність купівлі програмного забезпечення, підготовки аеродинамічної моделі, проведення розрахунку і аналізу результатів, загальні витрати часу виявляються менше, ніж при натурному експерименті. Це дає змогу застосовувати ці методи на етапі ескізного проєктування літака.

### **1.3 Особливості методів проєктування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії**

#### **Призначення, вимоги та вихідні дані до проєктування носової частини фюзеляжу**

Носова частина фюзеляжу літака транспортної категорії призначена переважно для розміщення кабіни екіпажу. На великих літаках пасажирські або вантажні кабіни можуть продовжуватися в НЧФ. Крім того, в НЧФ розташовують носовий стояк шасі, відсік радіолокаційної станції (РЛС), відсіки авіаційного обладнання [96].

Вимоги до НЧФ літака транспортної категорії визначено її основними функціями відповідно до технічного завдання на проєктування літака і діючої нормативно-технічної документації.

Нормативно-технічна документація, яка діє в області проєктування НЧФ літака транспортної категорії, містить:

- Норми льотної придатності, відповідно до яких планується сертифікація літака (АП-25, FAR-25, CS-25) [7, 27];
- закони та норми в області забезпечення безпеки повітряного руху

(Повітряний кодекс України, ІКАО) [98];

– системи стандартів оформлення документації (ДСТУ ГОСТ 2.001: 2006 ЕСКД), проектування та постановки виробу на виробництво (ДСТУ ГОСТ 15.001: 2009 СРПП);

– стандарти і рекомендації щодо компонування і забезпечення огляду з кабіни пілотів (ГОСТ 24396–88, ОСТ1 02721–91, АС25.773–1);

– стандарти в області виробництва і проведення випробувань авіаційної техніки;

– внутрішні стандарти підприємств (технічні умови, виробничі інструкції);

– стандарти системи менеджменту якості ISO 9001.

У результаті проектування НЧФ необхідно забезпечити:

– міцність і надійність конструкції за її мінімальної маси;

– задану довговічність конструкції;

– високу якість аеродинамічної поверхні;

– птахостійкість;

– блискавкозахист;

– радіопрозорість обтічника відсіку РЛС;

– компоування кабіни пілотів з урахуванням ергономіки робочого місця пілота;

– достатній огляд з кабіни пілотів;

– захист від обмерзання лобового скла, датчиків і конструкції;

– ефективну роботу систем життєзабезпечення;

– герметичність кабіни;

– зручність обслуговування обладнання і огляду елементів конструкції;

– безпеку екіпажу в разі авіаційної події або терористичної загрози.

Вихідні дані для проектування НЧФ літака містять таке [72]:

– технічне завдання на проектування літака;

– попередні аеродинамічну та конструктивно-силову схеми літака;

– форму та діаметр міделева перерізу фюзеляжу;



- кількість членів екіпажу, що розміщуються в кабіні;
- рекомендовані нові науково-технічні рішення для проєктованого літака.

Процес проєктування НЧФ ЛТК є ітераційним, завдання проєкту вирішують послідовно, розвиваючи і уточнюючи результати попереднього кроку.

Під час проєктування НЧФ ЛТК вирішенню підлягають такі завдання:

- аналіз досягнутого рівня досконалості НЧФ літаків-аналогів;
- попереднє визначення геометричних параметрів НЧФ;
- розроблення КСС і компоновання НЧФ у складі фюзеляжу;
- проєктувальний розрахунок елементів конструкції НЧФ;
- аналіз впливу параметрів НЧФ на характеристики фюзеляжу і літака;
- аналіз компоновання і огляду з кабіни пілотів;
- тривимірне моделювання НЧФ.

На різних етапах створення НЧФ ЛТК застосовуються як прямі, так і непрямі методи проєктування [96] авіаційних конструкцій.

Непрямі методи проєктування в сучасному авіабудуванні подано головним чином статистичним методом або методом прототипів. Для цього методу характерні відносно невеликі витрати праці і часу, що дає змогу ефективно застосовувати його на етапі попереднього проєктування. Недоліком статистичного методу проєктування є його консервативна природа, яка не обмежує можливість застосування принципово нових конструктивно-технологічних рішень.

Статистичний метод застосовують при первісному визначенні базових параметрів носової частини у складі фюзеляжу – подовження носової частини і кута відхилення її осі від будівельної горизонталі фюзеляжу. Форми твірних і перерізів визначають виходячи зі швидкості та висоти крейсерського польоту.

Вимоги щодо радіопрозорості, блискавкозахисту електромагнітної сумісності обладнання враховують на основі досвіду попередніх проєктів [119] переважно на кінцевих етапах проєктування.

### **Особливості конструкції і компоновання НЧФ ЛТК**

Конструкція НЧФ і її частин нерозривно пов'язана з їх функціональним

призначенням [52, 96, 120]. Розглянемо функціональні зони конструкції, характерні для НЧФ літака транспортної категорії, їх призначення та особливості.

Кабіна пілотів призначена для розміщення екіпажу, елементів системи керування і пілотажно-навігаційного обладнання. Традиційне розташування кабіни пілотів у НЧФ дає змогу забезпечити необхідний огляд і безпеку виконання польотів.

Кабіни пілотів відокремлюють від пасажирської кабіни перегородкою для захисту від несанкціонованого проникнення з дверима. Захисна перегородка вантажної кабіни захищає екіпаж у разі переміщення вантажу під час аварійного приземлення.

Попереду кабіна пілотів обмежена ліхтарем скління і герметичною перегородкою. Скління кабіни пілотів (рисунок 1.12) призначено для забезпечення необхідного огляду в заданому діапазоні умов експлуатації. Разом з оптичними характеристиками необхідно забезпечити птахостійкість скління, захист від обмерзання і атмосферних опадів.



Рисунок 1.12 – Ліхтар скління кабіни пілотів літака

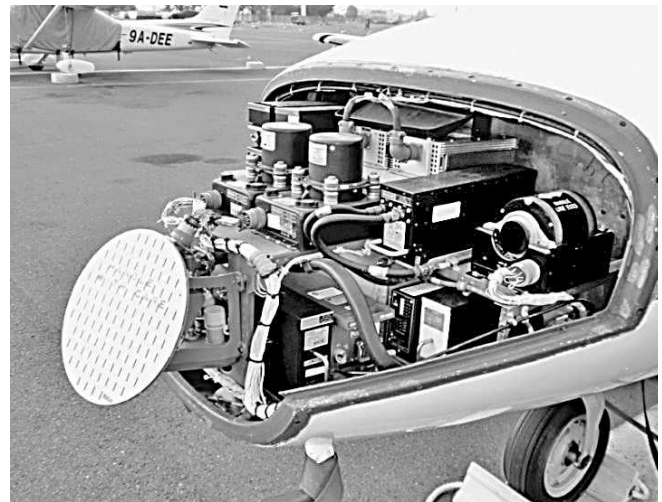


Рисунок 1.13 – Носовий відсік авіаційного обладнання літака

Простір перед кабіною пілотів і під її підлогою часто використовують як відсіки авіаційного обладнання (рисунок 1.13), розміщення якого в безпосередній близькості від важелів керування і засобів відображення інформації дає змогу

скоротити протяжність комунікацій і спростити аеродромне обслуговування.

Пасажирська кабіна розташована головним чином у центральній частині фюзеляжу. Якщо дозволяють габаритні розміри літака, вона також може продовжуватися на нижній палубі носової частини (рисунок 1.14). Таке рішення дає змогу спростити подовжнє балансування літака. На легких транспортних літаках таку ж роль можуть відігравати багажні відсіки (рисунок 1.15), розташовані перед кабіною пілотів.



Рисунок 1.14 – Ілюмінатори пасажирської кабіни в НЧФ літака



Рисунок 1.15 – Доступ до багажного відділення адміністративного літака

Більшість сучасних літаків транспортної категорії [45] обладнані радіолокаційною станцією (РЛС) для метеорологічних спостережень. Її застосування не є обов'язковим над територіями з розвинутою метеослужбою, проте дає змогу підвищити безпеку польотів і розширити діапазон можливих умов експлуатації літака. Для забезпечення безперешкодного сканування передньої півсфери відсік РЛС (рисунок 1.16) розташовують в НЧФ і закривають радіопрозорим обтічником, виконаним із композиційних матеріалів.

Нішу носового стояка шасі (рисунок 1.17) розташовують біля НЧФ, і вона є негерметичним відсіком. Стулки ніші шасі виконують з легких композиційних матеріалів. Механізм закриття ступок кінематично пов'язаний з механізмом прибирання і випуску носового стояка шасі. Виріз ніші шасі потребує застосування додаткового посилення конструкції НЧФ.



Рисунок 1.16 – Відсік РЛС літака транспортної категорії



Рисунок 1.17 – Ніша носового стояка шасі

Крім того, посилення потребує конструкція і в зонах дверей, люків і ліхтаря скління. Розташування вхідних дверей в носовій частині фюзеляжу є характерним для середніх і важких літаків транспортної категорії (рисунок 1.18, а). На легких літаках довжина НЧФ недостатня і розміщення вхідних дверей в циліндричній

частині (рисунок 1.18, б) фюзеляжу є більш раціональним. Крім того, в носовій частині можуть розташовуватися вантажні та службові двері.



а – пасажирський літак



б – адміністративний літак

Рисунок 1.18 – Вхід до пасажирського салону

Необхідність обладнання кабіни пілота аварійним люком (рисунок 1.19) пов'язана з вимогами ІКАО до захисту від несанкціонованого проникнення в кабіну пілотів, відповідно до вимог безпеки польотів [7, 27] кожна окрема кабіна також має бути обладнана засобами аварійного покидання. У деяких випадках аварійне покидання кабіни пілотів передбачено через кватирку ліхтаря, що відкривається, проте аварійний люк у верхній частині кабіни є більш надійним і раціональним рішенням.

Зіткнення з птахом є складним видом випадкового динамічного навантаження конструкції. Найбільшого поширення набули два методи випробувань: натурний і числовий експеримент.

Під час натурального експерименту випробування проводять на повномасштабній моделі агрегату, яка піддається зіткненню з імітатором птаха, що випускається з пневматичного пристрою. У зв'язку зі значними матеріальними витратами цей метод застосовують на завершальних стадіях проекту. Числовий експеримент можна проводити на завершальних стадіях ескізного проекту за

допомогою програмних комплексів моделювання динамічних деформацій (LS-Dyna, Auto-Dyna, ADINA).



Рисунок 1.19 – Люк аварійного покидання кабіни пілотів літака

### **Особливості методів випробувань НЧФ на птахостійкість**

Авіаційні правила АП-25 регламентують, що конструкція літака має бути такою, щоб було надійно забезпечено завершення польоту, під час якого можливі пошкодження у результаті зіткнення з птахом (п. 25.571 (e) (1)).

Існують два напрямки вирішення цієї проблеми, що взаємно доповнюють один одного [88]. Перший напрямок пов'язаний з орнітологічним забезпеченням безпеки польотів, який містить вивчення способів і засобів зниження кількості птахів у зонах аеродромів, дослідження технічними засобами міграційних перельотів птахів і виявлення птахів, що летять на шляху проходження повітряного судна. Завданням другого напрямку є забезпечення локальної міцності конструктивних елементів повітряних суден при їх зіткненні з птахами. Важливість цього напрямку підтверджується наявністю відповідних вимог у документах, що регламентують Норми льотної придатності [7, 27].

Основним методом визначення міцності елементів конструкції планера при зіткненні з птахом є натурні випробування. Разом із тим ці випробування є досить коштовними і їх обсяг обмежений. Тому важливо використовувати розрахункові методи, що дають змогу з достатнім ступенем вірогідності вирішувати динамічне завдання зіткнення конструкції літака і птаха.

Дослідження в області птахостійкості елементів конструкцій авіаційної техніки проводять в усьому світі [101]. Разом із розвитком розрахункових методів для дослідження міцності характеристик елементів конструкцій літаків широко використовують натурний експеримент, який відтворює реальний вплив птиці на конструкції літака при зіткненні в польоті. Натурні випробування на птахостійкість зазвичай проводять з використанням тушок птахів (качка, курка, шпак та ін.) масою від 60 г до 4 кг. Однак використання тушок птахів при випробуваннях ускладнює методику експерименту, а умови його проведення не відповідають санітарним і естетичним нормам. Уникнути цих недоліків можна, використовуючи у випробуваннях імітатори птахів [8, 9].

Дослідження міцності конструкції при ударі птиці проводять з використанням універсального пакета скінченноелементного аналізу MSC.DYTRAN [101]. Розрахунковий комплекс MSC.DYTRAN є обчислювальною системою аналізу нелінійних швидкоплинних процесів динаміки, деформування і руйнування тривимірних конструкцій, виконаних із матеріалів з нелінійними властивостями і взаємодіючих з комбінаціями рідин і газів. Комплекс дає змогу досліджувати динамічні взаємодії, які містять високий ступінь геометричних і фізичних нелінійностей, у тому числі виконувати аналіз ударних впливів на тонкостінні конструкції з використанням фізично обґрунтованих критеріїв руйнування. Параметри впливу з боку птиці визначають під час виконання завдання з дослідження міцності.

MSC.DYTRAN надає два методи вирішення завдань взаємодії: на основі формування лагранжевої і ейлерової мереж. Метод Лагранжа з елементами постійної маси є найбільш загальним методом вирішення скінченноелементного

завдання деформування конструкції.

При використанні лагранжева методу вузлові точки мережі досліджуваного об'єкта вважають закріпленими на поверхні і в тілі моделі об'єкта. Елементи, на які розбивають модель, пов'язані між собою через вузлові точки. Під час заданих взаємодій об'єкт деформується, вузлові точки переміщуються і елементи спотворюються. Метод Ейлера з елементами постійного об'єму застосовують для моделювання руху об'єктів і різних середовищ у просторі. Тут вузлові точки мережі фіксовані в просторі і в різні моменти часу ейлерові елементи пов'язані між собою через вузлові точки, наділені різними властивостями. Зокрема, рух моделі об'єкта через ейлерову сітку моделюється перенесенням від елемента до елемента маси, кількості руху і енергії об'єкта.

Раніше досліджено реакції і характер руйнування елементів скління при ударі імітатором і тушкою птиці. Удар здійснювався посередині покривного скла паралельно до осі фюзеляжу. Випробування тривали до початку руйнування внутрішнього шару скління.

Доведено, що після перших ударів по склінню спочатку спостерігається розтріскування покривного скла. При цьому міцність елементів скління практично не змінюється. Під дією наступних ударів розтріскується внутрішній шар скління. При подальших випробуваннях спостерігається пробій скла.

У носовій частині фюзеляжу можливим є пошкодження підкріпленої панелі, розташованої над склінням кабіни пілотів. Таке пошкодження може призвести до проникнення птиці в кабіну або до значного деформування панелі і внаслідок цього до руйнування життєво важливого обладнання, розташованого за панеллю. Проводилися розрахунки впливу згинальної жорсткості підкріпленої панелі на величину максимального прогину швидкості пробиття.

Порівнюючи швидкості пробиття панелі для двох значень шагу стрингерів, можна відзначити, що для кроку 70 мм вона менше, ніж для 150 мм. Збільшення частоти розстановки стрингерів призводить до збільшення жорсткості конструкції і зменшення швидкості пробиття, тоді як більш широка відстань між стрингерами



збільшує прогини в обшивці, конструкція стає більш піддатливою, що призводить до зняття високого ударного навантаження, тобто збільшення швидкості пробиття. Той самий ефект спостерігається при збільшенні висоти стінки стрингера – через збільшення опірності удару динамічна міцність конструкції зменшується.

### Попередній вибір основних параметрів НЧФ

Параметри носової частини на етапі попереднього проектування визначають на основі даних літаків – прототипів і конструктивно-компонувальних міркувань.

На рисунку 1.20 показано основні геометричні параметри і НЧФ ЛТК:

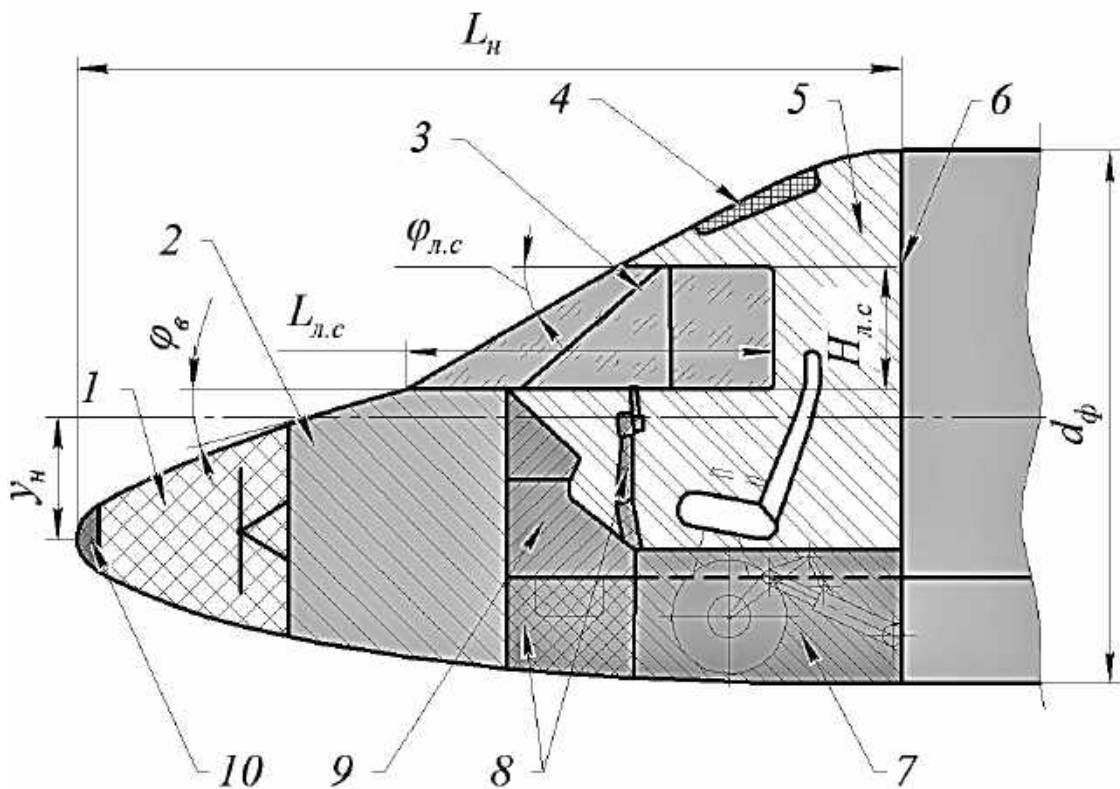
- еквівалентний діаметр фюзеляжу  $d_{\phi}$ , мм;
- кут установлення скління  $\phi_{л.с}$ , град;
- кут візування  $\phi_{в}$ , град;
- висота скління  $H_{л.с}$ , мм;
- довжина скління  $L_{л.с}$ , мм;
- відносне відхилення НЧФ  $\bar{y}_н$ ;
- відносне відхилення ХЧФ,  $\bar{y}_х$ ;
- подовження фюзеляжу  $\lambda_{\phi}$ ;
- подовження НЧФ  $\lambda_н$ ;
- подовження ХЧФ  $\lambda_х$ .

Подовження НЧФ визначають за формулою  $\lambda_н = L_н / d_{\phi}$ . Звуження  $\eta_н = d_0 / d_{\phi}$  практично не використовують для ЛТК, оскільки початковий діаметр  $d_0$  завжди дорівнює нулю.

Конструктивно силову схему НЧФ у складі фюзеляжу визначають так само на етапі попереднього проектування літака. Для НЧФ літака транспортної категорії найбільш характерним є застосування балочно-стрингерної КСС. Шаг шпангоутів рекомендовано вибирати в діапазоні 400...500 мм, шаг стрингерів – 250...300 мм. Вирізи значних розмірів (ліхтар, ніша шасі, люки, двері) підсилюють додатковими силовими елементами.

До прямих методів проектування належать аналітичні методи проектування

і методи оптимального проектування авіаційних конструкцій, які широко застосовують на стадіях ескізного і робочого проекту [89, 90]. Основним принципом цієї групи методів є аналіз впливу окремих параметрів об'єкта на показники, що характеризують ефективність виконання ним своїх функцій, і ефективність літака в цілому. Залежності, отримані в результаті такого аналізу, дають змогу прийняти обґрунтоване рішення про вибір раціональних параметрів або провести оптимізацію за заданим критерієм.



1 – носовий обтічник РЛС; 2 – відсік авіаційного обладнання; 3 – скління кабіни пілотів; 4 – люк аварійного покидання; 5 – кабіна пілотів; 6 – силова перегородка; 7 – ніша носового стояка шасі; 8 – система керування; 9 – навігаційно-пілотажне обладнання

Рисунок 1.20 – Схема функціональних зон НЧФ

При проектувальному розрахунку елементів конструкції НЧФ вибирають матеріал і визначають їх геометричні характеристики з точки зору забезпечення

заданих характеристик статичної та втомної міцності, корозійної стійкості, герметичності та птахостійкості при мінімальній масі.

Статичну і втомну міцність елементів конструкції забезпечують шляхом забезпечення рівня діючих напружень нижче допустимих в усьому діапазоні експлуатаційних навантажень [16, 75, 84, 109].

Корозійну стійкість забезпечують шляхом обґрунтованого вибору конструкційних матеріалів і покриттів.

Герметичність фюзеляжу визначають головним чином ступенем герметичності з'єднань його частин. Випробування на герметичність проводять як для типових з'єднань конструкцій, так і для фюзеляжу в цілому.

Випробування на герметичність типових з'єднань доцільно проводити паралельно з їх випробуваннями на статичну міцність і втомну довговічність. Для скорочення програми натурних випробувань застосовують розрахункові методи прогнозування герметичності на основі розрахунку параметрів мікроклімату та НДС з'єднань. Застосування таких методів є можливим на етапі ескізного проектування.

Герметичність фюзеляжу в цілому визначають на завершальних стадіях проекту після виготовлення дослідних зразків конструкції фюзеляжу [77, 96, 106]. Випробування проводять у три етапи, поступово підвищуючи тиск наддування. Течі знаходять за допомогою розчину нейтрального мила або інших методів. Усунення течі проводять шляхом заміни або ущільнення кріплення, а також шляхом додаткової поверхневої герметизації з внутрішньої сторони обшивки. По завершенні третього етапу випробувань вимірюють величину зменшення тиску в фюзеляжі за заданий проміжок часу.

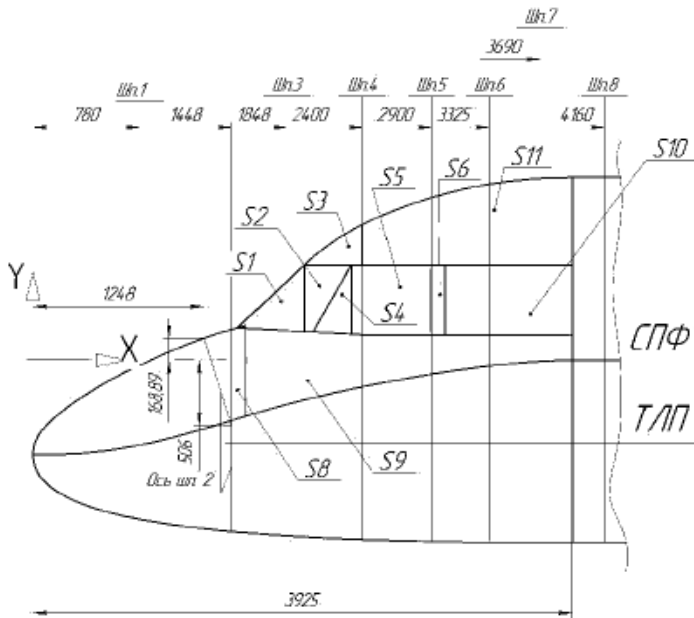
### **Особливості тривимірного комп'ютерного моделювання НЧФ**

Поверхня НЧФ є однією з найбільш складних для математичного моделювання поверхонь літака [43, 60, 96], що пов'язано з низкою умов:

- подвійна кривизна поверхні;
- необхідність розміщення ліхтаря скління в кабіні пілотів;

– високі вимоги до гладкості перерізів.

Вихідні дані для моделювання зручно наводити у вигляді теоретичного креслення (рисунок 1.21).



### Побудова типової твірної сегментів НЧФ

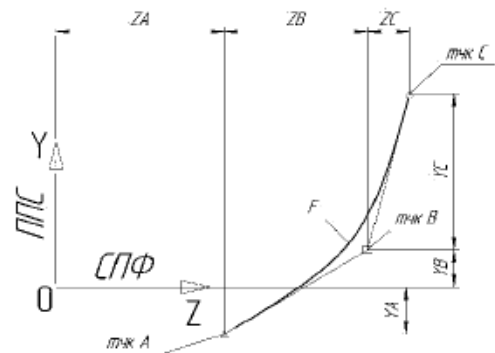


Рисунок 1.21 – Фрагмент теоретичного креслення НЧФ регіонального літака

Для побудови моделі поверхні фюзеляжу ЛТК найбільш часто застосовують метод «поверхня по перерізах» (Section surface), при цьому особливості геометрії ліхтаря скління враховують за допомогою методу «обтиснення» (рисунок 1.22). Верхня поверхня НЧФ при цьому складається з двох частин, з'єднаних поверхнями ліхтарного скління.

До поверхні ліхтаря скління ставлять додаткові вимоги, пов'язані з оптичними властивостями і технологією виготовлення скла. Два передніх сегменти скління є частинами конічних або плоских поверхонь, що дає змогу забезпечити мінімальні оптичні спотворення і простоту виготовлення високоміцного скла. Однак ці вимоги не є обов'язковими за наявності відповідних технологій. Наприклад, лобові стекла сучасних лайнерів Boeing 787, Airbus 350, Sukhoi Superjet 100 мають подвійну кривизну.

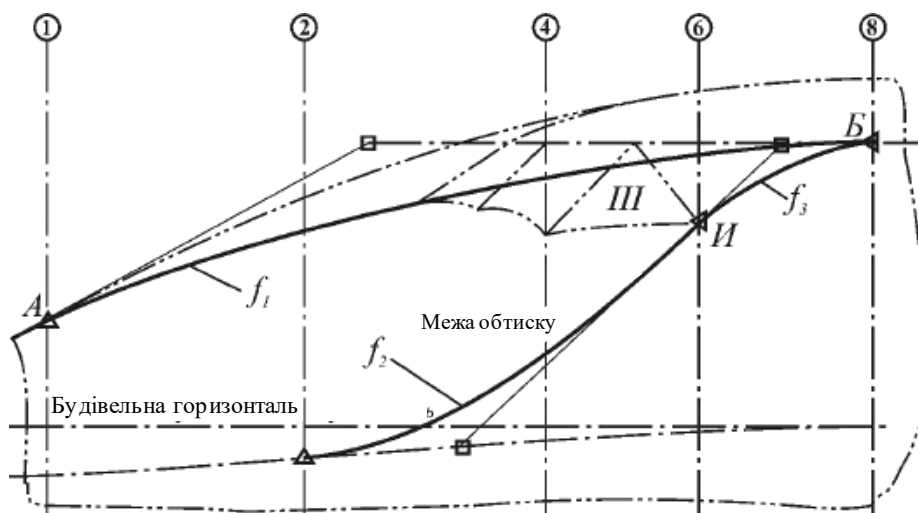


Рисунок 1.22 – Схема побудови «обтиску» НЧФ

Вихідні дані для тривимірного моделювання НЧФ містяться у теоретичному кресленні у вигляді кривих і таблиць координат.

Наступним етапом розвитку методів тривимірного комп'ютерного моделювання став перехід до цифрового формату даних про геометричні параметри і використання моделі майстер-геометрії як основного носія геометричних параметрів теоретичних поверхонь.

Модель розподілу простору фюзеляжу відображає його конструктивно-силову схему і компоновання, містить спрощені моделі конструктивно-силових елементів, систем і вантажів, пасажирів та екіпажу.

Модель розподілу простору НЧФ (рисунок 1.23) є частиною моделі розподілу простору фюзеляжу.

Максимальна висота кабіни пілотів задає положення підлоги кабіни, яке, у свою чергу, обмежується вимогами ергономіки до робочих місць екіпажу, вимогами забезпечення огляду та параметрами скління.

Геометричні параметри ніші переднього стояка шасі визначаються габаритними розмірами стояка і механізмів його прибирання, випуску і фіксації.

Спрощені моделі елементів конструкції (шпангоутів, стрингерів, бімсів і підлоги кабіни) показують у вигляді базових площин. Системи і устаткування показують у вигляді спрощених габаритних моделей або функціональних об'ємів. На поверхні НЧФ показують межі люків і вирізів.

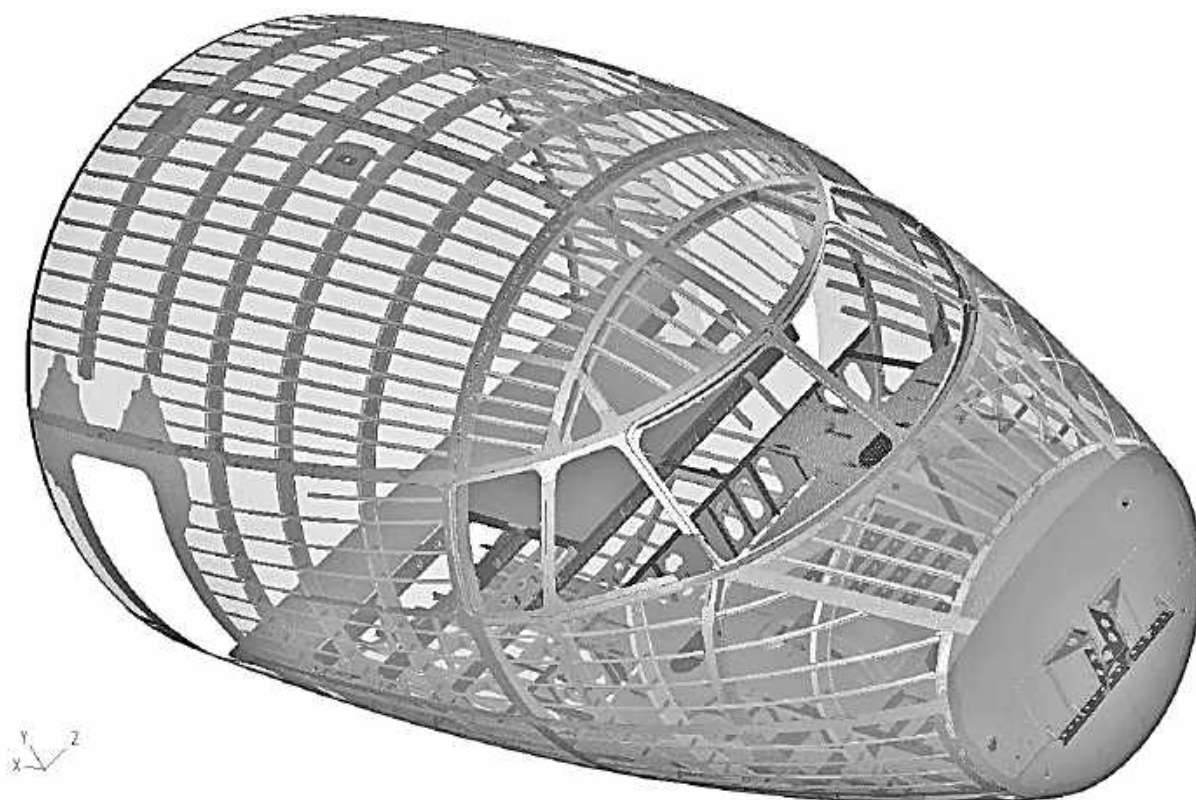


Рисунок 1.23 – Фрагмент моделі розподілу простору конструкції НЧФ

Для моделювання екіпажу і пасажирів застосовують модулі створення стандартизованих моделей манекенів.

#### **1.4 Особливості компонування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії**

При визначенні геометричних параметрів зовнішніх обводів НЧФ вимоги забезпечення огляду з кабіни пілотів, розміщення екіпажу, елементів системи керування та авіаційного обладнання враховують за допомогою компоувального креслення НЧФ (рисунок 1.24) [96] або моделі розподілу простору.

Вимоги щодо розташування крісла пілота, елементів системи керування і внутрішнього простору кабіни містяться в ОСТ1 02721–91. Компоування приладових панелей і пультів керування здійснюють відповідно до ГОСТ 24396–88. Мінімальні кути огляду задано в ОСТ1 02721–91 і АС25.773–1 у вигляді діаграм (рисунок 1.25).

Компоувальне креслення дає змогу визначити кути огляду тільки в декількох розглянутих перерізах. Застосування тривимірної моделі розподілу

простору НЧФ дає змогу виміряти кут огляду в необхідній кількості перерізів і провести детальне порівняння конфігурації ліхтаря скління з необхідною.

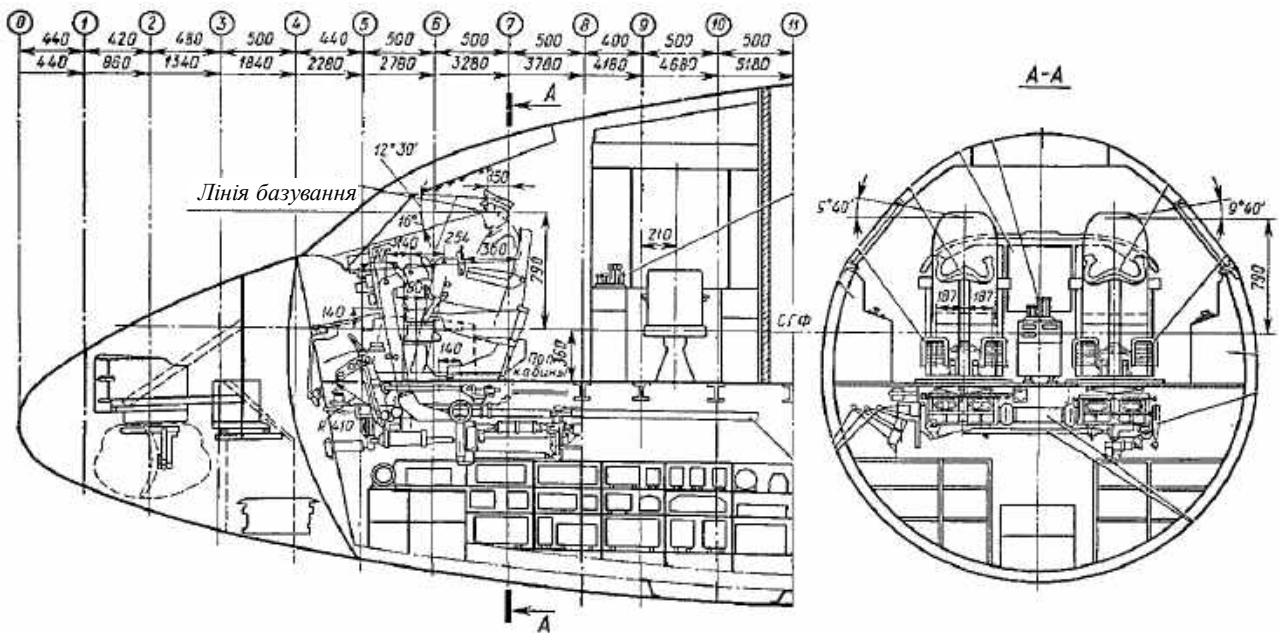


Рисунок 1.24 – Схема компонування НЧФ пасажирського літака

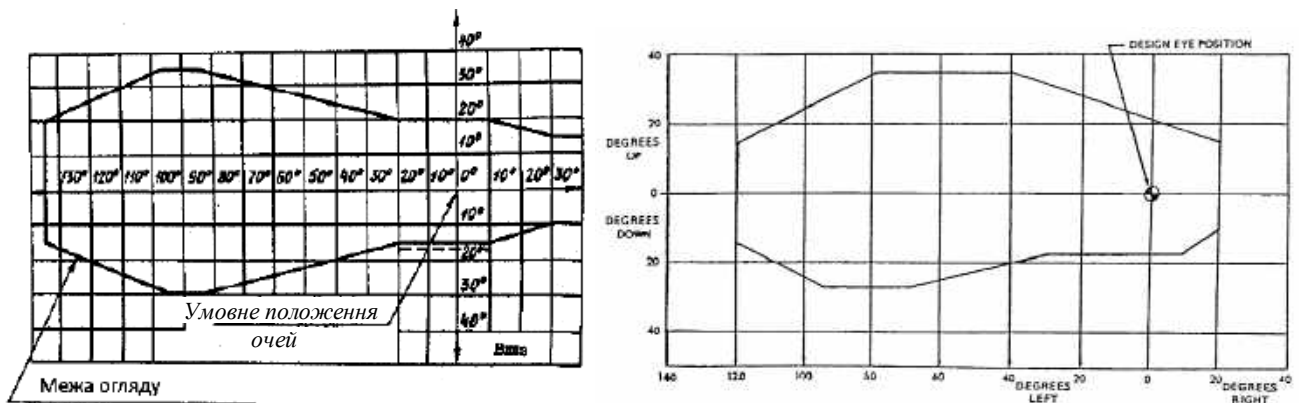


Рисунок 1.25 – Діаграми потрібних кутів огляду з кабіни пілотів згідно з ОСТ1 02721–91 і АС25.773–1

Модуль моделювання манекенів дає змогу оцінити конфігурацію ліхтаря скління в полі зору пілота, однак автоматично отримане зображення (рисунок 1.26) вкрай складно порівняти з діаграмами, наведеними в стандартах.

Положення підлоги кабіни пілота, крісла та елементів системи керування уточнюють за результатами аналізу компонування і огляду з кабіни пілотів.

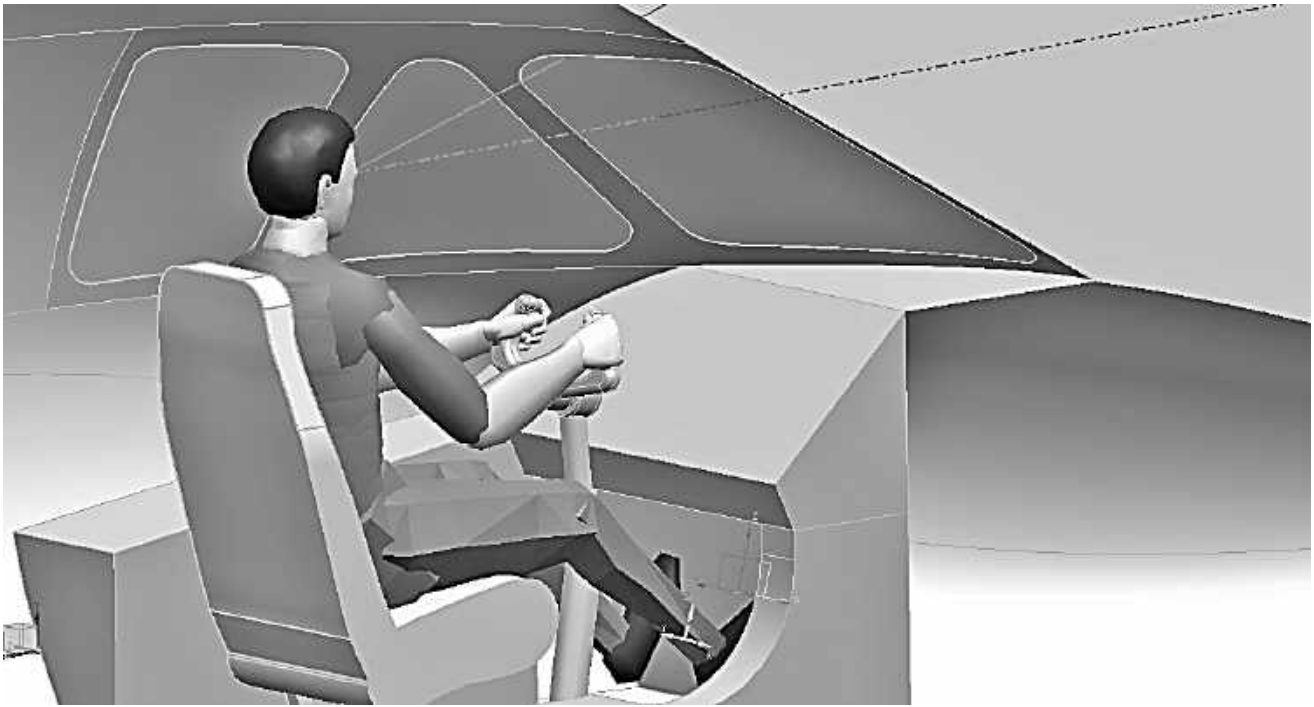


Рисунок 1.26 – Визначення вертикального кута огляду за допомогою моделі розподілу простору НЧФ

### **Обладнання кабіни екіпажу**

В основу концепції вибору обладнання кабіни екіпажу літака Ан-148 покладено такі основні положення [72]:

- забезпечення виконання польоту екіпажем із двох льотчиків;
- розподіл обов'язків згідно з прийнятим у міжнародній практиці принципом: льотчик, що «пілотує», та льотчик, що «не пілотує»;
- принцип «скляної кабіни»;
- принцип «темної кабіни»;
- принцип візуального, звукового та форменого кодування під час видачі інформації екіпажу;
- застосування форм індикації, сигналізації та керування з високим ступенем комплексування та інтеграції;
- застосування в керуванні індикацією та системами таких елементів, які



використовують під час роботи з персональним комп'ютером;

– широке застосування віртуальних моделей кабіни екіпажу для проектування і навчання.

### **Забезпечення виконання польоту екіпажем із двох льотчиків**

Необхідність виконання польоту екіпажем із двох льотчиків диктується передусім економічними міркуваннями, зокрема:

– скороченням витрат авіакомпаній на підготовку і утримання додаткових членів екіпажу;

– скороченням номенклатури льотних спеціальностей під час підготовки в навчальних закладах і тренувальних центрах;

– зменшення об'єму, ваги конструкції та обладнання кабіни екіпажу для корисного навантаження;

– скороченням часу та витрат на проектування додаткових робочих місць членів екіпажу;

– скороченням витрат на придбання і обслуговування додаткового обладнання в кабіні екіпажу.

При цьому можливість виконання польоту екіпажем з двох льотчиків забезпечується внаслідок:

– відповідного навчання та підготовки льотного складу;

– застосування систем та обладнання з необхідним рівнем;

– надійності;

– характеристик точності,

– автоматизації процесів керування системами літака;

– автоматизації процесів взаємодії з наземними службами; навігації та пілотування (в горизонтальній і вертикальній площинах);

– застосування нових типів обладнання, які забезпечують підвищений

ступінь інформованості та безпеки польотів у складних ситуаціях і спеціальних режимах (TCAS, TAWS та ін.)

**Розподіл обов'язків згідно з прийнятим у міжнародній практиці принципом:  
льотчик, що «пілотує», та льотчик, що «не пілотує»**

Експлуатація літака екіпажем, який складається з двох членів, потребує зміни розподілу обов'язків всередині екіпажу за принципом: льотчик, що «пілотує», та льотчик, що «не пілотує». Нині такий принцип розподілу обов'язків прийнятий у міжнародній практиці та практиці деяких авіакомпаній СНД.

Цей принцип зазвичай передбачає приблизно однакову підготовку льотчиків та припускає:

– забезпечення практично рівноцінних можливостей обох льотчиків у керуванні літаком і системами, отриманні необхідної інформації, здійсненні зв'язку. З цією метою органи індикації, сигналізації та керування на робочих місцях обох льотчиків дублюються, а не дубльовані органи індикації, сигналізації та керування зосереджені у загальній зоні огляду та досяжності дошки з приладами, верхнього та центрального пультів;

– забезпечення льотчиками постійного взаємного контролю дій, які вони виконують («cross check»). Конструкція індикаторів, сигналізаторів та органів керування, їхнє розташування в кабіні екіпажу дають змогу виконувати такий контроль. Правильність виконання дій підтверджується голосом або іншою дією, яка прийнята в авіакомпанії;

– обов'язкове виконання всіх необхідних дій згідно з картами контрольних перевірок, в особливих ситуаціях та при відмовах з читанням рекомендацій Керівництва з льотної експлуатації, а не з пам'яті. Виключенням можуть бути приблизно десять випадків, які потребують невідкладних дій та вивчаються напам'ять.

Вибір льотчика, що «пілотує», та льотчика, що «не пілотує», здійснює перед початком польоту командир екіпажу з відповідною командою для запису на

бортовий магнітофон. Він же може у будь-який момент польоту прийняти рішення про зміну обов'язків льотчика, що «пілотує», та льотчика, що «не пілотує», з поданням відповідної команди.

До обов'язків льотчика, що «пілотує», зазвичай належать збереження необхідної позиції у просторі та траєкторії польоту з забезпеченням ручного, директивного, суміщеного та автоматичного керування літаком, включаючи керування двигуном.

До обов'язків льотчика, що «не пілотує», зазвичай належать забезпечення керування системами літака, налаштування радіочастот та здійснення радіозв'язку. В особливих ситуаціях та при відмовах дії льотчиків можуть бути спільними і визначаються конкретними рекомендаціями Керівництва з льотної експлуатації.

Юридично старшим на борту літака є командир екіпажу, і остаточне рішення щодо розподілу обов'язків приймає він. Після цього кожен із льотчиків відповідає за виконання своїх льотних функцій.

### **Принцип «скляної кабіни»**

Під терміном «скляна кабіна» (англійський термін «Glass Cockpit») мається на увазі кабіна екіпажу, обладнана екранними індикаторами. Раніше екранні індикатори виготовляли на електронно-променевих трубках, а нині – в основному на базі рідкокристалічних матриць.

Розмір екранних індикаторів постійно збільшується, тому зростають можливості стеження за інформацією, яка на них відображається, а також все більше змінюються засоби відображення інформації порівняно з традиційними стрілковими електромеханічними індикаторами. На літаку, як і на багатьох сучасних зарубіжних літаках, встановлено п'ять великих рідкокристалічних індикаторів розміром 6×8 дюймів.

### **Принцип «темної кабіни»**

Цей принцип (англійський термін «Dark Cockpit») передбачає видачу екіпажу в кожній польотній ситуації тільки такої інформації, яка йому необхідна

для здійснення прописаних дій. Зокрема передбачається:

- видача кадрів індикації, які відповідають режиму польоту;
- відсутність сигналізації про вмикання та нормальне функціонування систем та обладнання, за винятком таких, які включаються в роботу під час польоту тимчасово під контролем екіпажу (наприклад, допоміжна система керування, протиобліднювальна система, система автоматичного керування, механізація крила, шасі та ін.);
- видача звукової та світлової сигналізації екіпажу тільки при відмовах або в інших ситуаціях, які потребують звернення уваги екіпажу;
- широке використання як органів керування ламп-кнопок, які дають змогу швидкого сприйняття ситуації та інтуїтивних дій у випадку видачі сигналізації на конкретному органі керування на фоні темної панелі решти систем, які функціонують нормально;
- використання сучасних методів обміну інформацією «борт–земля», які дають змогу розвантажити ефір та виконувати основну частину польоту в режимі безголосового зв'язку.

### **Принцип візуального, звукового та форменого кодування під час видачі інформації екіпажу**

Цей принцип дає змогу підвищити безпомилковість і швидкість зчитування інформації шляхом вироблення у екіпажу певних стереотипів у цій сфері.

Кодування застосовують у таких випадках.

Під час видачі аварійної сигналізації екіпажу використовують червоний колір для сигнальних повідомлень, сигналізаторів сильної привабливаючої дії, ламп-кнопок органів керування, елементів мнемонічних схем кадрів систем. Аварійна сигналізація супроводжується видачею звукових (тональних і мовних) сигналів. Звукова сигналізація теж кодується. Відмови систем літака супроводжуються зумером, відмови та відключення автопілота – сигналом типу «кавалерійська атака», досягнення критичних параметрів польоту – «ДАІ» та ін.

Під час видачі попереджувальної сигналізації екіпажу використовують

жовтий колір для сигнальних повідомлень, сигналізаторів сильної приваблюючої дії, ламп-кнопок органів керування, елементів мнемонічних схем кадрів систем. Як звукову сигналізацію при цьому застосовують тональний сигнал у вигляді поодинокого удару «Дзвін» або мовних повідомлень.

Під час видачі повідомлень сигналізації екіпажу, яка має характер повідомлення про роботу тимчасово включених систем, використовують блакитний колір.

Під час видачі екіпажу індикації білий колір використовується для незмінних елементів шкал і схем, зелений – для нормально працюючих елементів систем на мнемокадрах, блакитний – для рекомендацій екіпажу та інформації щодо підготовлених режимів польоту, червоний та жовтий – для шкал максимально припустимих значень параметрів польоту.

Під час формування структури та вигляду мнемосхем на кадрах і пультах керування систем літака.

Під час вибору розмірів і форми органів керування систем та обладнання бажано, щоб льотчик міг на дотик визначати належність органу керування.

### **Застосування форм індикації, сигналізації та керування з високим ступенем комплексування та інтеграції**

Постійне підвищення інтенсивності авіаційного руху, поява нових вимог до літаководіння, ускладнення апаратури призводять до подальшого збільшення навантаження на екіпаж. Це приводить до необхідності оптимізувати засоби видачі екіпажу необхідної інформації та здійснення пілотування.

Можливими шляхами такої оптимізації, крім автоматизації усіх процесів, є інтеграція та комплексування, зокрема:

- комплексування пілотажних і навігаційних параметрів на кадрах пілотажних екранних індикаторів;

- комплексування навігаційної інформації з інформацією локатора, систем TCAS, TAWS та інших на кадрах навігаційних екранних індикаторів;

- комплексування сигнальних повідомлень із рекомендаціями Керівництва з

льотної експлуатації на індикаторі сигнальних повідомлень;

– комплексування інформації про стан систем із картами контрольних перевірок на статусному кадрі багатофункціональних дисплеїв;

– використання комбінованих резервних пілотажних і навігаційних індикаторів;

– використання інтегрованих багатофункціональних пультів керування, інтегрованих пультів керування радіотехнічними засобами та засобами радіозв'язку, пультів керування курсором для роботи з індикацією і керуванням системами літака і обладнанням.

### **Застосування в керуванні індикацією та системами таких елементів, які використовують під час роботи з персональним комп'ютером**

У зв'язку зі зростаючим поширенням персональних комп'ютерів у всіх сферах діяльності людини та появою певних стійких стереотипів у реалізації інтерфейсу між оператором і комп'ютером у сучасній авіації намітилася тенденція до зростаючого використання елементів такого інтерфейсу та форми надання інформації в кабіні екіпажу.

До таких елементів належать:

– пристрої керування курсором. Такі пристрої можуть виконувати функції пультів керування індикацією, визначення заданих параметрів, керування масштабом зображення, а у перспективі, якщо вони доведуть свою надійність і зручність, то і для керування системами. Пристрої можуть комплектуватися рукояткою, що обертається, яка може використовуватися для задання деяких параметрів, наприклад радіочастот;

– вигляд індикації за типом вікон "Windows", що дає змогу виводити на одному і тому самому екранному індикаторі різноманітну інформацію з бази даних або накладання інформації;

– багатофункціональні пульти керування з клавіатурою для роботи з різними системами та базами даних, наприклад FMS, бортова система техобслуговування, екранна система індикації;

– у перспективі способи оновлення необхідних баз даних у режимі реального часу за типом Internet.

Реалізація всіх зазначених принципів і напрямків під час проектування літака, а також використання нової елементної бази дали змогу створити сучасну кабіну екіпажу. Вибране розташування елементів системи відображення інформації, пультів та органів керування забезпечили льотчикам надійне сприйняття інформації про роботу бортового електронного обладнання та систем літака, зручне користування ними. Це дає змогу членам екіпажу ефективно виконувати свої функціональні обов'язки на всіх режимах польоту і в усіх очікуваних умовах експлуатації як при нормальній роботі двигунів, систем літака і обладнання, так і в ситуаціях відмов обладнання.

До практичної реалізації різних елементів кабіни екіпажу на літаку було виконано велику роботу з моделювання різноманітних кадрів індикації всіх параметрів систем, фронтальних частин пультів керування та логіки сигнальних повідомлень, які виводяться. Моделювання виконувалося спочатку віртуально на персональних комп'ютерах, потім на стенді, далі – на імітаторі польоту літака за допомогою напівнатурного моделювання.

Під час проектування кабіни екіпажу літака Ан-148 на ДП «АНТОНОВ» було створено постійно діючу робочу групу, яка складалася з фахівців конструкторського бюро та льотної служби підприємства. Завдяки цьому вдалося втілити багато пропозицій, висловлених безпосередньо льотчиками.

Ключовим елементом у реалізації сучасної кабіни екіпажу стала екранна система індикації КСЭИС-148. Система має в своєму складі п'ять великих рідкокристалічних індикаторів розміром 6×8 дюймів, два обчислювачі, два пульти керування та пристрій керування курсором фірми HONEYWELL, США.

Систему призначено для забезпечення індикації пілотажних навігаційних параметрів, параметрів двигуна і систем літака, для забезпечення екіпажу попереджувальною і аварійною сигналізацією, яка видається у вигляді світлосигнальних, тональних і мовних повідомлень. Пристрій керування курсором, уперше встановлений на вітчизняному літаку, дає змогу працювати з необхідними меню

на кадрах індикаторів за принципом персонального комп'ютера.

Пульти керування системами літака виконано з використанням світлодіодних технологій на кнопках-лампах французької фірми LEACH. Робота пультів керування узгоджується з роботою системи екранної індикації за принципом «темної кабіни».

Керування яскравістю, підсвіченням ламп-кнопок та їх перевірка безпосередньо перед польотом забезпечуються системою аварійної сигналізації.

Систему аварійної сигналізації САС-В-4 розроблено спільно з українським підприємством ВАТ «Авіаконтроль» (м. Харків). Вона являє собою сучасну цифрову багатоканальну систему, призначену для видачі сигналів на лампи-кнопки та світлосигнальні табло за наявності команд від систем літака або СУОСО.

Освітлення кабіни екіпажу виконано за допомогою світлодіодних світильників, які дають змогу отримати освітлення на сучасному комфортному рівні.

Реалізація всіх зазначених принципів і напрямків при проектуванні та створенні кабіни екіпажу літака привела до того, що компоновання кабіни, включаючи розташування елементів системи відображення інформації, пультів та органів керування пілотажно-навігаційним обладнанням, забезпечило льотчикам надійне сприйняття інформації про роботу пілотажно-навігаційного обладнання та систем літака, зручне керування ними, що дає змогу членам екіпажу ефективно виконувати свої функціональні обов'язки на всіх режимах польоту та в усіх очікуваних умовах експлуатації як при нормальній роботі двигунів, систем літака і обладнання, так і в ситуаціях відмов обладнання.

## **1.5 Висновки**

Проведений аналіз методів проектування НЧФ ЛТК показує необхідність їх актуалізації відповідно до сучасної методології інтегрованого проектування збірних літакових конструкцій [58, 67, 68, 79, 82, 83].

Доцільним є розроблення методу інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу за допомогою комп'ютерних систем для підвищення



ефективності нових вітчизняних літаків транспортної категорії.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

– провести аналіз вимог нормативно-технічної документації, особливостей конструкції і методів проектування носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії;

– науково обґрунтувати метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE/PLM;

– дослідити вплив геометричних параметрів носової частини фюзеляжу на характеристики ефективності літаків транспортної категорії;

– впровадити метод інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу в проектування перспективного літака транспортної категорії, у виробництво на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП) і Державному підприємстві «АНТОНОВ», а також у навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

## Глава 2

# НАУКОВІ ОСНОВИ МЕТОДУ ІНТЕГРОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

### 2.1 Теоретичне обґрунтування методу інтегрованого проєктування носової частини фюзеляжу літака транспортної категорії

Методологія інтегрованого проєктування [59] передбачає автоматизоване проєктування та комп'ютерне параметричне моделювання конструкції літака в цілому, окремих її частин і процесів життєвого циклу.

Застосування комп'ютерних технологій інтегрованого проєктування та інженерного аналізу дає змогу перейти до більш складних розрахункових моделей, врахувати додаткові параметри конструкції, підвищити точність визначення маси агрегатів, знизити кількість подальших ітерацій проєктування і забезпечити створення нової конкурентоспроможної авіаційної техніки в стислі терміни [4, 25, 61, 70, 96].

Під час інтегрованого проєктування НЧФ необхідно виконати:

- формування вихідних даних і вимог на підставі ТЗ на проєктування літака, побудову профілю типового польоту і обвідної умов польоту, визначення параметрів розрахункових режимів польоту;
- створення моделі майстер-геометрії, виділення функціонально-технологічних частин конструкції фюзеляжу;
- створення моделі розподілу простору НЧФ у складі фюзеляжу;
- аналіз компоновання і огляду з кабіни пілотів;
- створення скінченноелементної моделі (СкЕМ) аеродинамічного обтікання фюзеляжу і розрахунок розподілу повітряного навантаження по поверхні фюзеляжу;
- аналіз масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми НЧФ.

Схему методу зображено на рисунку 2.1.

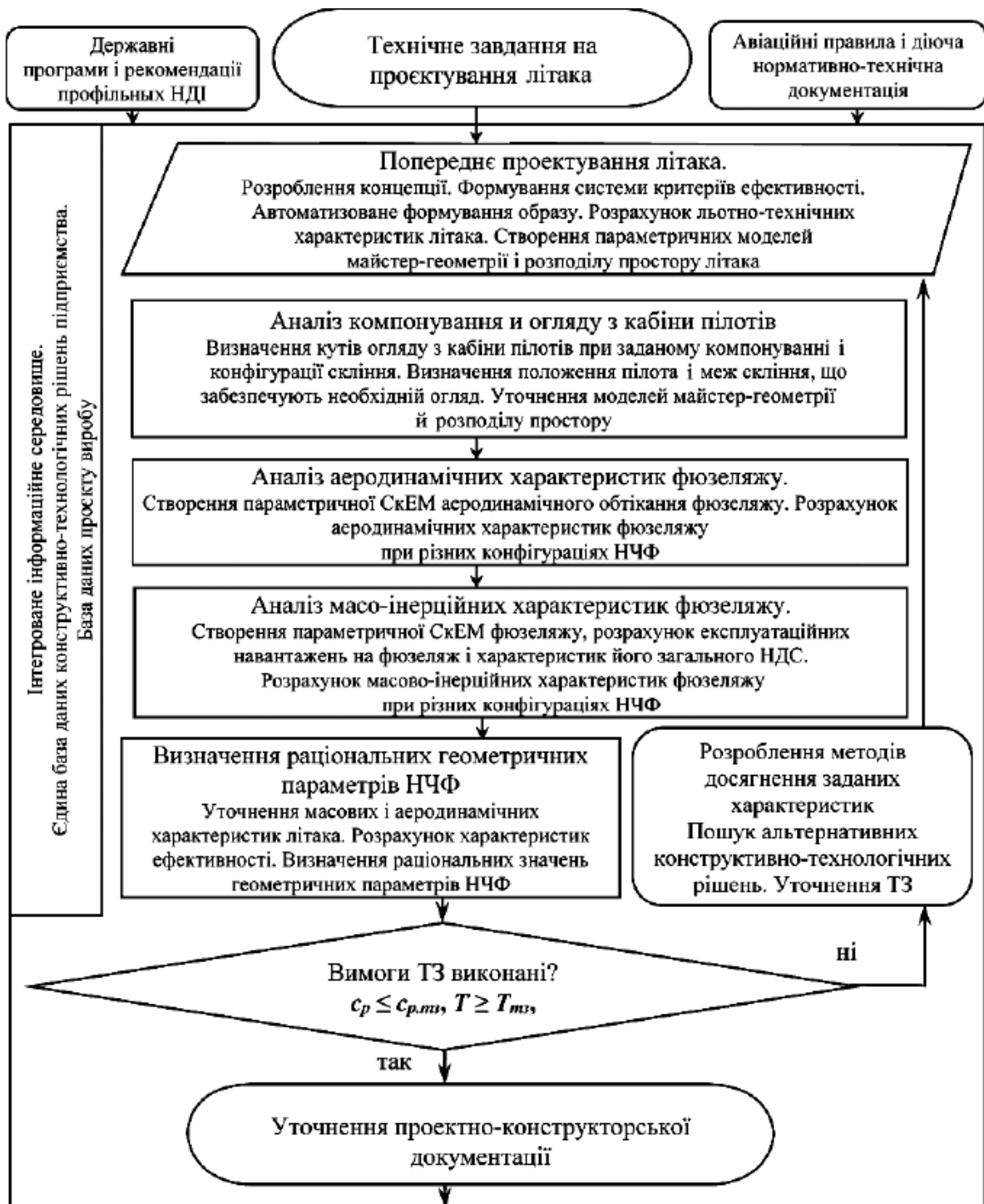


Рисунок 2.1 – Схема методу інтегрованого проектування НЧФ ЛТК

## 2.2 Параметричне моделювання НЧФ літака транспортної категорії

Моделювання НЧФ відбувається в процесі створення моделі майстер-геометрії фюзеляжу на етапі попереднього проектування.

На рисунку 2.2 показано схему методу параметричного моделювання НЧФ ЛТК.



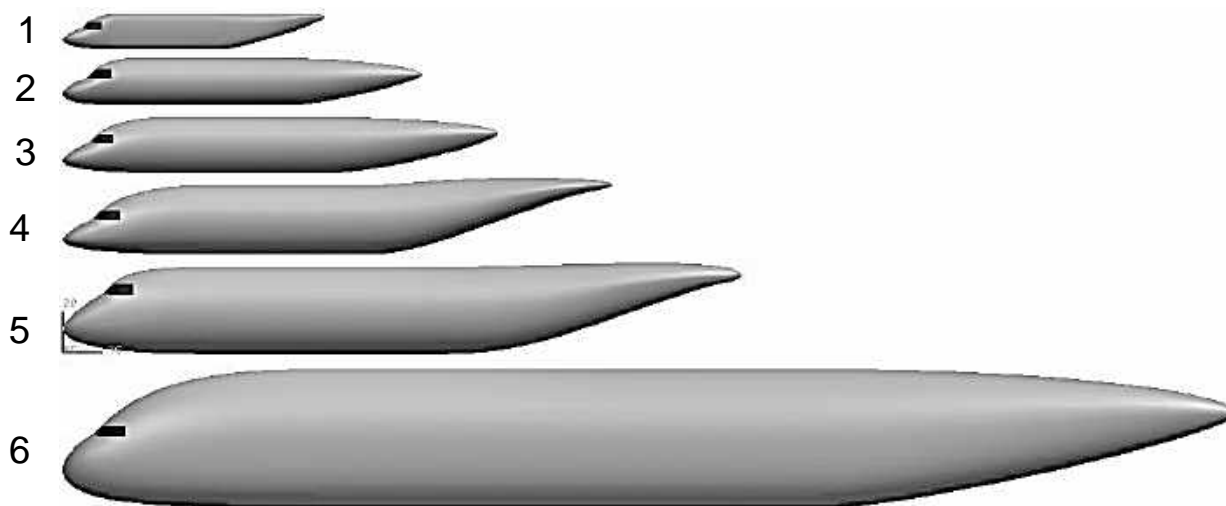
Рисунок 2.2 – Схема методу параметричного моделювання НЧФ

## Параметричне моделювання майстер-геометрії фюзеляжу з урахуванням особливостей НЧФ

Моделювання поверхні фюзеляжу відбувається в процесі створення моделі майстер-геометрії літака [29, 60, 61] на етапі попереднього проектування. Розглянемо параметричне моделювання майстер-геометрії фюзеляжу з урахуванням особливостей НЧФ. Моделювання доцільно здійснювати параметричними методами [17, 64] на підставі матриці параметрів фюзеляжу (таблиця 2.1), це дає змогу в подальшому автоматизувати внесення змін до моделей і систематизувати дослідження впливу окремих параметрів на масу фюзеляжу.

У таблиці 2.1 наведено дані для шести варіантів фюзеляжів транспортних літаків різного призначення (рисунок 2.3). Позначення параметрів у таблицях і на кресленнях виконано відповідно до синтаксису редактора виразів системи Siemens NX.

Для створення майстер-геометрії фюзеляжу використано узагальнене теоретичне креслення (рисунок 2.4) і матрицю геометричних параметрів фюзеляжу (таблиця 2.1). Умовно модель поділяють на моделі носової, центральної і хвостової частин фюзеляжу.



- 1 – легкий багатоцільовий; 2 – регіональний вантажно-пасажирський;  
3 – близькомагістральний пасажирський; 4 – близькомагістральний військово-транспортний; 5 – середньوماгістральний військово-транспортний;  
6 – далекомагістральний пасажирський

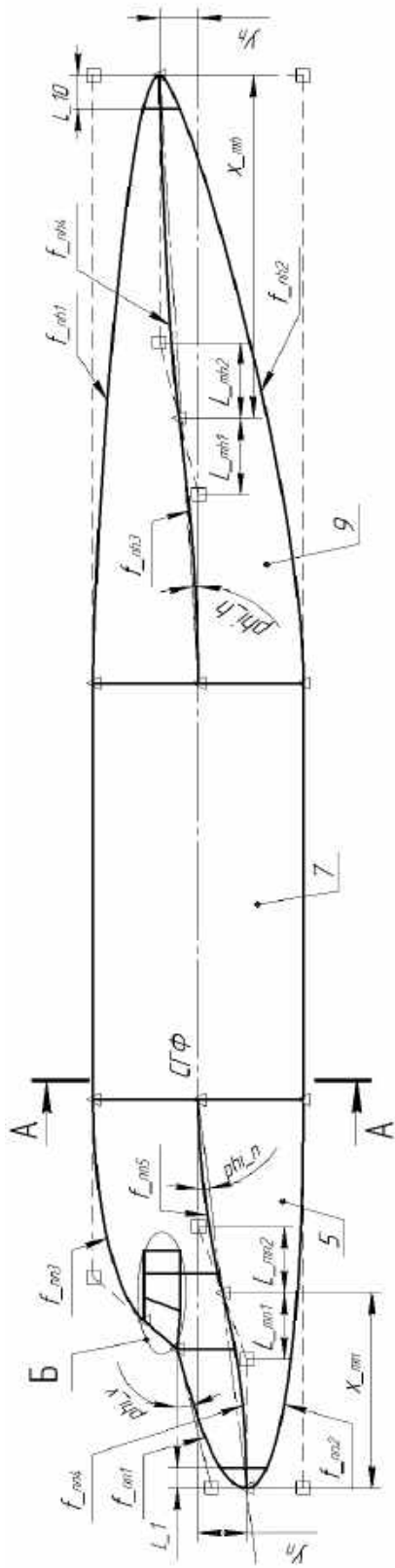
Рисунок 2.3 – Розглянуті варіанти конфігурації фюзеляжу літаків

Для побудови параметричної моделі матриці геометричних параметрів фюзеляжу необхідно доповнити похідними, довідковими та додатковими параметрами. Ці параметри вибирають переважно з міркувань забезпечення гладкості і плавності поверхні фюзеляжу, їх значення пов'язані з величинами, наведеними в матриці параметрів, а їх вплив на ЛТХ не надто значний.

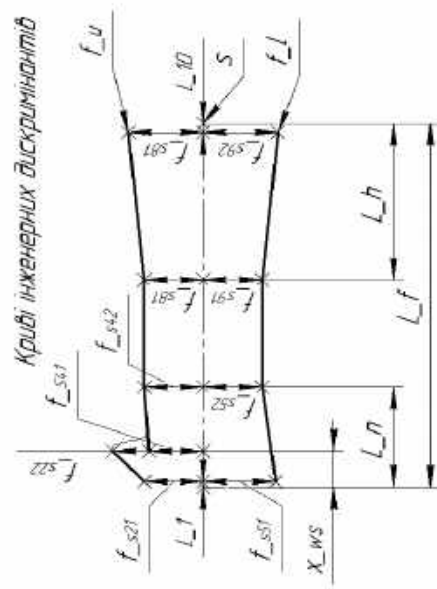
Розроблену методику побудови параметричної моделі фюзеляжу [112] за допомогою системи Siemens NX впроваджено у навчальний процес і подано в Додатку А.

Таблиця 2.1 – Матриця геометричних параметрів фюзеляжу

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення					
	1	2	3	4	5	6
Номер варіанта						
Абсолютні						
Еквівалентний діаметр фюзеляжу $d_f$ , мм	2190	2820	3350	4120	5200	7723
Кут установлення скління $\phi_{ws}$ , град	40	45	45	45	45	45
Кут візування $\phi_v$ , град	16	17	20	23	30	25
Висота скління $H_{ws}$ , мм	350	480	450	500	550	500
Довжина скління $L_{ws}$ , мм	1200	1400	1350	1600	1800	1950
Відносні						
Відносне відхилення НЧФ $y_n$	0,22	0,25	0,27	0,3	0,2	0,24
Відносне відхилення ХЧФ $y_h$	0,4	0,15	0,21	0,5	0,4	0,2
Подовження фюзеляжу $\lambda_{mf}$	7	7,65	7,8	8	7,83	9,3
Подовження НЧФ $\lambda_{mn}$	1,4	1,4	1,8	2	1,65	2
Подовження ХЧФ $\lambda_{mh}$	2,8	2,8	3	3,5	3,5	3,3
Співвідношення ширини і висоти перерізу $k_{hb}$	1,12	1	1	1	1	1,17
Коефіцієнт заповнення перерізу $\eta_m$	0,927	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	0,78



Криві інженерних дискримінантів



Б

А-А

Топова твірна сегментна поверхня

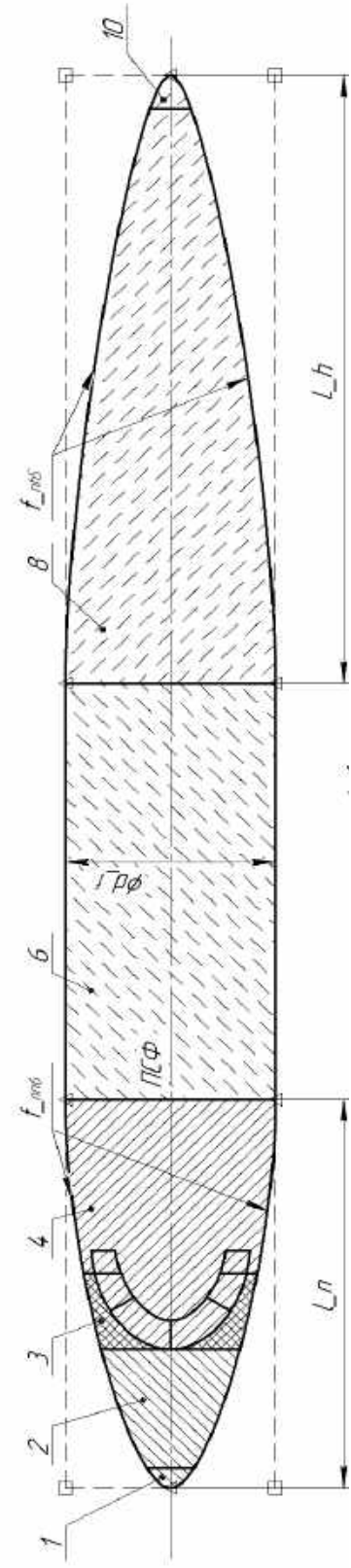
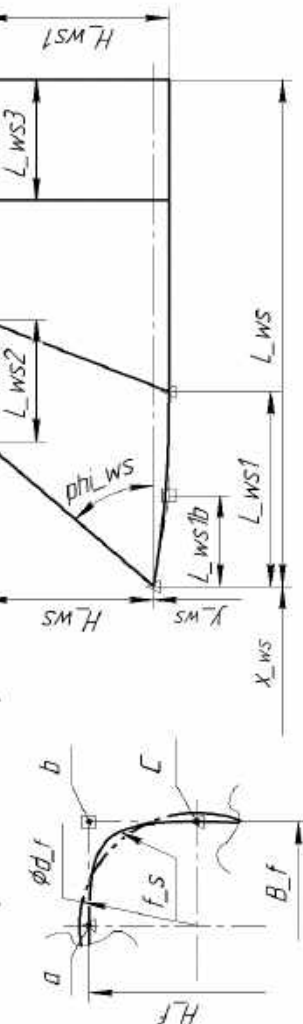
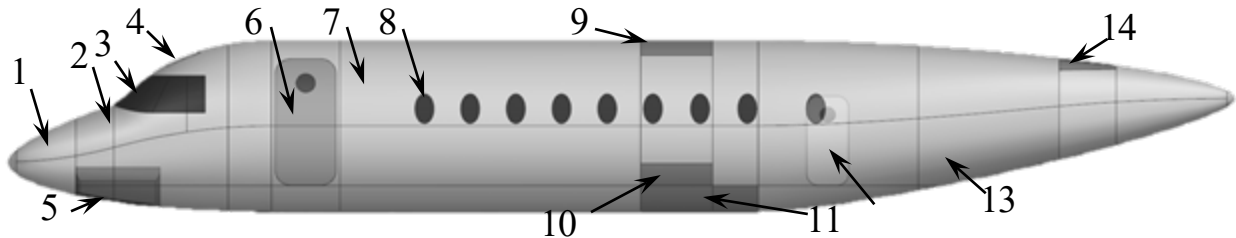


Рисунок 2.4 – Фрагмент узагальненого теоретичного креслення фюзеляжу ЛТК

Модель майстер-геометрії фюзеляжу (рисунок 2.5) було додатково розділено на частини за конструктивно-функціональним принципом для подальшого асоціативного прикладання навантажень і розрахунку мас частин фюзеляжу.



- 1 – носовий обтічник; 2 – носова частина фюзеляжу; 3 – скління кабіни пілотів;  
4 – аварійний люк; 5 – ніша носового стояка шасі; 6 – вхідні двері;  
7 – центральна частина фюзеляжу; 8 – ілюмінатори пасажирської кабіни;  
9 – стик із центропланом; 10 – ніша основних стояків шасі;  
11 – кріплення основних стояків шасі; 12 – аварійний вихід (службові двері);  
13 – хвостова частина фюзеляжу; 14 – кріплення оперення

Рисунок 2.5 – Модель майстер-геометрії фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній

### Параметрична модель розподілу простору НЧФ

Реалізація пропонованого методу проектування дає змогу окрім тривимірної комп'ютерної моделі майстер-геометрії розробити модель розподілу простору НЧФ. Для створення моделі розподілу простору літака необхідно вирішити такі завдання: розробити конструктивно-технологічне членування, панелювання; визначити кількість і розташування елементів конструктивно-силового набору фюзеляжу; вирішити питання переліку та розміщення обладнання, устаткування, компонування систем, компонування кабіни екіпажу та пасажирського салону для різної кількості пасажирів і комфортабельності салону. Крім того, виконуються компонування і розрахунки діапазону положення центру мас літака у цілому. На рисунку 2.6 показано фрагмент моделі розподілу простору НЧФ літака транспортної категорії.



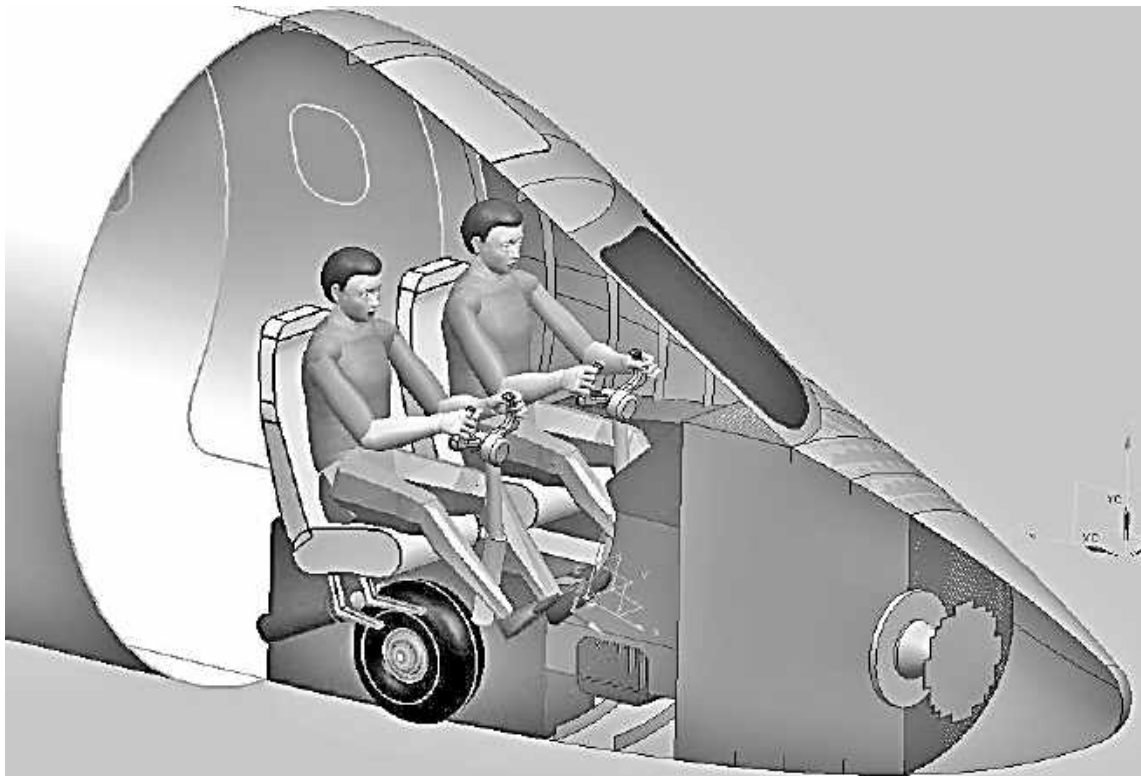


Рисунок 2.6 – Фрагмент моделі розподілу простору НЧФ літака транспортної категорії

### 2.3 Аналіз компоновання і огляду з кабіни пілотів

Одним із завдань, що вирішують з використанням моделі розподілу простору НЧФ, є визначення кутів огляду з кабіни пілотів для оцінювання їх відповідності вимогам безпеки польотів згідно з діючими стандартами ОСТ1 02721-91, АС25.773-1 та вимогами з ергономічності робочих місць екіпажу.

На схемі (рисунок 2.7) подано методику аналізу огляду з кабіни пілотів з використанням параметричної моделі розподілу простору НЧФ [116], що була реалізована за допомогою системи інтегрованого проектування Siemens NX.

Дослідження впливу параметрів носової частини на компоновання і огляд з кабіни пілотів літака транспортної категорії висвітлено в розділі 3.

Результати аналізу огляду з кабіни пілотів можуть бути подані у формі діаграми кутів огляду (див. рисунок 3.8, а), яку зручно порівняти з вимогами діючих стандартів, або у формі просторової кривої на поверхні фюзеляжу (див. рисунок 3.8, б, в), що визначає мінімально необхідні межі скління за умов заданої конфігурації НЧФ і положення пілотів.

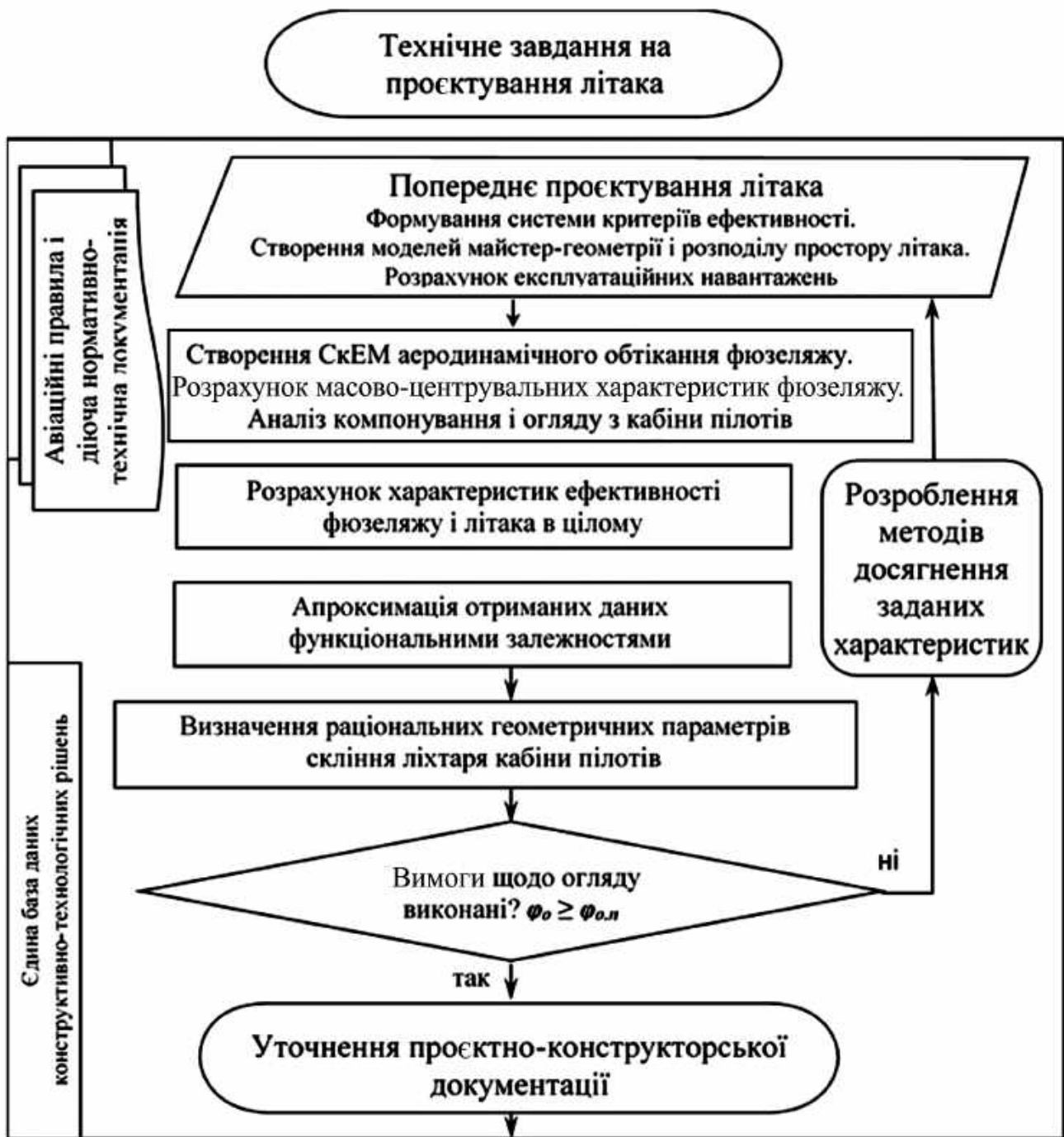


Рисунок 2.7 – Методика аналізу компоунування робочих місць екіпажу й огляду з кабіни пілотів

#### 2.4 Моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу з урахуванням форми носової частини фюзеляжу

Методи, що застосовуються для розрахунку аеродинамічних характеристик літака на етапі попереднього проектування, дають змогу урахувати такі параметри

НЧФ, як подовження, форма твірних, форма перерізу і кут відхилення носової частини від будівельної горизонталі фюзеляжу.

Недоліком наявних методів є те, що форма НЧФ і перерізу фюзеляжу розглядається як якісний параметр, що дає змогу вибрати тільки один із декількох можливих варіантів (конічна, параболічна, еліптична, кругла, прямокутна), а кут відхилення НЧФ враховують тільки при розрахунку коефіцієнта піднімальної сили. При такому підході не можна виконати параметричний аналіз у повному обсязі, проте він є прийнятним для верифікації отриманих результатів.

Необхідні дані про аеродинамічні характеристики фюзеляжу з урахуванням геометричних параметрів НЧФ можуть бути отримані за допомогою скінченноелементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу [113, 114].

Для визначення впливу параметрів НЧФ на характер аеродинамічного обтікання фюзеляжу розроблено метод створення відповідної скінченноелементної моделі (рисунок 2.8).

Значення і характер розподілу аеродинамічних навантажень на фюзеляж визначено за допомогою модуля CFX системи інженерного аналізу ANSYS. На підставі моделі майстер-геометрії фюзеляжу створено уніфіковану СкЕМ аеродинамічного обтікання фюзеляжу і проведено розрахунки для розглянутих режимів польоту. Для забезпечення мінімального впливу меж розрахункової області на характер розподілу і скорочення кількості елементів моделі застосовано розрахункову область еліптичного перерізу з вертикальним положенням більшої осі (розміри області 15x20x50 м), а також розподіл елементів у зоні примежового шару (рисунок 2.9).

Параметри аеродинамічного середовища задано відповідно до ГОСТ 4401–81 «Міжнародна стандартна атмосфера». Для виведення і візуалізації результатів розрахунку застосовано компонент CFD-Post модуля CFX.



Рисунок 2.8 – Метод моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу з урахуванням геометричних особливостей НЧФ ЛТК

На рисунку 2.10 показано характер розподілу швидкості потоку в площині симетрії розрахункової області і характер розподілу тиску по поверхні фюзеляжу.

Під час верифікації моделі проведено порівняння (таблиця 2.2) отриманих аеродинамічних характеристик фюзеляжу з довідковими значеннями, розрахованими за відомою методикою [111]. Задовільні результати точності були отримані при кількості елементів близько  $5 \cdot 10^5$  і стандартній k-ε-моделі турбулентності.

Подальше уточнення аеродинамічних навантажень є доцільним при застосуванні більш точних методів визначення аеродинамічних характеристик.

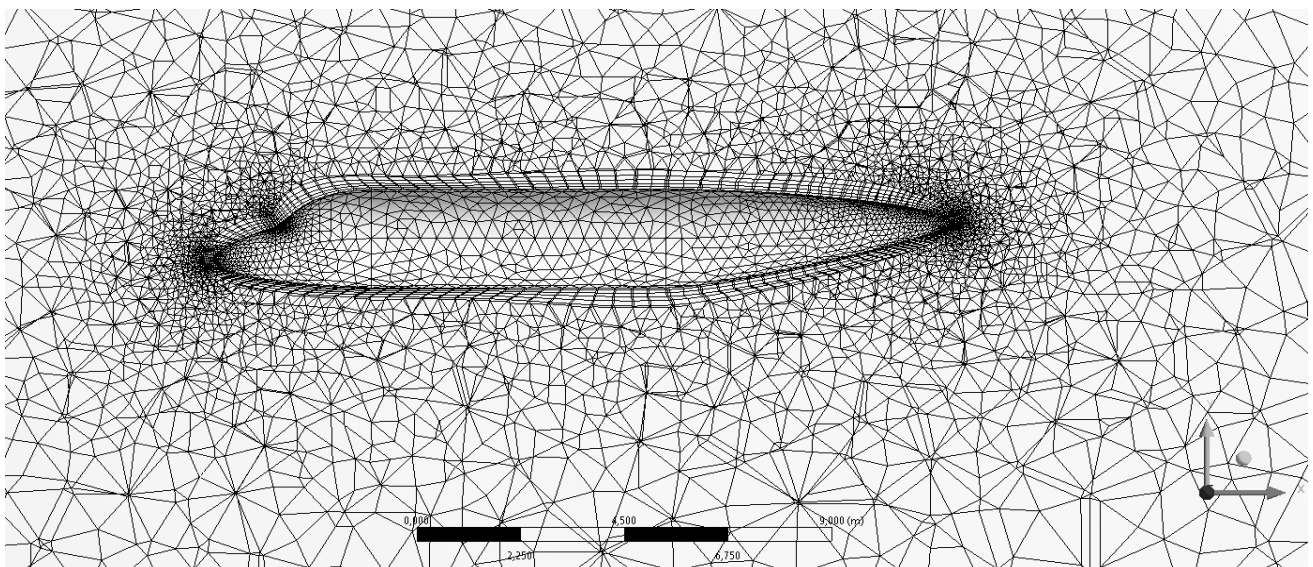


Рисунок 2.9 – СкЕМ аеродинамічного обтікання фюзеляжу

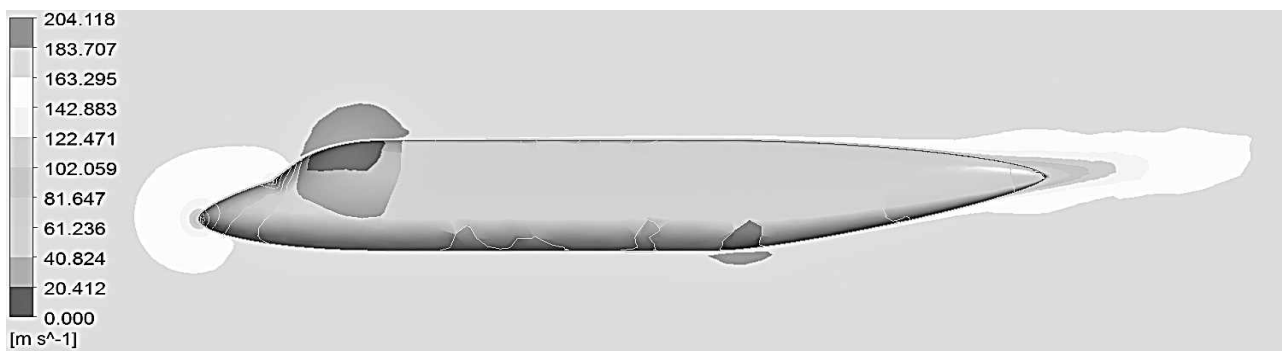


Рисунок 2.10 – Характер розподілу тиску по поверхні фюзеляжу і швидкості потоку в площині симетрії розрахункової області

Таблиця 2.2 – Верифікація аеродинамічної моделі

Висота $H$ , км	Швид- кість $V$ , км/год (число $M$ )	Кут атаки $\alpha$	$C_{x_{розр}}$ ( $C_{x_{дов}}$ )	Відхи- лення $\varepsilon$ , %	$C_{y_{розр}}$ ( $C_{y_{дов}}$ )	Відхилення $\varepsilon$ , %
0	650 (0,6)	5	0,009832 (0,009571)	2,5	0.009798 (0.009651)	1,53
8	850 (0,77)	-5	0,015383 (0,01485)	3,59	-0,02406 (-0,02512)	4,22
11	850 (0,8)	5	0,015137 (0.01567)	-3,4	0,010596 (0,01087)	-2,5

Для збереження і передачі даних про величину і характер розподілу аеродинамічних навантажень на фюзеляж значення нормального тиску і дотичних напружень на його поверхні експортовано в текстові файли відкритого формату CSV.

## 2.5 Аналіз масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми носової частини фюзеляжу

Масово-інерційні характеристики фюзеляжу мають значний вплив на льотно-технічні характеристики літака, отже, і на характеристики його ефективності. Для визначення масово-інерційних характеристик запропоновано метод [115], схему якого показано на рисунку 2.11.

Розрахунок навантажень на фюзеляж. Для розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні застосовують методи інженерного аналізу і безпосередньо враховують експлуатаційні навантаження, що діють на фюзеляж [54, 69, 104]. Для розрахунку цих навантажень необхідно розглянути профіль типового польоту проєктованого літака і визначити режими, для яких характерні максимальні значення навантажень, потім побудувати обвідну умов польоту і визначити параметри розрахункових режимів польоту відповідно до АП-25 (пп. 25.321 – 25.373).



Рисунок 2.11 – Метод аналізу масово-центрувальних характеристик фюзеляжу з урахуванням форми НЧФ ЛТК

Профіль типового польоту розглянутого літака для місцевих повітряних ліній показано на рисунках 2.12, 2.13, розрахункові режими позначено цифрами:

1. Політ із максимальною швидкістю на максимальній висоті з максимальним маневреним перевантаженням (згідно з АП-25 п. 25.337) і максимальним надлишковим тиском наддуву гермокабіни.

2. Політ із максимальною швидкістю з максимальним негативним перевантаженням, з негативним перепадом тисків.

3. Політ на малій висоті з максимальним швидкісним напором із максимальним перевантаженням, спричиненим вертикальним поривом зі швидкістю  $w = 15$  м/с.

4. Посадка з ковзанням і бічним ударом.

У результаті аналізу розрахункових випадків доведено, що навантаження в розглянутих вище режимах польоту перевершують навантаження в інших розрахункових випадках.

На рисунках 2.12, 2.13 номерами в дужках позначено відповідні додаткові розрахункові випадки: політ на малих кутах атаки з максимальним швидкісним напором (1), наддувом і розрядженням у кабіні (2), перехід у набір висоти і вхід у пікірування (2), маневр у горизонтальній площині (3), набір висоти з ковзанням у результаті відмови двигуна (3), посадка з ударом в один із стояків (4), посадка з прибраним шасі (4).

Обвідну умов польоту показано на рисунку 2.13, позначення розрахункових режимів виконано аналогічно рисунку 2.12. На рисунку 2.14 показано типізовану програму навантаження, яку використовують для розрахунку довговічності конструкції.

Розрахункові перевантаження, кути атаки і надлишковий тиск визначено відповідно до вимог CS-25, АП-25, рекомендацій літератури [7, 27, 69, 104, 105], аеродинамічних характеристик літака і параметрів міжнародної стандартної атмосфери (ГОСТ 4401–81). Розрахунковий тиск усередині кабіни не менше еквівалентного на висоті 2400 м (0,6 атм).



Таким чином, отримані розрахункові режими польоту дають змогу оцінити максимальні статичні польотні і наземні навантаження на фюзеляж при симетричному і несиметричному навантаженнях. Урахування динамічних навантажень [54] доцільно виконувати під час подальшого проєктування на підставі уточнених масово-центрувальних характеристик фюзеляжу і його частин. Вимоги АП-25 щодо птахостійкості враховано як додаткові обмеження за мінімальною товщиною відповідних частин конструкції фюзеляжу.

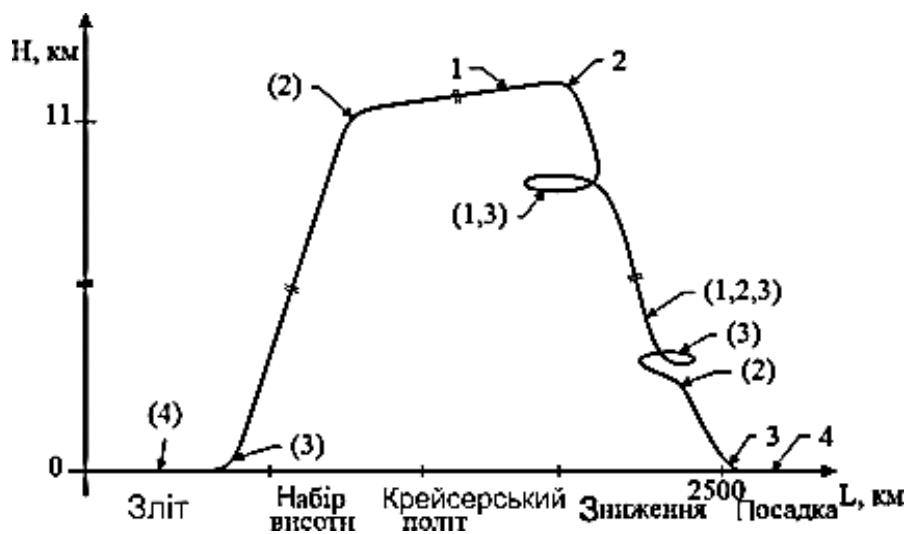


Рисунок 2.12 – Профіль типового польоту літака для місцевих повітряних ліній

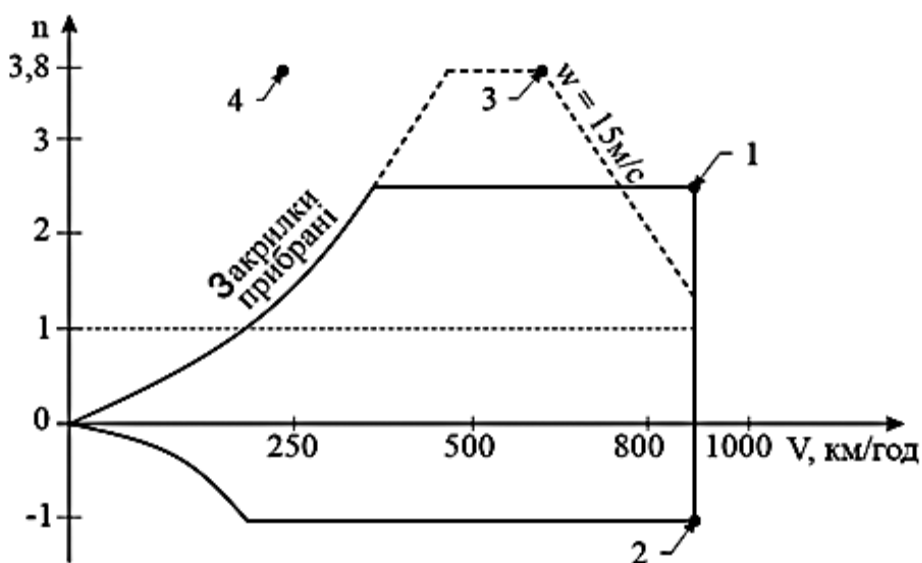


Рисунок 2.13 – Обвідна умов польоту

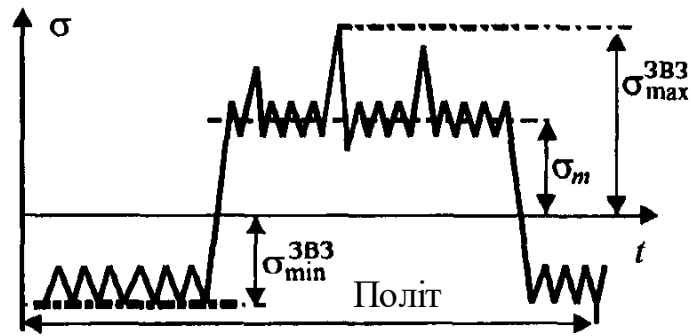


Рисунок 2.14 – Типізована програма навантажень

Для розрахунку масово-інерційних характеристик конструкції фюзеляжу з урахуванням форми НЧФ необхідно виконати:

- формування вихідних даних і вимог на підставі ТЗ на проектування літака, побудову профілю типового польоту і обвідної умов польоту, визначення параметрів розрахункових режимів польоту;

- створення моделі майстер-геометрії, моделі розподілу простору, виділення функціонально-технологічних частин конструкції фюзеляжу;

- створення скінченноелементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу і розрахунок розподілу повітряного навантаження по поверхні фюзеляжу для всіх розрахункових випадків;

- створення узагальненої СкЕМ фюзеляжу, визначення навантажень, розрахунок напружено-деформованого стану для всіх розрахункових режимів, визначення максимальних експлуатаційних, розрахункових, розтягальних і стискальних напружень, а також еквівалентних напружень  $\sigma_1$ ,  $\sigma_3$ ,  $\sigma_e$  за одиничної товщини обшивки;

- поелементний розрахунок мінімальної необхідної умовної товщини обшивки регулярної конструкції за максимальними припустимими розтягальними (допустимими) і стискальними (граничними) напруженнями і еквівалентним напруженням. Урахування технологічних обмежень щодо мінімальної товщини обшивки;

- розрахунок мас, умовних товщин і поверхневої питомої ваги обшивок функціонально-технологічних частин конструкції фюзеляжу з урахуванням

конструктивних і технологічних нерегулярностей: окантовок вирізів, стиків, з'єднань, накладок;

- визначення маси, положення центру мас і моментів інерції фюзеляжу;
- аналіз результатів розрахунку.

Розрахунок мас агрегатів літака в другому наближенні оснований на результатах інженерного аналізу їх узагальнених моделей за допомогою методів будівельної механіки і розрахунку на міцність [30, 50, 69, 71, 78], що пов'язано з необхідністю введення ряду припущень для спрощення розрахункової схеми агрегату. Фюзеляж літака транспортної категорії відрізняється від інших агрегатів низкою характерних особливостей, безпосередньо пов'язаних з його функціональним призначенням – розміщенням екіпажу і корисного навантаження, а також інтеграцією агрегатів літака. Фюзеляж, маючи велику будівельну висоту і малу площу поперечного перерізу силових елементів, сприймає, замикає і зрівноважує значні силові потоки, що пов'язано з використанням внутрішнього простору для розміщення корисного навантаження. Крім того, для фюзеляжу характерними є велика кількість додаткових конструктивних елементів і вирізів, складності безпосереднього застосування аналітичних методів у чистому вигляді, що потребує їх доповнення статистичними залежностями.

Застосовувані раніше методи розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні [71, 78] пов'язані з проєктувальними розрахунками на міцність основних елементів його конструкції, при цьому внутрішні силові чинники в них визначають на основі балкової розрахункової схеми. Такий підхід унеможливорює безпосередньо враховувати навантаження від внутрішнього тиску кабіни, обмежуючи його врахування подальшою перевіркою товщини обшивки циліндричної частини фюзеляжу і введенням додаткової складової в загальну формулу маси фюзеляжу.

Пропонований метод орієнтовано на більш ранні стадії ескізного проєктування для уточнення геометричних параметрів та форм фюзеляжу і його частин.

У запропонованому методі розрахунку застосовано скінченноелементну модель фюзеляжу [60, 51, 85, 86], що складається з елементів типу «оболонка». Це дає змогу урахувати сприйняття внутрішнього тиску поверхнею складної форми в поєднанні з масовими і аеродинамічними навантаженнями. Вихідною геометричною моделлю є майстер-геометрія фюзеляжу. Асоціативний зв'язок скінченноелементної і параметричної моделей майстер-геометрії дає змогу автоматизувати перестроювання моделі при внесенні змін і виконувати таким чином оцінювання впливу геометричних параметрів на масу фюзеляжу і його частин. При цьому зберігається спадкоємність із застосовуваними раніше методами щодо вихідних даних, класифікації мас конструкції фюзеляжу і врахування додаткових конструктивних і технологічних чинників.

Запропонований метод реалізовано за допомогою систем інтегрованого проєктування Siemens NX та інженерного аналізу ANSYS і апробовано під час попереднього проєктування літака місцевих повітряних ліній [53] і легкого літака цивільної авіації [10].

Модель для розрахунку характеристик загального НДС фюзеляжу створено згідно з наведеною розрахунковою схемою (рисунок 2.15).

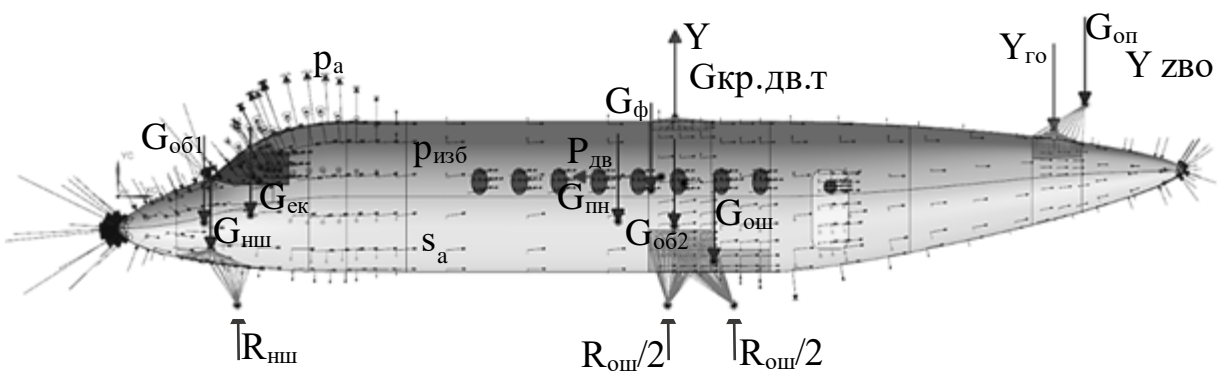


Рисунок 2.15 – Розрахункова схема фюзеляжу

При створенні СкЕМ фюзеляжу (рисунок 2.16) були використані елементи трикутної форми типу оболонка (STRIA3). Розрахунок НДС узагальненої моделі виконувався при одиничній товщині оболонки.

Для забезпечення розподілу навантажень відповідно до раніше розробленого

компонування літака модель майстер-геометрії доповнено ескізом у площині симетрії літака, що містить точки прикладання навантажень. При створенні СкЕМ точки прикладання навантажень пов'язані з відповідними частинами поверхні моделі майстер-геометрії фюзеляжу елементами типу RBE3, що забезпечують передачу навантажень без зміни жорсткості моделі. Закріплення СкЕМ зроблено в точці, що відповідає центру мас літака, пов'язаного з контуром кріплення центроплана.

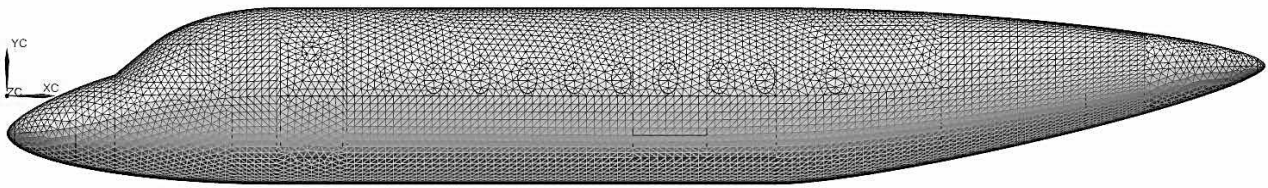


Рисунок 2.16 – СкЕМ фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній

Граничні умови, що моделюють навантаження на фюзеляж, задано відповідно до розглянутих розрахункових режимів. Аеродинамічні навантаження на фюзеляж задано у вигляді аеродинамічного тиску і аеродинамічних дотичних напружень, розподілених відповідно до даних, імпортованих з CVS файлів, отриманих у результаті розрахунку аеродинамічного обтікання.

Якщо двигуни літака розташовано на крилі, їх вага не діє на фюзеляж у розрахункових випадках 1 – 3, однак сила тяги двигунів, що зрівноважує лобовий опір, створений фюзеляжем, має бути включена в розрахункову схему як сила, прикладена до стику крила і фюзеляжу.

Значення піднімальної сили крила і горизонтального оперення визначено з умови статичної рівноваги літака [46, 69, 104]. Для наземного розрахункового режиму з умови статичної рівноваги при посадці на три точки з боковим ударом додатково визначено навантаження від стояків шасі і піднімальна сила вертикального оперення, при цьому вага двигунів, крила і палива задані як зовнішнє навантаження, прикладене до стику крила і фюзеляжу. Поздовжня горизонтальна складова навантажень на шасі при посадці з боковим ударом є несуттєвою, оскільки гальмування коліс здійснюється під час пробігу.

Приклавши всі описані вище навантаження для кожного з розрахункових режимів, отримаємо статично зрівноважене завдання, реакції в закріпленні близькі до нуля і не впливають на НДС фюзеляжу [32, 42, 85, 86].

Запропонований метод розрахунку масово-інерційних характеристик оснований на визначенні характеристики загального НДС моделі фюзеляжу при одиничній товщині обшивки ( $\delta = 1$  мм) для розглянутих розрахункових режимів (отриманих значеннях експлуатаційних розтягальних  $\sigma_1$  і стискальних  $\sigma_3$  напружень та еквівалентних напружень  $\sigma_e$ ). На рисунку 2.17 показано характер розподілу еквівалентних напружень Мізеса по поверхні фюзеляжу при одиничній товщині обшивки для розрахункового режиму 1. Незважаючи на те, що в цьому режимі максимальні еквівалентні напруження перевищують ті, що спричиняються в інших розрахункових режимах, характер розподілу напружень у розглянутих режимах відрізняється, що свідчить про необхідність визначення максимальних експлуатаційних напружень для кожного  $i$ -го елемента моделі:

$$\sigma_{1i}^{max} = \max\{\sigma_{1i}^1, \sigma_{1i}^2, \sigma_{1i}^3, \sigma_{1i}^4\}; \sigma_{3i}^{max} = \max\{\sigma_{3i}^1, \sigma_{3i}^2, \sigma_{3i}^3, \sigma_{3i}^4\};$$

$$\sigma_{ei}^{max} = \max\{\sigma_{ei}^1, \sigma_{ei}^2, \sigma_{ei}^3, \sigma_{ei}^4\},$$

де  $i$  – номер елемента;

$\sigma_{1i}^1, \sigma_{1i}^2, \sigma_{1i}^3, \sigma_{1i}^4$  – напруження, що спричиняються в розрахункових випадках 1, 2, 3, 4 відповідно.

Для визначення максимальних експлуатаційних напружень скористаємося інструментом «Обвідна» (Envelope) панелі результатів, вибравши результати розрахунків як вихідні дані. Цей інструмент дає змогу проводити порівняння напружень у кожному  $i$ -му елементі в різних розрахункових випадках і визначити їх максимальне значення. Отримані результати розрахунку напружень розтягальних  $\sigma_1$  і стискальних  $\sigma_3$ , а також еквівалентних напружень  $\sigma_e$  для літака місцевих повітряних ліній наведено в розділі 4 (рисунки 4.18 – 4.20 відповідно).

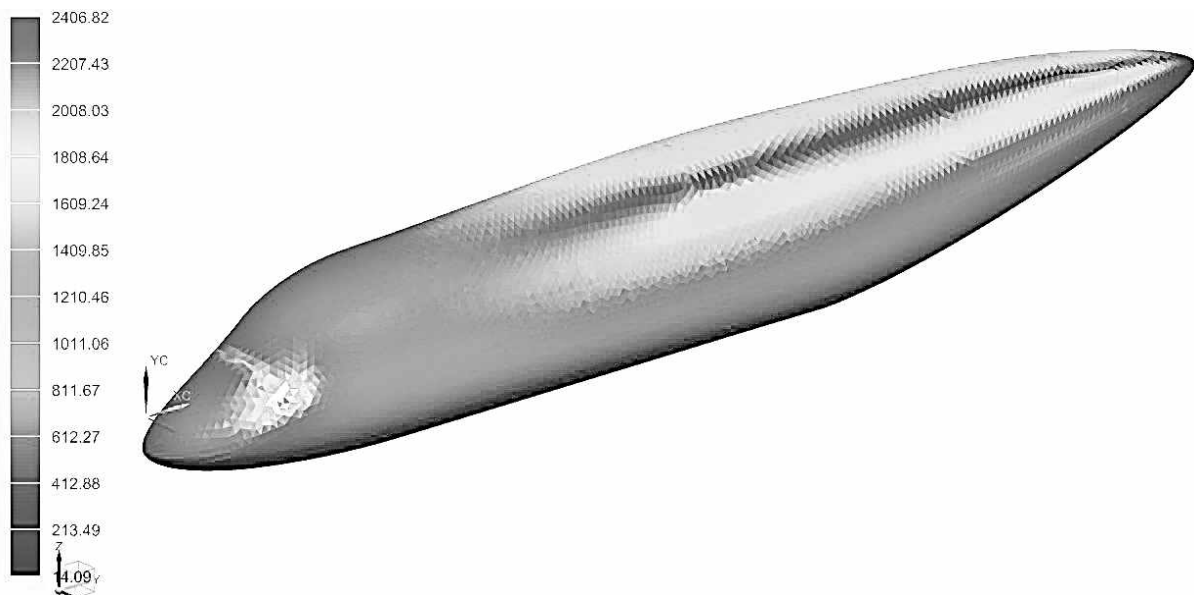


Рисунок 2.17 – Характер розподілу еквівалентних напружень

Для фюзеляжу характерним є виникнення найбільших розтягальних напружень у панелях зі значною кривизною, спричиненою розміщенням скління кабіни пілотів, а також у місцях прикладання навантажень від шасі і крила, проте максимальні значення цих напружень у різних розрахункових випадках відрізняються. Максимальні розтягальні напруження в НЧФ і ХЧФ частіше спричиняються у розрахунковому випадку 1. У верхніх панелях центральної частини фюзеляжу максимальні розтягальні напруження спричиняються у розрахунковому випадку 3, а в бічних панелях – у розрахунковому випадку 4.

Максимальні стискальні напруження очікувано спричиняються у верхніх панелях центральної частини фюзеляжу в розрахункових випадках 3 і 4, а в нижніх – у розрахунковому випадку 4. У верхніх бічних панелях ХЧФ і НЧФ максимальні стискальні напруження спричиняються в розрахунковому випадку 1, у бічних панелях – в розрахунковому випадку 3, а в зоні розташування скління – в розрахунковому випадку 2.

Максимальні еквівалентні напруження спричиняються у верхніх панелях центральної частини фюзеляжу в розрахунковому випадку 3, а в нижніх – в розрахунковому випадку 4. У панелях ХЧФ і НЧФ максимальні еквівалентні напруження спричиняються у розрахунковому випадку 1.

Для розрахунку необхідної товщини умовної обшивки визначимо гранично допустимі напруження з умов міцності і довговічності до конструкцій [24, 62]:

$$\sigma_{1i}^{max} \leq [\sigma_d]; \sigma_{3i}^{max} \leq [\sigma_{кр}]; \sigma_{e_i}^{max^p} \leq [\sigma_B]$$

де  $[\sigma_d]$  – допустимі напруження матеріалу при заданому ресурсі  $T = 80000$  польотів;  $[\sigma_{кр}]$  – критичні напруження втрати стійкості;  $[\sigma_B]$  – границя міцності матеріалу;

$\sigma_{e_i}^{max^p} = f \cdot \sigma_{e_i}^{max}$  – максимальні розрахункові напруження, коефіцієнт безпеки  $f = 1,5$ .

Необхідну довговічність елементів конструкції  $N$  розраховують за формулою [8, 14, 62, 109]

$$N = T \eta,$$

де  $T$  – заданий ресурс;  $\eta$  – коефіцієнт надійності, що визначається згідно із чинними Нормами льотної придатності. На етапі ескізного проектування коефіцієнт надійності  $\eta$  вважають таким, що дорівнює 4 [80, 103, 109].

Для більшості літаків транспортної категорії як основний матеріал конструкції фюзеляжу застосовують алюмінієвий сплав. Довговічність  $N$  металевих елементів конструкції описується статистичною [5, 8, 18, 20, 109] залежністю кривої втоми

$$N \sigma_0^m = C,$$

де  $\sigma_0$  – напруження віднульового циклу;  $m$  і  $C$  – експериментально визначаються як константи, що враховують ресурсні властивості матеріалу і конструктивні нерегулярності [12, 16, 109].

Допустимі напруження віднульового циклу  $[\sigma_0]$  з урахуванням забезпечення заданого ресурсу становлять

$$[\sigma_0] = \sqrt[m]{C/N}.$$

При середньому значенні діючих напружень більше нуля справедлива формула Одінга [103, 109]



$$\sigma_0 = \sqrt{2\sigma_a\sigma_{max}},$$

де  $\sigma_a$  – амплітудні напруження в розглянутому типовому польоті;

$\sigma_{max}$  – максимальні діючі напруження.

Тоді допустимі напруження

$$[\sigma_d] = [\sigma_{max}] = \frac{[\sigma_0]^2}{2\sigma_a}.$$

Критичні напруження втрати стійкості для панелей фюзеляжу визначають відповідно до їх жорсткості, форми поперечного перерізу та шагу елементів, які підкріплюють під час подальшого проектувального розрахунку фюзеляжу. Раціональний вибір геометричних параметрів панелей дає змогу розраховувати забезпечення критичних напружень утрати стійкості не менше  $[\sigma_{кр}] \approx 0,8 \cdot \sigma_a$ .

Необхідну товщину умовної обшивки в кожному елементі визначимо виходячи з максимальних діючих експлуатаційних напружень при одиничній товщині обшивки і гранично допустимих напруженнях.

За незмінної форми оболонки для забезпечення міцності товщину умовної обшивки в кожному і-му елементі необхідно збільшити пропорційно відношенню діючих в ньому напружень до максимально допустимих за умов забезпечення статичної міцності і ресурсу:

$$\delta_{1i} \geq \frac{\sigma_{1i}^{max}}{[\sigma_d]}; \delta_{3i} \geq \frac{\sigma_{3i}^{max.f}}{[\sigma_{кр}]}; \delta_{ei} \geq \frac{\sigma_{ei}^{max.f}}{[\sigma_b]}.$$

Значення товщини умовної обшивки в кожному з елементів моделі визначимо за трьома критеріями міцності згідно з наведеними вище формулами, скориставшись інструментом «Редукція» (Reduction) панелі результатів і вибравши максимальні експлуатаційні напруження як вихідні дані.

Крім того, при визначенні необхідної товщини умовної обшивки необхідно враховувати технологічні обмеження за мінімальними товщинами матеріалів [2, 15, 19].

Скориставшись інструментом «обвідна» (Envelope), визначимо максимальне значення необхідної товщини умовної обшивки для кожного і-го елемента СкЕМ

$$\delta_i \geq \max\{\delta_{1_i}, \delta_{3_i}, \delta_{e_i}, \delta_{min}^T\}.$$

На рисунку 4.21, а показано характер розподілу необхідної товщини умовної обшивки фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній з урахуванням навантажень в усіх розглянутих розрахункових режимах, що забезпечує міцність і технологічність виходячи з розглянутих критеріїв. На рисунку 4.21, б для кожного з елементів кольором показано критерій, що визначає товщину умовної обшивки.

Результати розрахунку, наведені у розділі 4, збігаються з природним характером розподілу матеріалу: найбільші товщини отримано в місцях розташування стикових вузлів і панелей зі значною кривизною. При цьому товщину нижніх і бічних панелей центральної частини фюзеляжу, а також бічних панелей хвостової частини визначено виходячи з максимальних стискальних напружень, а товщину верхніх панелей центральної і хвостової частини – виходячи з максимальних розтягальних напружень. Панелі НЧФ (за винятком панелей під склінням) і нижньої частини ХЧФ навантажені мало, їх товщину отримано з технологічних міркувань.

Отримані значення товщини умовної обшивки відповідають ідеалізованій регулярній оболонці. Насправді фюзеляж містить безліч конструктивних нерегулярностей [1, 3, 117] (вирізів, рознімів, стиків), маса яких на етапі ескізного проектування визначається на основі досвіду проектування або за статистичними залежностями. Наявність таких нерегулярностей і додаткових технологічних чинників враховується при розрахунку маси частин конструкції фюзеляжу.

У загальному вигляді маса фюзеляжу складається з маси регулярної конструкції  $m_{pk}$  (яка визначається виходячи з проектувального розрахунку ідеалізованої моделі) і додаткової маси  $m_d$ , що враховує конструктивно технологічні чинники. Тоді масу окремої частини фюзеляжу  $m_i$  можна подати у вигляді

$$m_i = m_{pk,i} + m_{d,i}.$$

Масу регулярної конструкції кожної з розглянутих частин фюзеляжу визначимо виходячи з отриманої товщини умовної обшивки

$$m_{pk,i} = s_i \cdot \delta_i \cdot \rho_i (\sigma_{v,i} / \sigma_{v,\phi}),$$

де  $s_i$  – площа поверхні;

$\delta_i$  – середня товщина умовної обшивки;

$\rho_i$  – густина матеріалу;

$\sigma_{v,i}$  – границя міцності матеріалу [2, 24, 91] певної частини фюзеляжу;

$\sigma_{v,\phi}$  – границя міцності матеріалу, взятого при розрахунку товщини умовної обшивки.

Для обтічника РЛС, панелей носової частини фюзеляжу, люка аварійного покидання кабіни пілотів необхідно додатково враховувати вимоги забезпечення птахостійкості. Згідно з дослідженнями ЦАГІ [101] товщина обшивки панелей, виконаних з алюмінієвих сплавів, розташованих під кутом більше  $30^\circ$  до осі фюзеляжу, має становити не менше 1,6 мм, тоді з умови рівноміцності товщина склопластикового обтічника РЛС становитиме 3 мм. За даними виробників авіаційних стекол [48] товщина лобових стекол кабіни пілотів сучасних літаків транспортної категорії становить 20...25 мм, бічних – близько 10 мм. При розрахунку маси скління використано середнє значення 15 мм. Товщина скла ілюмінаторів пасажирської кабіни дорівнює 10 мм.

Додаткова маса  $m_{d,i}$  містить [71, 107, 118] масу додаткових елементів конструкції  $m_{dk}$  і додаткову масу, обумовлену конструктивно-технологічними чинниками  $m_{kt}$ :

$$m_{d,i} = m_{dk} + m_{kt}.$$

До маси додаткових елементів конструкції  $m_{dk}$  належить додаткова маса вирізів  $m_{vir}$  (їх окантовок і «кришок»), підлог  $m_{pid}$ , гермоднищ  $m_{gd}$  і стикових вузлів  $m_{st}$ :

$$m_{dk} = m_{vir} + m_{pid} + m_{gd} + m_{st}.$$

Додаткову масу вирізу знаходять як масу регулярної конструкції, помножену на коефіцієнт вирізу:

$$m_{vir,i} = k_i m_{pk,i}.$$

Коефіцієнти вирізів вибирають згідно з рекомендаціями, основаними на

проектуванні аналогічних конструкцій [118].

Додаткові маси підлоги  $m_{\text{підлоги}}$ , гермоднищ  $m_{\text{Гд}}$  і стикових вузлів  $m_{\text{ст}}$  визначено за статистичними залежностями [118]

$$\begin{aligned}m_{\text{підлоги}} &= 4,48 d_{\text{ф}}^2 \lambda_{\text{ф}}; \\m_{\text{Гд}} &= 1,6 (p_{\text{над}} + 1) d_{\text{ф}}^3; \\m_{\text{ст}} &= 0,01275 m_0.\end{aligned}$$

Маса підлоги розподілена між носовою, центральною і хвостовою частинами пропорційно площам їх поверхні. Маса гермоднищ розподілена між нішами шасі, носовою і хвостовою частинами. Маса стикових вузлів розподілена між силовим поясом центральної частини фюзеляжу, нішами шасі і хвостовою частиною.

До додаткової маси, обумовленої конструктивно-технологічними чинниками [13]  $m_{\text{КТ}}$ , належать маса з'єднань  $m_{\text{зд}}$ , рознімів  $m_{\text{роз}}$ , додаткова маса, пов'язана з неточністю виготовлення деталей  $m_{\text{нт}}$  і обмежена номенклатурою напівфабрикатів  $m_{\text{ном}}$ :

$$m_{\text{КТ}} = m_{\text{роз}} + m_{\text{зд}} + m_{\text{нт}} + m_{\text{ном}}.$$

До рознімів належать з'єднання частин агрегатів. Для фюзеляжу це з'єднання носової і хвостової частин з центральною, їх додаткова маса  $m_{\text{раз}} = 0,1 (m_{\text{рк}} \cdot 2/3)$ . Додаткова маса з'єднань породжена необхідністю потовщення деталей і їх напустком, наближено її вважають  $m_{\text{зд}} = 0,1 m_{\text{рк}}$ . Додаткову масу, пов'язану з неточністю виготовлення деталей  $m_{\text{нт}}$  і обмежену номенклатурою напівфабрикатів  $m_{\text{ном}}$ , визначають за статистичними залежностями:  $m_{\text{нт}} = 0,05 m_{\text{рк}}$ ,  $m_{\text{ном}} = 0,05 m_{\text{рк}}$ .

Додаткова маса, обумовлена конструктивно-технологічними чинниками, розподілена між носовою, центральною і хвостовою частинами фюзеляжу пропорційно площам їх поверхні.

Виходячи з отриманих значень мас частин фюзеляжу розраховано товщини умовної обшивки  $\delta_i$  з урахуванням конструктивно-технологічних чинників  $\delta_i = m_i / (s_i \rho_i)$  і поверхневої густини конструкції  $q_i = m_i / s_i$  кожної з частин. Результати розрахунків наведено в розділі 4.

Масово-інерційні характеристики узагальненої СкЕМ фюзеляжу з урахуванням просторової конфігурації і властивостей конструкційних матеріалів його частин визначено за допомогою системи інтегрованого проектування Siemens NX.

Розрахунок зроблено поелементно згідно з відомими залежностями:

$$x_{ц.м} = \sum x_i m_i / m_{\phi}; \quad y_{ц.м} = \sum y_i m_i / m_{\phi}.$$

На рисунку 2.22 показано положення центру мас фюзеляжу, вікно виведення результатів містить значення моментів інерції і координати центру мас, кольором позначено матеріали частин фюзеляжу.

Отримані масово-інерційні характеристики фюзеляжу дають змогу уточнити інерційні навантаження в перехідних режимах польоту під час подальшого проектування літака.

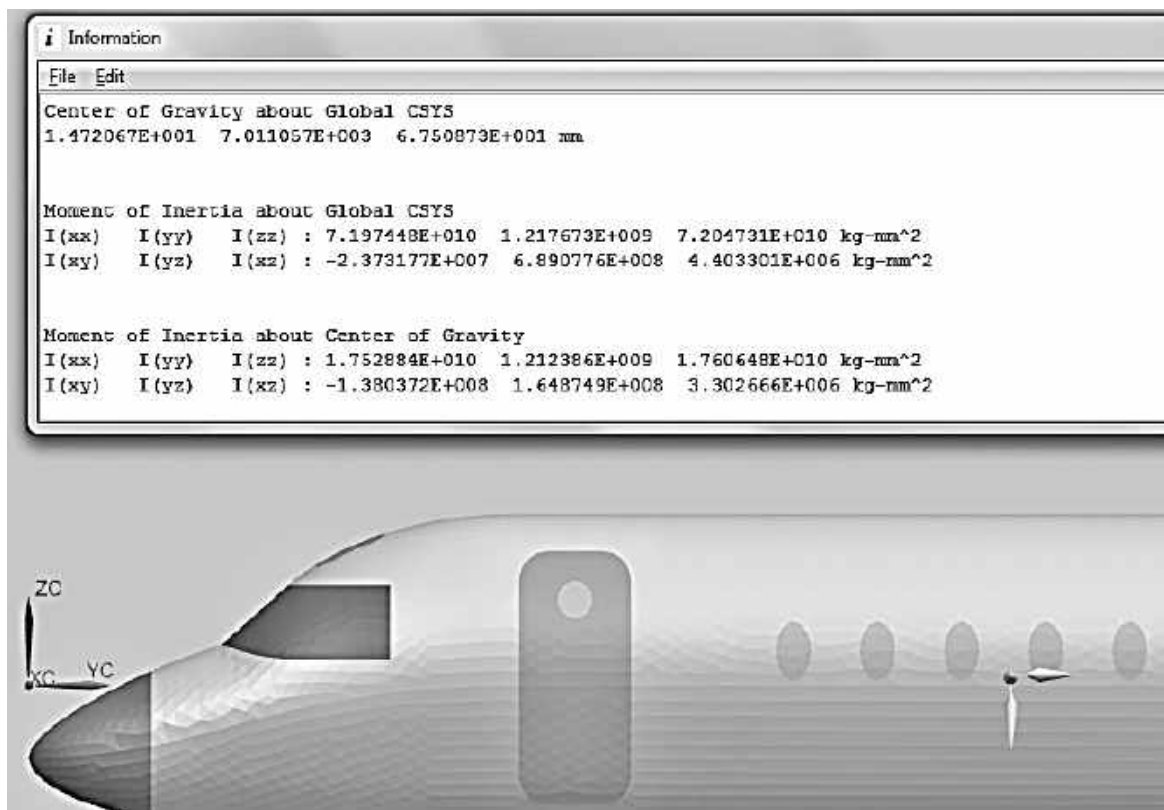


Рисунок 2.22 – Визначення положення центру мас і моментів інерції фюзеляжу

## 2.6 Висновки

1. Науково обґрунтовано метод інтегрованого проектування НЧФ ЛТК, сформульовано принципи інтегрованого проектування НЧФ ЛТК, розроблено

параметричні моделі майстер-геометрії, розподілу простору, аеродинамічного обтікання та розрахунок масово-інерційних характеристик з урахуванням вимог щодо міцності і довговічності конструкції, компоновання і огляду з кабіни пілотів, захисту від блискавки, удару птицею та несанкціонованого втручання.

2. Запропоновано метод інтегрованого проєктування НЧФ із застосуванням комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE/PLM в єдиному інформаційному середовищі підтримки життєвого циклу літака відповідно до методології інтегрованого проєктування літаків транспортної категорії.

3. Запропонований метод інтегрованого проєктування НЧФ ЛТК дає змогу враховувати особливості конструкції НЧФ під час визначення характеристик фюзеляжу та літака в цілому на ранніх етапах проєктування, що забезпечує скорочення строків розроблення і поліпшення якості виробу.

4. Застосування параметричних скінченноелементних і геометричних моделей з асоціативними зв'язками дає змогу оперативно автоматизовано змінювати параметри моделі НЧФ і оцінювати характер їх впливу на характеристики ефективності фюзеляжу і його частин, що необхідно для обґрунтованого вибору раціональної конфігурації.

## Глава 3

# ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФЮЗЕЛЯЖУ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Відповідно до запропонованого методу інтегрованого проектування НЧФ ЛТК для обґрунтованого вибору геометричних параметрів НЧФ необхідно проаналізувати їх вплив на характеристики фюзеляжу.

У цьому розділі розглянемо характер впливу геометричних параметрів НЧФ на характеристики фюзеляжів літаків транспортної категорії різних типів. Як параметри, що варіюються, розглянемо геометричні параметри НЧФ, діаметр і подовження фюзеляжу.

Оскільки розрахунок інтегральних показників ефективності потребує значної кількості вихідних даних про літак в цілому, як контрольні параметри розглянуто аеродинамічні і масові характеристики ізольованого фюзеляжу.

Побудова моделі майстер-геометрії фюзеляжу виконано в середовищі Siemens NX відповідно до описаного вище методу. До матриці геометричних параметрів (таблиця 3.1) включено діаметр, подовження фюзеляжу, а також параметри НЧФ, що мають значний вплив на характеристики фюзеляжу.

Діапазони зміни параметрів вибрано з урахуванням їх статистичних значень для літаків певного типу.

Для оперативного автоматизованого внесення змін параметри задано у вигляді змінних моделі. Розрахунок проведено послідовно для різних значень кожної зі змінних при базових значеннях інших, що дало змогу скоротити кількість розглянутих конфігурацій.

Аналіз аеродинамічних характеристик виконано відповідно до описаного вище методу [114] за допомогою параметричної скінченноелементної моделі, створеної за допомогою модуля CFX середовища ANSYS.

Таблиця 3.1 – Матриця геометричних параметрів НЧФ

Параметр, одиниця виміру	Позначення	Базове значення	Діапазон зміни
Діаметр фюзеляжу, м	$d_f$	2,3	2,3 ... 5,3
Подовження фюзеляжу	$\lambda_f$	7	6 ... 9
Подовження НЧФ	$\lambda_n$	1,5	1 ... 2
Відносне відхилення НЧФ	$\bar{y}_n$	0,15	0,3 ... 0
Кут установлення лобового скла	$\varphi_{л.с}$	40°	30° ... 50°
Відносне положення лобового скла по горизонталі	$\bar{x}_{л.с}$	0,4	0,3 ... 0,65
Відносне положення лобового скла по вертикалі	$\bar{y}_{л.с}$	0,33	0,25 ... 0,35

### 3.1 Аналіз впливу параметрів носової частини фюзеляжу на об'єм і площу поверхні фюзеляжу

Об'єм і площа поверхні фюзеляжу є його найбільш загальними базовими геометричними характеристиками.

Для літака транспортної категорії важливим є забезпечення максимального об'єму для розміщення корисного та службового навантажень. Однак більший об'єм призводить до збільшення площі поверхні фюзеляжу, що збільшує його масу та аеродинамічний опір.

На рисунках 3.1 – 3.5 показано вигляд носової частини літака під час зміни її геометричних параметрів.



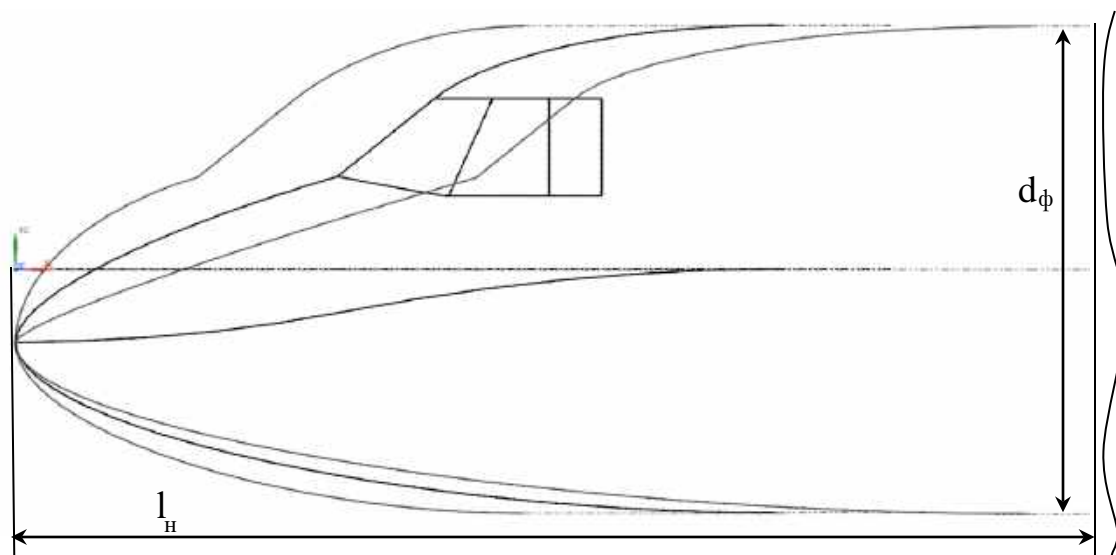


Рисунок 3.1 – Вигляд НЧФ при зміні її подовження

Площа поверхні та об'єм фюзеляжу визначено за допомогою параметричної моделі майстер-геометрії фюзеляжу у системі інтегрованого проектування Siemens NX, що дало змогу врахувати вплив геометричних параметрів НЧФ.

Збільшення подовження НЧФ приводить до зменшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (див. рисунок 3.2).

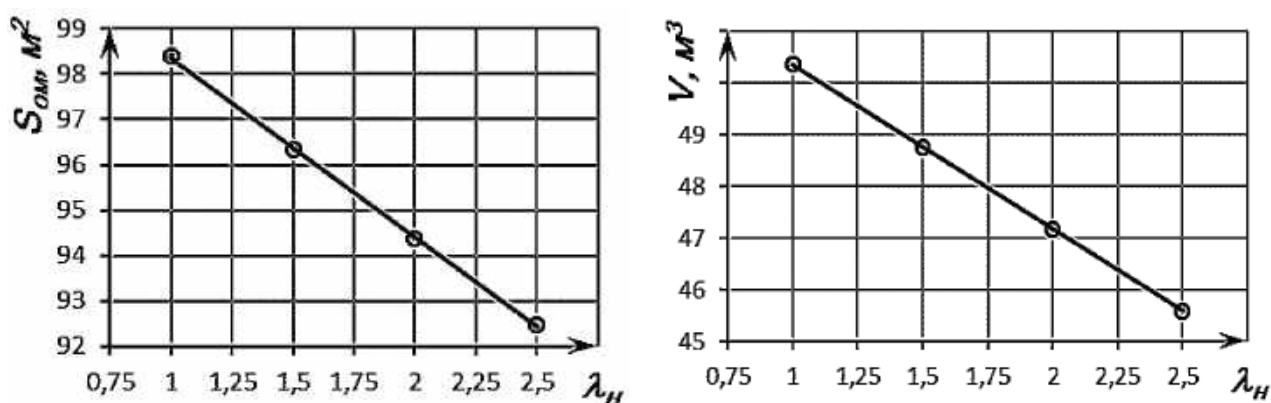


Рисунок 3.2 – Вплив подовження НЧФ на геометричні характеристики фюзеляжу

Збільшення відносного відхилення НЧФ приводить до зменшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (див. рисунок 3.3).

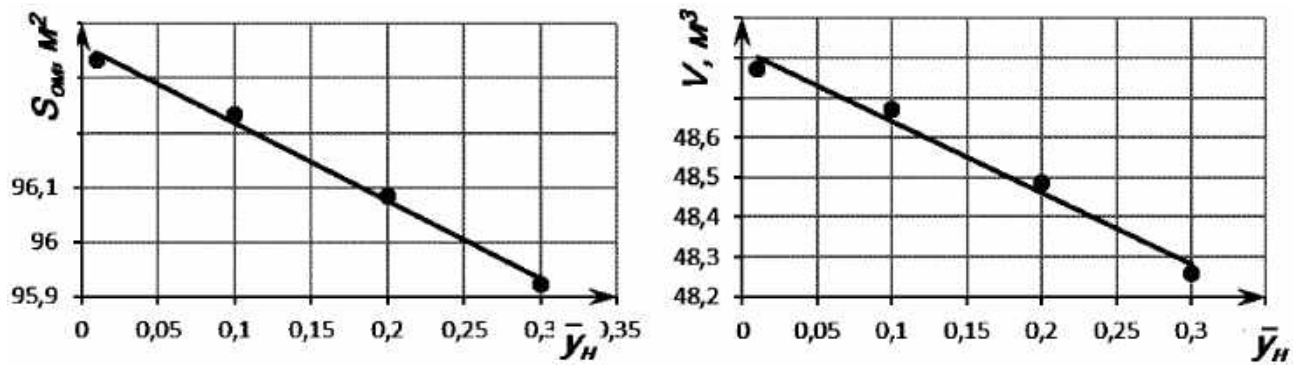


Рисунок 3.3 – Вплив відносного відхилення НЧФ на геометричні характеристики фюзеляжу

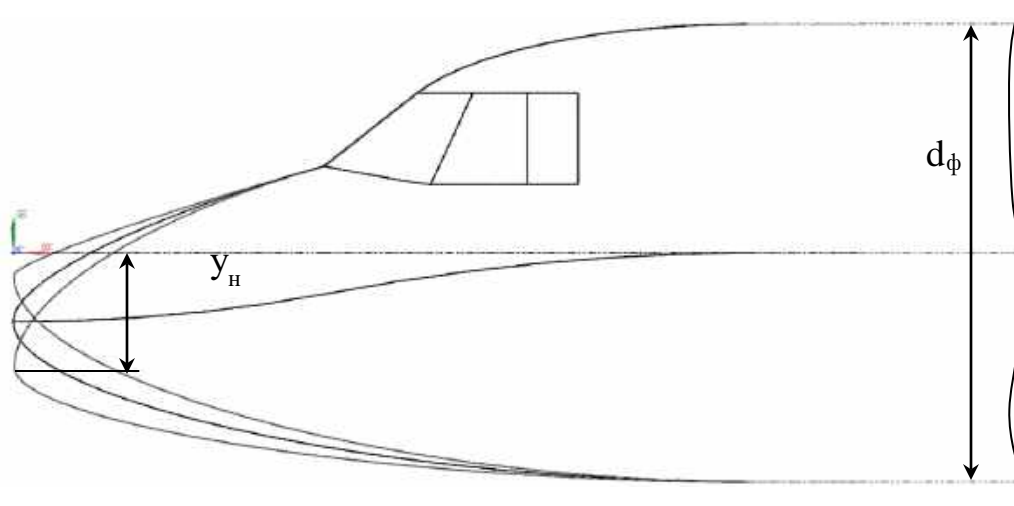


Рисунок 3.4 – Вигляд НЧФ при зміні відносного відхилення

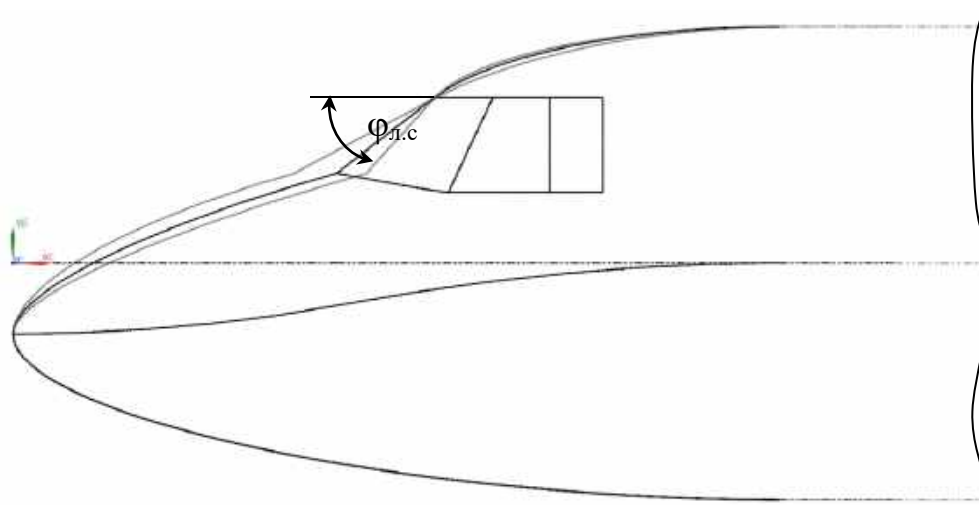


Рисунок 3.5 – Вигляд НЧФ при зміні кута встановлення лобового скла

Збільшення кута встановлення лобового скла призводить до збільшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (див. рисунок 3.6).

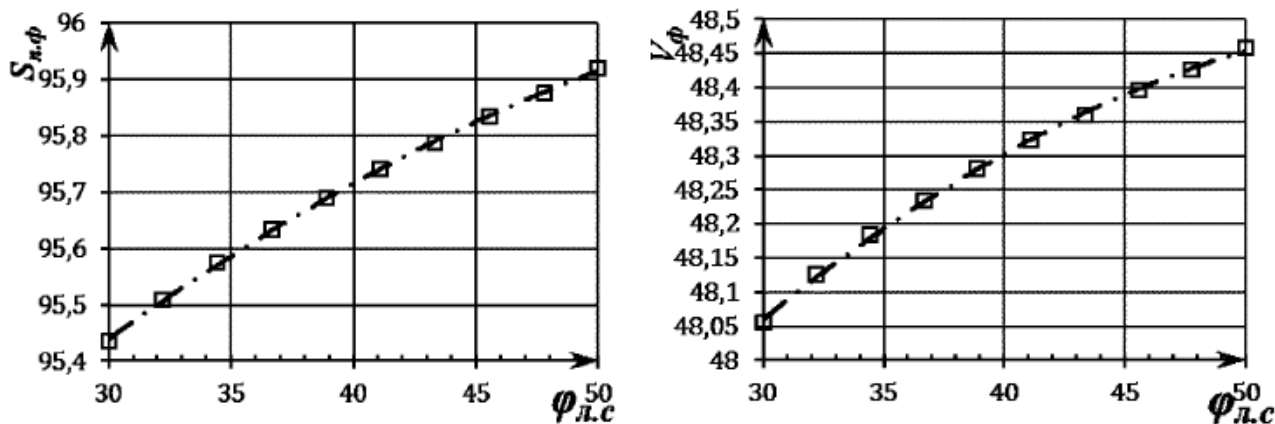


Рисунок 3.6 – Вплив кута встановлення лобового скла на геометричні характеристики фюзеляжу

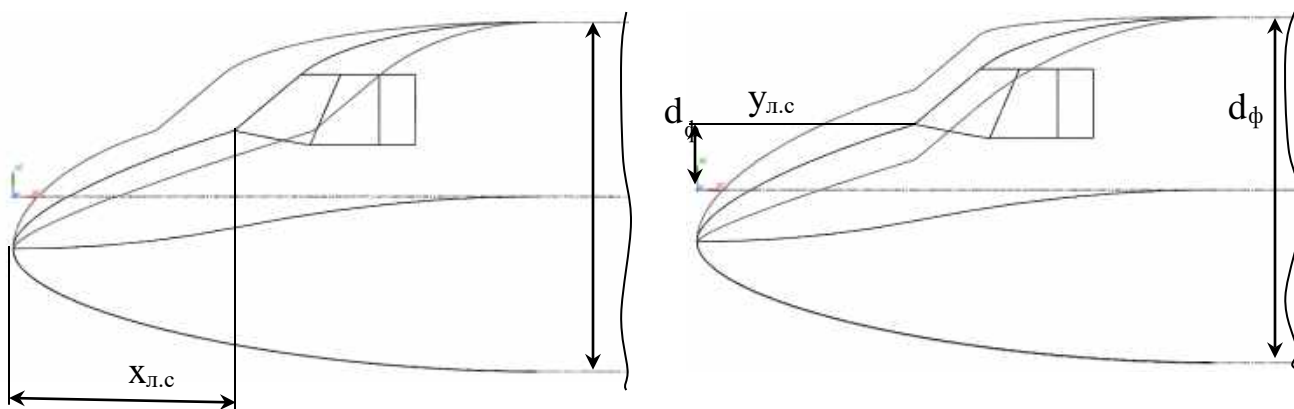


Рисунок 3.7 – Вигляд НЧФ при зміні відносного положення лобового скла

Зміна відносного положення лобового скла по горизонталі у напрямі циліндричної частини фюзеляжу призводить до зменшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (рисунок 3.7). Зміна відносного положення лобового скла по вертикалі вгору призводить до збільшення об'єму та площі поверхні фюзеляжу (рисунок 3.8).

Таким чином, отримані результати свідчать про найбільший вплив подовження носової частини на об'єм і площу поверхні фюзеляжу.

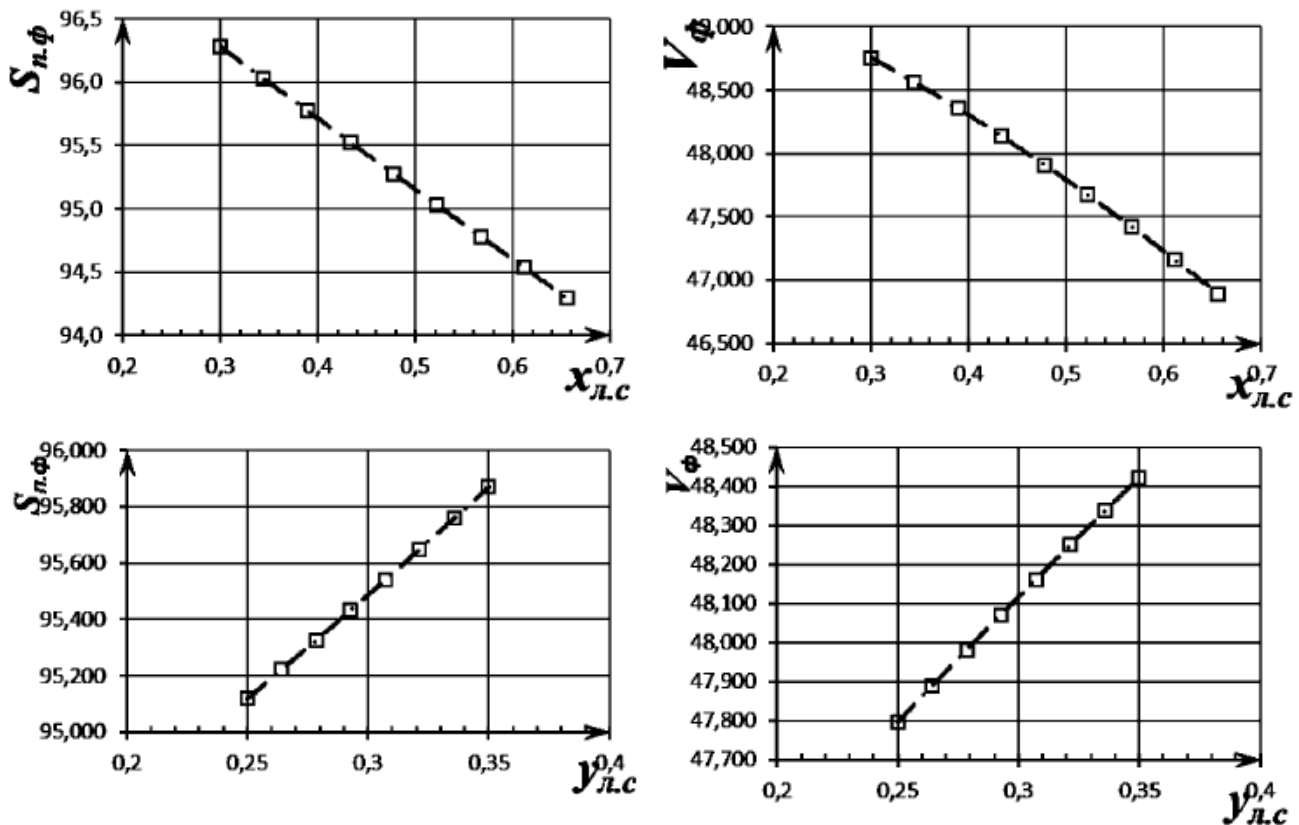


Рисунок 3.8 – Вплив відносного положення лобового скла на геометричні характеристики фюзеляжу

### 3.2 Аналіз впливу параметрів носової частини фюзеляжу на масові характеристики фюзеляжу

Розрахунок маси фюзеляжу виконано в першому наближенні, що є типовим для стадії попереднього проєктування.

Для розрахунку застосовано формулу Козловського [188]

$$m_{\phi} = (d_{\phi} + 3.5) \cdot S_{\text{пф}} + 0.0125 \cdot m_0 + 0.1 \cdot m_{\text{к.н}} + 0.4 \cdot 10^{-3} \cdot \lambda_{\phi} \cdot S_{\text{пф}}^2 + 135 \cdot d_{\phi} + 25 \cdot (10^{-3} \cdot m_0)^{3/4},$$

де  $S_{\text{пф}}$  – площа поверхні фюзеляжу, м<sup>2</sup>;  $d_{\phi}$  – діаметр фюзеляжу, м;  $m_0$  – злітна маса літака, кг;  $m_{\text{к.н}}$  – маса корисного навантаження, кг;  $\lambda_{\phi}$  – подовження фюзеляжу.

Значення коефіцієнтів, що враховують положення шасі і двигунів, у цьому випадку було визначено для найпоширенішого компоновання літаків розглянутих типів (шасі на фюзеляжі, двигуни на крилі).

Злітну масу літака для відповідного значення діаметра фюзеляжу визначено відповідно до типу літака (таблиця 3.2): літак місцевих повітряних ліній (ЛМПЛ), регіональний пасажирський літак (РПЛ), близькомагістральний транспортний літак (БТЛ), середньомагістральний транспортний літак (СТЛ).

Таблиця 3.2 – Типові параметри фюзеляжу літаків різних типів

Тип літака	ЛМПЛ	РПЛ	БТЛ	СТЛ
Злітна маса, кг	10 000	40 000	60 000	110 000
Маса корисного навантаження, кг	2 000	10 000	18 000	40 000
Діаметр фюзеляжу, мм	2300	3300	4300	5300
Подовження фюзеляжу	6	7	8	9

З міркувань наочності нижче наведено результати розрахунку характеристик для найбільшого і найменшого розглянутих значень діаметрів.

Розрахунки виконано при послідовній зміні параметрів у заданих діапазонах.

Збільшення подовження НЧФ приводить до зменшення маси фюзеляжу (рисунок 3.9).



Рисунок 3.9 – Вплив подовження НЧФ на масу фюзеляжу

Збільшення відносного відхилення НЧФ приводить до зменшення маси фюзеляжу (рисунок 3.10).

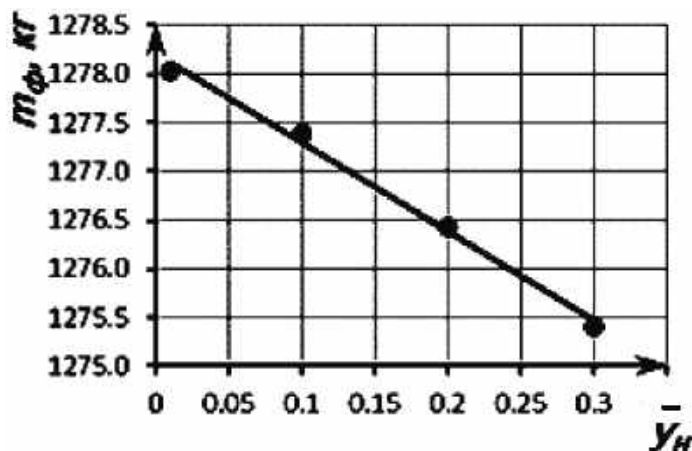


Рисунок 3.10 – Вплив відносного відхилення НЧФ на масу фюзеляжу

Збільшення кута встановлення лобового скла призводить до збільшення маси фюзеляжу (рисунок 3.11).

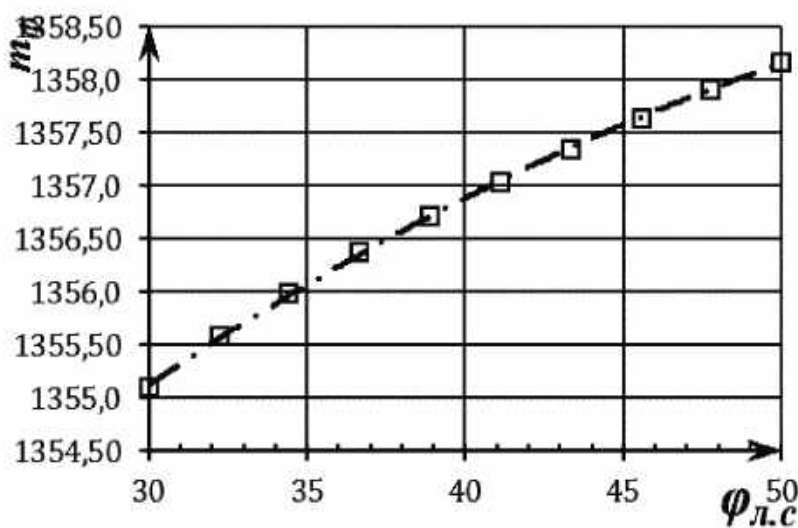
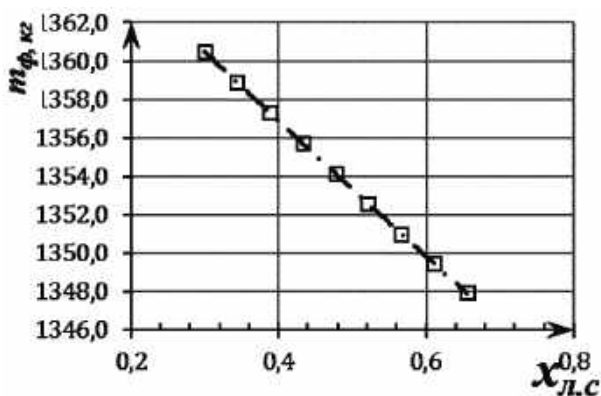
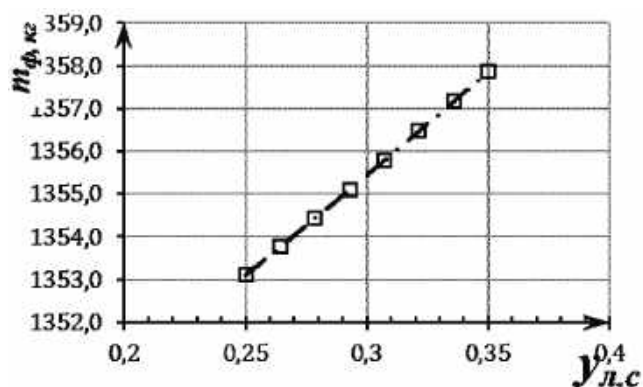


Рисунок 3.11 – Вплив кута встановлення лобового скла на масу фюзеляжу

Зміна відносного положення лобового скла по горизонталі у напрямі циліндричної частини фюзеляжу приводить до зменшення маси фюзеляжу (рисунок 3.12, а). Зміна відносного положення лобового скла по вертикалі ввєрх призводить до збільшення маси фюзеляжу (рисунок 3.12, б).



а



б

Рисунок 3.12 – Вплив відносного положення лобового скла на масу фюзеляжу

Розрахунок маси фюзеляжу в першому наближенні не враховує вплив параметрів НЧФ на розмір навантажень і несучі властивості конструкції. Тому для більш докладного аналізу маси фюзеляжу в подальшому проектуванні доцільно використовувати методи другого наближення [114, 115]. Такі методи потребують уточнення значного обсягу вихідних даних щодо особливостей літака. Дослідження маси фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній у другому наближенні розглянуто у розділі 4.

### 3.3 Аналіз впливу параметрів носової частини фюзеляжу на аеродинамічні характеристики фюзеляжу

Як аеродинамічні характеристики фюзеляжу розглянуто коефіцієнти лобового опору  $c_x$  і піднімальної сили фюзеляжу  $c_y$ , які при нульовому куті атаки розраховано за формулами

$$c_x = \frac{2X}{\rho S V^2}; \quad c_y = \frac{2Y}{\rho S V^2},$$

де  $X$  – опір, Н;  $Y$  – піднімальна сила фюзеляжу, Н;

$V$  – крейсерська швидкість, м/с;

$\rho$  – густина повітря на крейсерській висоті, кг/м<sup>3</sup>;

$S$  – площа міделя фюзеляжу, м<sup>2</sup>.

Зі збільшенням подовження НЧФ коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу  $c_y$  не змінюється, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу  $c_x$  зменшується

(рисунок 3.13).

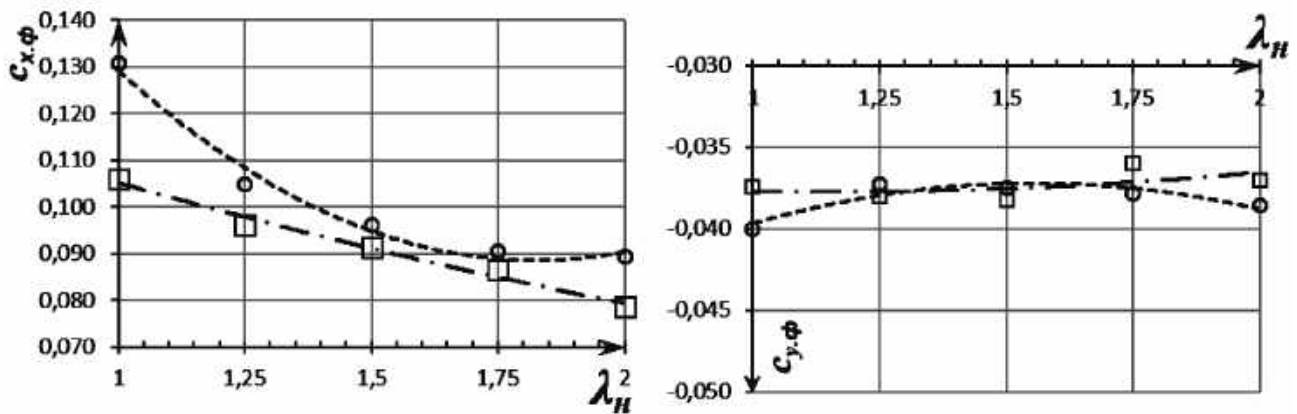


Рисунок 3.13 – Вплив подовження НЧФ на аеродинамічні характеристики фюзеляжу

При збільшенні відносного відхилення НЧФ коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу  $c_y$  зменшується, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу  $c_x$  збільшується (рисунок 3.14).

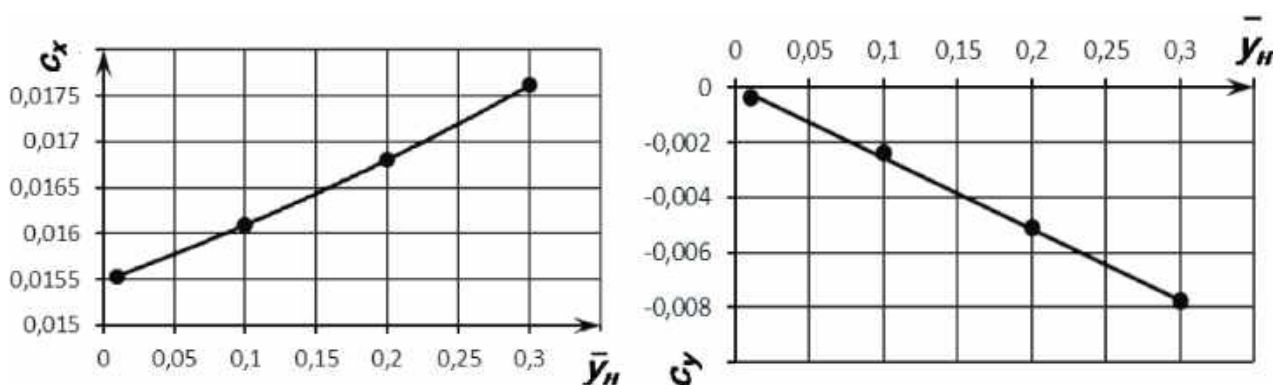


Рисунок 3.14 – Вплив відносного відхилення НЧФ на аеродинамічні характеристики фюзеляжу

При збільшенні кута встановлення лобового скла коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу  $c_y$  зменшується, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу  $c_x$  збільшується (рисунок 3.15).



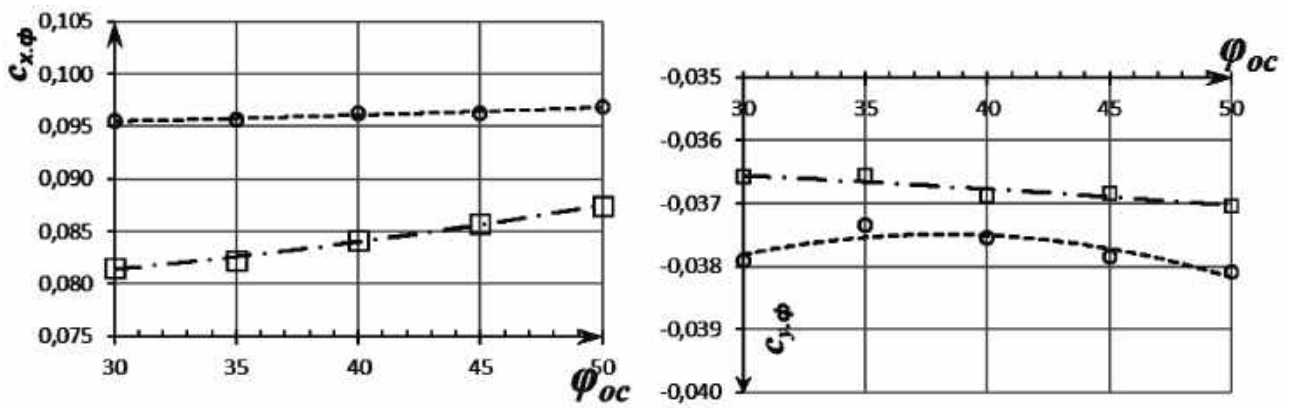


Рисунок 3.15 – Вплив кута встановлення лобового скла на аеродинамічні характеристики фюзеляжу

При зміні відносного положення лобового скла по горизонталі у напрямі циліндричної частини фюзеляжу коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу  $C_y$  зменшується, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу  $C_x$  збільшується (рисунок 3.16).

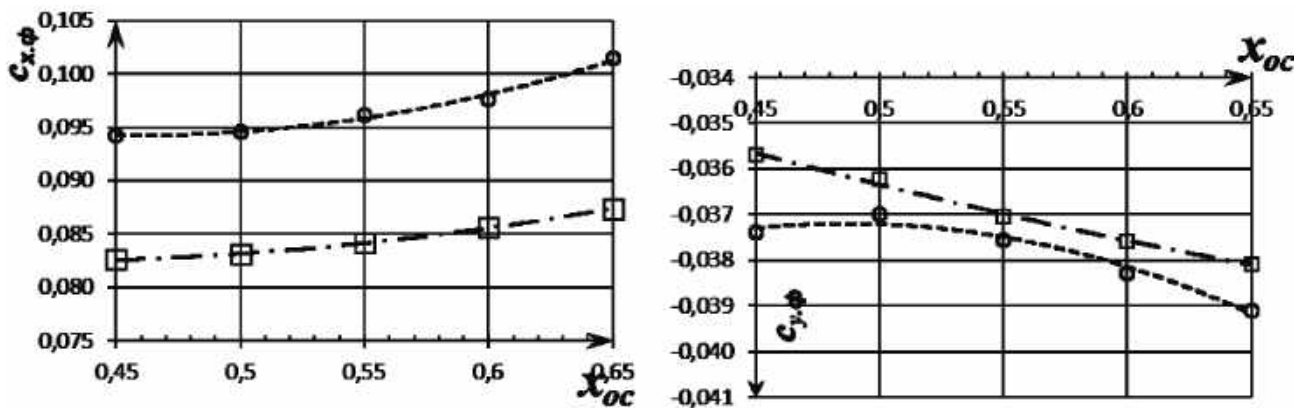


Рисунок 3.16 – Вплив відносного положення лобового скла по горизонталі на аеродинамічні характеристики фюзеляжу

При зміні відносного положення лобового скла по вертикалі ввєрх коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу  $C_y$  збільшується, а коефіцієнт лобового опору фюзеляжу  $C_x$  істотно не змінюється (рисунок 3.17).

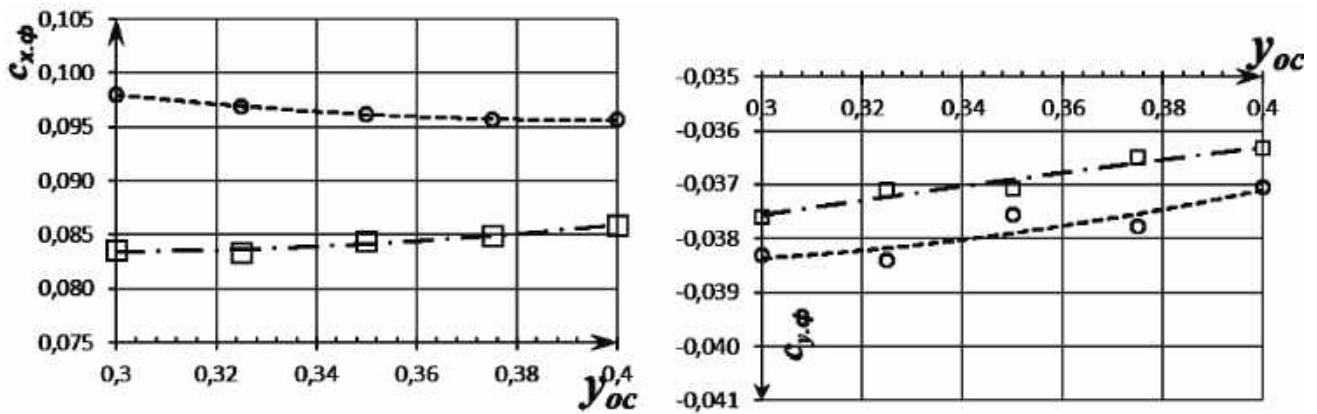


Рисунок 3.17 – Вплив відносного положення лобового скла по вертикалі на аеродинамічні характеристики фюзеляжу

Таким чином, геометричні параметри НЧФ мають значний вплив на аеродинамічні характеристики фюзеляжу що, в свою чергу, впливає на характеристики літака в цілому.

### 3.4 Аналіз впливу параметрів носової частини фюзеляжу на компоновання і огляд із кабіни пілотів

Аналіз впливу параметрів НЧФ на компоновання і огляд із кабіни пілотів виконано згідно з методом, описаним у розділі 2, за допомогою системи інтегрованого проектування Siemens NX.

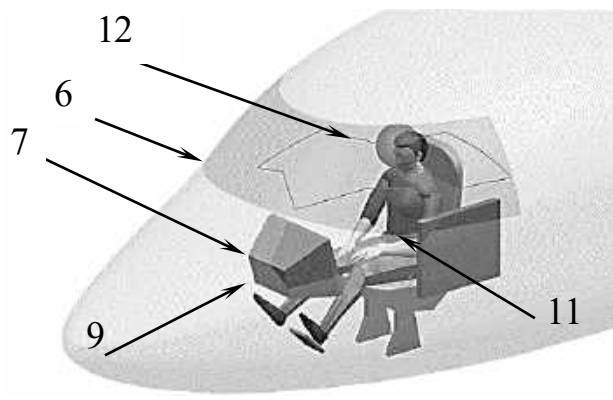
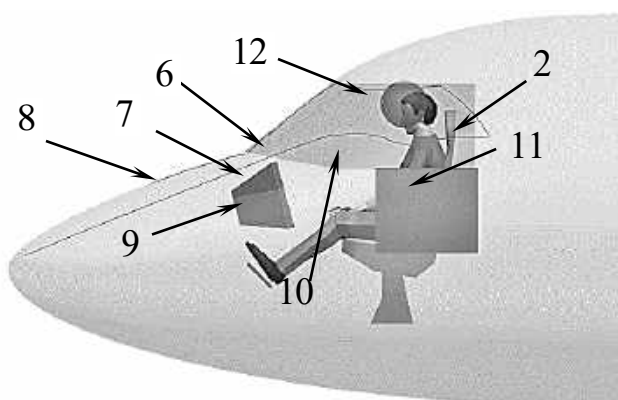
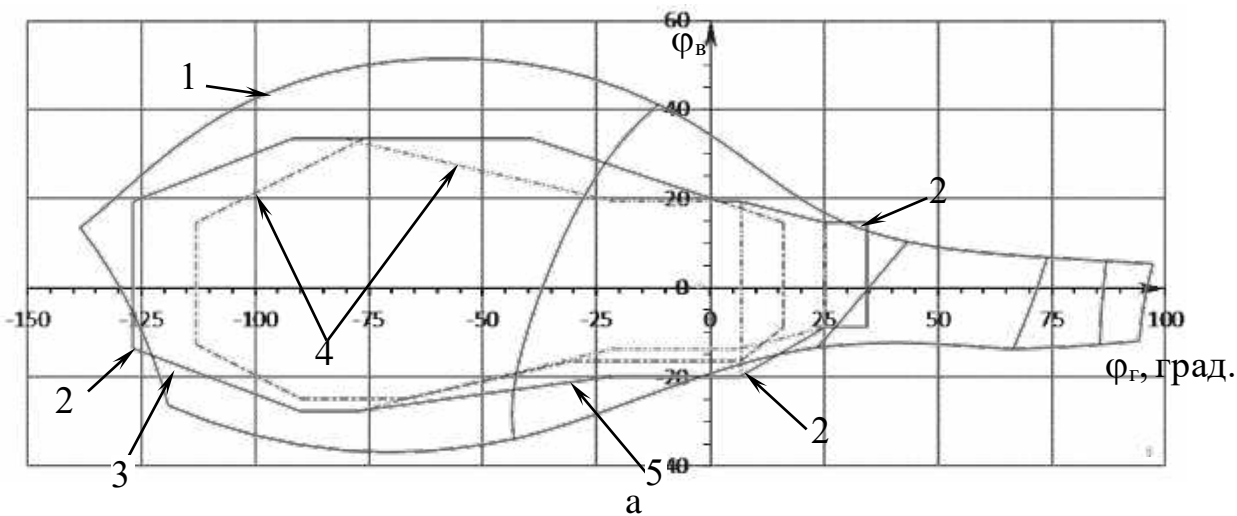
При аналізі компоновання і огляді з кабіни пілотів розглянуто вимоги ОСТ1 02721–91, АС25.773–1 з урахуванням кута тангажу при заході на посадку за категорією ША.

У зв'язку з малими розмірами НЧФ літака ці вимоги істотно скорочують діапазон можливого вибору параметрів скління. Для різних конфігурацій скління розв'язано пряму і обернену задачі [116].

Кути огляду з кабіни пілотів залежать як від розмірів скління і конфігурації НЧФ, так і від положення точки візування. Збільшення подовження НЧФ і кута встановлення лобового скла призводить до зменшення простору кабіни пілотів і відсунення точки візування назад, при цьому зменшуються кути огляду.

Пряма задача полягає у визначенні меж огляду при заданій конфігурації

скління і положенні пілота (рисунок 3.18, а). При розв'язанні оберненої задачі межі скління визначають з умови забезпечення заданого огляду (рисунок 3.18, б, в).



б

в

а – діаграма кутів огляду; б – необхідні межі скління за вихідних геометричних параметрів;

в – необхідні межі скління за рекомендованих геометричних параметрів;

1 – фактична межа огляду з урахуванням стояків рами скління;

2 – зони недостатнього огляду; 3 – межа мінімального огляду згідно з ОСТ1 02721-91;

4 – межа мінімального огляду згідно з АС25.773-1;

5 – обвідна меж мінімального огляду з урахуванням кута тангажа при польоті по глісаді;

6 – проєкція обвідної меж мінімального огляду на поверхню НЧФ;

7 – недостатній об'єм кабіни для розміщення приладової дошки;

8 – недостатній огляд внаслідок затінення обтічником метеорадара;

9 – зона розміщення приладової дошки;

10 – надлишкова площа скління;

11 – зона розміщення підлокітника;

12 – необхідний вільний простір у зоні розташування голови пілота

Рисунок 3.18 – Аналіз компоновання робочих місць і огляду з кабіни пілотів

Визначення положення пілота, що забезпечує заданий огляд при заданих параметрах скління, проводили ітераційно. Вимоги компоновання розглянуто як конструктивні обмеження щодо розташування пілота.

Для всіх розглянутих конфігурацій скління істотну складність становило забезпечення огляду з урахуванням кута тангажа при польоті по глісаді, а також розміщення приладової дошки необхідної ширини.

У результаті проведеного аналізу було визначено положення пілота (точки візування), при якому забезпечуються потрібні кути огляду (до  $125^\circ$  вліво,  $30^\circ$  вгору,  $25^\circ$  вниз), розміри скління та кут лобового скла, що забезпечать прийнятні масові й аеродинамічні характеристики фюзеляжу.

Дотримана відстань від манекена до теоретичної поверхні становить не менше 300 мм.

Необхідний огляд може бути забезпечений шляхом переміщення точки візування вперед, але необхідно дотримуватись безпечної відстані 250...300 мм від голови пілота до елементів конструкції. Параметри приладової дошки згідно з ОСТ1 02721–91 залежать від встановлюваного обладнання, їх доцільно уточнити з урахуванням складу бортових приладів літака.

### **3.5 Висновки**

Отримані результати дають змогу зробити такі висновки:

Проведено дослідження впливу геометричних параметрів НЧФ на характеристики фюзеляжу ЛТК, що надає підстави для обґрунтованого вибору цих параметрів.

Доведено, що моделі, створені згідно із запропонованим методом інтегрованого проектування носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії, дають змогу оперативно змінювати значення параметрів НЧФ у заданих діапазонах і проводити автоматизовано розрахунки геометричних, аеродинамічних і масово-інерційних характеристик фюзеляжу.

Визначено, що подовження НЧФ найбільше впливає на характеристики фюзеляжу ЛТК, його зміна приводить до зміни характеристик до 10 % і більше.

Відносне відхилення НЧФ та параметри скління мають другорядний вплив на характеристики фюзеляжу, але визначають межі огляду з кабіни пілотів, тому мають бути враховані при проектуванні НЧФ.

Застосування запропонованого методу є доцільним при уточненні результатів попереднього проектування і розрахунку маси літака в першому наближенні для уточнення геометричних параметрів НЧФ.

## Глава 4

# ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ НЧФ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА ДЛЯ МІСЦЕВИХ ПОВІТРЯНИХ ЛІНІЙ

### 4.1 Попереднє проєктування літака для місцевих повітряних ліній

#### Концепція створення літака для місцевих повітряних ліній

Постійне зростання вимог до авіаційної техніки, необхідність заміни застарілого парку, зміна структури ринку авіаційних перевезень створюють потребу в розробленні нових типів літаків [9, 11, 55, 70, 72]. Одним із найбільш актуальних напрямків у проєктуванні авіаційної техніки є створення нового пасажирського літака місцевих повітряних ліній (ЛМПЛ). Нині ніша літаків для регіональних перевезень насичується і оновлюється виключно зарубіжними виробами. На світовому ринку СМВЛ пропонують літаки Embraer (Бразилія), Jetstream і Short (BAE, Великобританія), De Havilland і Canadair (Канада), ATR (Франція), Fairchild (США), LET (Чехія), SAAB (Швеція) та ін. Літаки Як-40, Л-410 і Ан-28, які до цього часу використовують для забезпечення потреб населення, збройних сил і промисловості, виробили свій ресурс. Однак заміна їх на нові літаки вітчизняного виробництва типу Ан-38 не відбувається. Українські авіаперевізники ці літаки не закуповують, авіаперевізниками з країн Співдружності незалежних держав (СНД) проводяться одиничні закупівлі. Ринки збуту впевнено контролюють західні виробники, роблячи практично неможливим вихід нових вітчизняних літаків на ринок Європи, Північної і Південної Америки. Нині потенційно можливі ринки збуту розташовані здебільшого в Азії та Африці, але й вони продовжують зменшуватися через вкрай недостатнє державне лобювання подібних угод і складнощі з розгортанням широкої мережі сервісних центрів за кордоном.

Активність внутрішнього ринку авіаційної техніки країн СНД досить слабка. Авіаційні компанії вважають за краще купувати літаки Boeing і Airbus з

залишковим ресурсом або максимально використовувати застарілу, але перевірену радянську техніку, яка не потребує значних вкладень. Основна причина ситуації, що склалася, полягає у відсутності у регіональних авіакомпаній фінансових ресурсів для закупівель нової техніки і у відсутності державних програм для отримання таких коштів з використанням різних форм кредитування (у тому числі фінансового лізингу).

Частота користування повітряним транспортом (досить повно характеризує попит на його послуги) в стабільних умовах прямо залежить від рівня економіки країни, який, у свою чергу, може бути оцінений через рівень валового внутрішнього продукту (ВВП) на душу населення [53, 99]. У розвинених країнах Європи з рівнем ВВП в 12...25 тисяч доларів на людину частота користування повітряним транспортом лежить в межах 0,8...1,5 польоту на рік на душу населення, у Сполучених Штатах Америки і Канаді, де ВВП на душу населення становить 30...53 тис. дол., – до 2,5...3,0 польотів на рік, у країнах, що розвиваються залежно від рівня ВВП і особливостей географічного положення, – в межах 0,05...0,5 польотів на рік. В Україні та країнах СНД цей показник не перевищує значення 0,2 і перспектив для його збільшення в найближчі роки не спостерігається. За даними науково-дослідного інституту цивільної авіації в 2000 – 2005 роках понад 45 % повітряних суден в авіакомпаніях, що забезпечують внутрішні лінії, простоювало здебільшого через відсутність роботи, а на досить завантажених рейсах – через технічну неготовність, відсутність палива, запчастин і т. п. Середній коефіцієнт завантаження на деяких лініях знизився до 50...55 % (у 1990 році завантаження досягало 70...75 %), в той час як зарубіжні компанії експлуатують пасажирські літаки більш інтенсивно при середньому завантаженні понад 65 %. Нині рівень використання повітряних суден і завантаження авіаліній дещо зріс, але це пов'язано не стільки зі збільшенням пасажиропотоків, скільки з інтенсивним списанням техніки, що вичерпала свій ресурс.

У цих умовах модернізація парку літаків для регіональних перевезень здійснюється катастрофічно низькими темпами і головним чином внаслідок

застарілої, наданої в лізинг зарубіжної авіатехніки.

Таким чином, перспективний пасажирський літак місцевих повітряних ліній має бути економічно ефективним при експлуатації на авіалініях з малими пасажиропотоками, забезпечувати пасажирам і екіпажу сучасний рівень комфорту і мати ціну, що дає змогу купувати його навіть невеликим авіаперевізникам. Тільки при дотриманні цих умов новий літак має можливість зайняти потенційно незаповнену нішу на ринку України, країн СНД, Близького Сходу і Африки.

Доцільним є розроблення концепції пасажирського літака, що доповнює наявні типи вітчизняної авіаційної техніки, здатного ефективно конкурувати із зарубіжними аналогами. Розроблюваний тип літака призначено для ефективного вирішення перспективних завдань народногосподарського комплексу країни в області міжрегіональних пасажирських перевезень, а також вимоги потенційних зарубіжних замовників. Новий літак має в найкоротші терміни і з мінімальними витратами адаптуватися до існуючої системи виробництва, льотної експлуатації, обслуговування, ремонту і керування польотами, задовольняти сучасні вимоги комфорту і безпеки перевезення пасажирів.

Конкурентоспроможність літака визначається такими загальноприйнятими для повітряних суден (ПС) критеріями:

- економічною ефективністю експлуатації повітряного судна у авіаперевізника;
- відповідністю характеристик безпеки, комфорту, шуму, екологічних показників сучасним міжнародним стандартам і вимогам, що забезпечують можливість експлуатації повітряного судна і його привабливість для споживачів;
- наявністю інфраструктури, що забезпечує продаж (лізинг) і післяпродажне обслуговування повітряного судна у авіаперевізника: ремонт, постачання запасних частин, аксесуарів, інструментів, техобслуговування і т. п.

Найбільш значущими комплексними параметрами, котрі характеризують рівень економічної ефективності його експлуатації, можна вважати питому вартість на одне пасажиро-місце і паливну ефективність ВС. У сукупності ці параметри визначають прямі експлуатаційні витрати (ПЕВ), а їх рівень дає змогу свідчити про конкурентоспроможність ПС певного класу при однаковому рівні



доведених ресурсів і характеристик надійності і ремонтпридатності.

Аналіз статистичних даних [53] показує, що для забезпечення оптимального завантаження на авіалініях з малим пасажиропотоком у країнах з низьким рівнем ВВП на душу населення економічно доцільною є кількість пасажирів економ-класу – 18–19 чоловік з можливістю підвищення комфорту при зменшенні кількості місць.

### **Розроблення технічного завдання**

На підставі аналізу статистичних даних і маркетингових досліджень було розроблено технічне завдання на проектування пасажирського літака для місцевих повітряних ліній. Згідно з ним літак Х-174 створюється як база сімейства пасажирських літаків пасажиромісткістю до 19 чоловік із двома двоконтурними реактивними двигунами з високим ступенем конструктивно-технологічної та експлуатаційної наступності та уніфікації з літаками, виробленими вітчизняними авіабудівельними заводами. Літаки сімейства Х-174 мають забезпечити:

- максимально широкий діапазон функціональних можливостей за дальністю, швидкістю, комфортом, автономністю та аеродромною мережею;
- максимальну різноманітність варіантів за видами застосування (регіональний, магістральний, середньої дальності, адміністративний, вантажний) і типаме устаткування (вітчизняна або західна авіоніка і обладнання).

Розроблюваний літак має перевершувати існуючі аналоги за льотно-технічними, ресурсними, експлуатаційними і економічними характеристиками.

Аеродинамічне компонування літака має забезпечувати крейсерську аеродинамічну якість на рівні 18–19 одиниць, що на 5...7 % вище показників аналогів.

Компонування салону має забезпечувати комфорт на рівні сучасних світових стандартів для салонів економ-класу з можливістю переобладнання і випуском літаків із салонами бізнес-класу і класу люкс. Кабіна екіпажу і пасажирський салон повністю герметичні.

Злітно-посадкові характеристики мають забезпечувати безпечну експлуатацію розроблюваного літака з ґрунтових аеродромів при довжині ЗПС від 500 м, що відповідає класу Е за класифікацією СНиП 2.05.08-85, СНиП 32-03-96,

або класу 1В згідно з класифікацією ІКАО, а також експлуатацію з необладнаних аеродромів.

Паливна ефективність. Необхідно забезпечити зниження витрати палива на крейсерському режимі на 10...15 % порівняно з аналогами до рівня 24,5 г/пас·км.

Відносна маса планера – не більше 27 % завдяки високому рівню вагової досконалості конструкції і систем.

Силова установка має забезпечувати необхідний рівень тягоозброєності при низьких рівні шуму, вібраціях і витратах палива на крейсерському режимі не більше 0,55...0,56 кг/кгс·год. За шумом на місцевості літак має задовольняти вимоги глави 4 міжнародних стандартів «Охорона навколишнього середовища», додатки 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I «Авіаційний шум», 2001 р.).

Система керування і пілотажно-навігаційний комплекс мають бути виконані із застосуванням сучасного обладнання. Точнісні характеристики пілотажно-навігаційного комплексу мають відповідати міжнародним вимогам (RNP, RVSM, BRNAV і PRNAV). Кабіну льотчиків виконують з урахуванням сучасних вимог ергономіки, обладнану пристроями, на яких відображається пілотажна і навігаційна інформація, а також дані основних систем літака і силових установок з кольоровими рідкокристалічними дисплеями з активною матрицею.

Проектний ресурс планера має становити не менше 80000 льотних годин. Термін служби – не менше 30 років.

Вартість має становити не більше 3,5–4 млн дол., що на 10...20 % нижче середньої вартості літаків такого класу.

Експлуатаційна технологічність має забезпечувати питому трудомісткість технічного обслуговування не більше 2,5 людино-годин на 1 годину польоту, а також можливість автономного поточного технічного обслуговування літака силами екіпажу.

Для забезпечення конкурентоспроможності розроблюваний літак має задовольняти вимоги сучасних норм льотної придатності (CS-25, AP-25, FAR-25), а також деякі унікальні вимоги при експлуатації в умовах піщаних аеродромів.

Для забезпечення ефективності проектування літака мають широко застосовуватися сучасні системи автоматизованого проектування (САПР) для

оптимізації проектних параметрів літака, а також системи інтегрованого проектування CAD/CAM/CAE/PLM.

Згідно з розробленим технічним завданням літак має відповідати описаним нижче вимогам і мати такі характеристики (таблиці 4.1, 4.2).

Таблиця 4.1 – Основні льотно-технічні характеристики базового літака

Кількість пасажирів, чол.	19	
Максимальна маса платного навантаження, кг	2000	
Двигун:		
– тип	Williams FJ44-4-SE2 RevNC	AI-25 2E
– кількість × злітна тяга, кН (кгс) (H = 0, CA + 15 °C)	2 × 16,025 кН (2 × 1632,9кгс))	2 × 14,7 кН (2 × 1500, кгс)
Швидкість, км/год:		
– максимальна	680	
– максимальної дальності	650	
Крейсерська висота, км	11	
Практична дальність, км:		
– з максимальним платним навантаженням	1500	
– з пасажирями	1500	
– без вантажу і пасажирів	2500	
ВПП (сухий бетон, H = 0, CA), м	500	
Склад екіпажу:		
– командир ВС,		
– другий пілот – бортпровідник		

## Ресурси і терміни служби

Проектний ресурс..... 80000 годин;

Проектний термін служби..... 30 років.

### Технічний рівень

Паливна ефективність ..... 24,9 + 2 % грамів палива на 1 пас.·км;

Вагова ефективність – 284 + 2 % кг порожнього спорядженого літака на 1 пасажера;

Питома трудомісткість технічного обслуговування...2,5 чол-год на 1 год нальоту;

Річний наліт.....2800 – 3500 год.

Таблиця 4.2 – Очікувані умови експлуатації та експлуатаційні чинники

Барометричний тиск в усьому діапазоні висот польоту	за ГОСТ 4401–81
Температура зовнішнього повітря $t_{зп}$	за ГОСТ 4401–81
Відхилення $t_{зп}$ від середнього значення для різних висот по лініях	"Min – арктичні" "Max – тропічні"
Масова густина, барометричний тиск, в'язкість повітря	за ГОСТ 4401–81
Температура зовнішнього повітря біля землі	-55 + + 45 °С
Відносна вологість зовнішнього повітря біля землі при $t_{зп} = 35$ °С	$\leq 98\%$
Напрямок і швидкість вітру біля землі: – зустрічна складова – попутна складова	$\leq 25$ м/с $\leq 5$ м/с
Бічна складова під кутом 90 ° до ЗПС: $f \geq 0,5$ $f \geq 0,3$	$\leq 15$ м/с > 6 м/с

Літак має експлуатуватися на аеродромах з бетонним покриттям і нежорстким укріпленим покриттям (асфальтобетон, у зв'язаному стані галька або гравій, укочений ґрунт), підготовлених відповідно до НАС ГА (НАС ГА–86).

Висота розташування аеродрому:

- над рівнем моря – до 3000 м;
- нижче рівня моря – до 300 м.

Допустимі стани ЗПС (за НАС ГА–86):

- сухий;
- вологий;
- мокрий з ділянками води;
- залитий водою до 10 мм;
- покритий шаром сльоти до 15 мм;
- засніжений при  $f \geq 0,3$ .

Літак має забезпечувати польоти:

- за правилами візуального польоту і польоту за приладами;
- вдень і вночі;
- у простих і складних метеоумовах;
- в умовах обмерзання (при  $t_{зп}$  не нижче мінус 30 °С);
- на внутрішніх і міжнародних повітряних трасах і лініях;
- над рівнинною, горбистою і гірською місцевістю;
- над водними просторами, безорієнтовною місцевістю і в діапазоні географічних широт до 73° північної і 55° південної широти.

Експлуатаційні мінімуми погоди:

- для зльоту – дальність видимості на ЗПС – не менше 200 м;
- для посадки – II категорія ІСАО з можливістю доведення до III А категорії ІСАО за умови складу і характеристик наземних засобів забезпечення польоту відповідно до НПП ГА з урахуванням існуючих і перспективних засобів забезпечення навігації і комунікації.

Проектування літака є багатокритеріальним завданням, вирішення якого лежить в області компромісів. Оскільки кількість основних параметрів, що характеризують літак і підлягають оптимізації, коливається від 15 до 20 неможливо досягти максимуму одночасно для всіх параметрів, то під час

виконання завдання вибрано кілька параметрів, для яких і забезпечено раціональні значення.

У межах системного підходу [70, 89, 96] розроблено різні субмоделі літака, які дають змогу більш детально і повно врахувати різноманітні чинники, що вплинули на вибір проектно-конструкторських рішень як для всього літака в цілому, так і для окремих його агрегатів, вузлів, систем. Комбінація рішень (з оптимізацією за різними параметрами, що характеризують літак) як для різних субмоделей в цілому, так і для окремих елементів, що входять до цих субмоделей, дала змогу представляти потенційним замовникам проекти літаків різного призначення, створені на основі базового проєкту в найкоротші терміни і з мінімальними витратами.

Доцільним є розгляд кількох варіантів проєктних схем літака, що відповідають різним областям його застосування: для перевезення пасажирів, багажу, пошти і вантажів на внутрішніх і міжнародних лініях України та інших держав. При проєктуванні вітчизняного СМВЛ найбільш перспективним видається варіант «універсального повітряного судна», що дає змогу виробнику розгорнути виробництво різних типів літаків з використанням єдиного планера і основних систем літака, відпрацьованих на базовому варіанті (рисунок 4.1).

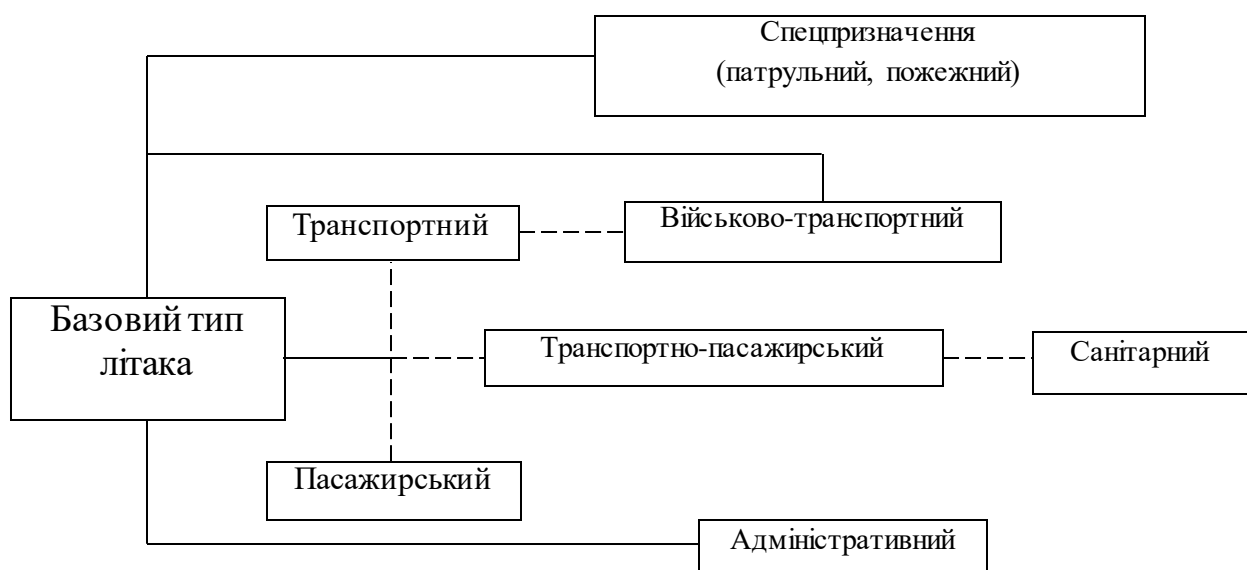


Рисунок 4.1 – Схема розвитку сімейства літаків Х-174

При цьому переобладнання "базового типу" на варіанти «пасажирський», «транспортний», «транспортно-пасажирський», а можливо і «військово-транспортний» (з можливістю десантування людей і вантажів) мало б здійснюватися силами самого експлуатанта з використанням заводських комплектів модернізації. За задумом розробників це має істотно підвищити конкурентоспроможність літака. Подібна "універсальність" може погіршити ЛТХ літака і збільшити його вартість порівняно з чисто пасажирською машиною. Але середній коефіцієнт завантаження, а отже, і ефективність всієї транспортної системи, в якій використовується універсальна, а не тільки пасажирська машина, буде вище. Особливо помітний ефект може дати використання універсального літака на лініях з малим пасажиропотоком. А поліпшені злітні й посадкові характеристики разом із можливістю всепогодної експлуатації і розширеним діапазоном можливостей за дальністю і комерційним завантаженням дають змогу авіакомпаніям відкривати нові напрямки, оптимізуючи маршрутну мережу і розклад.

Крім урахування інтересів замовника при розробленні концепції "універсальної транспортної платформи" передбачалося, що серійне виробництво конкурентоспроможних вітчизняних легких літаків має освоюватися на вільних потужностях провідних українських авіапідприємств. Можливості їх збуту в Україні та країнах СНД обмежені поодинокими продажами через низьку купівельну спроможність авіапідприємств, відсутність інфраструктури, складнощі забезпечення експлуатації тощо. Попит на СМВЛ може повністю задовольнятися завдяки випуску одного-двох десятків таких літаків на вільних потужностях одного, максимум двох, авіаційних заводів. При цьому передбачається, що розширення номенклатури завдань, розв'язуваних ЛМПЛ, приведе до збільшення кількості замовлень на будівництво.

Під час переговорів із замовником при виробленні технічного завдання, уточнення обсягу і термінів виконання робіт щодо розроблення аванпроекта ЛМПЛ було вирішено як "базовий варіант" вважати пасажирський літак місцевих

повітряних ліній з перспективою переобладнання його салону з економічного в бізнес-клас і з перспективою подальшого опрацювання на його базі транспортного і транспортно-пасажирських варіантів.

Поставлено завдання досягнення максимальної швидкості 850 км/год, крейсерської висоти польоту – 11 км, практичної дальності – 1500 км. Для цього як силову установку взято ТРДД для підвищення порівняно з аналогами крейсерської швидкості і висоти польоту, а також рівня комфорту пасажирів. Згідно з Авіаційними правилами пасажирські літаки, що перевозять понад 9 осіб, мають оснащуватися мінімум двома двигунами. Після аналізу існуючих ТРДД застосовано два двигуни Williams FJ44-4-SE2 RevNC зі злітною тягою  $2 \times 16,025$  кН ( $2 \times 1632,9$  кгс) ( $H = 0$ ,  $CA = 15^\circ C$ ). Двигуни Williams були вибрані, оскільки мають кращі показники за економічністю і масово-габаритними характеристиками. Крім того, фірма-виробник володіє розвиненою системою сервісних центрів і надає свої послуги протягом всього терміну експлуатації двигунів. Як альтернатива імпортному двигуну може використовуватися виріб ВАТ "Мотор Січ" АІ-25 серії 2Е зі злітною тягою  $2 \times 14,7$  кН ( $2 \times 1500$  кгс) ( $H = 0$ , МСА).

Відповідно до прийнятої конструктивно-компонувальної схеми літак являє собою високоплан нормальної аеродинамічної схеми з прямим крилом великого подовження з розвиненою механізацією, хвостове оперення – нормальної схеми з розміщенням ГО на фюзеляжі. Фюзеляж літака є самостійним модулем із вузлами кріплення опор шасі, крила, вертикального і горизонтального оперення. У фюзеляжі знаходяться відсік радіолокатора, відсік бортового радіоелектронного обладнання, герметичні кабіна екіпажу і пасажирський салон. Шасі – багатоопорне, яке прибирають в польоті, з носовим стояком, основні опори – двостоякові (за типом Ан-74) з пневматиками низького тиску, які дають змогу експлуатувати літак на необладнаних аеродромах, у тому числі на ґрунтових, льодових і засніжених (колеса основних стояків – КТ254 з робочим тиском 5,5 атм, носового стояка – КН54 з робочим тиском 5,5 атм).

Розрахунок злітної маси виконуємо у кількох наближеннях. У нульовому



наближенні відносні маси конструкції, силової установки, устаткування й палива вважаємо такими, що не залежать від параметрів, і визначаємо на основі статистичних даних [53, 90, 96]:

$$m_0^0 = \frac{m_{сл} + m_{к.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{об} + \bar{m}_n)},$$

де  $m_{сл}$  – маса службового навантаження, кг;

$m_{к.н}$  – маса комерційного навантаження літака, кг;

$\bar{m}_{кон}$  – відносна маса конструкції;

$\bar{m}_{с.у}$  – відносна маса силової установки;  $\bar{m}_{об}$  – відносна маса обладнання з урахуванням устаткування та системи керування;

$\bar{m}_n$  – відносна маса палива.

Для різних модифікацій літака взято  $m_{сл} = 520$  кг;  $\bar{m}_{кон} = 0,28$ ;  $\bar{m}_{с.у} = 0,1$ ;  $\bar{m}_{об} = 0,09$ ;  $\bar{m}_n = 0,3$  та отримано  $m_0^0$  в діапазоні від 7500 до 9000 кг залежно від дальності польоту, кількості пасажирів, потрібної довжини ЗПС.

У першому наближенні формула для визначення злітної маси літака  $m_0^1$  має вигляд [70, 90, 96, 97]

$$m_0^1 = \frac{m_{сл} + m_{к.н} + m_{об}}{1 - \left[ \bar{m}_к(p, n_p, N_{рег}, \lambda, ОГП, \dots) + \bar{m}_{су}(p, t_0, \gamma_{об}, R, N_{об}, \dots) + \bar{m}_n(p, C_T, k, L, \dots) \right]}.$$

Відносні маси конструкції, силової установки та палива в першому наближенні вибирають такими, що залежать від параметрів літака. Масу обладнання, устаткування та керування  $m_{об}$  розраховано згідно з переліком обладнання, складеним за даними щодо літаків-аналогів і з урахуванням вимог технічного завдання.

Масу службового навантаження  $m_{сл}$  визначаємо за формулою

$$m_{сл} = m_{ек} n_{ек} + \Delta m_{сл},$$

де  $m_{ек} = 80$  кг – маса одного члена екіпажу;

$n_{ек}$  – кількість членів екіпажу, осіб;

$\Delta m_{cl}$  – маса службового обладнання літака, кг.

Аналіз літературних джерел [89, 90, 95, 117, 118] і статистичних даних щодо існуючих літаків дає змогу пропонувати розраховувати масу службового обладнання, кг, пасажирських літаків коротких і середніх авіаліній за такою формулою [72, 118]:

$$\Delta m_{cl} = 8,617 n_{nac} + 3,53 (n_{nac} \bar{m}_n / K_{vid})^{2/3},$$

де  $n_{nac}$  – кількість пасажирів, чол.;

$\bar{m}_n$  – статистичне значення відносної маси палива;

$K_{vid} = m_{ком} / m_0$  – статистичне значення коефіцієнта віддачі.

Для розрахунку маси службового навантаження, кг, пасажирських літаків дальніх авіаліній існує формула [20, 90]

$$\Delta m_{cl} = 14,97 n_{nac} + 4,121 (n_{nac} \bar{m}_m / K_{vid})^{2/3}.$$

Відносні маси конструкції, силової установки та палива визначаємо залежно від параметрів літака на основі аналітичних залежностей з урахуванням поправкових коефіцієнтів. Ці аналітичні залежності дають змогу провести аналіз впливу параметрів літака на його злітну масу з подальшим знаходженням значень мінімальної маси і оптимальних параметрів літака.

Відносну масу силової установки  $\bar{m}_{c,y}$  визначаємо за формулою

$$\bar{m}_{c,y} = R \gamma_{\delta\epsilon} t_{0\max},$$

де  $R$  – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів:

$$R = k_I \left( 1 + 0,1 \frac{n_{\delta\epsilon,rev}}{n_{\delta\epsilon}} \right) \left[ 1 + \frac{0,0236}{\gamma_{\delta\epsilon}} (1,5 + 0,275 y^{0,75})^2 \right];$$

де  $k_I$  – коефіцієнт, що враховує кількість та розташування двигунів на літаку;

$n_{\delta\epsilon}$  – кількість двигунів на літаку;

$n_{\delta\epsilon,rev}$  – кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги;

$\gamma_{\delta\epsilon}$  – питома вага двигуна, даН/кг;

$y$  – ступінь двоконтурності двигуна.

Стартову тягоозброєність  $t_0$  для виконання розрахунків за наведеною формулою визначено як максимальну згідно з такими вимогами: забезпечення крейсерського польоту із заданою швидкістю та висотою, довжини розбігу перед зльотом; продовженого зльоту при відмові одного двигуна.

Стартову тягоозброєність, необхідну для забезпечення максимального числа  $M$  на висоті  $H$ , визначаємо за формулою

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0,7 p_H M_{\text{крейс}}^2 C_{x\text{крейс}}}{\xi_V \xi_H \xi_{op} \xi_{вз} p}.$$

Дійсно, що на крейсерських режимах польоту

$$C_{x\text{крейс}} \approx \frac{4}{3} C_{x0} = \frac{4}{3} (F_1 + F_2 p),$$

тоді

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0,933 p_H M_{\text{крейс}}^2}{\xi_V \xi_H \xi_{op} \xi_{вз}} \left( \frac{F_1}{p} + F_2 \right),$$

де  $F_1 = K_{on} C_{xкр}$  – коефіцієнт лобового опору крила й оперення;  $F_2 = \frac{C_{x\phi}}{k_{mid}}$ ;

$C_{x\phi}$  – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу, обтічників двигунів і шасі;

$k_{mid}$  – питоме навантаження на площу міделя літака, даН/м<sup>2</sup>;

$p_H$  – атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту, даН/м<sup>2</sup>;

$\xi_V$ ,  $\xi_H$ ,  $\xi_{op}$  – коефіцієнти, що враховують зміну тяги двигуна залежно від швидкості й висоти польоту та режиму роботи двигунів; визначають з паспортних даних подібних двигунів;

$\xi_{в}$  – коефіцієнт, що враховує втрату тяги, пов'язану із втратами швидкісного напору в повітрозабірниках.

Стартову тягоозброєність, необхідну для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, визначаємо за формулою

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{зл}} \left[ \frac{0,832 p}{L_p C_{yзл}} + \frac{1}{3} \left( \frac{1}{K_{зл}} + 2f \right) \right],$$

де  $\xi_{зл} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др}$  – коефіцієнти, що визначають для режимів зльоту  $M = M_{отр}$

та  $H = 0$ ;  $L_p$  – довжина розбігу перед зльотом, задана в ТЗ, м;

$f$  – коефіцієнт тертя коліс об поверхню ЗПС під час розбігу.

Стартову тягоозброєність, необхідну для забезпечення продовження зльоту при відмові одного двигуна під час розбігу, визначаємо так:

$$t_{0\theta} = \frac{n_{дв}}{\xi_{зл} (n_{дв} - 1)} \left( \frac{1}{K_{зл}} + tg\theta_3 \right),$$

де  $n_{дв}$  – кількість двигунів, установлених на літаку;

$tg\theta_3$  – градієнт набирання висоти на третьому етапі зльоту при відмові одного двигуна, що задається в Нормах льотної придатності літаків.

Вплив питомого навантаження та подовження крила на необхідну стартову тягоозброєність і відносну масу силової установки згідно з наведеними вимогами показано на рисунках 4.2, 4.3.

Відносну масу палива  $\bar{m}_n$  визначаємо як суму мас [90, 96]

$$\bar{m}_n = \bar{m}_{н.н.в} + \bar{m}_{н.крейс} + \bar{m}_{н.н.з} + \bar{m}_{н.зн.п} + \bar{m}_{н.зал},$$

де  $\bar{m}_{н.н.в}$  – відносна маса палива, що використовують при зльоті і набиранні

$$\text{висоти: } \bar{m}_{н.н.в} = \frac{0,0035H_{пoch}(1 - 0,03y)}{1 - 0,004H_{пoch}};$$

$\bar{m}_{н.крейс}$  – відносна маса палива, що використовують при крейсерському

польоті з  $M_{крейс}$  на висоті  $H_{крейс}$ ;

$\bar{m}_{н.н.з}$  – відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{н.зн.п}$  – відносна маса палива, що використовують при зниженні та посадці;

$\bar{m}_{н.зал}$  – відносна маса палива, що залишається і не може бути використана;

$$\bar{m}_{н.сн.п} = 0,002H_{кін}(1 - 0,03y)(1 - 0,023H_{кін});$$

$H_{пoch}$ ,  $H_{кін}$  – значення початкової та кінцевої висоти крейсерського польоту, км;

$y$  – ступінь двоконтурності двигуна.

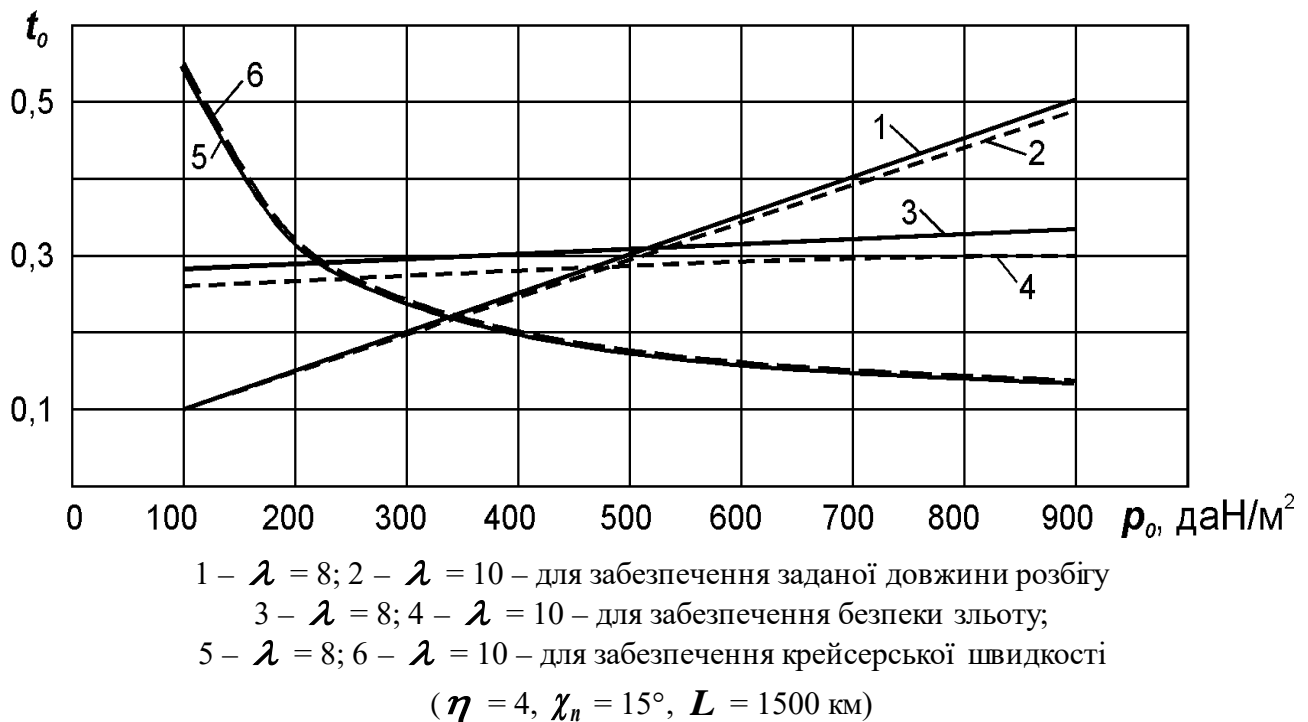


Рисунок 4.2 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на необхідну стартову тягоозброєність

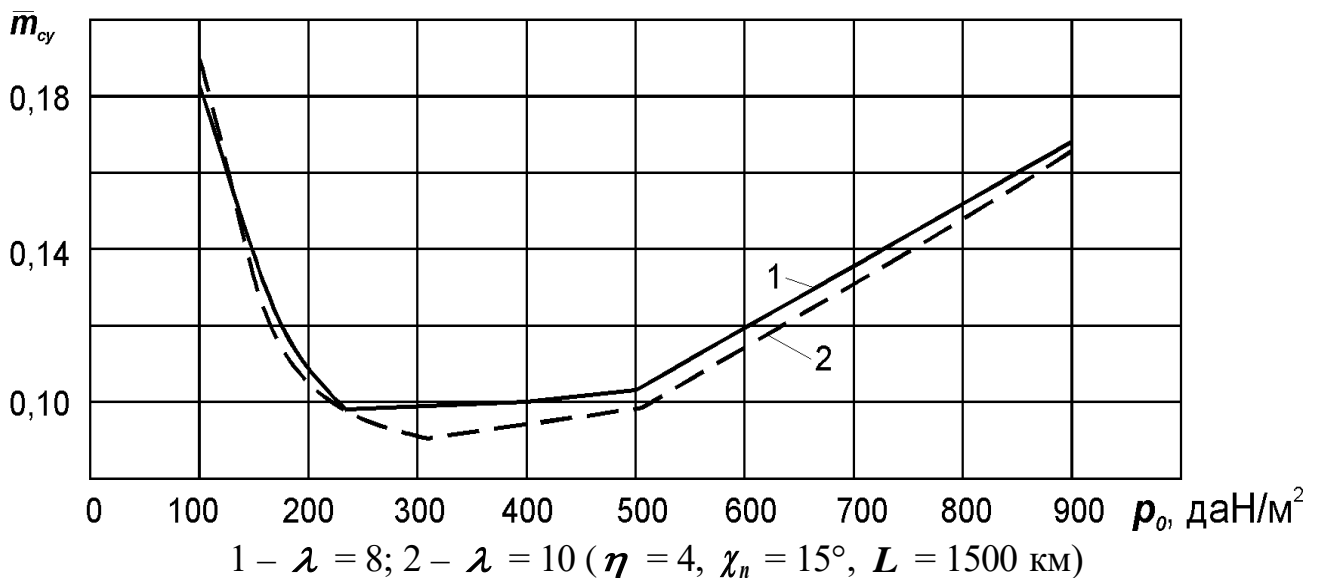


Рисунок 4.3 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу силової установки літака

Відносна маса палива, що використовують при крейсерському польоті:

$$\bar{m}_{n.крейс} + \bar{m}_{n.н.з} = 0,052 + \left[ \frac{0,2(L - 40H_{сер})}{a_H M_{крейс} - 0,28W_в} + 1 \right] C_{р.крейс} \sqrt{\frac{k_2(1 + \bar{S}_\phi)}{k_1 \lambda} (F_1 + F_2 p)},$$

де  $L$  – дальність польоту, км;

$H_{сер} = (H_{поч} + H_{кін})/2$  – середня висота крейсерського польоту, км;

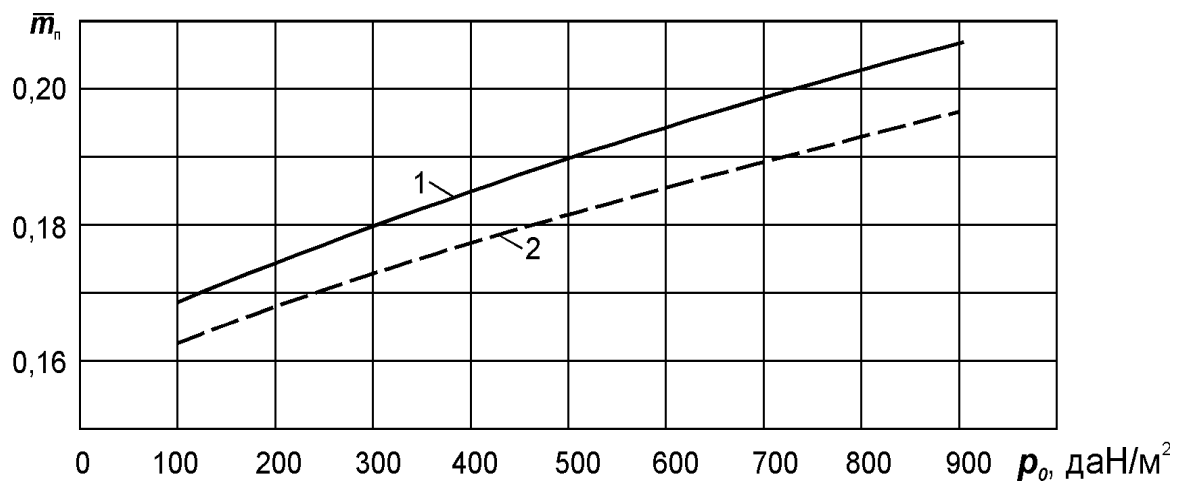
$a_H$  – швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту, м/с;

$M_{крейс}$  – число Маха, що відповідає крейсерській швидкості польоту;

$W_в$  – швидкість зустрічного вітру, км/год;

$C_{р.крейс}$  – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/даН·год.

Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу палива показано на рисунку 4.4.



1 –  $\lambda = 8$ ; 2 –  $\lambda = 10$ ; ( $\eta = 4$ ,  $\chi_n = 26^\circ$ ,  $L = 1500$  км)

Рисунок 4.4 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу палива

Відносна маса конструкції складається з відносних мас крила, фюзеляжу, оперення та шасі:

$$\bar{m}_{кін} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_\phi + \bar{m}_{он} + \bar{m}_{ш}.$$

Для розрахунку відносної маси крила використовуємо формулу [90, 96]

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p (m_0^0)^{0,5} \varphi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015,$$

де  $p$  – питоме навантаження на крило, даН/м<sup>2</sup>;

$k_1$  – коефіцієнт, що враховує тип панелей;

$k_2$  – коефіцієнт, що враховує наявність напливів, інтерцепторів, передкрилків і тип закрилків;

$k_3$  – коефіцієнт, що враховує тип паливних баків і тип герметизації;

$n_A^p$  – коефіцієнт розрахункового перевантаження літака для розрахункового випадку А;

$\phi = b - 0,83\bar{m}_T$  – коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами;

$\lambda, \bar{c}, \chi_{0,25}, \eta$  – значення подовження, відносної товщини профілю, стрілоподібності й звуження крила, використані у розрахунках.

Відносну масу фюзеляжу визначаємо за формулою Шейніна [118]

$$\bar{m}_\phi = k_1 \lambda_\phi d_\phi^2 (m_0^0)^i + k_2 + k_3 + k_4,$$

де  $k_1 = 4,56 - 0,441 d_\phi$  у схемах з двигунами, розташованими на фюзеляжі;

$k_1 = 3,4 - 0,26 d_\phi$  у схемах з двигунами, розташованими на крилі, або зі змішаним компонованням двигунів;

$$i = -(0,77 - 0,01 d_\phi);$$

$k_2$  – коефіцієнт, що враховує місце кріплення основних стояків шасі;

$k_3$  – коефіцієнт, який враховує місце прибирання основних стояків шасі;

$k_4$  – коефіцієнт, що враховує спосіб завантаження багажу.

Відносну масу оперення визначаємо за статистичною формулою [89]

$$\bar{m}_{on} = 0,85k_n k_{on}^{cx} p^{-0,56} \bar{S}_{on}^{1,16} (m_0^0)^{0,16},$$

де  $k_n = 1$  при  $p \leq 450$  даН/м<sup>2</sup>;  $k_n = 0,84$  при  $p > 450$  даН/м<sup>2</sup>;  $\bar{S}_{on} = \bar{S}_{2,0} + \bar{S}_{6,0}$ ;

$$k_{on}^{cx} = \frac{1,564 - 0,0011S_{on}}{3,1 + 0,0038p}$$
 у разі низько розташованого горизонтального

оперення;  $k_{on}^{cx} = \frac{1,33 - 0,0032 S_{on}}{1,295 + 0,0028 p}$  при T-подібному оперенні;

$$S_{on} = \bar{S}_{on} \cdot \left( \frac{m_0^0}{p} \right).$$

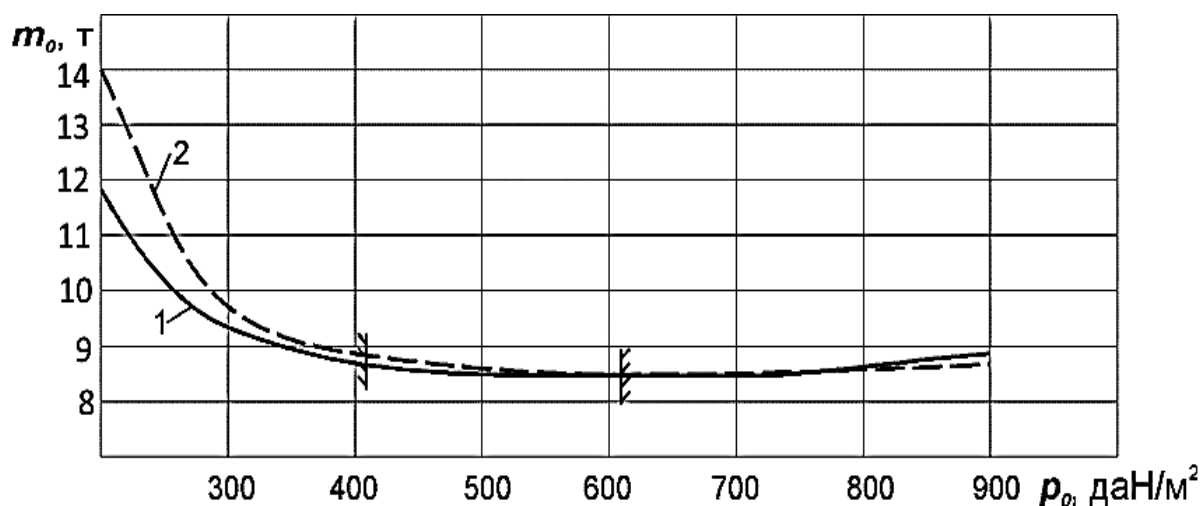
Для розрахунку відносної маси шасі використовуємо рівняння [90, 117]

$$\bar{m}_w = k_w k_{dф} \frac{m_0^0 + 204000}{m_0^0 + 79000},$$

де  $k_w$  – коефіцієнт, що враховує кількість основних стояків шасі;

$k_{dф}$  – коефіцієнт, що враховує вплив на масу шасі розмірів фюзеляжу і типу двигунів.

Результати розрахунків відносної маси літака показано на рисунку 4.5.



$$1 - \lambda = 8; 2 - \lambda = 10 (\eta = 4, \chi_n = 15^\circ \text{ км})$$

Рисунок 4.5 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на злітну масу літака

Заданий рівень вагової досконалості конструкції передбачає забезпечити шляхом широкого застосування композиційних матеріалів (КМ). Вертикальне і горизонтальне оперення мають бути повністю виконані з КМ, також як і носок, закінцівки крила і вся його механізація (передкрилок, закрилок, елерони, тримери і сервокомпенсатори). Розглядається можливість виконання з КМ носової і хвостової частин фюзеляжу. Центральну (салонну) частину фюзеляжу, кесон



крила і центроплана передбачається виготовляти з алюмінієвих сплавів, щоб зберегти технологічну спадкоємність і спростити підготовку до виробництва машини на вітчизняних авіапідприємствах. Завдяки широкому застосуванню КМ і методів інтегрованого проектування з урахуванням втоми розрахункова відносна маса конструкції виходить на 15...20 % нижче, ніж у існуючих аналогів, при заданому проектному ресурсі планера 80 000 годин, що за задумом розробників має забезпечити проектний термін служби літака до 30 років при річному нальоті від 2800 до 3500 годин.

У результаті аналізу ТТХ двигуна зроблено висновок про те, що для забезпечення заданого рівня паливної ефективності (0,0245 кг/пас·км) на крейсерському режимі польоту необхідно забезпечити крейсерську аеродинамічну якість літака не нижче 18...19 [36, 96]. З погляду на вимоги ТЗ експлуатації літака з ґрунтових і необладнаних аеродромів було прийнято рішення про розташування крила за схемою «високоплан» і розміщення двигунів над крилом. За попередніми розрахунками для забезпечення заданої дистанції зльоту необхідно досягти злітно-посадкову якість 8–9 при  $C_y = 2,4$ . У результаті попередніх розрахунків і оптимізації геометричних параметрів крила з використанням САПР було прийнято рішення про застосування трапецієподібного крила великого подовження з автоматичними багатосекційними передкрилками і однощільними двосекційними закрилками з навантаженням на крило до 300 кг/м<sup>2</sup>. Оптимізацію виконували за аеродинамічною якістю на крейсерському режимі за умови забезпечення заданих злітно-посадочних характеристик з урахуванням застосування механізації. Змінними параметрами були: відносна товщина профілю крила, навантаження на крило, подовження крила і тип закінцівки. Отримано розрахункову величину аеродинамічної якості для крейсерського режиму – 18,4. Подальші роботи щодо поліпшення аеродинамічної досконалості літака будуть проводитися при більш докладному опрацюванні аеродинамічного компонування, підбором оптимального аеродинамічного і геометричного скручення крила, а також під час уточнення взаємного впливу різних елементів конструкції літака.

На підставі отриманих значень питомого навантаження на крило і злітної маси визначено геометричні параметри літака.

Площа крила  $S = \frac{m_{0\min}g}{10 \cdot p_{onm}} = 25,5 \text{ м}^2$ . Розмах крила  $l = \sqrt{\lambda_{onm}S} = 17,5 \text{ м}$ .

Коренева хорда крила  $b_0 = \frac{2S}{l} \frac{\eta}{\eta+1} = 2,4 \text{ м}$  (для певного типу літаків  $\eta = 4$ ). Кінцева

хорда крила  $b_k = \frac{b_0}{\eta} = 0,6 \text{ м}$ ;  $\chi_{п.к} \approx 15^\circ$  – стрілоподібність крила по передній кромці.

Середня аеродинамічна хорда крила  $b_a = \frac{2 \cdot (1 + \eta + \eta^2) b_0}{3\eta(1 + \eta)} = 2,1 \text{ м}$ . Площа

горизонтального оперення  $S_{z.o} = \bar{S}_{z.o} S = 5,1 \text{ м}^2$ , де  $\bar{S}_{z.o} \approx 0,21$ . Розмах горизонтального

оперення  $l_{z.o} = \sqrt{\lambda_{z.o} S_{z.o}} = 5,0 \text{ м}$ , де  $\lambda_{z.o} \approx 5$ . Площа вертикального оперення

$S_{v.o} = \bar{S}_{v.o} S = 4,9 \text{ м}^2$ , де  $\bar{S}_{v.o} \approx 0,2$ . Довжина фюзеляжу  $l_\phi = \lambda_\phi d_\phi = 17,2 \text{ м}$ , де

$\lambda_\phi \approx 7,3$ ,  $d_\phi \approx 2,35 \text{ м}$ .

Розташування крила й оперення по довжині фюзеляжу визначається плечима горизонтального й вертикального оперень [70, 89, 90], які в першому наближенні вибирають виходячи з величини коефіцієнта статичного моменту площі горизонтального оперення

$$L_{z.o} = \frac{A_{z.o} b_a}{S_{z.o}} = 10 \text{ м}.$$

Для літаків цього класу  $A_{z.o} \approx 1$ .

Для літака з високим розташуванням крила висота шасі визначається мінімальною відстанню від нижньої точки фюзеляжу до поверхні злітно-посадкової смуги. При цьому висота  $H$  має забезпечити кут перекидання  $\phi \approx 10^\circ$  і кут винесення головних стояків шасі  $\gamma = \phi + 3^\circ$ .

Відповідно до отриманих геометричних параметрів розроблено креслення загального вигляду літака Х-174 (рисунок 4.6).

При розробленні компонування салону забезпечувався комфорт на рівні

сучасних світових стандартів [23] для салонів економ-класу з максимально можливим наближенням за комфортом до бізнес-класу, з можливістю переобладнання і випуску літаків з салонами бізнес-класу і класу люкс. Стандартне компонування пасажирської кабіни розрахована на 19 пасажирів, з розміщенням 18 пасажирських крісел за схемою 2 + 1 і плюс одне крісло окремо. Крісла розміщено з кроком 790 мм, ширина крісла – 418 мм, ширина підлокітників – 53 мм, мінімальна ширина проходу – 384 мм, максимальна – 508 мм, середня висота проходу – 1820 мм. Розміри салону не дають змоги встановити повноцінні багажні полиці, але це компенсується наявністю багажного відсіку сумарною площею 1,5 м<sup>2</sup> і об'ємом 1,75 м<sup>3</sup>, а також гардероба 1615×500 мм загальним об'ємом 1,13 м<sup>3</sup>.

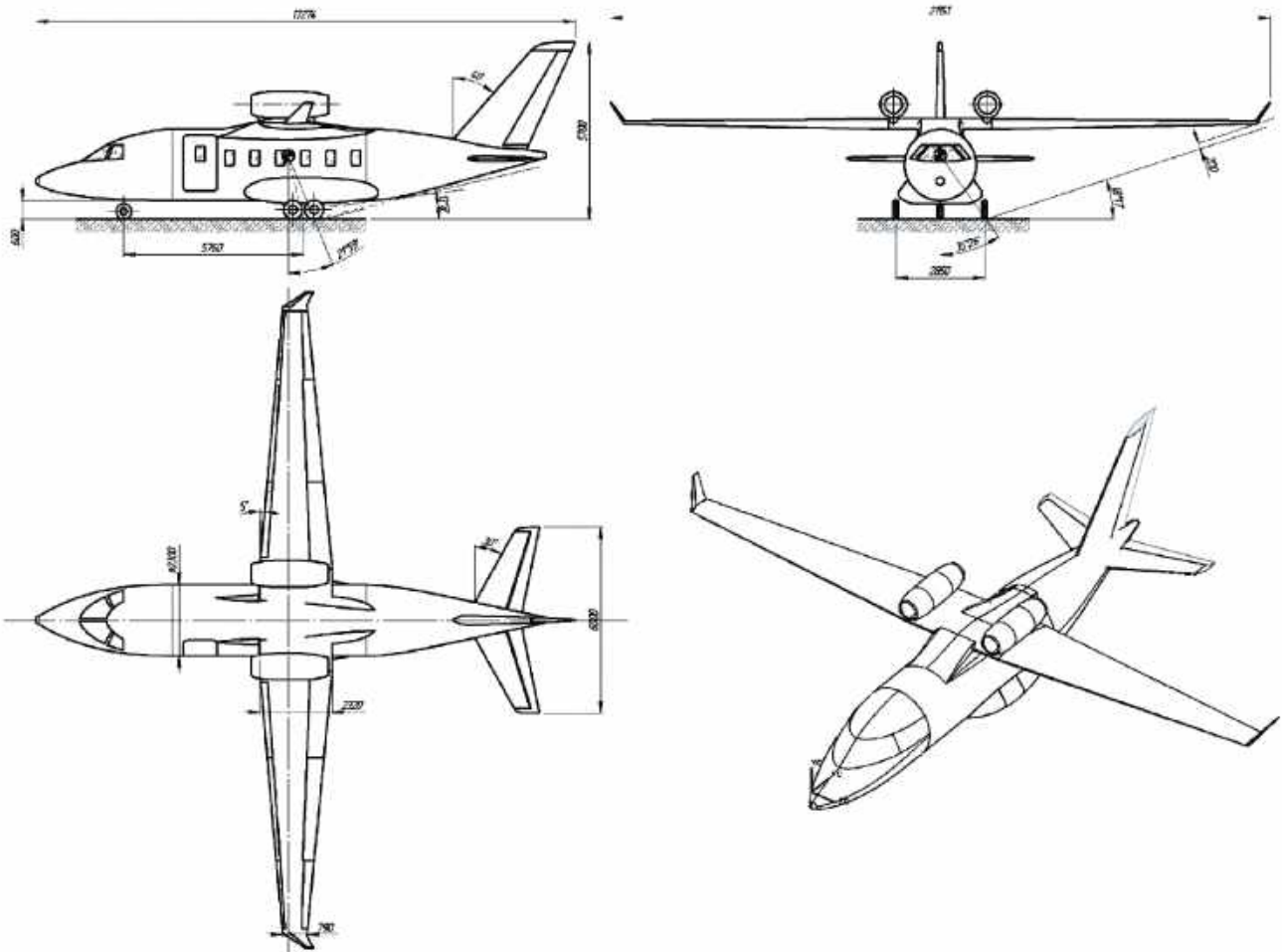


Рисунок 4.6 – Загальний вигляд літака X-174

Вхідні двері 1800x1070 мм розташовано по лівому борту попереду салону, по правому борту знаходяться службові двері розміром 1650×532 мм, які в

аварійній ситуації використовується як аварійний вихід типу II.

Схему компоновки салону показано на рисунках 4.7, 4.8.

Під час розрахунку центрування літака положення центрів мас усіх частин літака, агрегатів і вантажів визначено за кресленням компоновки. При заповненні центрувальних відомостей ураховано маси й положення всіх агрегатів, обладнання, комерційного та службового навантаження.

Центрувальні відомості складено для таких випадків:

- 1) порожній літак,  $m_{пор} = 6,7$  т;
- 2) зліт, шасі випущено, максимальне комерційне навантаження,  $m_0 = 8,3$  т;
- 3) набір висоти, шасі прибрано, політ на максимальну дальність,  $m_0 = 8,3$  т;
- 4) посадка, шасі випущено, пасажери в передній частині салону,  $m_0 = 7,3$  т;
- 5) зниження, шасі прибрано, пасажери в хвостовій частині салону,  $m_0 = 7,3$  т.

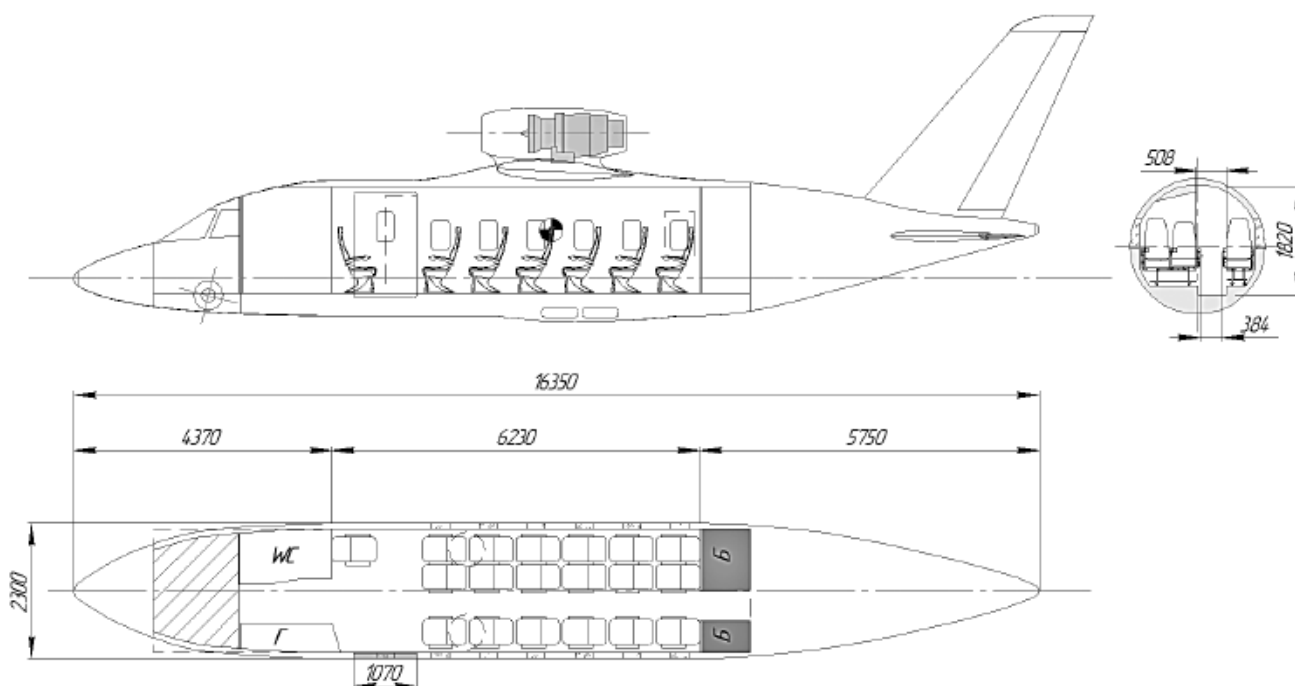


Рисунок 4.7 – Схема компоновки салону базової версії літака X-174

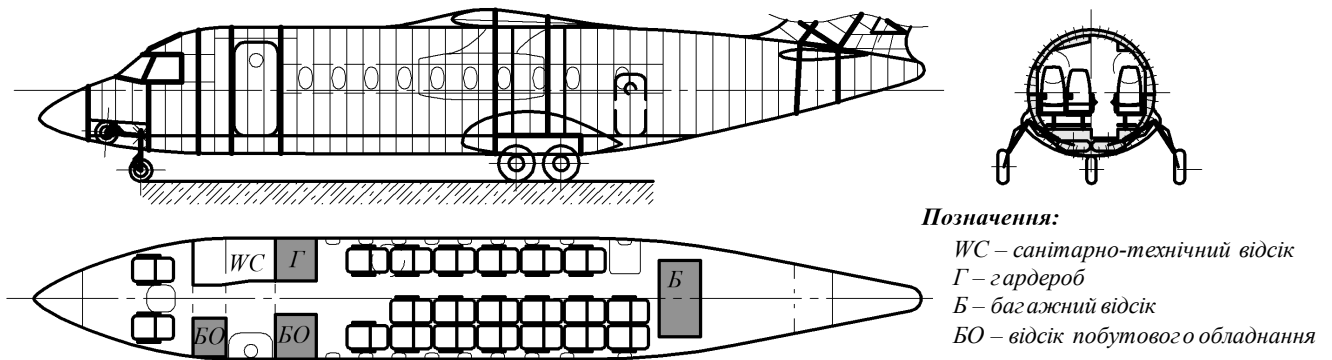


Рисунок 4.8 – Схема компонування салону модифікації літака Х-174

Координати центру маси літака визначають як  $x_{ц.м} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}$ .

Центрування літака розраховують за формулою  $x = \frac{x_{ц.м} - x'_a}{b_a}$ ,

де  $x'_a$  – координата носка САХ відносно носка фюзеляжу;

$b_a$  – середня аеродинамічна хорда. Вертикальне положення центру мас  $u_{ц.м}$  визначають так само.

Складаємо центрувальні відомості для всіх агрегатів. У таблиці 2 наведено значення мас і координати для злітної конфігурації. В інших конфігураціях положення центру мас шасі і маса палива змінюються відповідно до випадку компонування. Розглянемо найбільш характерні випадки завантаження літака. Результати розрахунків наведено в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3 – Характерні випадки завантаження літака

№ п/п	Корисне навантаження, пас.	Шасі	Паливо	$x_{ц.в}$ , мм	$\bar{x}_{ц.в}$	$u_{ц.в}$ , мм	$\bar{u}_{ц.в}$
1	Пасажирів немає	Випущено	Немає	7 551	0,31	3,485	-0,2058
2	10	Випущено	100 %	8 517	0,41	3,435	-0,1925
3	17	Прибрано	100 %	8 511	0,25	3,455	-0,1476
4	17	Прибрано	10 %	8 440	0,22	3,65	-0,1471
5	19	Випущено	10 %	8 448	0,4	3,59	-0,15

Результати розрахунків центрування показано на рисунку 4.9 у вигляді діаграми експлуатаційного центрування.

Базуючись на отриманих даних, зробимо попередній висновок про статичну стійкість і керованість літака. Умова стійкості літака [34] має вигляд

$$\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м.з.з} = 0,04...0,06,$$

де  $\bar{x}_F$  – положення фокуса;  $\bar{x}_{ц.м.з.з}$  – граничне заднє центрування.

Літак, що проектується, має такі параметри стійкості: положення фокуса – 0,4625; граничне заднє центрування – 0,41.

Літак є статично стійким і таким, що керується в розглянутому діапазоні випадків завантаження літака. Різниця відносних координат аеродинамічного фокуса і граничного заднього центрування становить 0,0525.

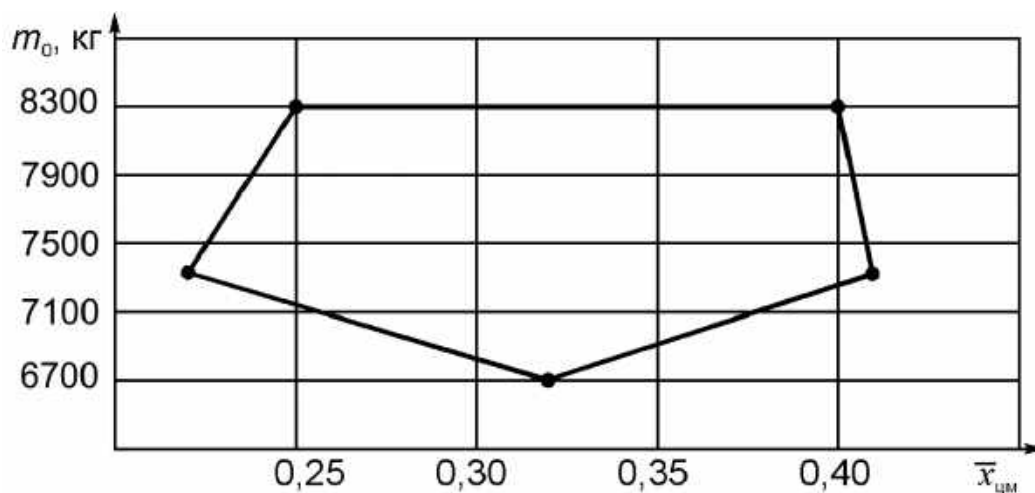


Рисунок 4.9 – Діапазон експлуатаційних центрувань ЛМПЛ

### Параметричне моделювання ЛМПЛ

Для забезпечення графічної візуалізації процесу проектування застосовано систему Siemens NX. Було створено окремі вузли і агрегати літака, після чого виконано їх взаємну ув'язку. В результаті отримано параметричну майстер-геометрію проєктованого літака (рисунки 4.10, 4.11), яка асоціативно включає всі конструктивні елементи, що знаходяться всередині літака, у результаті чого створюється модель розподілу простору літака.

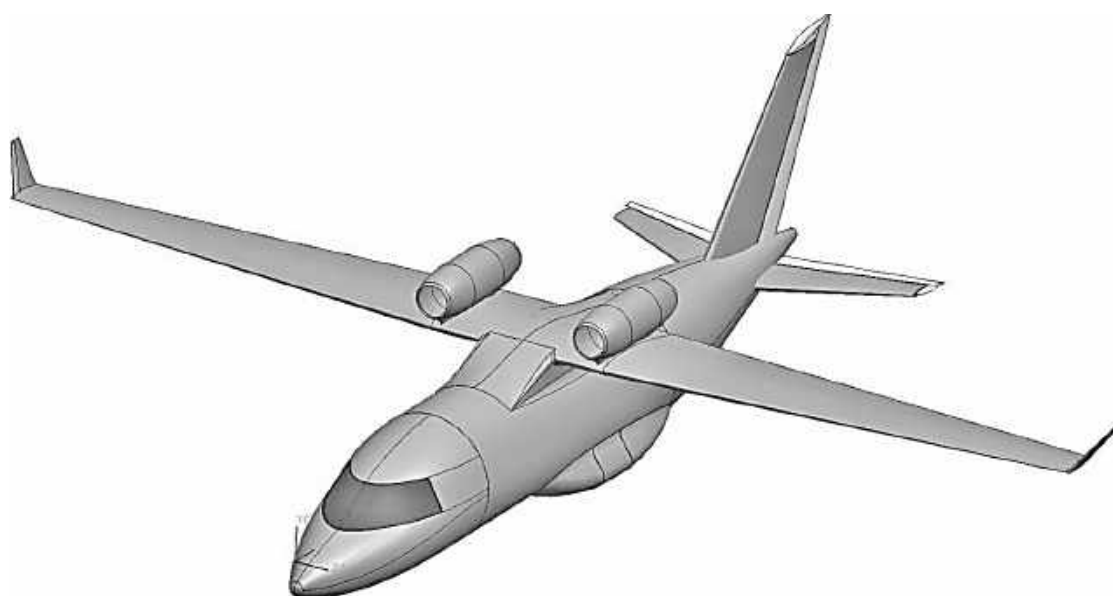


Рисунок 4.10 – Параметрична модель майстер-геометрії базової версії літака X-174

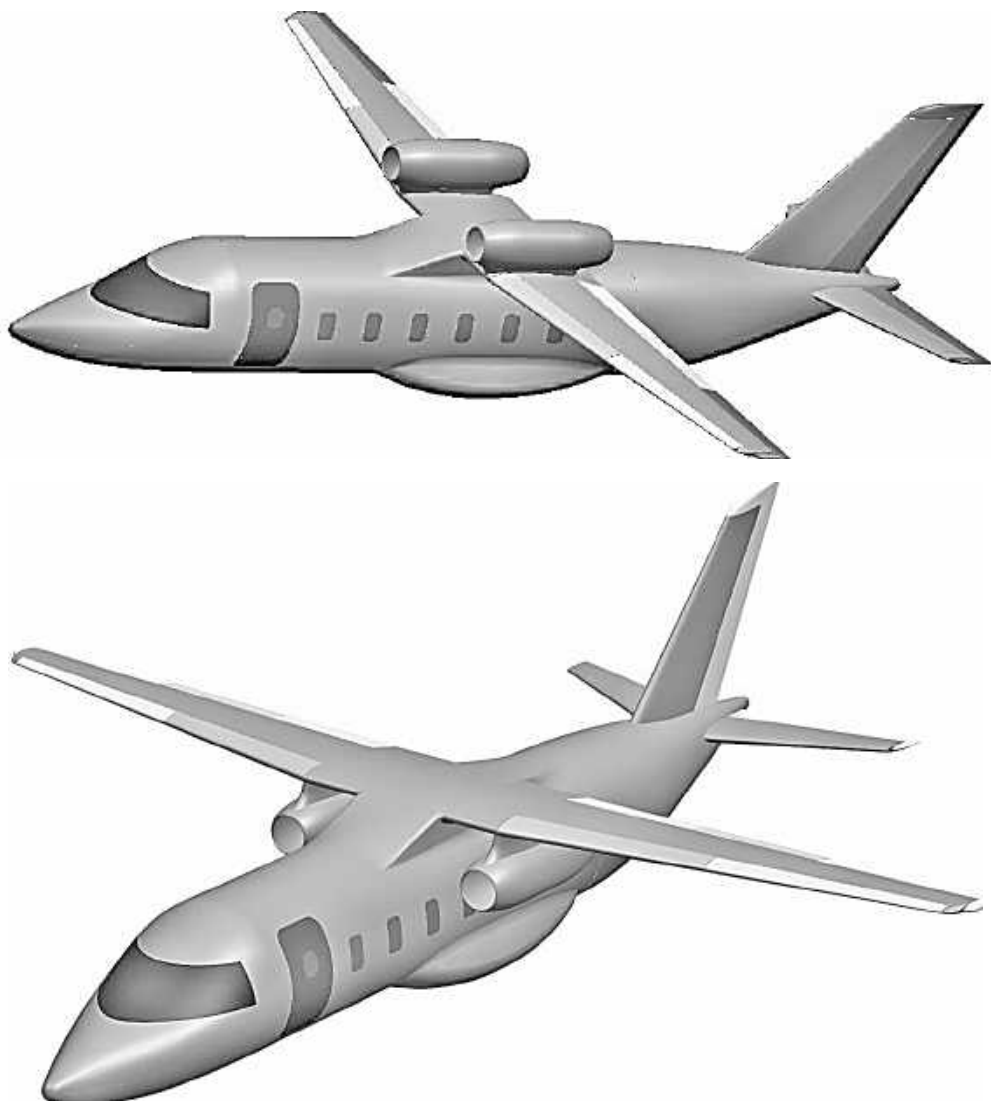


Рисунок 4.11 – Параметричні моделі майстер-геометрії модифікацій літака X-174

## Розрахунок ЛТХ ЛМЦЛ

Розрахунок аеродинамічних характеристик. Для оцінювання відповідності льотних якостей проєктованого літака вимогам технічного завдання необхідно визначити його аеродинамічні характеристики [38, 39, 76, 81].

На етапі розроблення технічної пропозиції раціонально виконувати аеродинамічний розрахунок для двох режимів польоту: крейсерського і злітно-посадкового, оскільки льотні характеристики саме цих режимів визначено технічним завданням у найбільш явному вигляді.

Після розгляду низки методів розрахунку аеродинамічних характеристик було прийнято рішення виконувати розрахунок відповідно до методики [111] із застосуванням програмного забезпечення. Цей метод побудовано на застосуванні аналітичних і емпіричних залежностей, що відображають вплив геометричних параметрів літака на аеродинамічні характеристики залежно від режиму польоту. Основною його перевагою порівняно з іншими методами (експериментальними, числовими) є універсальність і багаторазова апробованість на прикладах вітчизняної та зарубіжної авіаційної техніки.

При розробленні концепції створення літака було прийнято рішення про вибір нормальної аеродинамічної схеми з двома турбореактивними двигунами, розташованими над крилом, як базової. У результаті розрахунку злітної маси літака в першому наближенні було отримано геометричні характеристики, що застосовуються як вихідні дані для аеродинамічного розрахунку.

Розрахунок аеродинамічних характеристик [102, 111] виконують для випадку прямолінійного горизонтального польоту з прибраним шасі і механізацією, вплив яких на злітно-посадочних режимах буде враховано додатково. Висотно-швидкісні параметри розрахункових режимів польоту задано згідно з ТЗ (таблиця 4.4).

На цьому етапі проєктування особливий інтерес становлять максимальна аеродинамічна якість на крейсерському режимі і коефіцієнт піднімальної сили літака для злітного кута атаки ( $10^\circ$ ) на режимі зльоту-посадки.



Таблиця 4.4 – Розрахункові режими польоту

№ п/п	Режим	Швидкість		Висота
1	Крейсерський	$V_{крс} = 850$ км/год	$M_{крс} = 0,8$	$H_{крс} = 11$ км
2	Злітно-посадковий	$V_{зл} = 200$ км/год	$M_{зл} = 0,16$	$H_{ЗПС} = 0$ км

Для літака з відомою злітною масою, кількістю пасажирів і характеристиками двигуна мінімальне значення аеродинамічної якості, яке необхідно забезпечити на заданому режимі польоту, визначається необхідним рівнем паливної ефективності [37, 96]. Для крейсерського режиму

$$K_{крс\ min} = \frac{G \cdot c_e}{c_p \cdot N_{пас} \cdot V_{крс}}$$

де  $G$  – вага літака, кгс;

$N_{пас} = 19$  – кількість пасажирів;

$V_{крс}$  – крейсерська швидкість, км/год;

$c_e$  – сумарна витрата палива двигунів, кг/кгс·год;

$c_p = 0,0249$  – задане значення паливної ефективності, кг/пас·км.

Для вибраних двигунів Williams FJ-44-4 висотно-швидкісні й дросельні характеристики були отримані від розробника у вигляді програмної моделі. У разі польоту на висоті 11 км зі швидкістю, що відповідає  $V_{крс} = 850$  км/год, коефіцієнт дроселювання становить  $\zeta = 59\%$ , а питома витрата палива  $c_e = 0,67$  кг/кгс·год.

Таким чином, мінімальне значення аеродинамічної якості для крейсерського режиму однозначно визначено виходячи зі значень параметрів, заданих у ТЗ, і отриманого значення злітної маси другого наближення  $m_o^{II} = 8302$  кг і становить  $K_{крс.\ min} = 18,08$ .

Значення аеродинамічної якості  $K_{max} = 15,879$ , отримане в результаті розрахунку для крейсерського режиму, є малим, що свідчить про необхідність зміни геометричних параметрів з урахуванням вимог мінімуму маси.

Виходячи із заданого значення довжини ЗПС ( $L = 500$  м), тяги двигунів, отриманої злітної маси літака ( $m_0^{III} = 8302$  кг) і відповідних геометричних параметрів, було розраховано мінімально необхідне значення коефіцієнта піднімальної сили без урахування механізації для злітного кута атаки ( $10^\circ$ ), яке має бути забезпечено на режимі зльоту-посадки  $C_{y_{взл}}^{min} = 1,025$ . Вплив механізації враховано відповідно до методики [97]. Необхідне мінімальне значення коефіцієнта піднімальної сили перевищує отриману в аеродинамічному розрахунку  $C_{y^{10^\circ}} = 1,025$ , що підтверджує необхідність уточнення геометричних характеристик з урахуванням вимог аеродинаміки.

Таким чином, унаслідок уточнення геометричних параметрів і застосування методу скінченних елементів можна підвищити аеродинамічні характеристики крейсерського режиму до рівня  $K_{max} = 18,4$ .

#### **4.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній**

На етапі моделювання аеродинамічного обтікання фюзеляжу [114] застосовували модуль Fluid Flow CFX. Завдання аеродинамічного обтікання носової частини розглядали як частину завдання обтікання фюзеляжу літака в цілому. Інші агрегати літака (крило, шасі, оперення) в межах цієї моделі не розглядали, оскільки, розташовуючись на значній відстані по потоку, на обтікання НЧФ не впливають. З урахуванням складності форми НЧФ і параметрів розрахункових режимів польоту вирішували завдання біязвукового просторового аеродинамічного обтікання фюзеляжу потоком стисненого газу з урахуванням в'язкості і теплоперенесення.

Параметричну модель майстер-геометрії поверхні фюзеляжу створено із застосуванням системи інтегрованого проєктування Siemens NX та імпортовано як вихідну геометричну модель. Зшивання поверхонь моделі, перетворення на твердотільну модель виконано засобами редактора геометрії Design Modeller, за допомогою якого також було створено розрахункову область і задано розрахункові кути атаки і рискання. Розміри розрахункової області ( $43 \times 22 \times 17$  м) вибрано таким

чином, щоб їх зміна не приводила до істотних змін результатів розрахунку.

Для створення скінченноелементної моделі застосовувався стандартний компонент *Meshing*. Для отримання більш точної картини обтікання поблизу поверхні НЧФ використовували меншу сітку на межі (*FaceSizing*) і меншу сітку в прилежовому шарі (*inflation*). У результаті отримано скінченноелементну модель (рисунок 4.12) з кількістю елементів близько  $10^6$  при довжині ребра елемента на поверхні фюзеляжу 10 мм.

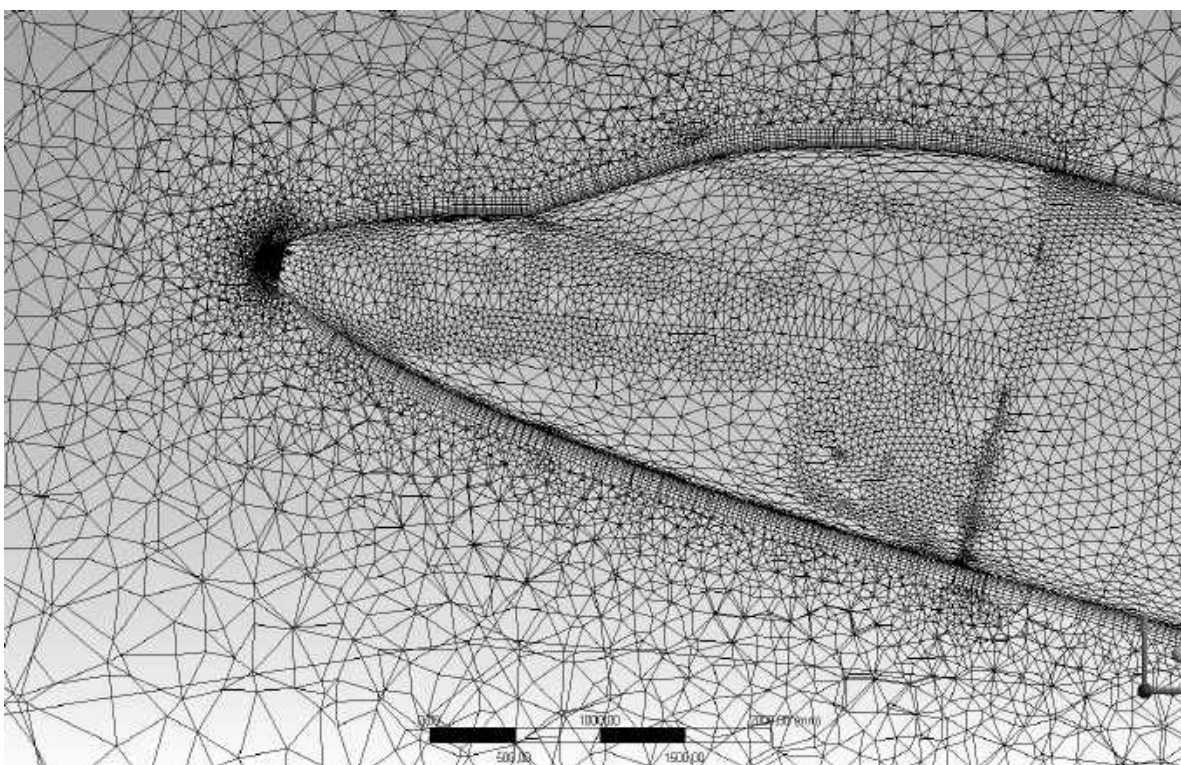


Рисунок 4.12 – Фрагмент просторової скінченноелементної моделі аеродинамічного обтікання фюзеляжу

Вибір розрахункової моделі, задання граничних умов і параметрів аеродинамічного середовища здійснювали за допомогою компонента *Setup* модуля *Fluid FlowCFX*. Параметри аеродинамічного середовища (температура, густина, тиск, кінематична в'язкість) визначено відповідно до характеристик повітря на висоті, характерній для відповідного розрахункового режиму польоту (див. таблицю 4.4) і міжнародної стандартної атмосфери (ГОСТ 4401–81 «Міжнародна стандартна атмосфера»). Як термодинамічну модель було вибрано модель

ідеального газу. Як модель турбулентності вибрано стандартну  $k$ - $\epsilon$ -модель, що забезпечує високу точність результатів при великих числах Рейнольдса і значній зміні параметра  $y^+$  у межах моделі.

Граничні умови задано на гранях розрахункової області:

– нормальна швидкість на вході – відповідно до розрахункового режиму польоту;

– відносний тиск на виході – 0 Па;

– вільне ковзання на верхній, нижній і бічних гранях (нормальна складова швидкості дорівнює нулю);

– умова «прилипання» на поверхні фюзеляжу (швидкість дорівнює нулю).

У разі симетричного обтікання можна застосувати граничну умову симетрії для скорочення кількості розрахункових елементів, однак з метою уніфікації моделі для симетричних і несиметричних випадків таке рішення не застосовували.

Контроль виконання розрахунку здійснювали за допомогою компонента *Solution Display Monitor*. Розрахунок тривав до досягнення задовільної збіжності (менше  $10^{-4}$ ) за всіма критеріями від 30 до 120 хвилин. На рисунку 4.13 показано залежність критеріїв збіжності RMS (середніх за розрахунковою областю різниць маси  $M$ , турбулентності  $T$ , енергії  $E$ ) від номера кроку  $t$ .

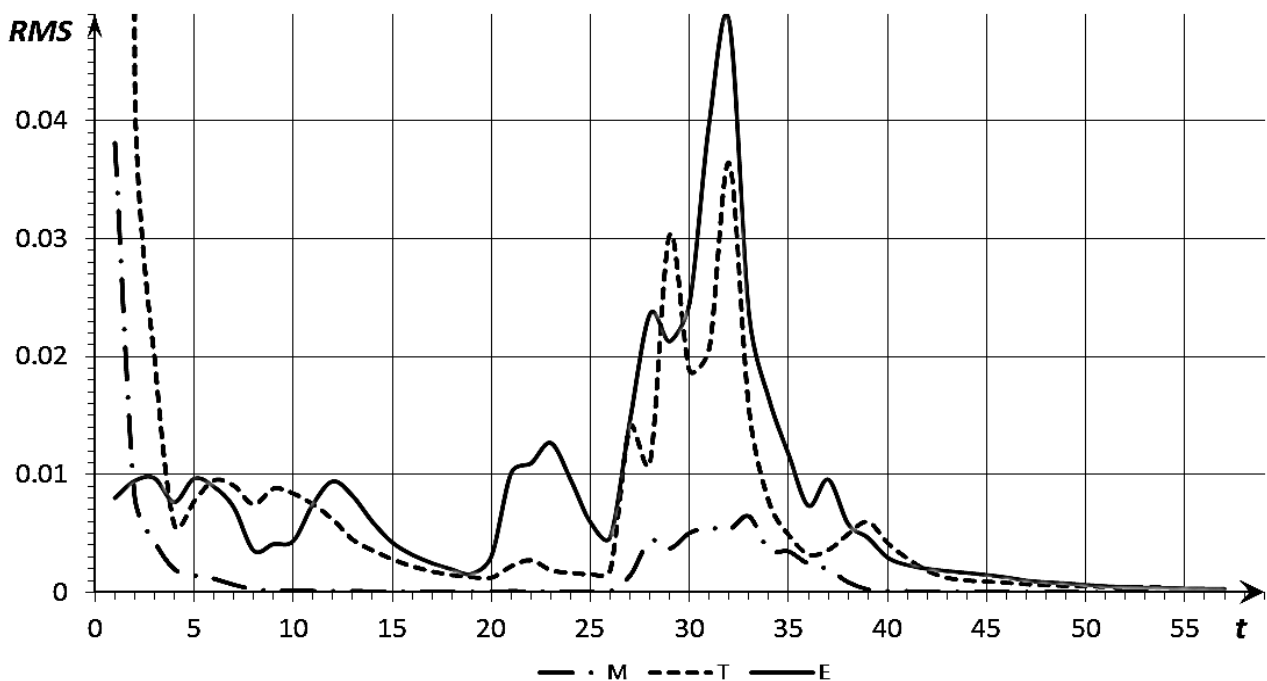


Рисунок 4.13 – Характер збіжності розрахунку

Для виведення і візуалізації результатів розрахунку моделі застосовували компонент CFD-Post модуля CFX. Як контрольні параметри розглядали число Маха і відносний тиск. На рисунках 4.14 і 4.15 показано характер розподілу цих параметрів у площині симетрії літака і на поверхні фюзеляжу для розрахункового випадку 5. Контрольні параметри незначно змінюються на межах розрахункової області, що свідчить про її допустимі розміри щодо розмірів моделі фюзеляжу.

Число Маха на значній відстані від поверхні моделі (0,85) відповідає заданим режимам польоту. Поблизу поверхні фюзеляжу спостерігається гальмування потоку на носовому обтічнику і за хвостовою частиною фюзеляжу, значне прискорення потоку поблизу переходів від носової і хвостової частин до циліндричної частини фюзеляжу, що є характерним для стрибків ущільнення. Максимальне місцеве число Маха потоку досягає 1,276 у верхній частині фюзеляжу, поблизу стику носової частини з циліндричною, що приводить до максимального розрядження (-8,3 кПа). Розподіл відносного тиску по кривій, утвореній перерізом поверхні фюзеляжу з площиною симетрії (див. рисунок 4.15), для всіх розрахункових випадків показано на рисунку 4.16. Максимальні значення відносного тиску (60...70 кПа) характерні для носового обтічника на малих висотах (випадки 7, 2, 4, 6), максимальне розрядження (-40 кПа) відбувається у верхній частині НЧФ при польоті на великих кутах атаки (випадки 4, 6).

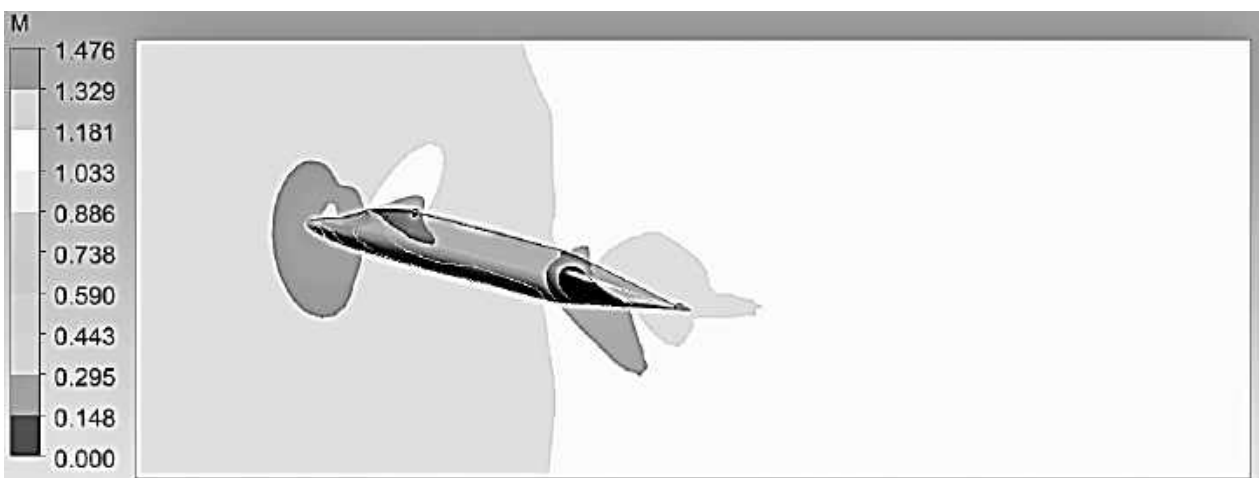


Рисунок 4.14 – Характер розподілу числа М у площині симетрії фюзеляжу для розрахункового випадку 5

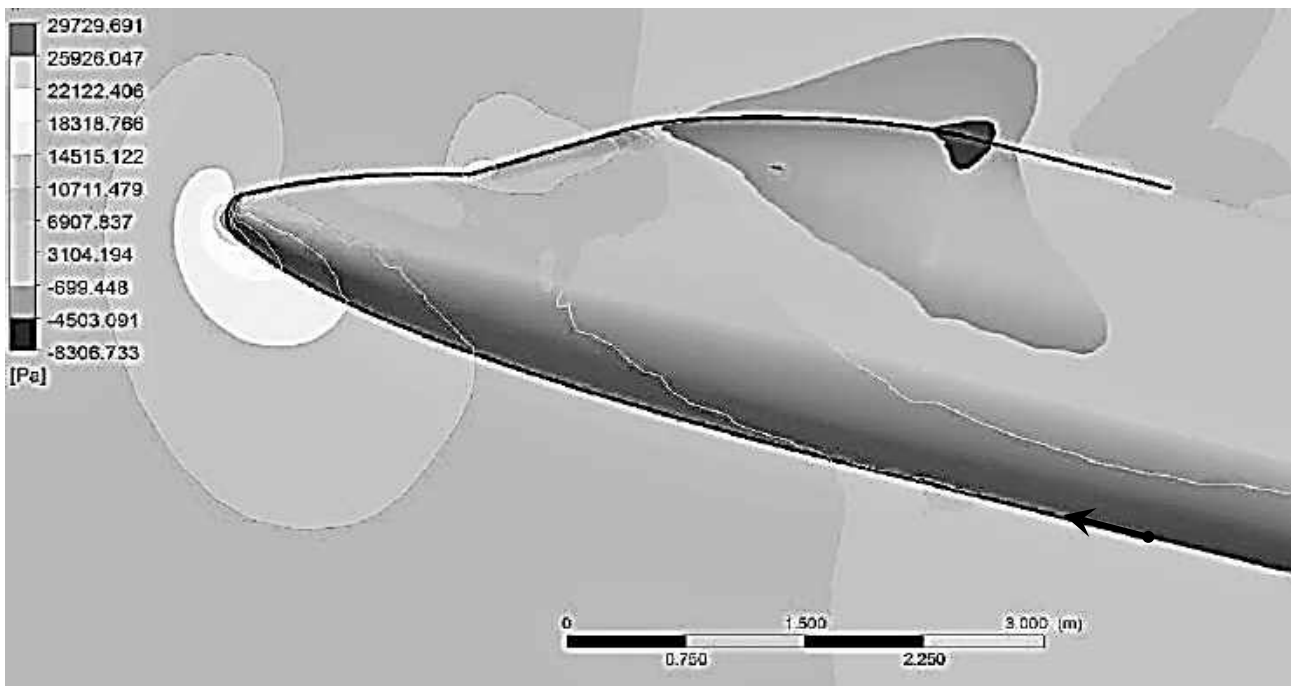
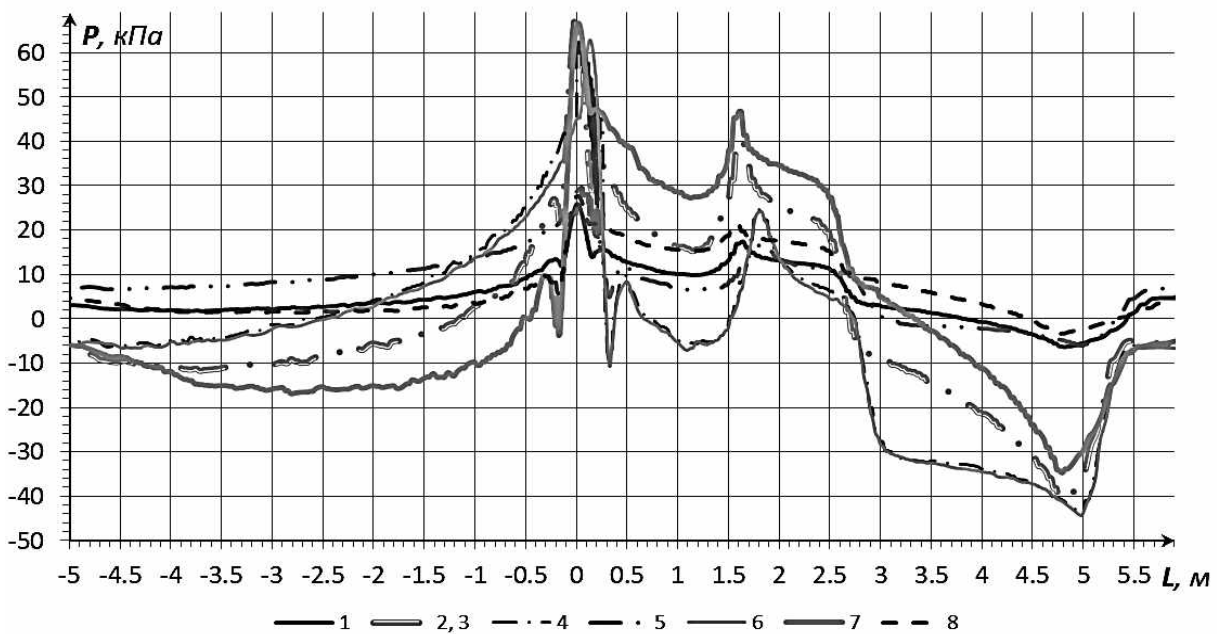


Рисунок 4.15 – Характер розподілу тиску потоку, що набігає, по поверхні НЧФ для розрахункового випадку 5 (стрілкою показано напрямок відліку довжини кривої перерізу поверхні фюзеляжу з площиною симетрії)



1 – 8 – позначення розрахункового режиму польоту відповідно до таблиці 4.5

Рисунок 4.16 – Розподіл тиску потоку, що набігає, в перерізі НЧФ площиною симетрії фюзеляжу

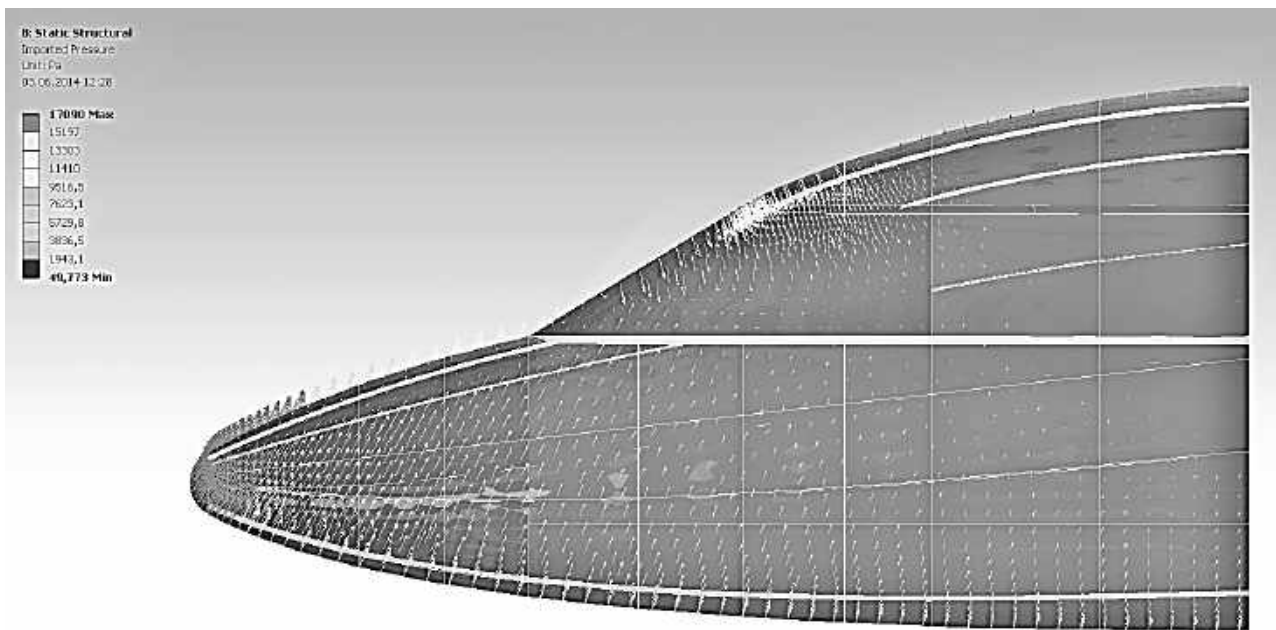
Кількісну верифікацію результатів проводили шляхом порівняння отриманих аеродинамічних характеристик фюзеляжу з розрахунковими [111]. У таблиці 4.5 наведено значення аеродинамічних характеристик фюзеляжу (віднесені до площі крила) для всіх розрахункових випадків.

Оскільки розрахункові числа Маха знаходяться в діапазоні 0,8...0,9, теоретичні значення одержано методом апроксимації характеристик, які властиві для дозвукового ( $M = 0,8$ ) і надзвукового ( $M = 1,2$ ) обтікання. Похибка не перевищує 5 %, що є допустимим на етапі ескізного проєктування. При отриманні більш точних даних натурного аеродинамічного експерименту можливим є подальше уточнення моделі.

Таблиця 4.5 – Порівняння результатів чиселового експерименту з розрахованими інженерними методами значеннями аеродинамічних характеристик

№ п/п	Розрахункова висота польоту $H$ , км	Швидкість польоту $V$ , км/год (число $M$ )	Кут атаки $\alpha$ , град	$C_{x\text{мод}}$ ( $C_{x\text{разр}}$ )	Похибка $\varepsilon$ , %	$C_{y\text{мод}}$ ( $C_{y\text{розр}}$ )	Похибка $\varepsilon$ , %
1	11	903 (0,85)	0	0,11867 (0,12176)	2,5	-0,00305 (0,00312)	2,3
2 3	0	980 (0,8)	0	0,05458 (0,05246)	4,0	-0,00143 (0,00148)	3,7
4	0	980 (0,8)	15 °	0,06400 (0,6147)	4,1	0,05702 (0,05795)	1,5
5	11	903 (0,85)	15 °	0,16064 (0,15687)	2,4	0,10451 (0,10721)	2,5
6	0	903 (0,8)	15 °	0,06055 (0,05924)	2,2	0,05748 (0,05582)	3,0
7	0	980 (0,8)	-10 °	0,06011 (0,05738)	4,8	-0,03372 (0,03238)	4,1
8	11	903 (0,88)	-10 °	0,03067 (0,03049)	0,6	-0,01306 (0,01343)	2,8

Таким чином, характеристики течії (тиск, густина, швидкість, температура) визначено в кожному з розрахункових осередків скінченноелементної моделі обтікання фюзеляжу, верифіковано та збережено в базі даних проєкту. Навантаження, розраховані в елементах, розташованих на поверхні фюзеляжу, необхідно перетворити на нормальні і тангенціальні навантаження і передати апроксимовані значення на елементи скінченноелементної моделі конструкції у вигляді межових умов (рисунк 4.17). Середовище Workbench дає змогу значною мірою автоматизувати цю роботу.



Рисунк 4.17 – Характер розподілу повітряного навантаження по поверхні НЧФ

#### **4.3 Розрахунок масово-інерційних характеристик фюзеляжу літака місцевих повітряних ліній**

Для розрахунку маси фюзеляжу в другому наближенні застосовують методи інженерного аналізу, що безпосередньо враховують експлуатаційні навантаження, які діють на фюзеляж [71, 78, 115]. Для розрахунку цих навантажень необхідно розглянути профіль типового польоту проєктованого літака і визначити режими, для яких характерні максимальні значення навантажень, потім побудувати обвідну умов польоту і визначити параметри розрахункових режимів польоту відповідно



до АП-25 (пп.25.321 – 25.373).

Профіль типового польоту розглянутого літака для місцевих повітряних ліній показано на рисунку 2.12, розрахункові режими позначено цифрами:

1. Політ із максимальною швидкістю на максимальній висоті з максимальним маневреним перевантаженням (згідно з АП-25 п. 25.337) і максимальним надлишковим тиском наддування гермокабіни.

2. Політ із максимальною швидкістю з максимальним негативним перевантаженням, з негативним перепадом тисків.

3. Політ на малій висоті з максимальним швидкісним напором із максимальним перевантаженням, спричиненим вертикальним поривом зі швидкістю  $w = 15$  м/с.

4. Посадка з ковзанням і бічним ударом.

Розрахунок виконано згідно з запропонованим у розділі 2 методом за допомогою систем інтегрованого проєктування Siemens NX та інженерного аналізу ANSYS. Розрахункову схему фюзеляжу показано на рисунку 2.15.

СкЕМ фюзеляжу (рисунок 2.16) створено з використанням елементів трикутної форми типу оболонка (STRIA3). При довжині боку 100 мм кількість елементів становила 8809. Як матеріал [26, 110] оболонки використано алюмінієвий сплав 1163. Розрахунок НДС моделі виконано при товщині оболонки  $\delta = 1$  мм. Коефіцієнт моменту інерції задано таким, що дорівнює 5, це відповідає раніше прийнятій КСС фюзеляжу з кроком шпангоутів 350 і стрингерів 150 мм при діаметрі фюзеляжу 2300 мм.

### **Визначення експлуатаційних навантажень**

Діючі на фюзеляж навантаження задано як граничні умови відповідно до розглянутих розрахункових режимів (таблиці 4.6, 4.7). Аеродинамічні навантаження на фюзеляж задано у вигляді аеродинамічного тиску і аеродинамічних дотичних напружень, розподілених відповідно до даних, імпортованих з CVS файлів, отриманих у результаті розрахунку аеродинамічного обтікання. Їх рівнодіючі: опір і піднімальну силу фюзеляжу наведено в таблиці 4.6 для довідки.

Двигуни ЛМПЛІ закріплені до крила, їх вага не діє на фюзеляж у розрахункових випадках 1 – 3, однак частина тяги двигунів (значення наведено в таблиці 4.6) зрівноважує лобовий опір, який створюється фюзеляжем, включена в розрахункову схему як сила, прикладена до стику крила і фюзеляжу.

Таблиця 4.6 – Експлуатаційні навантаження на фюзеляж

Навантаження, позначення, одиниця виміру	Режим польоту (висота $H$ , км; перевантаження $n_y$ )			
	1 (11; 2,5)	2 (8; -1)	3 (0; 3,8)	4(0; 3,8)
Вага фюзеляжу $G_f$ , Н	27563	-11025	41895	41895
Вага екіпажу $G_{ек}$ , Н	3920	-1568	5958	5958
Вага корисного навантаження $G_{нн}$ , Н	49000	-19600	74480	74480
Вага обладнання (НЧФ) $G_{об.1}$ , Н	10045	-4018	15268	15268
Вага обладнання (ЦЧФ) $G_{об.2}$ , Н	23398	-9359	35564	35564
Вага носового стояка шасі $G_{ниш}$ , Н	1470	-588	2234	2234
Вага основних стояків шасі $G_{ош}$ , Н	13230	-5292	20110	20110
Вага оперення $G_{оп}$ , Н	4043	-1617	6145	6145
Надмірний тиск $p_{хат}$ , Па	$0,6 \cdot 10^5$	$-0,02 \cdot 10^5$	0	0
Максимальний аеродинамічний тиск $p_{a.max}$ , Па	$0,11 \cdot 10^5$	$0,14 \cdot 10^5$	$0,17 \cdot 10^5$	$0,076 \cdot 10^5$
Максимальні аеродинамічні дотичні напруження $s_{a.max}$ , Па	35,9	34,5	62	27,3
Піднімальна сила фюзеляжу, Н	2778	-9154	4644	1416
Опір фюзеляжу, Н	3970	5853	4628	1607
Піднімальна сила крила $Y$ , Н	139991	-33167	217901	-32026
Тяга двигуна $P_{дв}$ , Н	3970	5853	4628	1607
Піднімальна сила ГО $Y_{гo}$ , Н	10127	10746	20891	5082

Піднімальну силу крила і горизонтального оперення визначено з умови

статичної рівноваги літака [46, 69, 104]. Для наземного розрахункового режиму з умови статичної рівноваги при посадці на три точки з боковим ударом додатково визначено навантаження від стояків шасі і піднімальну силу вертикального оперення (таблиця 4.7), при цьому вага двигунів, крила і палива задано як зовнішнє навантаження, прикладене до стику крила і фюзеляжу.

Таблиця 4.7 – Додаткові експлуатаційні навантаження на фюзеляж для наземного розрахункового режиму 4

Найменування, одиниця виміру	Висота 0 км, перевантаження $n_z = 1$
Вага фюзеляжу $G_{\phi}$ , Н	11025
Вага екіпажу $G_{ек}$ , Н	1568
Вага корисного навантаження $G_{нн}$ , Н	19600
Вага обладнання (НЧФ) $G_{об.1}$ , Н	4018
Вага обладнання (ЦЧФ) $G_{об.2}$ , Н	9359
Вага носового стояка шасі $G_{нш}$ , Н	588
Вага основних стояків шасі $G_{ош}$ , Н	5292
Вага оперення $G_{оп}$ , Н	1617
Вага крила, двигунів і палива $G_{кр.дв.т}$ , Н	37240
Піднімальна сила вертикального оперення $Y_{во}$ , Н	5500
Бічне навантаження від носового стояка шасі $R_{нш}$ , Н	12589
Вертикальне навантаження від носового стояка шасі $R_{нш}$ , Н	38872
Бічне навантаження від основних стояків шасі $R_{ош}$ , Н	69478
Вертикальне навантаження від основних стояків шасі $R_{ош}$ , Н	220274

### Розрахунок характеристик загального НДС фюзеляжу

У результаті розрахунку визначено характеристики загального НДС моделі фюзеляжу при одиничній товщині обшивки ( $\delta = 1$  мм) для розглянутих розрахункових режимів. Подальші розрахунки базуються на отриманих значеннях експлуатаційних розтягальних  $\sigma_1$  і стискальних  $\sigma_3$ , а також еквівалентних  $\sigma_e$

максимальних серед розглянутих розрахункових випадків напружень:

$$\sigma_{1_i}^{max} = \{\sigma_{1_i}^1, \sigma_{1_i}^2, \sigma_{1_i}^3, \sigma_{1_i}^4\}; \sigma_{3_i}^{max} = \{\sigma_{3_i}^1, \sigma_{3_i}^2, \sigma_{3_i}^3, \sigma_{3_i}^4\}; \sigma_{e_i}^{max} = \{\sigma_{e_i}^1, \sigma_{e_i}^2, \sigma_{e_i}^3, \sigma_{e_i}^4\},$$

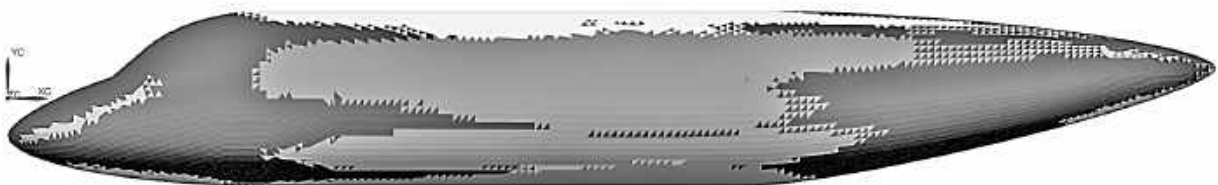
де  $i$  – номер елемента;  $\sigma^1, \sigma^2, \sigma^3, \sigma^4$  – напруження, що спричиняються у розрахункових випадках 1, 2, 3, 4 відповідно.

Отриманий характер розподілу максимальних розтягальних, стискальних, а також еквівалентних напружень показано на рисунках 4.18 – 4.20, а. На рисунках 4.18 – 4.20, б для кожного з елементів кольором показано розрахунковий випадок, що відповідає максимальним експлуатаційним напруженням.

Характер розподілу максимальних розтягальних і стискальних, а також еквівалентних напружень (див. рисунки 4.18 – 4.20) свідчить про виникнення найбільших напружень у панелях із значною кривизною, спричиненою розміщенням скління кабіни пілотів, а також у місцях прикладання навантажень від шасі і крила, проте максимальні значення цих напружень у різних розрахункових випадках відрізняються.



а



Розрахункові випадки: ■ - 1; ■ - 2; ■ - 3; ■ - 4  
б

Рисунок 4.18 – Характер розподілу максимальних розтягальних (а) і відповідні їм розрахункові випадки для кожного з елементів (б)

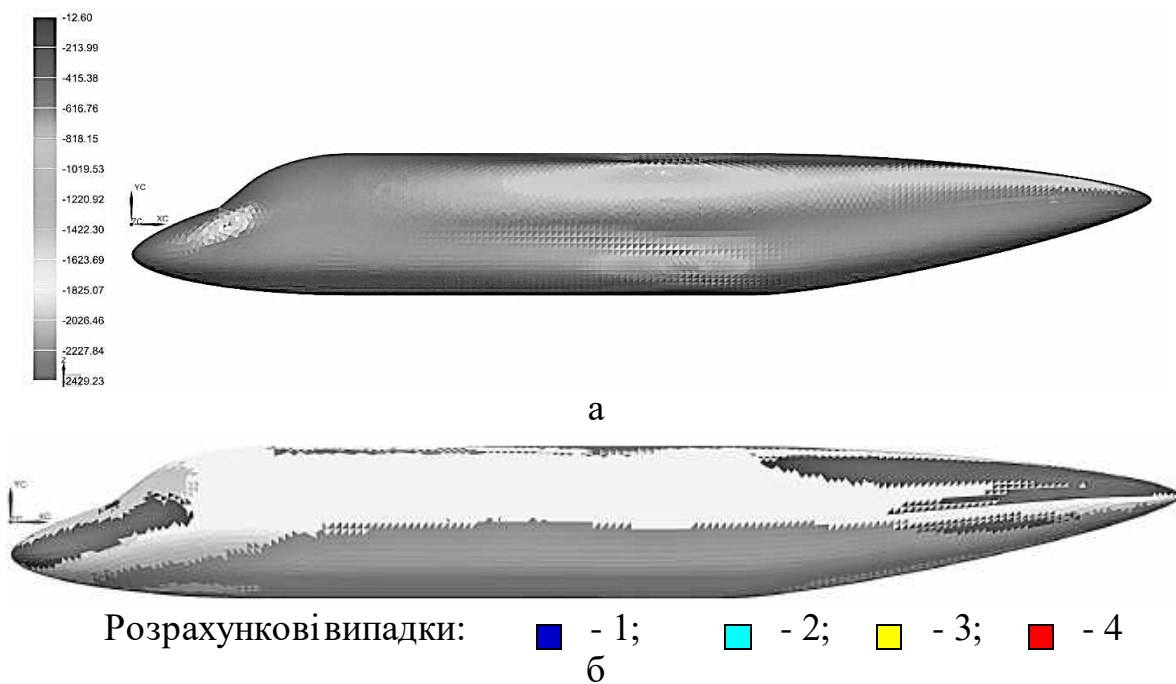


Рисунок 4.19 – Характер розподілу максимальних стискальних напружень (а) і відповідні їм розрахункові випадки для кожного з елементів (б)

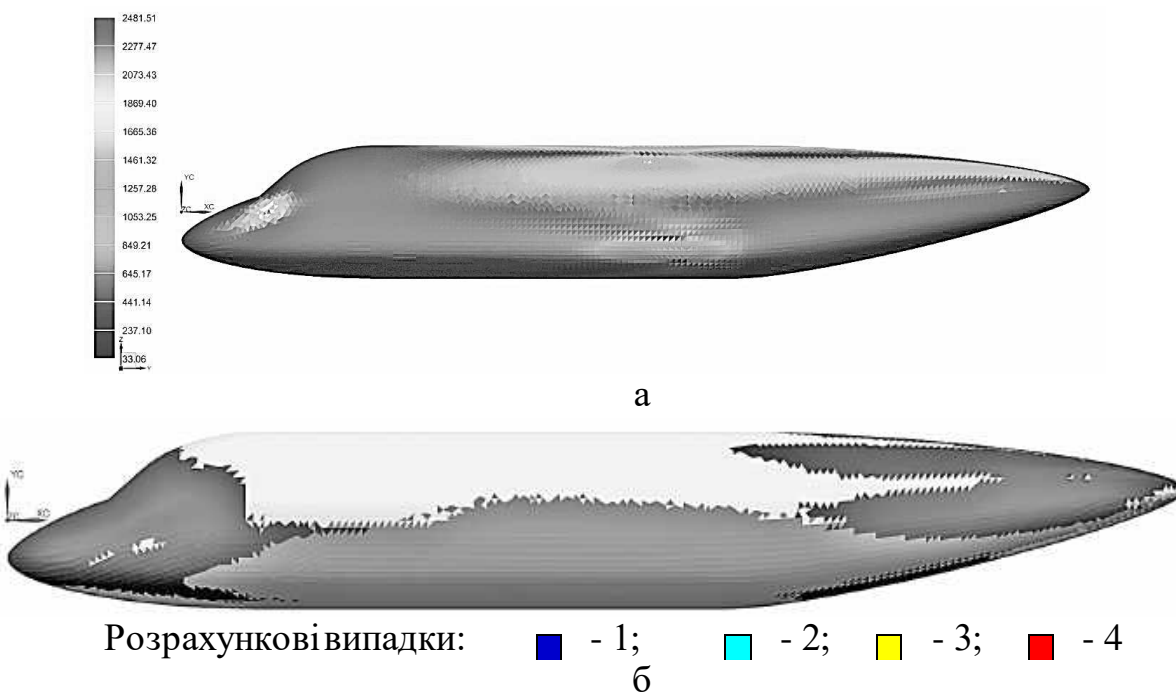


Рисунок 4.20 – Характер розподілу максимальних еквівалентних напружень (а) і відповідні їм розрахункові випадки для кожного з елементів (б)

Максимальні напруження розтягу в НЧФ і ХЧФ виникають в розрахунковому випадку 1. У верхніх панелях центральної частини фюзеляжу максимальні розтягальні напруження спричиняються в розрахунковому випадку 3, а в бічних

панелях – в розрахунковому випадку 4.

Максимальні стискальні напруження виникають у верхніх панелях центральної частини фюзеляжу в розрахункових випадках 3 і 4, а в нижніх – в розрахунковому випадку 4. У верхніх бічних панелях ХЧФ і НЧФ максимальні стискальні напруження спричиняються в розрахунковому випадку 1, в бічних панелях – в розрахунковому випадку 3, а в зоні розташування скління – в розрахунковому випадку 2.

Максимальні еквівалентні напруження виникають у верхніх панелях центральної частини фюзеляжу в розрахунковому випадку 3, а в нижніх – в розрахунковому випадку 4. У панелях ХЧФ і НЧФ максимальні еквівалентні напруження спричиняються в розрахунковому випадку 1.

### **Розрахунок мас частин фюзеляжу**

Виходячи з максимальних діючих експлуатаційних напружень при одиничній товщині обшивки  $\delta = 1$  мм і граничних допустимих напружень визначимо необхідну товщину умовної обшивки в кожному елементі. Для забезпечення міцності вона має бути пропорційна до відношення діючих в ньому напружень до максимально допустимих за умов забезпечення статичної міцності і ресурсу.

Для визначення товщини умовної обшивки в кожному з елементів моделі за трьома критеріями міцності згідно з наведеними у розділі 2 формулами скористаємось інструментом «редукція» (Reduction) панелі результатів, вибравши максимальні експлуатаційні напруження як вихідні дані. При визначенні необхідної товщини умовної обшивки враховуємо технологічні обмеження за мінімальними товщинами матеріалів [2, 15, 19], для алюмінієвих обшивок  $\delta_{min}^T \geq 1$  мм.

На рисунку 4.21, а подано характер розподілу необхідної товщини умовної обшивки з урахуванням навантажень в усіх розглянутих розрахункових режимах, що забезпечує міцність і технологічність виходячи з розглянутих критеріїв. На рисунку 4.21, б для кожного з елементів кольором показано критерій, який визначає товщину умовної обшивки.

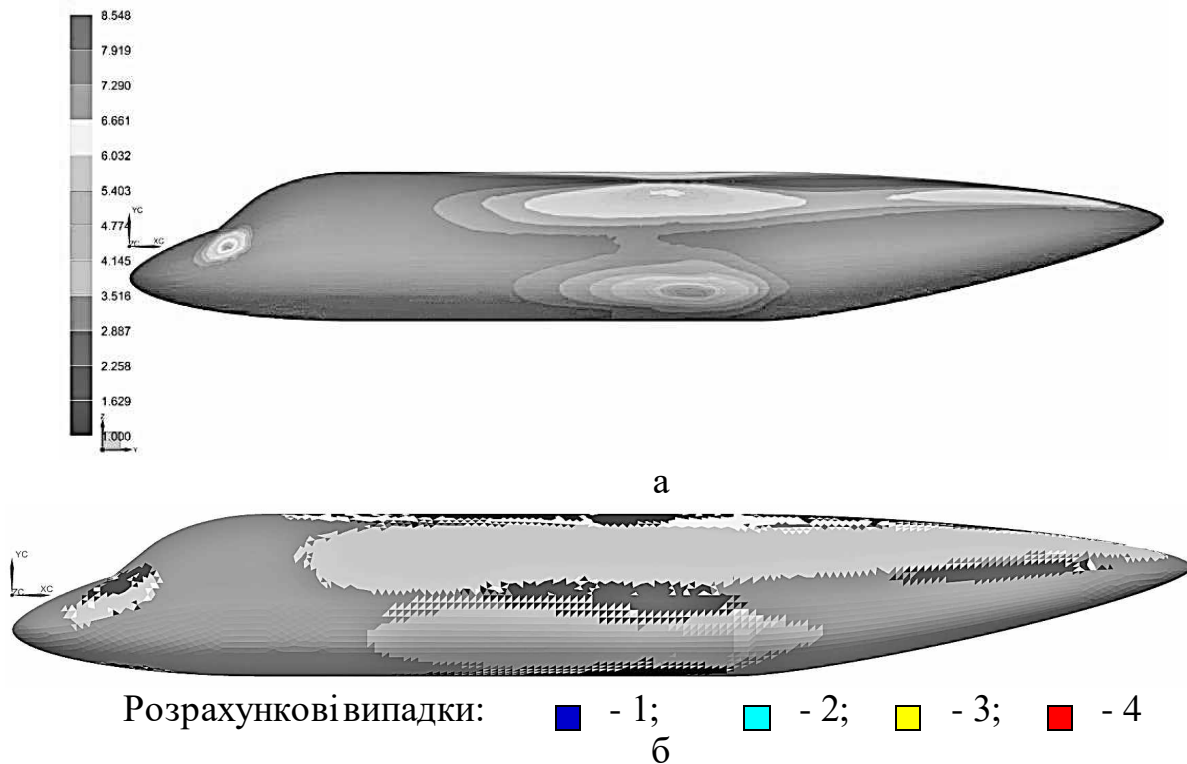


Рисунок 4.21 – Характер розподілу максимальної необхідної товщини умовної обшивки (а) і відповідні критерії вибору (б)

Найбільші товщини умовної обшивки отримано в місцях розташування стикових вузлів і панелей зі значною кривизною. При цьому товщину нижніх і бічних панелей центральної частини фюзеляжу, а також бічних панелей хвостової частини визначено виходячи з максимальних стискальних напружень, товщину верхніх панелей центральної і хвостової частини – виходячи з максимальних розтягальних напружень. Панелі НЧФ (за винятком панелей під склінням) і нижньої частини ХЧФ навантажені мало, їх товщину отримано з технологічних міркувань.

Розрахуємо маси частин конструкції фюзеляжу з урахуванням нерегулярностей і додаткових технологічних чинників.

Маса фюзеляжу складається з маси регулярної конструкції  $m_{pk}$  і додаткової маси  $m_{\partial}$ , що враховує конструктивно технологічні чинники. Тоді маса окремої частини фюзеляжу

$$m_i = m_{pk.i} + m_{\partial.i}$$

Масу регулярної конструкції кожної з розглянутих частин фюзеляжу

визначимо виходячи з отриманої товщини умовної обшивки

$$m_{pk.i} = s_i \delta_i \rho_i (\sigma_{в.і} / \sigma_{в.ф}),$$

де  $s_i$  – площа поверхні;

$\delta_i$  – середня товщина умовної обшивки;

$\rho_i$  – густина матеріалу;

$\sigma_{в.і}$  – границя міцності матеріалу [2, 24, 91] цієї частини фюзеляжу;

$\sigma_{в.ф}$  – границя міцності матеріалу, взятого при розрахунку товщини умовної обшивки (сплав 1163).

Характеристики матеріалів [26, 66, 91], які застосовуються в конструкції фюзеляжу, наведено в таблиці 4.7. На етапі ескізного проєктування як основний матеріал елементів конструкції фюзеляжу вважають попередньо вибраний алюмінієвий сплав 1163. Щоб забезпечити радіопрозорість для обтічника РЛС, застосовують склопластик. Для скління кабіни пілотів та ілюмінаторів пасажирської кабіни використовують скло.

Таблиця 4.7 – Механічні властивості матеріалів

№ п/п	Матеріал	Густина $\rho$ , кг / м <sup>3</sup>	Границя пропорційності $\sigma_{пц}$ , МПа	Границя міцності при розтягуванні $\sigma_{в}$ , МПа	Модуль пружності $E$ , МПа
1	Алюмінієвий сплав 1163	2770	300	450	72 000
2	Скло загартоване	2500	-	1000	70 000
3	Склопластик (55 % армувального матеріалу)	1800	280	300	35 000

Для обтічника РЛС, панелей носової частини фюзеляжу, люка аварійного покидання кабіни пілотів додатково врахуємо вимоги забезпечення птахостійкості.



Товщина обшивки панелей має становити не менше 1,6 мм, тоді з умови рівномірності товщина склопластикового обтічника РЛС становитиме 3 мм. При розрахунку маси скління кабіни пілотів використовуємо значення товщини 15 мм. Товщину скла ілюмінаторів пасажирської кабіни вважаємо такою, що дорівнює 10 мм.

Додаткова маса  $m_{\Delta,i}$  [71, 107, 118] містить масу додаткових елементів конструкції  $m_{\Delta,k}$  і додаткову масу, обумовлену конструктивно-технологічними чинниками  $m_{кт}$ :

$$m_{\Delta,i} = m_{\Delta,k} + m_{кт}.$$

До маси додаткових елементів конструкції  $m_{\Delta,k}$  належить додаткова маса вирізів  $m_{вир}$  (їх обкантовок і «кришок»), підлоги  $m_{підлоги}$ , гермоднищ  $m_{\Delta\delta}$  і стикових вузлів  $m_{ст}$ :

$$m_{\Delta,k} = m_{вир} + m_{підл} + m_{\Delta\delta} + m_{ст},$$

де  $m_{вир,i} = k_i m_{pk,i}$ ;  $k_i$  – коефіцієнти вирізів.

Для розглянутого літака коефіцієнти вирізів (таблиця 4.8) вибрано згідно з рекомендаціями [118]. Велике значення коефіцієнта вирізу для дверей і люків пов'язано як зі значними розмірами цих вирізів, так і з додатковою масою механізмів відкривання-закривання і герметизації.

Таблиця 4.8 – Коефіцієнти вирізів

Виріз	Скління кабіни	Ілюмінатори	Двері-люки	Ніші шасі
Коефіцієнт	1,25	1,15	8	1,5

Додаткові маси підлоги  $m_{підл}$ , гермоднищ  $m_{\Delta\delta}$  і стикових вузлів  $m_{ст}$  визначаємо за статистичними залежностями [118]

$$m_{підл} = 4,48 \cdot d_{\phi}^2 \cdot \lambda_{\phi};$$

$$m_{\Delta\delta} = 1,6 \cdot (p_{над} + 1) \cdot d_{\phi}^3;$$

$$m_{ст} = 0,01275 \cdot m_0.$$

Маса підлоги розподілена між носовою, центральною і хвостовою частинами пропорційно площам їх поверхні. Маса гермоднищ розподілена між нішами шасі,

носовою і хвостовою частинами. Маса стикових вузлів розподілена між силовим поясом центральної частини фюзеляжу, нішами шасі і хвостовою частиною.

Маси  $m_{кт}$ , обумовлені конструктивно-технологічними чинниками [13], розраховано як суму маси з'єднань  $m_{зд}$ , рознімів  $m_{роз}$ , додаткової маси, пов'язаної з неточністю виготовлення деталей  $m_{нт}$  і обмеженою номенклатурою напівфабрикатів  $m_{ном}$ :

$$m_{кт} = m_{раз} + m_{зд} + m_{нт} + m_{ном},$$

де  $m_{раз} = 0,1 (m_{рк} \cdot 2/3)$  – додаткова маса рознімів;

$m_{зд} = 0,1 m_{рк}$  – додаткова маса з'єднань;

$m_{нт} = 0,05 m_{рк}$  – додаткова маса, пов'язана з неточністю виготовлення деталей;

$m_{ном} = 0,05 m_{рк}$  – додаткова маса, пов'язана з обмеженою номенклатурою напівфабрикатів.

Додаткова маса, обумовлена конструктивно-технологічними чинниками, розподілена між носовою, центральною і хвостовою частинами фюзеляжу пропорційно площам їх поверхні.

Виходячи з отриманих значень мас частин фюзеляжу розраховано товщини умовної обшивки  $\delta_i$  з урахуванням конструктивно-технологічних чинників  $\delta_i = m_i / (s_i \rho_i)$  і поверхневої густини конструкції  $q_i = m_i / s_i$  кожної з частин. Результати розрахунків наведено в таблиці 4.9 і показано на рисунках 4.22 – 4.24.

Поверхнева густина конструкції  $q_{к.і}$  є критерієм масової ефективності конструкції [115, 118], що дає можливість оцінити інтенсивність навантажень, які сприймаються розглянутою частиною фюзеляжа, і можливість подальшого зниження її маси.

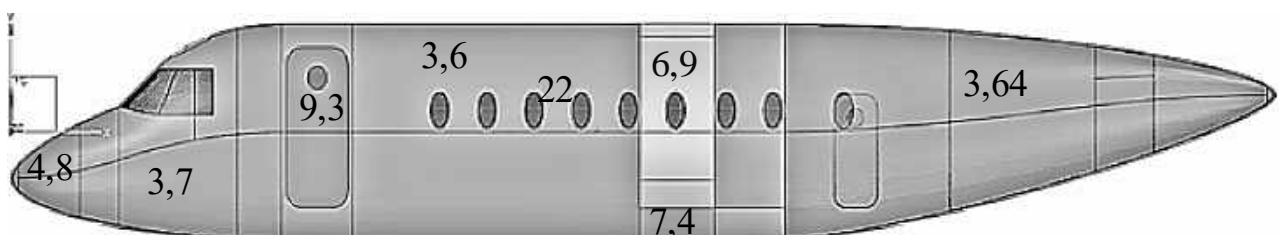


Рисунок 4.22 – Умовні товщини панелей фюзеляжу

Таблиця 4.9 – Аналіз маси частин конструкції фюзеляжу

№ п/п	Частини конструкції фюзеляжу	$m_{рк,i}$ , кг	$m_{дк,i}$ , кг	$m_i$ , кг	$\delta_{ki}$ , мм	$q_{ki}$ , кг/м <sup>2</sup>
1	Обтічник	12,4 (62 %)	7,5 (38 %)	19,9 (2 %)	4,82	8,68
2	НЧФ	46,3(36 %)	84 (64 %)	130,3 (11 %)	3,66	9,89
3	Скління кабіни пілотів	69 (44 %)	86,3 (56 %)	155,3 (13 %)	33,8	84,4
4	Ніші шасі	20 (26 %)	55 (74 %)	75,5 (6 %)	7,35	19,80
5	Люмінатори	36,5 (47 %)	41,9 (53 %)	78,4 (6 %)	21,5	53,8
6	ЦЧФ	190 (55 %)	155 (45 %)	345 (28 %)	3,64	9,82
7	Силовий пояс ЦЧФ	49,9 (54 %)	42,5 (46 %)	92,4 (7 %)	6,94	18,70
8	Двері	6,62 (12 %)	50,4 (88 %)	57 (5 %)	9,27	25,00
9	ХЧФ	131 (46 %)	155 (54 %)	286 (13 %)	3,45	9,32
10	Фюзеляж в цілому	562 (45 %)	678 (55 %)	1240	4,83	13,05
11	НЧФ	133 (42 %)	187 (58 %)	320 (26 %)	6,58	17,78
12	ЦЧФ	286 (47 %)	324 (53 %)	611 ( 49 %)	4,89	13,22
13	ХЧФ	142 (46 %)	166 (54 %)	309 (25 %)	3,64	9,83

Для частин фюзеляжу з високою поверхневою густиною (скління кабіни пілотів, силовий пояс центральної частини фюзеляжу, двері, ніші шасі) доцільно проводити подальше уточнення розрахункових навантажень і оптимізацію конструкції.

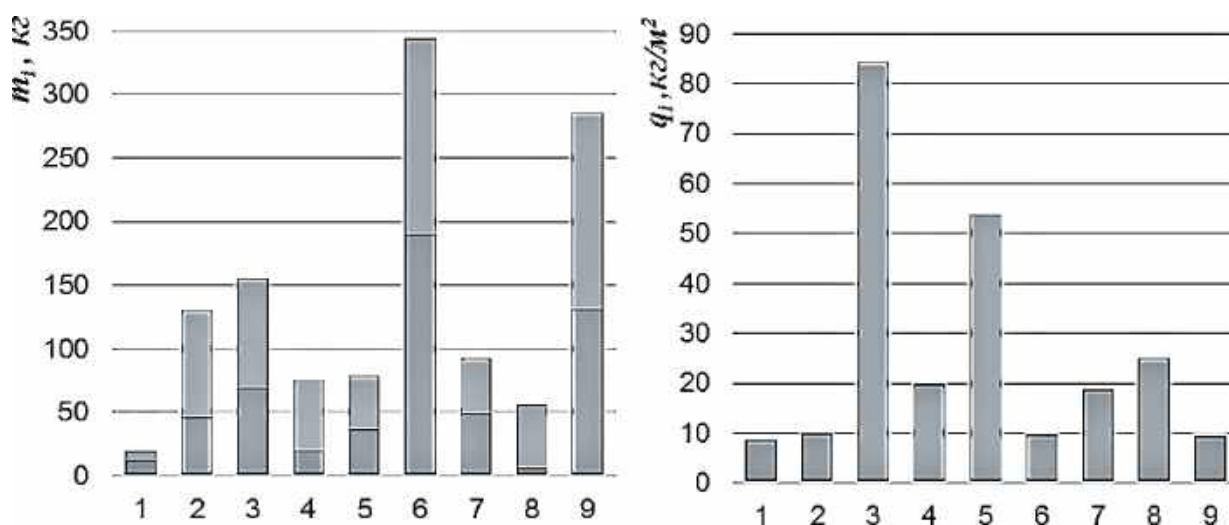


Рисунок 4.23 – Порівняльний аналіз маси регулярної конструкції, додаткової маси і поверхневої густини частин фюзеляжу

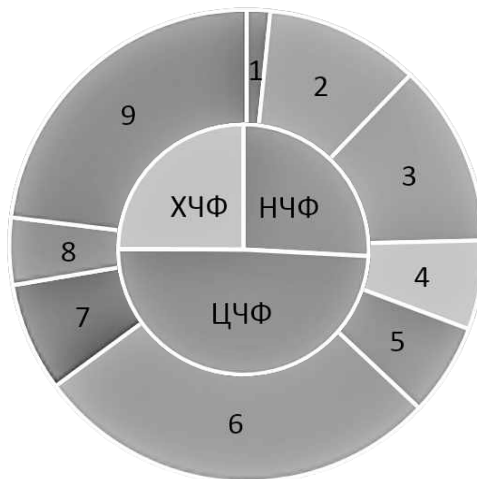


Рисунок 4.24 – Порівняльний аналіз мас частин фюзеляжу

Таким чином, розрахунок маси частин фюзеляжу відповідно до запропонованої методики дає змогу визначити величину і просторовий розподіл маси фюзеляжу в другому наближенні.

Отримане значення маси фюзеляжу та її складових мало відрізняється від розрахованих за методикою Кисельова [71] і лежить у діапазоні мас, визначених за формулами першого наближення [95, 96, 118] (Шейніна, Бадягіна і Козловського), що свідчить про достатню для методів другого наближення точність розрахунку.

За наявності більш точних даних про маси прототипів доцільно уточнити коефіцієнти вирізів і статистичних залежностей.

Отримані значення мас частин фюзеляжу використано для проектування його конструкції.

#### **4.4 Аналіз компоновання і огляду з кабіни пілотів літака місцевих повітряних ліній**

Кабіну пілотів виконано з урахуванням сучасних вимог ергономіки щодо розміщення екіпажу. Бортове обладнання являє собою пілотажно-навігаційний комплекс на цифровій основі з інформаційно-аналітичним забезпеченням впровадження геоінформаційних та GPS / ГЛОНАСС технологій.

Комплекс бортового електронного устаткування літака складається із системи ближньої і дальньої навігації, бортової авіоніки, що інтегрує в комплекс основні літакові системи, систем радіозв'язку, радіолокації для виявлення грозових

фронтів, турбулентності атмосфери і здійснення оглядових функцій, системи розваги пасажирів.

Аналіз характеристик літака з урахуванням особливостей конфігурації носової частини фюзеляжу передбачає необхідність інтеграції методів розрахунку аеродинамічних, масових і геометричних характеристик фюзеляжу. У зв'язку з високою трудомісткістю натурних експериментів при обмежених ресурсах на початкових етапах проектування характерним є застосування розрахункових методів. В існуючих методах розрахунку аеродинамічних і масових характеристик літака [38, 76, 111] геометричні особливості носової частини фюзеляжу не враховуються достатньою мірою для дослідження їх впливу на характеристики літака. Вибір форми твірних обмежень, вплив кута відхилення НЧФ враховують тільки при розрахунку піднімальної сили. Ліхтар кабіни пілотів розглядають у вигляді «надбудови», що не відповідає найбільш поширеним конфігураціям фюзеляжів літаків транспортної категорії. В опублікованій роботі [114] запропоновано метод інтегрованого аналізу впливу геометричних параметрів носової частини фюзеляжу на характеристики ефективності літака, проте геометричні параметри скління ліхтаря кабіни пілотів розглянуто як другорядні і враховано при виборі твірної НЧФ. Застосування інтегральних критеріїв ефективності літака [70, 89, 96] дало можливість урахувати одночасну зміну його аеродинамічних і масових характеристик.

Визначення положення пілота, що забезпечує заданий огляд при заданих параметрах скління, проводилося ітераційно. Вимоги компоновання розглянуто як конструктивні обмеження щодо розташування пілота. Для всіх розглянутих конфігурацій скління істотну складність становило забезпечення огляду з урахуванням кута тангажа при польоті по глісаді, а також розміщення приладової дошки необхідної ширини. Необхідний огляд вдалося забезпечити шляхом переміщення точки візування вперед. Параметри приладової дошки згідно з ОСТ1 02721–91 залежать від устанавленого обладнання, їх доцільно уточнити з урахуванням складу бортових приладів літака місцевих повітряних ліній.

У результаті аналізу компоновання і огляду з кабіни пілотів при різних конфігураціях скління визначено раціональні значення гео-метричних параметрів скління ліхтаря кабіни пілотів, що дає змогу забезпечити вимоги чинної нормативно-технічної документації та найкращі характеристики ефективності літака [53, 57]. Кут устанавлення лобового скла становить  $45^\circ$ , висота лобового

скла – 400 мм, довжина скління на бічній проєкції – 1300 мм, положення лобового скла по довжині НЧФ – 0,38. При цьому аеродинамічна якість на крейсерському режимі польоту становить 18,25, маса скління – 160 кг, витрата палива на пасажиро-кілометр – 24,3 г, що задовольняє вимоги ТЗ і відповідає сучасному рівню розвитку авіаційної техніки.

Характеристики пілотажно-навігаційного комплексу відповідають міжнародним вимогам (RNP, RVSM, BRNAV і PRNAV).

До складу бортового обладнання має входити обладнання, що забезпечує такі умови експлуатації [53,56]:

- виконання польоту візуально і за приладами;
- забезпечення польоту вдень і вночі в простих і складних метеоумовах, у будь-який час року;
- забезпечення польотів у районі аеродрому, по трасах всередині держави і по міжнародних повітряних трасах і лініях на 5-хвилинному інтервалі і з вертикального ешелонування 300 м, над безорієнтирною і малоперетнутою земною поверхнею і акваторією при польоті по треках.

Посадка літака має бути забезпечена за ША категорією ІКАО, висота прийняття рішення – 30 м.

За фізико-географічними умовами політ має виконуватися над водними просторами, безорієнтирною місцевістю і в діапазоні географічних широт до 73° північної і 55° південної широти.

Бортове обладнання має складатися з таких основних елементів:

- LCR-93 – система визначення курсу і положення літака (курсовертикаль);
- КІ-13 – суміщений компас;
- АГБ-96 – авіагоризонт;
- ІК ВСП – інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів;
- РСБН-85 – радіотехнічна система ближньої навігації;
- DME / p-85 – літаковий далекомір (два комплекти);
- КУРС 93М;
- ВСС-100 – обчислювальна система літаководіння;
- САУ – система автоматичного керування;
- БВУ – блок обчислювального пристрою САУ;

- TCAS – 2000 – система попередження зіткнення в повітрі;
- АРК-25 – автоматичний радіокомпас;
- СО-96 – літаковий відповідач дальності;
- Р-855А – радіостанція зв'язку.

Основними пристроями, на яких відображаються пілотажна і навігаційна інформації, а також дані основних систем літака і силових установок, є кольорові рідкокристалічні дисплеї з активною матрицею (AMLCD) – основний польотний дисплей (індикатор) (PFD) і багатофункціональний дисплей (MFD). У разі відмови будь-якого індикатора можливим є перерозподіл інформації, що відображається між рештою індикаторів.

Комплекс забезпечено багатофункціональними пультами керування для ефективної взаємодії пілотів і повітряного судна з метою забезпечення всіх режимів польоту і безперебійного контролю апаратури в польоті.

#### **4.5 Визначення раціональних геометричних параметрів НЧФ літака місцевих повітряних ліній**

Таким чином, узагальнивши отримані результати, зазначимо таке. Подовження НЧФ та інженерний дискримінант напрямних значно впливають на показники ефективності фюзеляжу і літака, оскільки визначають характер розподілу внутрішнього об'єму і матеріалу по довжині НЧФ. Можлива компенсація зміни одного із цих параметрів унаслідок іншого зі збереженням показників ефективності.

Відносне відхилення НЧФ найменшою мірою впливає на показники ефективності фюзеляжу і літака в цілому. Оцінювання масових і геометричних характеристик фюзеляжу може бути спрощено завдяки допущенню про відсутність впливу цього параметра на них. Проте цей параметр необхідно враховувати в розрахунках аеродинамічних характеристик, оскільки його зміна може призвести до похибки 5 % і більше при оцінюванні аеродинамічної якості і, як наслідок, паливної ефективності літака.

Геометричні параметри НЧФ мають малий вплив безпосередньо на масу фюзеляжу і літака в цілому, що пояснюється малими розмірами і площею поверхні

НЧФ порівняно з фюзеляжем. Однак істотна маса НЧФ (до 25 % маси фюзеляжу) свідчить про необхідність подальшого вдосконалення методів проектування і вагового розрахунку з урахуванням особливостей навантажень на НЧФ. Крім того, при розрахунку маси літака в другому наближенні доцільно враховувати непрямий вплив параметрів НЧФ внаслідок зміни аеродинамічних характеристик.

Аналіз розглянутих у розділі 4 залежностей дає змогу сформулювати рекомендації щодо зміни геометричних параметрів носової частини для поліпшення одного або кількох критеріїв ефективності з урахуванням необхідних обмежень.

Остаточний вибір критеріїв ефективності і проєктних обмежень необхідно виконувати з урахуванням компонувальних обмежень і вимог нормативно-технічної документації та авіаційних правил щодо огляду з кабіни пілотів і птахостійкості конструкції НЧФ. Опосередковано ці обмеження враховують на стадії попереднього проєктування при виборі параметрів на підставі статистичних даних, що необхідно враховувати при виборі рекомендованих параметрів.

Залежності характеристик ефективності літака мають складний багатопараметричний характер із численними зворотними зв'язками [33, 35, 96]. Для оцінювання одночасного впливу кількох параметрів доцільно проводити апробацію методу при поєднанні значень параметрів, максимально наближених до реальних.

При апробації запропонованого методу визначено характеристики ефективності фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній і оцінено вплив на них геометричних параметрів носової частини. На підставі отриманих результатів були запропоновані три альтернативні конфігурації носової частини, які забезпечують:

- 1) найкращі показники ефективності при зменшенні об'єму кабіни;
- 2) найбільший корисний об'єм фюзеляжу при зниженні ефективності літака;
- 3) підвищення ефективності без істотної зміни вихідного об'єму кабіни.

Порівняння геометричних параметрів і показників ефективності вихідної і альтернативних конфігурацій наведено в таблиці 4.10.



Таблиця 4.10 – Аналіз альтернативних конфігурацій НЧФ

Параметри	Конфігурація НЧФ			
	Вихідна	Максимального об'єму	Мінімальної витрати палива	Раціональна
Подовження НЧФ $\lambda_n$	1,9	1,2	2,5	1,8
ІДН	0,3	0,45	0,3	0,32
ІДО	0,4142	0,45	0,38	0,4142
Відносне відхилення НЧФ	0,23	0	0	0,1
Кут відхилення НЧФ, град	8,7	0	0	3,8
Характеристики моделі				
Площа поверхні фюзеляжу $S_{ом}, м^2$	91,9	99,4	91,3	93,2
Об'єм фюзеляжу, м <sup>3</sup>	45,4	51,3	44,4	46,4
Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу $C_x$	0,01458	0,01826	0,01293	0,01473
Коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу $C_y$	-0,0059	0	0	-0,00279
Розрахункові характеристики				
Маса фюзеляжу $m_f$ , кг	1250	1297	1246	1258
Злітна маса літака $m_0$ , кг	10972	11019	10968	10980
Відносна маса фюзеляжу	0,1139	0,1177	0,1136	0,1146
Відносна маса конструкції літака	0,2977	0,3016	0,2974	0,2984
Аеродинамічна якість літака $K$	17,33	15,7	18,5	17,35
Витрата палива на пасажиро-кілометр $c_p$ , г/пас·км	24,44	27,15	22,87	24,43
Кілометрова витрата палива на одиницю об'єму фюзеляжу $c_v$ , г/м <sup>3</sup> ·км	10,23	10,05	9,78	9,99
Маса конструкції фюзеляжу на одиницю площі $q$ , кг/м <sup>2</sup>	13,60	13,05	13,65	13,50

Отримані результати показують можливість значного підвищення ефективності фюзеляжу і літака в цілому шляхом вибору геометричних параметрів НЧФ, що забезпечують мінімальну витрату палива. У такому випадку аеродинамічна якість буде підвищена на 1,17 (6,75 %), а витрата палива на пасажиро-кілометр знижена на 1,57 (6,4 %), що можна порівняти з результатами оптимізації геометрії крила. Разом з тим оцінювання параметрів конфігурації максимального об'єму показує можливість збільшення об'єму внутрішнього простору фюзеляжу завдяки НЧФ на 5,9 м<sup>3</sup> (13 %). Така можливість має бути використана при компонованні фюзеляжу і створенні моделі розподілу простору на етапі ескізного проєктування.

У результаті аналізу визначено параметри раціональної конфігурації НЧФ ЛМПЛ, показаної на рисунку 4.26.

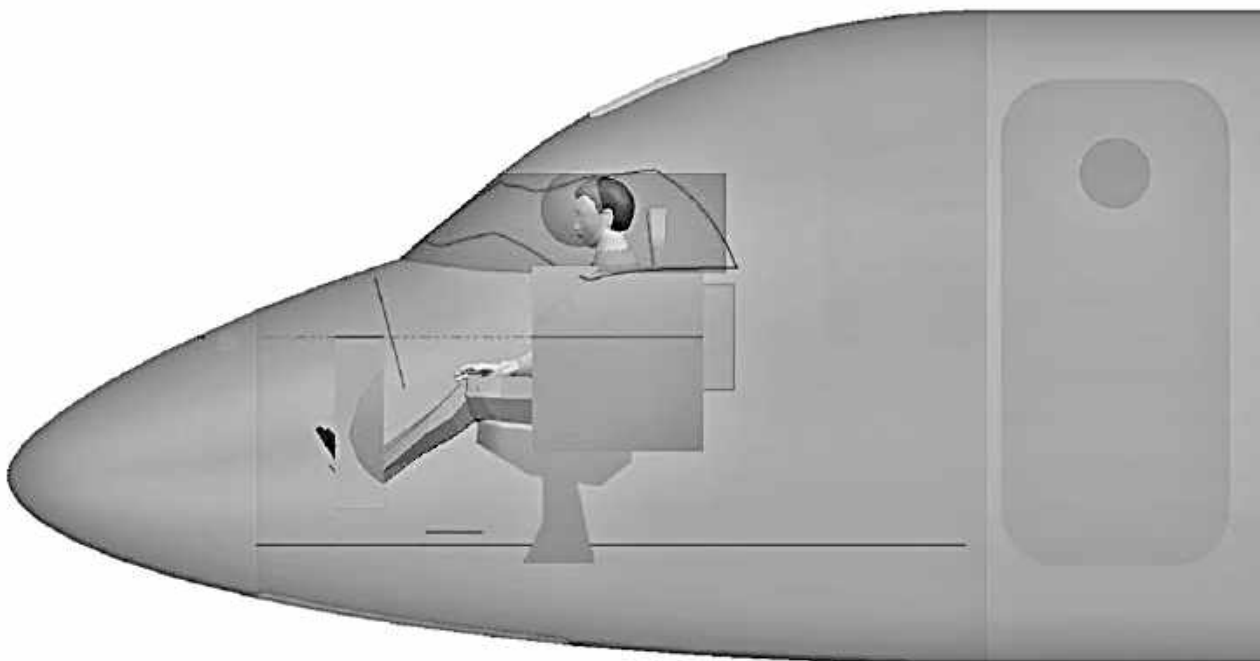


Рисунок 4.26 – Рекомендована конфігурація НЧФ ЛМПЛ

Рекомендована конфігурація НЧФ забезпечує збільшення об'єму фюзеляжу при підвищенні аеродинамічної якості і зниженні питомої витрати палива, що дає змогу підвищити показники ефективності фюзеляжу і літака в цілому без шкоди для компоновання і огляду з кабіни пілотів.

## 4.6 Висновки

1. У співпраці з ХДАВП розроблено концепцію створення перспективного літака для місцевих повітряних ліній.

2. Запропонований метод інтегрованого проектування НЧФ впроваджено у попередньому і ескізному проектуванні перспективного літака для місцевих повітряних ліній.

3. Використання розроблених параметричних геометричних і скінченноелементних моделей дало можливість оперативно дослідити вплив параметрів НЧФ на характеристики фюзеляжу і межі огляду з кабіни пілотів і визначити раціональну конфігурацію НЧФ.

4. Обґрунтований вибір параметрів НЧФ дав змогу:

– підвищити паливну ефективність ЛМПЛ на 6,4 % порівняно з конфігурацією попереднього проектування;

– знизити аеродинамічний опір фюзеляжу порівняно з конфігурацією попереднього проектування;

– поліпшити огляд із кабіни пілотів ЛМПЛ порівняно з конфігурацією попереднього проектування та забезпечити виконання вимог діючої НТД.

5. Визначено масово-інерційні характеристики фюзеляжу і його частин з урахуванням особливостей НЧФ для використання у робочому проектуванні ЛМПЛ.

6. Сформовано перелік обладнання кабіни пілотів, що забезпечить вимоги НТД щодо безпеки польоту ЛМПЛ.

## ПІДСУМОК

Вирішено важливе науково-технічне завдання розроблення методу інтегрованого проєктування носової частини фюзеляжу за допомогою комп'ютерних систем для підвищення ефективності нових вітчизняних літаків транспортної категорії.

Проведено аналіз вимог нормативно-технічної документації, особливостей конструкції і методів проєктування носової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії та виявлено необхідність актуалізації методів проєктування та розрахунку характеристик фюзеляжу з використанням параметричних моделей і систем інтегрованого проєктування CAD/CAM/CAE/PLM. Сформульовано мету і завдання дослідження.

Вперше розроблено і теоретично обґрунтовано метод інтегрованого проєктування НЧФ ЛТК. У межах запропонованого методу створено параметричні моделі майстер-геометрії, аеродинамічного обтікання і масово-інерційних характеристик фюзеляжу з урахуванням особливостей конструкції НЧФ ЛТК і вимог щодо компоновання і меж огляду з кабіни пілотів.

Запропонований метод використано для дослідження впливу геометричних параметрів НЧФ на аеродинамічні та масові характеристики фюзеляжу ЛТК, відзначено оперативність роботи з параметричними моделями. Визначено раціональну конфігурацію НЧФ ЛТК з урахуванням вимог щодо компоновання і меж огляду з кабіни пілотів.

Уперше обґрунтовано вибір НЧФ у попередньому і ескізному проєктуванні перспективного літака для місцевих повітряних ліній, що дало змогу впровадити і апробувати придатність запропонованого методу для використання у створенні нової конкурентоспроможної авіаційної техніки.

Використання методу інтегрованого проєктування НЧФ для ЛМПЛ дало змогу визначити раціональну конфігурацію НЧФ і підвищити паливну ефективність ЛМПЛ на 6,4 %, знизити аеродинамічний опір фюзеляжу на 10 %, збільшити кут огляду із кабіни пілотів ЛМПЛ на 10 % порівняно з конфігурацією

попереднього проєктування та забезпечити виконання вимог діючої НТД, а також визначити масово-інерційні характеристики фюзеляжу і його частин з урахуванням особливостей НЧФ і сформувавши перелік обладнання кабіни пілотів, що забезпечить вимоги НТД щодо безпеки польоту ЛМППЛ з урахуванням особливостей умов експлуатації та можливостей його модифікації.

Розроблено конфігурацію носової частини фюзеляжу літака для місцевих повітряних ліній, що дає змогу забезпечити сучасні вимоги щодо обладнання та компонування кабіни пілотів, низький хвильовий опір фюзеляжу та високу аеродинамічну якість і паливну ефективність на крейсерському режимі польоту зі швидкістю до 850 км/год ( $M = 0,8$ ).

У результаті апробації з використанням інших методів і параметрів існуючих літаків підтверджено точність результатів, отриманих з використанням запропонованого методу на рівні 5 %.

Результати впроваджено у виробництво на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві і Державному підприємстві «АНТОНОВ», а також у навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

## БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Evolution of Multiple-Site Damage in the Riveted Lap Joint of a Fuselage Panel [Electronic Resource] / A. Ahmed et al. // Proceedings of the 8th Joint NASA/FAA/DoD Conference on Aging Aircraft, Jan. 31 – Febr. 3, 2005, Palm Springs, CA. 2005. 14 p. – URL: [https://pdfs.semanticscholar.org/ece4/c17d5893bdf51ac33d9dfc56efea28faba3d.pdf?\\_ga=2.33763942.653964525.1603788155-1317956644.1602140276](https://pdfs.semanticscholar.org/ece4/c17d5893bdf51ac33d9dfc56efea28faba3d.pdf?_ga=2.33763942.653964525.1603788155-1317956644.1602140276) (Date of the application: 27.10.2020).
2. Survey of Transport Airplane Structural Repairs and Alterations: Survey & Teardown Final Results [Electronic Resource] / M. D. Bode, W. M. Sippel, D. Ostgaard, J. G. Bakuckas // 2011 Aircraft Airworthiness & Sustainment Conference, 29 Apr. 2011. 39 p. – URL: <https://www.osti.gov/servlets/purl/1120418> (Date of the Application: 27.10.2020).
3. Boiler, C. Structural Health Management of Ageing Aircraft and other Infrastructure [Electronic Resource] : Monogr. on Structural Health Monitoring / C. Boiler // Instit. of Smart Structures and Systems (ISSS). – 2002. – 35 p. – URL: <https://www.osti.gov/servlets/purl/1120418> (Date of the Application: 27.10.2020).
4. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукции) в авиастроении : учеб. пособие / Б. М. Абрамов и др. ; науч. ред. А. Г. Братухин. – М. : МАИ, 2002. – 670 с.
5. Cavallini, G., Lazzeri, R. A probabilistic approach to fatigue risk assessment in aerospace components // Engineering Fracture Mechanics. 2007. – Vol. 74, issue. 18. – P. 2964–2970.
6. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal-Category Aeroplanes CS-23 // EASA. – 2017. – 982 p.
7. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25 // EASA. – 2020. – 1162 p.
8. Analytical Determination of Residual Strength and Linkup Strength for Curved Panels, With multiple Site Damage / R. Elangovan, T. S. Ramamurthy, B. Dattaguru, V. Selladurai // Arabian Journal for Science and Engineering. – 2013. –

Vol. 39, No. 3. – P. 2271–2276.

9. Hendricks, W. R. The Aloha Airlines Accident – a New Era for Aging Aircraft // Structural Integrity of Aging Airplanes / W. R. Hendricks: ed. by S. N. Atluri, S. G. Sampath, P. Tong. Heidelberg : Springer-Verlag, 1991. – P. 153–166. (Springer Series in Computational Mechanics)

10. Light Civil Turboprop Airplane Take-Off Weight Preliminary Design Estimation Method / A. G. Grebenikov, A. M. Gumennyi, L. Y. Buival, A. S. Chumak, A. A. Sobolev // Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – Synergetic Engineering (ICTM'2019) : Intern. Sci. and Techn. Conf., Kharkiv, Ukraine; 28–30 Nov. 2019. – Cham (Switzerland), 2020. – P. 60–74. (Advances in Intelligent Systems and Computing ; Vol. 1113).

11. Ian Goold. Bombardier Sees Need For 11,000 20- To 149-Seaters Over 20 Years [Electronic resource] // Aviation International News. – 2006. – URL: <https://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2006-11-27/bombardier-sees-need-11000-20-149-seaters-over-20-years> (date of the application: 27.10.2020).

12. Ignatovich, S. R. Probabilistic Model of Multiple-site Fatigue Damage of Riveting in Airframes / S. R. Ignatovich // Strength of Materials. – 2014. – Vol. 46, issue 3. – P. 336–344.

13. Jeong, D. Y. Onset of Multiple Site Damage and Widespread Fatigue Damage in Aging Airplanes / D. Y. Jeong, P. Tong // International Journal of Fracture. 1997. – Vol. 85, issue 2. – P. 185–200.

14. Modelling of Coalescence of Dispersed Surface Cracks. Pt. 1. Probabilistic Model for Crack Coalescence / S. R. Ignatovich, A. G. Kucher, A. S. Yakushenko, A. V. Bashta // Strength of Materials. – 2004. – Vol. 36, issue 2. – P. 125–133.

15. Joint Service Specification Guide for Aircraft Structures (JSSG-2006) // Department of Defense USA. – 1998. – P. 497.

16. Fatigue Life Prediction of Multiple Site Damage Based on Probabilistic Equivalent Initial Flaw Model / J. Kim et al. // Structural Engineering and Mechanics. – 2011. – Vol. 38, issue 4. – P. 443–457.

17. NX для конструктора-машиностроителя / П. С. Гончаров и др. – М. : ДМК Пресс, 2010. – 498 с.
18. Information Technology for Data Exchange Between Production Purpose Integrated Automated Systems / P. Pavlenko et al. // Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах. – 2016. – № 1 (54). – С. 83–86.
19. Recommendations for Regulatory Action to Prevent Widespread Fatigue Damage Inthe Commercial Airplane Fleet [Electronic resource] : a Report of the Airworthiness Assurance Working Group (Final Report). 1999. – 162 p. – URL: [https://www.faa.gov/aircraft/air\\_cert/design\\_approvals/transport/aging\\_aircraft/media/ARAC\\_WFDFinalReport399A.pdf](https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/transport/aging_aircraft/media/ARAC_WFDFinalReport399A.pdf) (date of the application: 27.10.2020).
20. Scientific Grounds of Structural and Production Concepts to Provide Aircraft Life Time = Наукові основи конструктивно-технологічних методів забезпечення ресурсу авіаційної техніки : monography / V. O. Boguslayev et al. – Kharkiv : KhAI, 2019. – 266 p.
21. Torenbeek, E. Advanced Aircraft Design : Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes. Chichester / E Torenbeek // John Wiley and Sons, 2013. – 410 p.
22. Raymer, D. P. Aircraft Design : A Conceptual Approach. / D. P. Raymer 6<sup>th</sup> ed. // California, 2018. – 918 p. (AIAA education series).
23. Vink, P. Aircraft Interior Comfort and Design. / P. Vink, K. Brauer // Boca Raton, 2011. – 134 p.
24. Yang, I. N. Durability Methods development / Technical Report AFFDL-TR-79-3118. – Vol. V. Durability Analysis Methodology Development / I. N. Yang, S. D. Manning, W. R. Garver // General Dynamics Corporation, Structural and Design Department. Fort Worth, TS, 1979. – P. 96.
25. Zaritsky, O. Graphic Model of Professional Activity. Graphical Analysis Method / O. Zaritskyi, P. Pavlenko // Proceedings of the National Aviation University. – Kyiv, 2019. – № 1 (78). – P. 42–49.
26. Авиационные материалы : справочник. В 9 т. Т. 4. Алюминиевые и



бериллиевые сплавы. Ч. 1. Деформируемые алюминиевые сплавы и сплавы на основе бериллия. Кн. 1 / под общ. ред. Р. Е. Шалина. – М. : ОНТИ, 1982. – 627 с.

27. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М. : МАК, 2015. – 290 с.

28. Авіаційні правила України. Ч. 21. Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника, АПУ-21 (Part-21) [Електронний ресурс]. – Умови доступу: [https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-21Part-21\\_27\\_06\\_2019.pdf](https://avia.gov.ua/wp-content/uploads/2019/06/Aviatsijni-pravila-Ukrayini-APU-21Part-21_27_06_2019.pdf) (дата звернення: 27.10.2020).

29. Автоматизированное конструирование в системе UNIGRAPHICS : учеб. пособие / А. Г. Гребеников и др. – Харьков : ХАИ, 1994. – 99 с.

30. Александров, В. Г. Авиационный технический справочник. Эксплуатация, обслуживание, ремонт, надежность / В. Г. Александров, А. В. Майоров, Н. П. Потюков. – 2-е изд. – М. : Транспорт, 1975. – 432 с.

31. Александров, П. С. Лекции по аналитической геометрии, дополненные необходимыми сведениями из алгебры : учебник / П. С. Александров. – М. : Наука, 1968. – 912 с.

32. Анализ характеристик общего НДС в элементах фитингового стыка крыла с центропланом / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2004. – Вып. 24. – С. 78–89.

33. Андренко, Г. И. Расчет летных характеристик самолета : метод. пособие к курс. и дипл. проектированию / Г. И. Андренко. – Харьков : ХАИ, 1969. – 68 с.

34. Андренко, Г. И. Устойчивость и управляемость самолета в продольном боковом движении : учеб. пособие по курс. и дипл. проектированию / Г. И. Андренко, Л. Ф. Калитиевский. – Харьков : ХАИ, 1976. – 85 с.

35. Андриенко, Ю. Г. Метод формирования совокупности технико-экономических характеристик в процедуре выбора проектных решений при

разработке транспортных самолетов / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2002. – Вып. 12. – С. 125 – 138.

36. Андриенко, Ю. Г. Необходимость совершенствования методов проектирования и основные положения процедуры выбора проектных решений по совокупности технико-экономических характеристик при разработке транспортных самолетов / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2002. – Вып. 11. – С. 118 – 124.

37. Андриенко, Ю. Г. Особенности расчета топливной эффективности самолетов гражданского назначения как одного из критериев оценки принимаемых решений / Ю. Г. Андриенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2001. – Вып. 9. – С. 87 – 92.

38. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / под ред. Г. С. Бюшгенса. – М. : Изд. отдел ЦАГИ ; Пекин : АВИА-Издательство КНР, 1995. – 772 с.

39. Варуха, И. М. Практическая аэродинамика самолета Ан-12 / И. М. Варуха, В. Д. Бычков, Е. Л. Смоленский. – М. : Транспорт, 1971. – 180 с.

40. Балабуев, П. В. Стратегия и практика АНТК «Антонов» в создании самолетов «Ан» на основе полного электронного определения изделия / П. В. Балабуев, В. И. Матусевич // Информационные технологии в наукоемком машиностроении: компьютерное обеспечение индустриального бизнеса : сб. ст. под общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев : Техніка, 2001. – С. 84–97.

41. Баринов, В. А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов / В. А. Баринов // Труды ЦАГИ. Жуковский, 1983. – Вып. 2205. – 28 с.

42. Применение метода конечных элементов к исследованию местной

прочности элементов авиационных конструкций / В. И. Барышников, В. И. Гришин, В. Ю. Донченко, Ю. В. Тихонов // Ученые записки ЦАГИ. – 1983. – Т. XIV, вып. 1. – С. 66–73.

43. Беклемишев, Д. В. Курс аналитической геометрии и линейной алгебры : учебник / Д. В. Беклемишев. – 13-е изд., испр. – СПб. : Лань, 2015. – 444 с.

44. Болотин, В. В. Ресурс машин и конструкций / В. В. Болотин. – М. : Машиностроение, 1990. – 446 с.

45. Большая энциклопедия транспорта. В 8 т. Т. 2. Авиационный транспорт / под ред. А. Г. Братухина, А. Л. Гильберга. – М. : Машиностроение, 1995. – 399 с.

46. Бондар, Ю. І. Дослідження пружно-деформованого стану жорсткого та пружного крила великого подовження / Ю. І. Бондар, О. О. Птіцин // Механіка гіроскопічних систем : наук.-техн. зб. / Нац. техн. ун-т України «КПШ», 2018. – Вип. 35. – С. 120–137.

47. Брусов, В. С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход / В. С. Брусов, С. К. Баранов. – М. : Машиностроение, 1989. – 230 с.

48. Бутаев, А. М. Прочность стекла. Ионнообменное упрочнение / А. М. Бутаев. – Махачкала : ДГУ, 1997. – 253 с.

49. Бычков, С. А. Концепция развития компьютерных интегрированных технологий в процессе создания авиационной техники / С. А. Бычков, А. Г. Гребеников // Технологические системы. – 1999. – № 1. – С. 60–67.

50. Василевский, Е. Т. Современные методы исследования напряженно-деформированного состояния планера самолета / Е. Т. Василевский, О. В. Шутковский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2005. – Вып. 27. – С. 42–50.

51. Галкина, Н. С. Исследование напряженно-деформированного состояния элементов авиационных конструкций и их соединений / Н. С. Галкина, В. И. Гришин, В. Ю. Донченко // Труды ЦАГИ. – М., 1979. – Вып. 2012. – С. 3–50.

52. Гаража, В. В. Конструкция самолетов : учебник / В. В. Гаража. – Киев : КМУГА, 1998. – 524 с.

53. Концепция создания пассажирского самолета для местных воздушных линий / Ю. Н. Геремес и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2010. – Вып. 47. – С. 20–33.

54. Гевко, Б. А. Методи визначення аеродинамічних навантажень під час польоту у безперервній турбулентності / Б. А. Гевко, Ю. І. Бондар // Механіка гіроскопічних систем : наук.-техн. зб. / Нац. техн. ун-т України «КПШ». – 2019. – Вип. 38. – С. 48–59.

55. Гражданское самолетостроение в начале XXI столетия. Деятельность ведущих мировых производителей / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, А. А. Щербак, Т. Н. Щедрина. – Киев : КИТ, 2008. – 168 с.

56. Особливості інтегрованого проектування регіональних пасажирських літаків / О. Г. Гребеніков та ін. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 86. – С. 37 – 60.

57. Метод загального проектування регіональних пасажирських літаків / О. Г. Гребеніков, О. Д. Донець, С. В. Трубаєв, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 85. – С. 4 – 31.

58. Гребеников, А. Г. Интегрированные технологии проектирования высокоресурсных самолетных конструкций / А. Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2000. – Вып. 7. – С. 15–37.

59. Гребеников, А. Г. Интегрированные технологии проектирования самолетных конструкций / А. Г. Гребеников, В. С. Кривцов // Информационные

технологии в наукоемком машиностроении. Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса. – Киев : Техника, 2001. – С. 154–177.

60. Гребеников, А. Г. Методология создания поверхностной модели пассажирского самолета с ТВД в системе параметрического моделирования CADDSS / А. Г. Гребеников, С. П. Светличный, А. Н. Петров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 1998. – Вып. 2. – С. 256 – 65.

61. Гребеников, А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций : монография / А. Г. Гребеников. – Харьков : ХАИ, 2006. – 532 с.

62. Гребеников, В. А. Обеспечение усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне разъемных болтовых соединений : монография / В. А. Гребеников. – Харьков : ХАИ, 2010. – 180 с.

63. Давыдов, Ю. В. Геометрия крыла. Методы и алгоритмы проектирования несущих поверхностей / Ю. В. Давыдов, В. А. Злыгарев. – М. : Машиностроение, 1987. – 131 с.

64. Данилов, Ю. В. Практическое использование NX / Ю. В. Данилов. – М. : ДМК Пресс, 2011. – 331 с.

65. Дитрих, Я. Проектирование и конструирование. Системный подход / Я. Дитрих ; под ред. В. М. Бродянского. – пер. с пол. Л. В. Левицкого, Ю. А. Чванова. – М. : Мир, 1981. – 454 с.

66. Екобори, Т. Научные основы прочности и разрушения материалов / Т. Екобори; под ред. Г. С. Писаренко. – пер. с яп. Ю. Е. Бусалова, А. Ю. Червякова. – Киев : Наук. думка, 1978. – 351 с.

67. Интегрированное проектирование и моделирование высокоресурсных растянутых панелей крыла транспортного самолета : монография / А. Г. Гребеников и др. – Харьков : ХАИ, 2011. – 192 с.

68. Информационные технологии в наукоемком машиностроении.

Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса : сб. ст. / под. общ. ред. А. Г. Братухина. – Киев : Техніка, 2001. – 728 с.

69. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность : учеб. для авиац. вузов / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – М. : Оборонгиз, 1940. – 638 с.

70. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории : монография / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Харьков : ХАИ, 2014. – Ч. 1. – 439 с. ; ч. 2. – 326 с. ; ч. 3. – 376 с.

71. Киселев, В. А. Проектировочный расчет веса и прочности фюзеляжей пассажирских самолетов / В. А. Киселев // Труды ЦАГИ. – М., 1970. – Вып. 1263. – 88 с.

72. Концепция создания современных реактивных региональных пассажирских самолетов : монография / П. В. Балабуев и др. – Харьков : ХАИ, 2020. – 271 с.

73. Комплекс технических, системных и программных средств для проектирования и анализа авиационных конструкций / Г. Б. Варшавьяк, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, А. В. Заозерский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 1998. – Вып. 1. – С. 42–46.

74. Конструктивно-технологические методы повышения усталостной долговечности элементов конструкции планера самолета в зоне функциональных отверстий / Д. С. Кива и др. – Киев : КВИЦ, 2015. – 188 с.

75. Конструкция и прочность самолетов : учеб. пособие для студентов вузов / В. Н. Зайцев, Г. Н. Ночевкин, В. Л. Рудаков, Ж. С. Черненко ; под ред. В. Н. Зайцева. – Киев : Вища шк., 1974. – 544 с.

76. Краснов, Н. Ф. Основы аэродинамического расчета / Н. Ф. Краснов. – М. : Высш. шк., 1981. – 496 с.

77. Летные испытания самолетов : учеб. для студентов высш. техн. учеб. заведений / К. К. Васильченко, В. А. Леонов, И. М. Пашковский, Б. К. Поплавс–

кий. – М. : Машиностроение, 1996. – 720 с.

78. Лавриненко, В. А. Развитие интегрированного программного средства формирования массы фюзеляжа пассажирского самолета / В. А. Лавриненко, В. Д. Первак, В. М. Рябченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 1999. – Вып. 5. – С. 106–110.

79. Матусевич, В. И. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования, технологической подготовки и управления самолетостроительным производством / В. И. Матусевич, Ю. Р. Бойко // Технологические системы. – 1999. – № 1. – С. 77–82.

80. Машиностроение : энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 2. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов / под общ. ред. А. М. Матвиенко. – М. : Машиностроение, 2004. – 754 с.

81. Машиностроение : энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и прочность / под общ. ред. Г. С. Бюшгенса. – М. : Машиностроение, 2002. – 800 с.

82. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования крыла пассажирского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM / А. М. Гуменный, В. Н. Николаенко, В. А. Гребеников, А. Н. Петров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2005. – Вып. 27. – С. 8–30.

83. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM / А. Г. Гребеников, А. З. Двейрин, Ю. Н. Геремес, А. М. Гуменный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2006. – Вып. 30. – С. 10–30.

84. Метод определения соответствия к АП 25.571. Обеспечение

безопасности конструкций по условиям прочности при длительной эксплуатации.  
– М. : Минтрас, 1996. – 29 с.

85. Метод определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния отсека фюзеляжа самолета методом конечных элементов / А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, П. О. Науменко, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2006. – Вып. 33. – С. 5–15.

86. Методика определения характеристик локального НДС в зоне монолитного профиля фитингового стыка крыла с центропланом / Е. Т. Василевский, А. Г. Гребеников, А. Ю. Ефремов, С. П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2005. – Вып. 28. – С. 177–193.

87. Методика создания управляющих программ на станки с ЧПУ для изготовления формовочных приспособлений с использованием системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS / А. К. Мялица, С. А. Филиппов, А. Г. Гребеников, С. А. Лихачев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 1998. – Вып. 2. – С. 96–101.

88. Имитатор птицы для испытаний конструкции самолета на птицестойкость / Н. В. Долгополова и др. // Прочность, колебания и ресурс авиационных конструкций и сооружений. – М. : Изд. отдел ЦАГИ, 2007. – Вып. 2675. – С. 46–50. (Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского).

89. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями : учеб. для студентов вузов. Ч. 1 / П. В. Балабуев и др. – Харьков : ХАИ, 2003. – 454 с.

90. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными



двигателями : учеб. для студентов вузов. Ч. 2 / П. В. Балабуев и др. – Харьков : ХАИ, 2003. – 90 с.

91. Механіка руйнування і міцність матеріалів : довід. посіб. Т. 9. Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій / О. П. Осташ та ін. ; за заг. ред. В. В. Панасюка. – Львів : Сполом, 2007. – 1068 с.

92. Острославский, И. В. Аэродинамика самолета / И. В. Острославский. – М. : ГИОП, 1957. – 560 с.

93. Павленко, П. М. Математичне моделювання процесів інтеграції виробничих даних / П. М. Павленко, Б. С. Ахметов, В. В. Трейтяк // Технологический аудит и резервы производства. – 2016. – № 2/3 (28). – С. 29–33.

94. Пиявский, С. А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов / С. А. Пиявский, В. С. Брусов, Е. А. Хвилон. – М. : Машиностроение, 1974. – 168 с.

95. Проектирование гражданских самолетов: теории и методы / И. Я. Катырев др. ; под ред. Г. В. Новожилова. – М. : Машиностроение, 1991. – 672 с.

96. Проектирование самолетов : учеб. для вузов / под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.

97. Проектирование самолетов : лаб. практикум для студентов специальности «Самолеты и вертолеты» / А. Г. Гребеников и др. – Харьков : ХАИ, 2002. – 176 с.

98. Процедуры сертификации авиационной техники (АП-21). – М. : МАК, 1994. – 40 с.

99. Пядушкин, М. Перевозчики удивили авиастроителей / М. Пядушкин // Авиатранспортное обозрение. – 2007. – № 3 (77). – С. 55–56.

100. Разработка аванпроекта самолета : учеб. пособие для студентов вузов / А. К. Мялица и др. – Харьков : ХАИ, 2010. – 233 с.

101. Семышев, С. В. Использование MSC.DYTRAN для разработки инженерных методик оценки прочности элементов конструкции летательного аппарата

при ударных взаимодействиях [Электронный ресурс] / С. В. Семьшев. – 21 с. – URL: [http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow\\_conf/conf\\_2001/TSAGI.pdf](http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2001/TSAGI.pdf) (дата обращения: 27.10.2020).

102. Семенчин, В. А. Аэродинамика и динамика полета : консп. лекций / В. А. Семенчин, В. А. Захаренко, В. В. Чмовж. – Харьков : ХАИ, 2003. – 381 с.

103. Сопротивление усталости элементов конструкций / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебеньев, Т. С. Родченко. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.

104. Стригунов, В. М. Расчет самолета на прочность : учеб. для авиац. вузов / В. М. Стригунов. – М. : Машиностроение, 1984. – 376 с.

105. Тейлор, Д. Нагрузки, действующие на самолет / Д. Тейлор. – М. : Машиностроение, 1971. – 372 с.

106. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов / под ред. Г. В. Новожилова. – М. : Наука, 1976. – 440 с.

107. Толмачев, В. И. Методика весового расчета транспортных самолетов : учеб. пособие по дипл. проектированию и вып. лаб. работ по курсу «Проектирование самолетов» / В. И. Толмачев, С. А. Бычков. – Харьков : ХАИ, 1983. – 23 с.

108. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Э. Торенбик ; пер. с англ. Е. П. Голубкова. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

109. Хейвуд, Р. Б. Проектирование с учетом усталости : пер. с англ. / Р. Б. Хейвуд : под ред. И. Ф. Образцова. – М. : Машиностроение, 1969. – 504 с.

110. Херцберг, Р. В. Деформация и механика разрушения конструкционных материалов / Р. В. Херцберг. – М. : Металлургия, 1989. – 576 с.

111. Холявко, В. И. Расчет аэродинамических характеристик самолета / В. И. Холявко. – Харьков : ХАИ, 1991. – 71 с.

112. Гребеников, А. Г. Метод параметрического моделирования носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории / А. Г. Гребеников, А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб.

науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2012. – Вып. 57. – С. 213–228.

113. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2014. – Вып. 64. – С. 18–46.

114. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров носовой части фюзеляжа на характеристики эффективности самолета транспортной категории / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2015. – Вып. 67. – С. 31–57.

115. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа массы фюзеляжа самолета для местных авиалиний во втором приближении / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2015. – Вып. 69. – С. 23–49.

116. Чумак, А. С. Метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов на характеристики самолета / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2016. – Вып. 72. – С. 19–26.

117. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов : справочник / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1984. – 551 с.

118. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов : справ. пособие для инженеров. В 2 т. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – М. : Машиностроение, 1977. – 344 с.

119. Шмырев, В. Ф. Современные аспекты защиты бортового оборудования летательных аппаратов от электромагнитных воздействий / В. Ф. Шмырев, К. Ф. Фомичев // Системи обробки інформації : зб. наук. пр. / Харків. ун-т Повітр. Сил ім. Івана Кожедуба. – Харків, 2011. – Вип. 4. – С. 99–105.

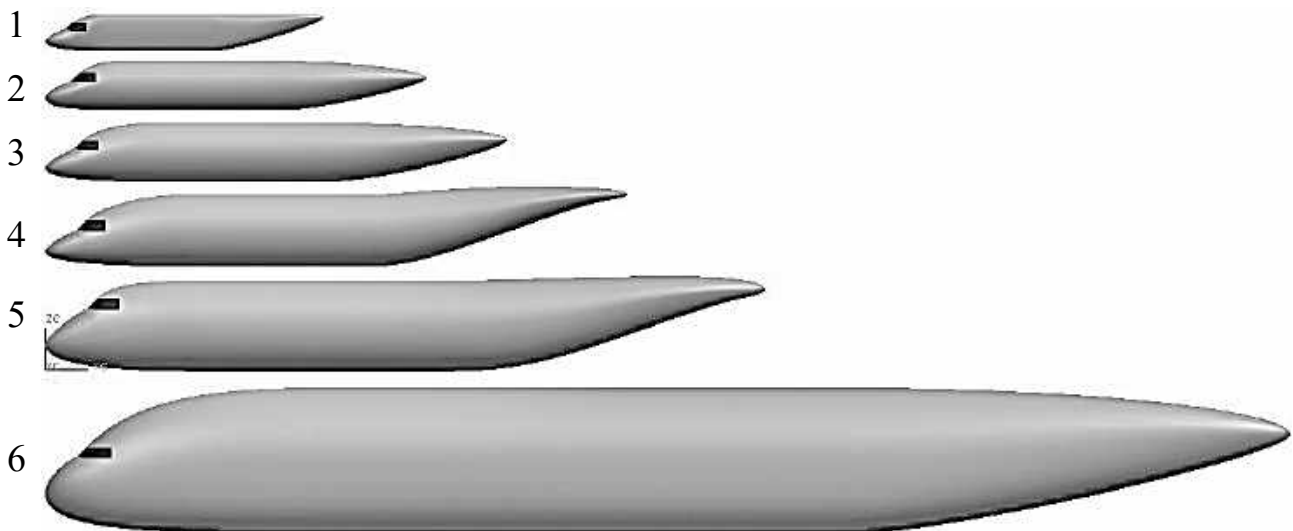
120. Шульженко, М. Н. Курс конструкций самолетов : учебник / М. Н. Шульженко, А. И. Мостовой. – 2-е изд., доп. и перераб. – М. : Машиностроение, 1965. – 563 с.

## ДОДАТОК А

### Методика побудови параметричної моделі фюзеляжу літака транспортної категорії за допомогою системи SIEMENS NX

Моделювання поверхні фюзеляжу відбувається при створенні моделі майстер-геометрії літака на етапі попереднього проектування. Розглянемо параметричне моделювання майстер-геометрії фюзеляжу з урахуванням особливостей НЧФ. Моделювання доцільно здійснювати параметричними методами на підставі матриці параметрів фюзеляжу (таблиця А.1), це дає змогу в подальшому автоматизувати внесення змін до моделей і систематизувати дослідження впливу окремих параметрів на масу фюзеляжу.

У таблицях А.1–А.5 наведено дані для шести варіантів фюзеляжів транспортних літаків різного призначення (рисунок А.1). Позначення параметрів у таблицях і на кресленнях виконано відповідно до синтаксису редактора виразів системи Siemens NX.



- 1 – легкий багатоцільовий; 2 – регіональний вантажно-пасажирський;  
3 – близькомагістральний пасажирський; 4 – близькомагістральний військово-транспортний; 5 – середньوماгістральний військово-транспортний;  
6 – далекомагістральний пасажирський

Рисунок А.1 – Розглянуті варіанти конфігурації фюзеляжу літаків

## Визначення параметрів майстер-геометрії фюзеляжу

Для створення майстер-геометрії фюзеляжу використано узагальнене теоретичне креслення (рисунок А.2) і матриця геометричних параметрів фюзеляжу (див. таблицю А.1). Умовно модель поділяють на модель носової частини (НЧФ), центральної і хвостової частин фюзеляжу (ХЧФ).

Таблиця А.1 – Матриця геометричних параметрів фюзеляжу

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення					
Номер варіанта	1	2	3	4	5	6
<b>Абсолютні</b>						
Еквівалентний діаметр фюзеляжу $d_f$ , мм	2190	2820	3350	4120	5200	7723
Кут установлення скління $phi_{ws}$ , град	40	45	45	45	45	45
Кут візування $phi_v$ , град	16	17	20	23	30	25
Висота скління $H_{ws}$ , мм	350	480	450	500	550	500
Довжина скління $L_{ws}$ , мм	1200	1400	1350	1600	1800	1950
<b>Відносні</b>						
Відносне відхилення НЧФ $y_n$	0,22	0,25	0,27	0,3	0,2	0,24
Відносне відхилення ХЧФ $y_h$	0,4	0,15	0,21	0,5	0,4	0,2
Подовження фюзеляжу $lam_f$	7	7,65	7,8	8	7,83	9,3
Подовження НЧФ $lam_n$	1,4	1,4	1,8	2	1,65	2
Подовження ХЧФ $lam_h$	2,8	2,8	3	3,5	3,5	3,3
Співвідношення ширини і висоти перерізу $k_{hb}$	1,12	1	1	1	1	1,17
Коефіцієнт заповнення перерізу $eta_m$	0,927	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	$\pi/4$	0,78

Додаткові параметри наведено у таблиці А.2.

Таблиця А.2 – Похідні і довідкові геометричні параметри фюзеляжу

Параметр, позначення, одиниця виміру	Формула (значення)
Висота миделева перерізу $H_f$ , мм	$k_{hb} * d_f * \sqrt{\pi () / k_{hb} / 2 \eta_m}$ (1069)
Ширина миделева перерізу $B_f$ , мм	$d_f * \sqrt{\pi () / k_{hb} / \eta_m} / 2$ (949)
Довжина фюзеляжу $L_f$ , мм	$\lambda_f * d_f$ (15750)
Довжина НЧФ $L_n$ , мм	$\lambda_n * d_f$ (3150)
Довжина ХЧФ $L_h$ , мм	$\lambda_h * d_f$ (6300)
Положення скління по горизонталі $x_{ws}$ , мм	$0,36 L_n$ (1134)
Положення скління по вертикалі $y_{ws}$ , мм	$0,1 d_f$ (219)
Кут відхилення осі НЧФ $\phi_n$ , град	$\arctan (y_n / \lambda_n)$ (8,93)
Кут відхилення осі ХЧФ $\phi_h$ , град	$\arctan (y_h / \lambda_h)$ (8,13)

Сегменти 1 і 10 (див. рисунок А.2) є допоміжними, необхідність їх виділення пов'язана із застосуванням методу «через сітку кривих» (Through Curve Mesh) для побудови поверхонь, що збігаються в точку, в той час як сегменти 4 і 5 створені методом «поверхня по перерізах» (Section Surface). Довжини  $L_1$  і  $L_{10}$  задаємо такими, що дорівнюють 100 мм для всіх розглянутих варіантів завдань.

Для побудови напрямних і твірних поверхні фюзеляжу широко використовують метод кривих другого порядку. На виді А-А теоретичного креслення (див. рисунок А.2) показано типову твірну поверхні. Положення початкових точок  $A$  задано кривою  $a$ , кінцевих точок  $C$  – кривою  $c$ , точок перерізу дотичних  $B$  – кривою  $b$ .

Таблиця А.3 – Додаткові параметри напрямних кривих поверхонь НЧФ і ХЧФ

Параметр, позначення, одиниця виміру	Формула (значення)				
	1	2	3	4	5
Положення точки перегину серединної лінії НЧФ $x_{mn}$ , мм	$0,6 \cdot L_n$ (1890)	$0,4 \cdot L_n$ (1579)	$0,4 \cdot L_n$ (2412)	$0,5 \cdot L_n$ (4120)	$0,5 \cdot L_n$ (4290)
Положення точки перегину серединної лінії ХЧФ $x_{mh}$ , мм	$0,5 \cdot L_h$ (3150)	$0,4 \cdot L_h$ (3158)	$0,4 \cdot L_h$ (4020)	$0,5 \cdot L_h$ (7210)	$0,5 \cdot L_h$ (9100)
Положення точки В першого сегмента серединної лінії НЧФ $L_{mn1}$ , мм	$0,2 \cdot L_n$ (630)	$0,2 \cdot L_n$ (790)	$0,2 \cdot L_n$ (1206)	$0,25 \cdot L_n$ (2060)	$0,25 \cdot L_n$ (2145)
Положення точки В другого сегмента серединної лінії НЧФ $L_{mn2}$ , мм	$0,2 \cdot L_n$ (630)	$0,3 \cdot L_n$ (1184)	$0,3 \cdot L_n$ (1809)	$0,2 \cdot L_n$ (1648)	$0,25 \cdot L_n$ (2145)
Положення точки В першого сегмента серединної лінії ХЧФ $L_{mh1}$ , мм	$0,2 \cdot L_h$ (1260)	$0,4 \cdot L_h$ (3158)	$0,4 \cdot L_h$ (4020)	$0,2 \cdot L_h$ (2884)	$0,2 \cdot L_h$ (3640)
Положення точки В другого сегмента серединної лінії ХЧФ $L_{mh2}$ , мм	$0,25 \cdot L_h$ (1575)	$0,2 \cdot L_h$ (1579)	$0,2 \cdot L_h$ (2010)	$0,25 \cdot L_h$ (3605)	$0,25 \cdot L_h$ (4550)
ВД верхньої напрямної сегментів 1, 2 $f_{nn1}$	0,35	0,4	0,35	0,45	0,4
ВД нижньої напрямної сегмента 5 $f_{nn2}$	0,45	0,55	0,5	0,5	0,5



Продовження таблиці А.3

Параметр, позначення, одиниця виміру	Формула (значення)				
ВД верхньої напрямної сегмента 4 $f_{nn3}$	0,45	0,45	0,45	0,45	0,55
ВД першого сегмента бічної проекції серединної лінії НЧФ $f_{nn4}$	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
ВД другого сегмента бічної проекції серединної лінії НЧФ $f_{nn5}$	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
ВД горизонтальної проекції серединної лінії НЧФ $f_{nn6}$	0,35	0,3	0,32	0,35	0,3
ВД верхньої напрямної сегмента 8 $f_{nh1}$	0,15	0,35	0,4	0,5	0,5
ВД нижньої напрямної сегмента 9 $f_{nh2}$	0,7	0,18	0,2	0,5	0,6
ВД першого сегмента бічної проекції серединної лінії ХЧФ $f_{nh3}$	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
ВД другого сегмента бічної проекції серединної лінії ХЧФ $f_{nh4}$	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
ВД горизонтальної проекції серединної лінії ХЧФ $f_{nh5}$	0,3	0,25	0,25	0,5	0,3

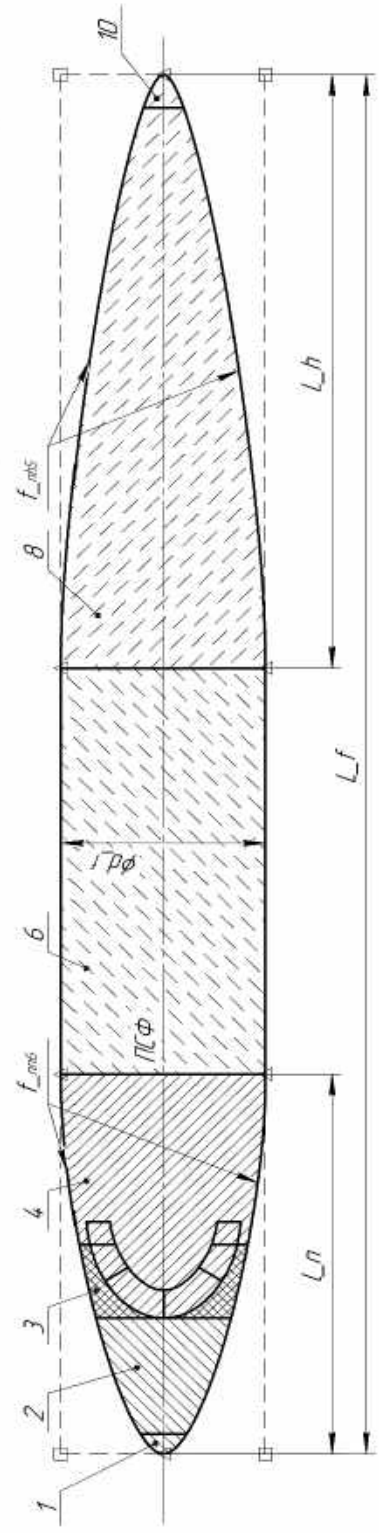
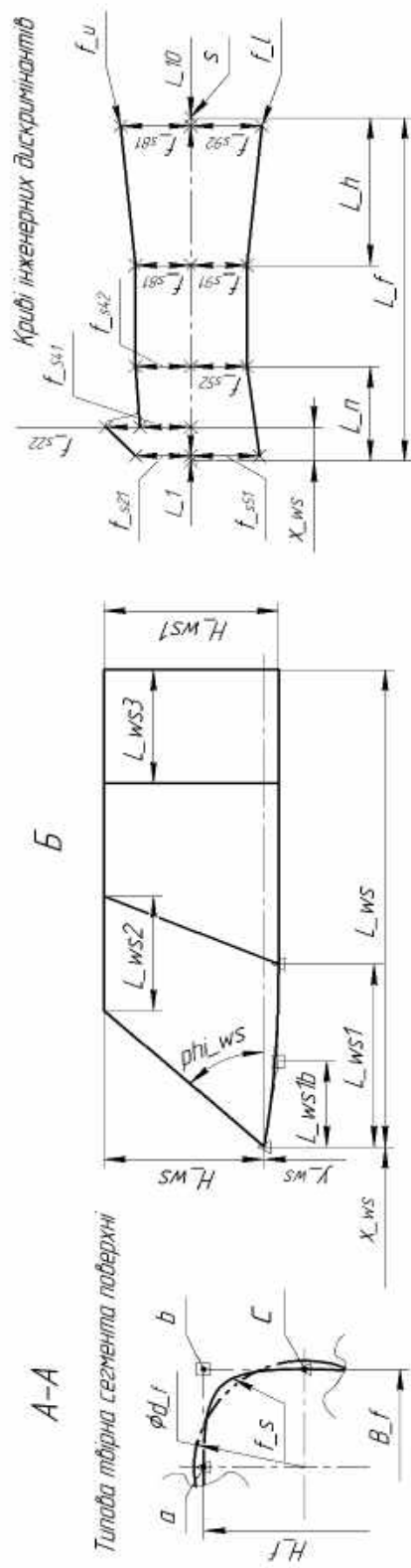
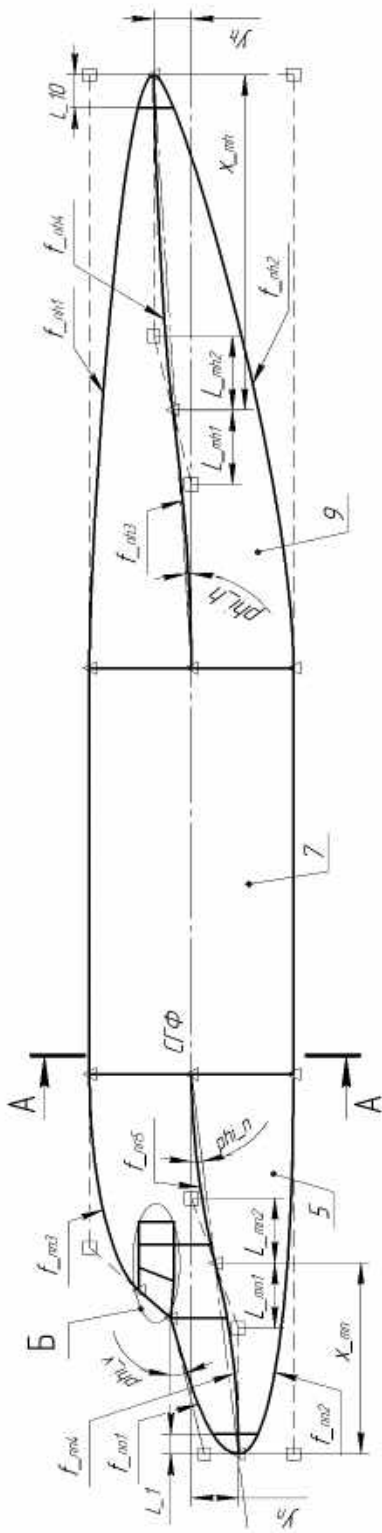


Рисунок А.2 – Фрагмент узагальненого теоретичного креслення фюзеляжу ЛТК

Особливістю варіантів 4 і 5 є конфігурація хвостової частини фюзеляжу, характерна для літаків із вантажним люком типу «рампа» у хвостовій частині фюзеляжу. Необхідність забезпечити необхідну висоту отвору люка і в той же час скоротити його довжину приводить до збільшення кута відхилення хвостової частини і застосування характерної S-подібної форми верхньої і нижньої напрямних. Фрагмент теоретичного креслення ХЧФ (вид В) для варіантів 4, 5 показано на рисунку А.3, додаткові геометричні параметри наведено у таблиці А.4.

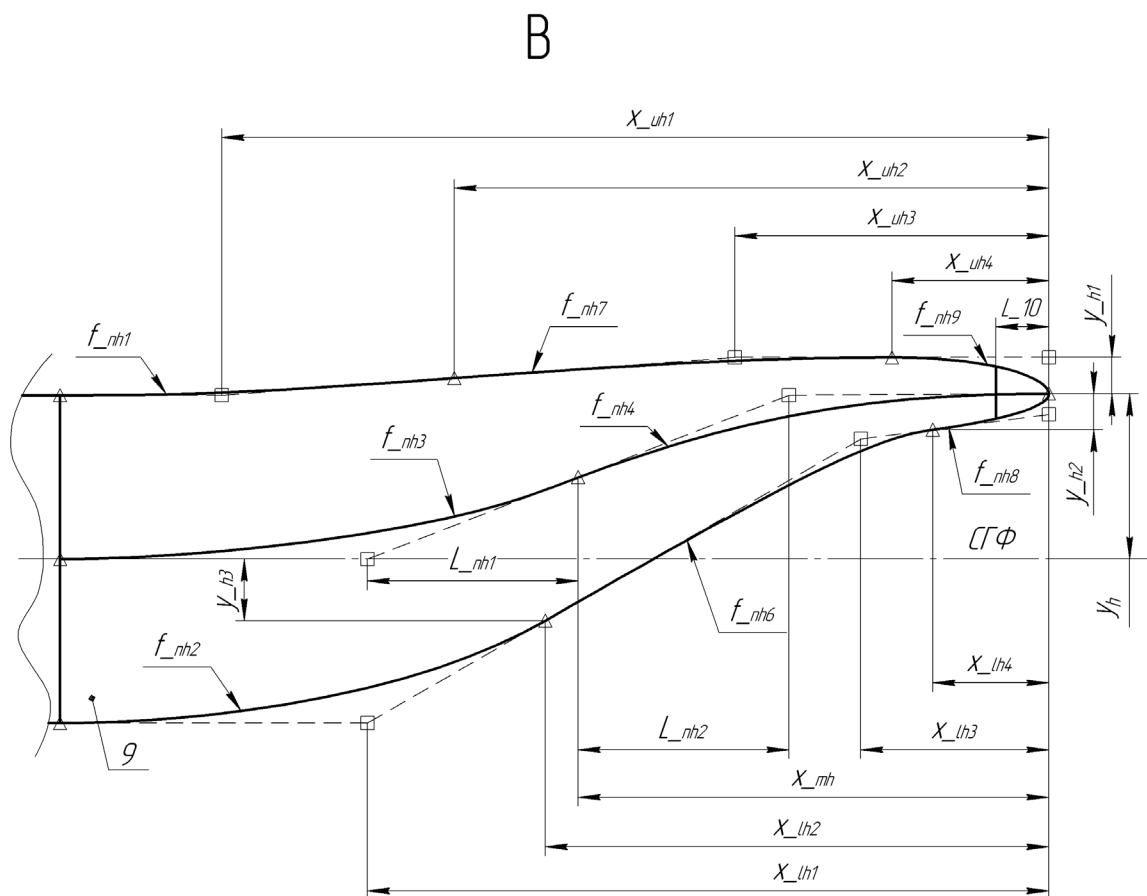


Рисунок А.3 – Фрагмент узагальненого теоретичного креслення ХЧФ літака із вантажним люком за типом «рампа»

Інженерні дискримінанти твірних кривих визначають форму перерізу фюзеляжу в різних його частинах, на теоретичному кресленні фюзеляжу вони задані кривими інженерних дискримінантів (ІД), їх значення в початкових і кінцевих перерізах сегментів наведено в таблиці А.5. ІД кривих міделевого перерізу має відповідати прийнятим значенням коефіцієнта заповнення перерізу

$\eta_m$ . Характерною особливістю поверхні НЧФ є розбіжність ІД кінцевої твірної сегмента 2 і початкової твірної сегмента 4 і, як наслідок, – відсутність безперервності поверхні на стику цих сегментів. Ця особливість пов'язана з побудовою поверхні скління. Безперервність і гладкість поверхні НЧФ забезпечуються при побудові перехідного сегмента 3.

Таблиця А.4 – Додаткові геометричні параметри твірних кривих

Параметр, позначення, одиниця виміру	Значення					
	1	2	3	4	5	6
Номер варіанта						
ВД початкової твірної сегмента 2, $f_{21}$	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142
ВД кінцевої твірної сегмента 2, $f_{22}$	0,45	0,45	0,45	0,5	0,5	0,47
ВД початкової твірної сегмента 4, $f_{41}$	0,4	0,35	0,35	0,4	0,45	0,4
ВД кінцевої твірної сегмента 4, $f_{42}$	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,4
ВД початкової твірної сегмента 5, $f_{51}$	0,5	0,4142	0,4	0,4142	0,4142	0,45
ВД кінцевої твірної сегмента 5, $f_{52}$	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,45
ВД початкової твірної сегмента 8, $f_{81}$	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,4
ВД кінцевої твірної сегмента 8, $f_{82}$	0,5	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,5
ВД початкової твірної сегмента 9, $f_{91}$	0,7	0,4142	0,4142	0,4142	0,4142	0,45
ВД кінцевої твірної сегмента 9, $f_{92}$	0,5	0,4142	0,4142	0,6	0,6	0,55

Додаткові параметри скління кабіни пілотів, як і основні, визначаються відповідно до вимог до огляду, птахостійкості, мінімальних маси і лобового опору фюзеляжу. На етапі формування загального вигляду літака ці параметри можуть бути визначені на підставі статистичних даних про літаки-прототипи.

Таблиця А.5 – Додаткові геометричні параметри скління кабіни пілотів

Параметр скління, позначення, одиниця виміру	Формула (значення)					
	1	2	3	4	5	6
Номер варіанта						
Висота в кінцевому перерізі $H_{ws1}$ , мм	$H_{ws} + 100$ (450)	$H_{ws} + 60$ (540)	$H_{ws} + 60$ (500)	$H_{ws} + 50$ (550)	$H_{ws} + 100$ (650)	$H_{ws} + 150$ (650)
Довжина нижньої частини першого сегмента $L_{ws1}$ , мм	$0,25 \times L_{ws}$ (300)	$0,33 \times L_{ws}$ (462)	$0,25 \times L_{ws}$ (338)	$0,25 \times L_{ws}$ (400)	$0,25 \times L_{ws}$ (450)	$0,25 \times L_{ws}$ (488)
Положення точки В першого сегмента $L_{ws1b}$ , мм	$0,125 \times L_{ws}$ (150)	$0,17 \times L_{ws}$ (238)	$0,125 \times L_{ws}$ (169)	$0,125 \times L_{ws}$ (200)	$0,125 \times L_{ws}$ (225)	$0,125 \times L_{ws}$ (244)
ВД нижньої межі першого сегмента $f_{ws1}$	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
Довжина верхньої межі першого сегмента $L_{ws2}$ , мм	$0,2 \times L_{ws}$ (240)	$0,22 \times L_{ws}$ (308)	$0,2 \times L_{ws}$ (270)	$0,2 \times L_{ws}$ (320)	$0,2 \times L_{ws}$ (360)	$0,23 \times L_{ws}$ (449)
Довжина третього сегмента $L_{ws3}$ , мм	$0,25 \times L_{ws}$ (300)	$0,25 \times L_{ws}$ (350)	$0,28 \times L_{ws}$ (378)	$0,25 \times L_{ws}$ (400)	$0,3 \times L_{ws}$ (540)	$0,31 \times L_{ws}$ (605)

Дані матриці геометричних параметрів фюзеляжу доцільно навести у вигляді глобальних змінних, тоді вони будуть доступними для швидкого редагування в дереві проекту (Part Navigator) у вкладці User Expressions. Похідні, довідкові та додаткові параметри доцільно проставляти при побудові ескізів.

### Створення параметричних ескізів теоретичних ліній фюзеляжу

Напрямні криві поверхні фюзеляжу створюють за допомогою параметричних ескізів, команд комбінування і проектування.

Почнемо побудову моделі зі створення ескизу осьової лінії. Ця лінія визначає межі сегментів поверхні і положення січної площини. Оскільки січна площина для всіх сегментів буде розташована перпендикулярно до осі X, всі відрізки осьової лінії будуть горизонтальними.

Отриманий ескіз подано на рисунку А.4.

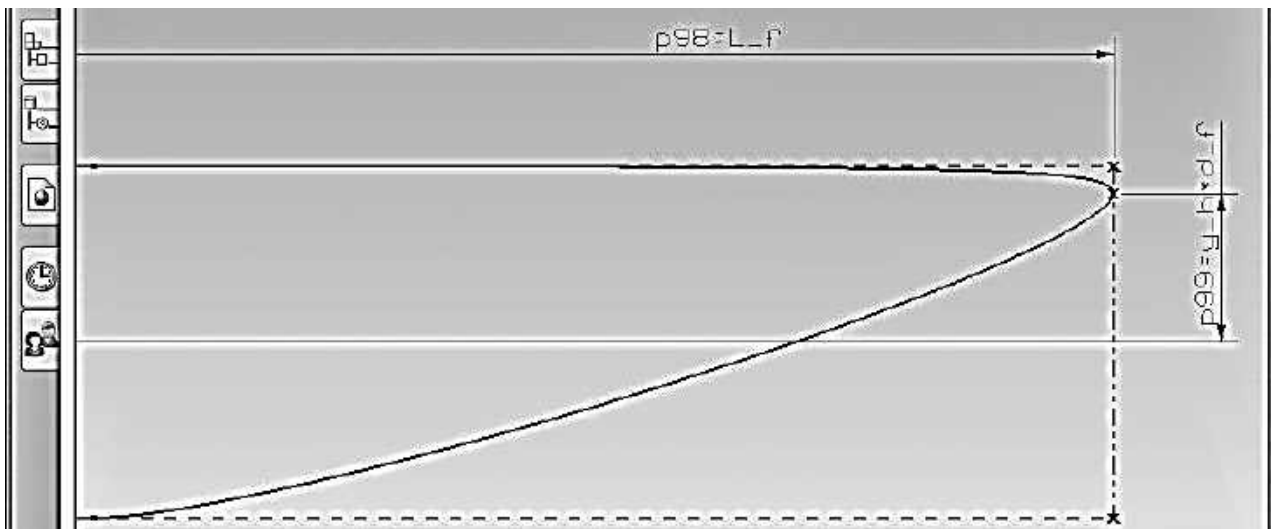


Рисунок А. 4 – Ескіз верхньої і нижньої напрямних кривих поверхні ХЧФ

Побудуємо проєкцію середньої лінії ХЧФ на площину симетрії літака (рисунок А.5). Для цього створимо ескіз у площині  $X_c Y_c$  з іменем  $S\_MH$ , побудуємо в ньому горизонтальну довідкову пряму з початком на відстані, що дорівнює довжині фюзеляжу  $L_f$  від осі Y, і похилу довідкову пряму, з'єднану з нею, що закінчиться на осі X, потім побудуємо дві криві другого порядку (інженерні дискримінанти відповідно до таблиці А.3). Задамо необхідні обмеження і розміри.

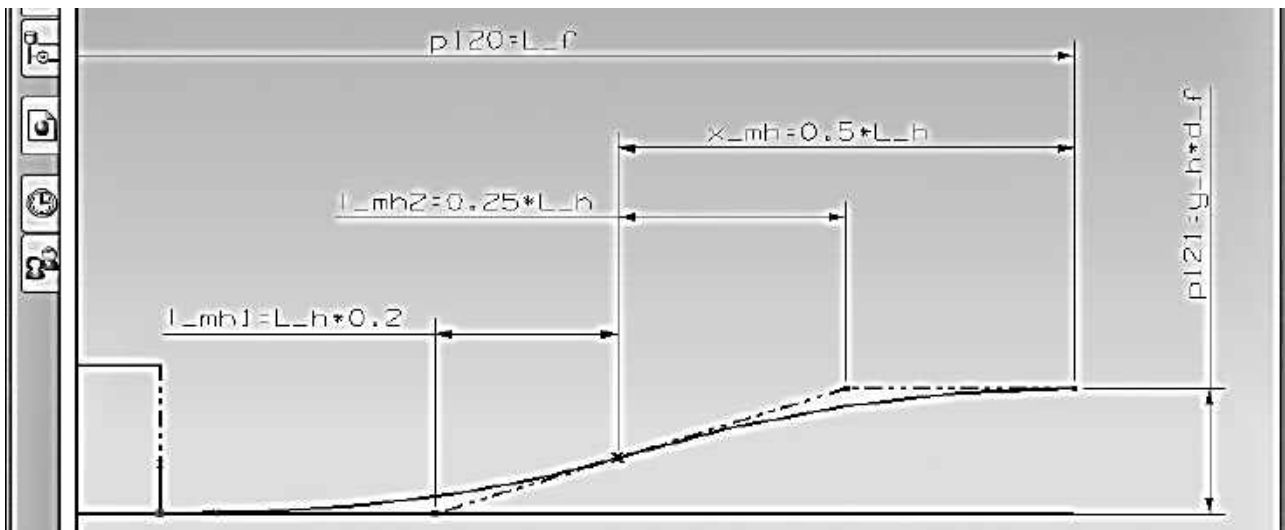


Рисунок А. 5 – Ескіз середньої лінії ХЧФ на площину симетрії літака

Створимо ескіз проєкції скління кабіни пілотів на площину симетрії фюзеляжу  $X_cY_c$  з іменем P\_WS (рисунок А.6). За допомогою ланцюжка прямих побудуємо зовнішній контур скління і перегородки, добудуємо нижню частину першого сегмента кривої другого порядку до нижньої точки скління.

Перегородку між другим і третім сегментами необхідно продовжити до середньої лінії НЧФ для побудови перехідного сегмента 3. Задамо необхідні розміри і обмеження відповідно до таблиці А.5.

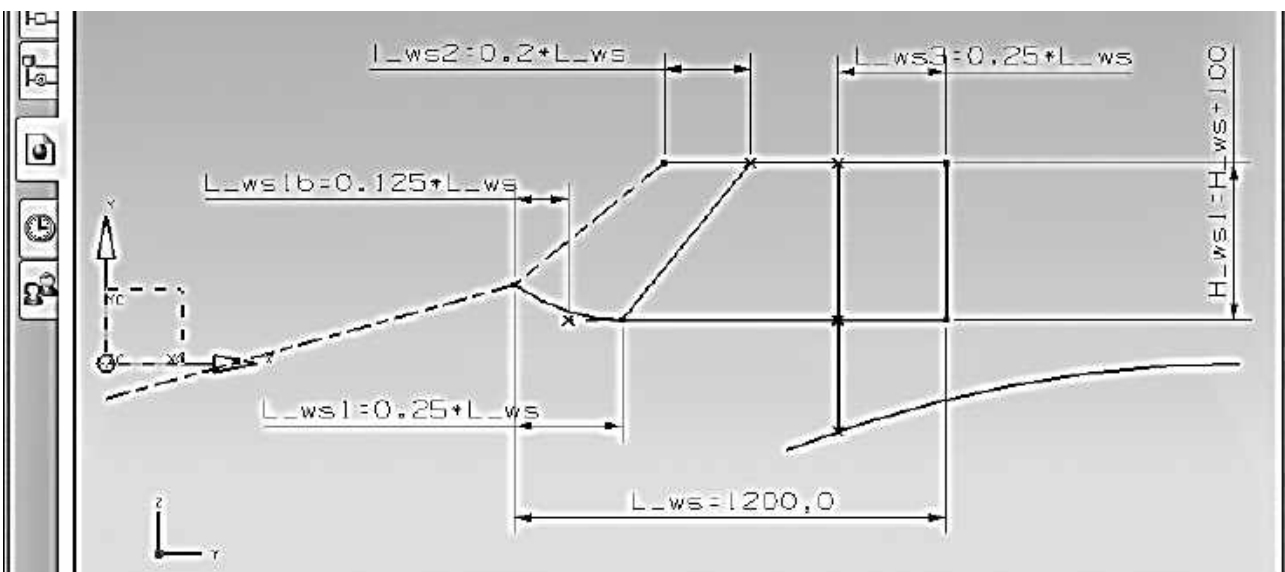


Рисунок А.6 – Ескіз проєкції скління кабіни пілотів на площину симетрії фюзеляжу

Криві інженерних дискримінантів твірних також можуть бути задані у вигляді ескізів. Це дає змогу визначити більш точно характер їх зміни і забезпечує асоціативність цих параметрів (зміна значень за допомогою змінних і виразів). Однак редагування цих ескізів має деякі незручності через малі значення ІД і, як наслідок, малу наочність ескізів. Оскільки узагальненим теоретичним кресленням задано лінійний характер зміни ІД для кожного з сегментів, можна скористатися більш простим методом завдання ІД – за значеннями в крайніх перерізах.

### Створення моделі поверхні фюзеляжу

Відповідно до узагальненого теоретичного креслення (див. рисунок А.2), поверхня фюзеляжу складається з десяти сегментів. Для побудови сегментів 2, 4, 5, 6, 7, 8, 9 застосовують метод «поверхня по перерізах» (Section Surface), що забезпечує високу точність, сталість форми перерізів і гнучкість в керуванні їх параметрами. Формоутворення поверхонь кожного з цих сегментів проводиться безперервним переміщенням твірної кривої другого порядку по напрямних. Для побудови сегментів 1, 3, 10 застосовують метод «через сітку кривих» (Through Curve Mesh), що забезпечує побудову поверхонь, які збігаються в точку, і перехідної поверхні.

Перед побудовою сегментів поверхні необхідно створити тривимірні допоміжні криві: середню лінію (*c* на виді А-А рисунка А.2) і криву точок перерізу дотичних або «апекс» (*b* на виді А-А рисунка А.2). Для цього скористаємося командою комбінування проєкцій (*Insert-> Curve-> Curve fom Curves-> Combined Projection...*). Як проєкції виберемо криві, побудовані в ескізах.

Для побудови верхнього апекса (рисунок А.7):

*Curve1*: Верхні напрямні НЧФ (ескіз Р\_Н), верхня напрямна центральної частини (НЧФ (ескіз S), верхня напрямна ХЧФ (ескіз Р\_Н).

*Curve2*: Горизонтальна проєкція середньої лінії фюзеляжу (ескіз MW).

Для побудови нижнього апекса (рисунок А.8):

*Curve1*: Нижня напрямна НЧФ (ескіз Р\_Н), нижня напрямна центральної частини (НЧФ (ескіз S), нижня напрямна ХЧФ (ескіз Р\_Н).

*Curve2*: Горизонтальна проєкція середньої лінії фюзеляжу (ескіз MW).



Для побудови середньої лінії НЧФ (рисунок А.9):

*Curve1*: Проекція середньої лінії НЧФ на площину симетрії (ескіз S\_MN).

*Curve2*: Горизонтальна проекція середньої лінії НЧФ (ескіз MW).

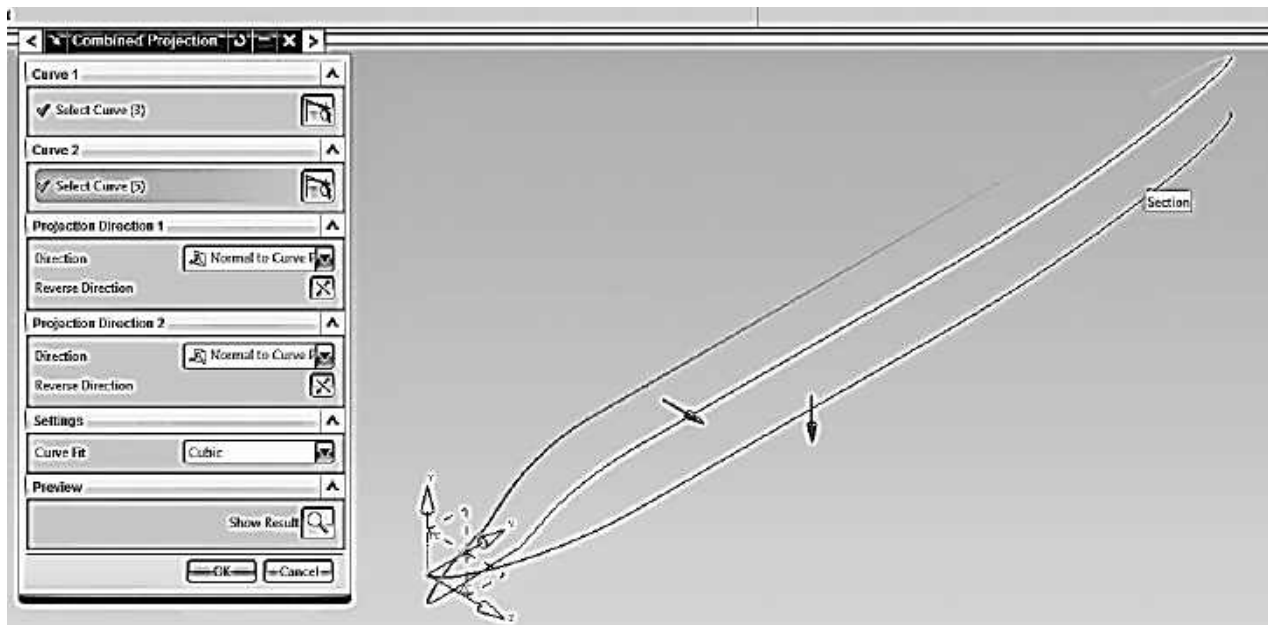


Рисунок А.7 – Побудова верхнього апекса

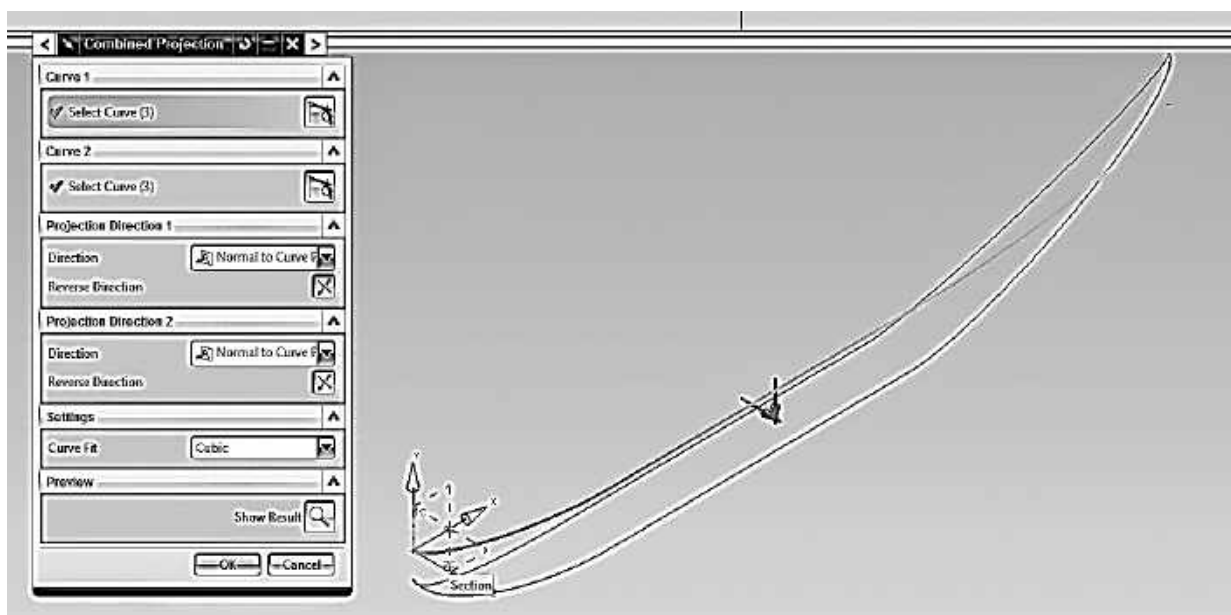


Рисунок А.8 – Побудова нижнього апекса

Для побудови середньої лінії ХЧФ (рисунок А.9):

*Curve1*: Проекція середньої лінії ХЧФ на площину симетрії (ескіз S\_MN).

*Curve2*: Горизонтальна проекція середньої лінії ХЧФ (ескіз MW).

У центральній частині фюзеляжу середня лінія збігається з її

горизонтальною проекцією (ескіз MW).

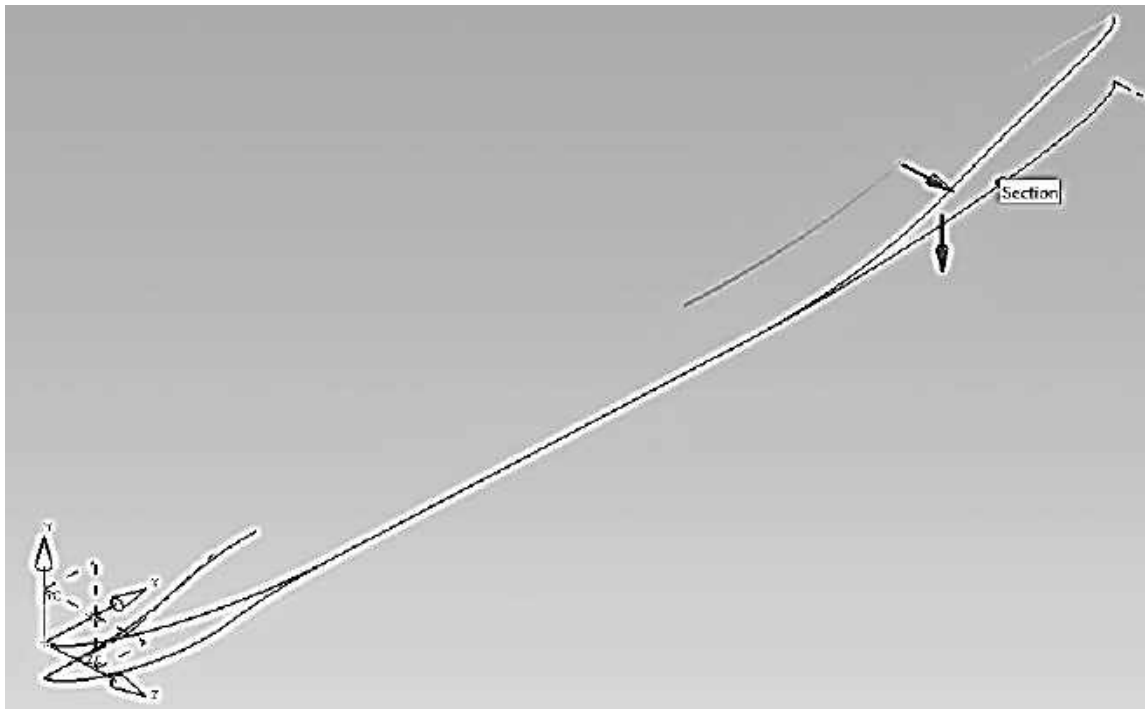


Рисунок А.9 – Побудова середньої лінії НЧФ і ХЧФ

За отриманими таким чином напрямними кривими побудуємо основні сегменти за допомогою команди «поверхня по перерізах» (*Insert->Mesh Surface->Section...*). Виберемо тип команди (вкладка Type) по напрямних кривих апекса та інженерного дискримінанта, метод задання перерізів (Section Control) – Rho, закон зміни дискримінанта (Rho Law) – лінійний (Linear).

Для сегмента 2 (рисунок А.10) як напрямні криві вкажемо перший сегмент верхньої напрямної НЧФ (ескіз P\_N) і тривимірну середню лінію НЧФ, як апекс – верхній апекс, як осьові лінії (Spine Curve) – другий сегмент осьової лінії (ескіз S), початкове і кінцеве значення інженерних дискримінантів – відповідно до таблиці А.5. Напрямок осьової лінії збігається з напрямком осі X.

Для сегмента 4 (рисунок А.11) як напрямні криві вкажемо другий (скління) і третій сегменти напрямної НЧФ (ескіз P\_N) і тривимірну середню лінію НЧФ, як апекс – верхній апекс, як осьові лінії (Spine Curve) – третій сегмент осьової лінії (ескіз S), початкове і кінцеве значення інженерних дискримінантів – відповідно до таблиці А.5.

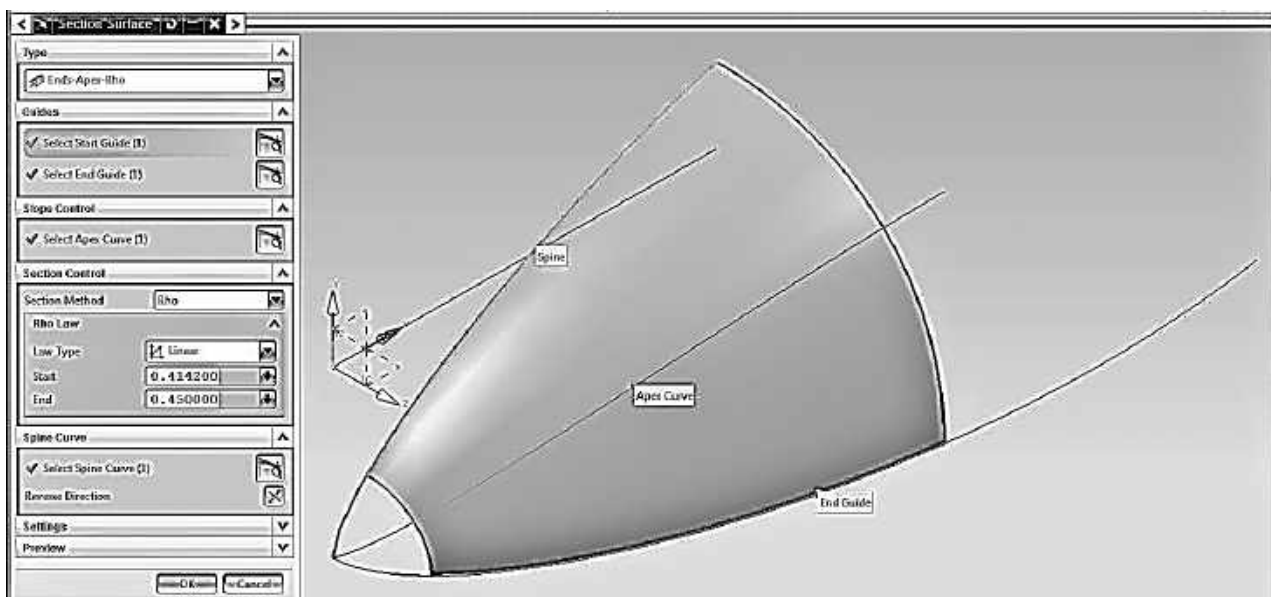


Рисунок А.10 – Побудова сегмента 2

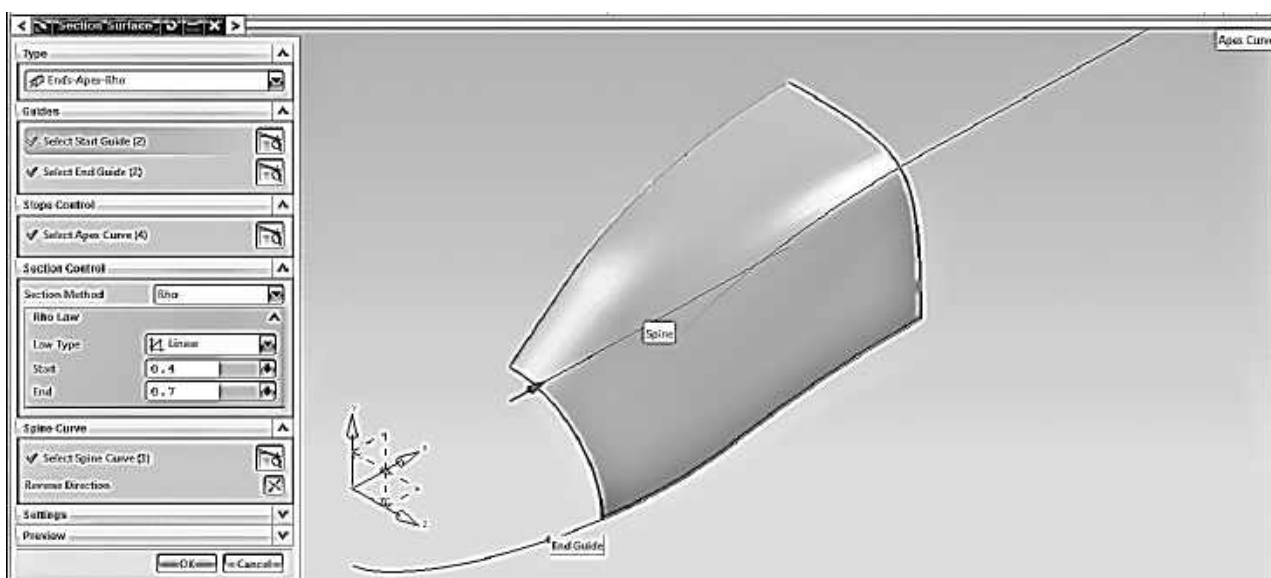


Рисунок А.11 – Побудова сегмента 4

Для сегмента 5 (рисунок А.12) як напрямні криві укажемо нижню напрямну НЧФ (ескіз P\_N) і тривимірну середню лінію НЧФ, як апекс – нижній апекс, як осьові лінії (Spine Curve) – другий і третій сегменти осьової лінії (ескіз S), початкове і кінцеве значення інженерних дискримінантів – відповідно до таблиці А.5.

Сегменти 6 і 7 є верхнім і нижнім сегментами центральної частини фюзеляжу для їх побудови (рисунок А.13), як напрямні криві вкажемо верхню (нижню) напрямну центральної частини (ескіз S) і її середню лінію (ескіз MW), як апекс – верхній (нижній) апекс, як осьові лінії (Spine Curve) – четвертий сегмент осьової

лінії (ескіз S), інженерний дискримінант – постійний (відповідно до таблиці A.5).

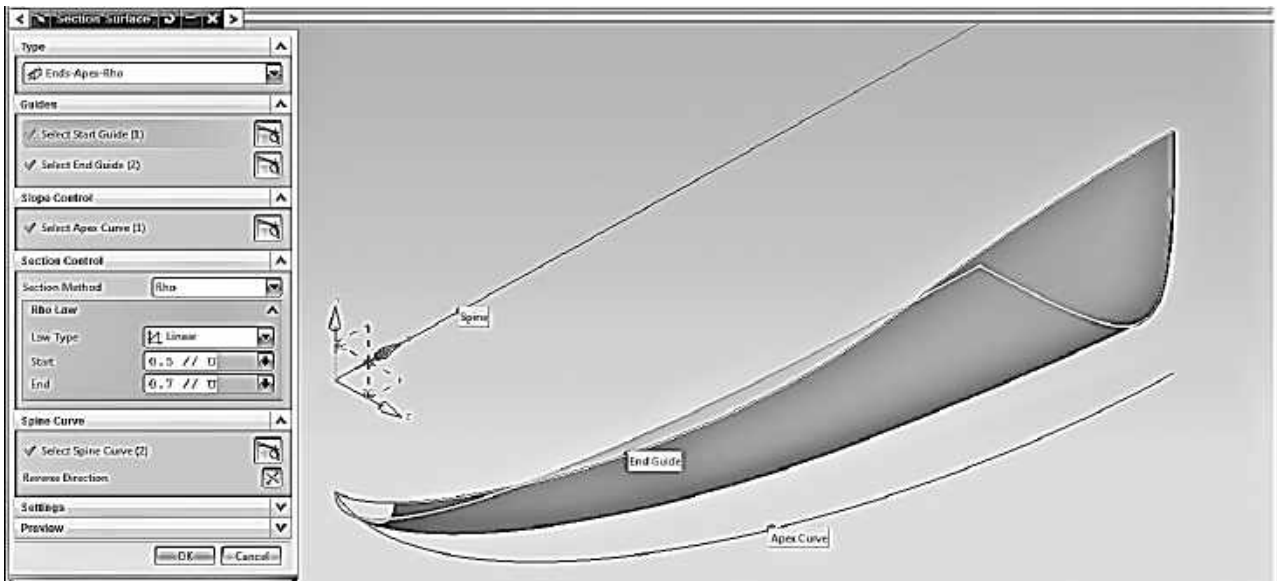


Рисунок А.12 – Побудова сегмента 5

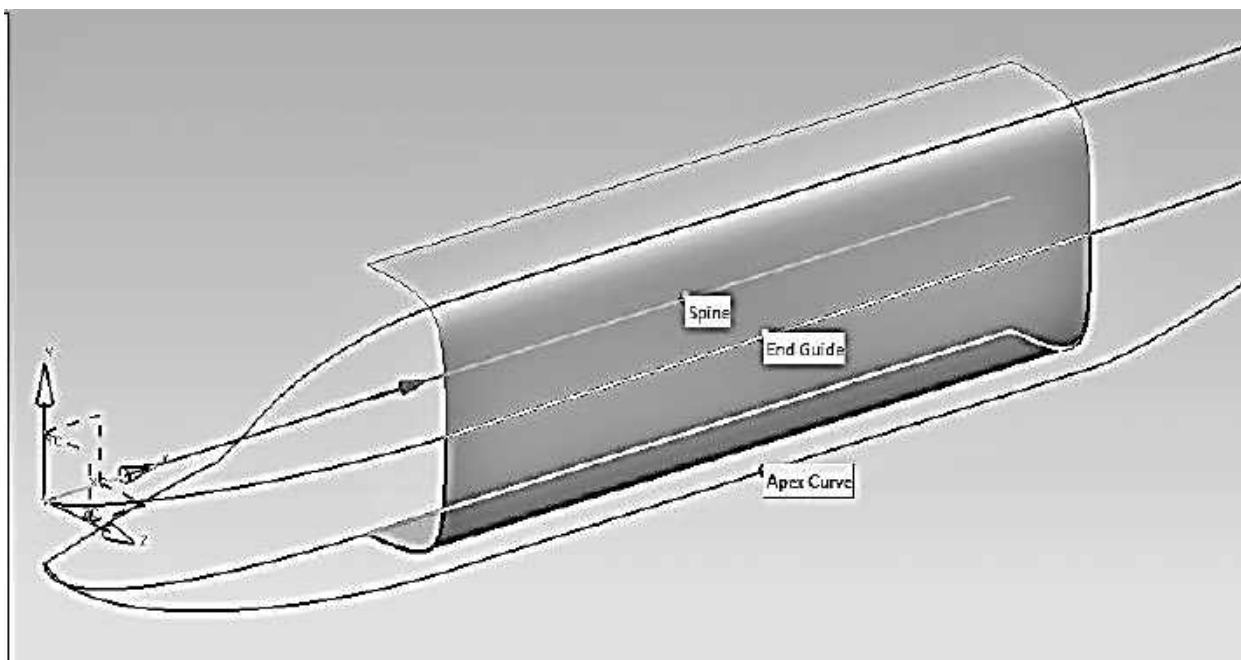


Рисунок А.13 – Побудова сегментів 6, 7

Сегменти 8 і 9 є верхнім і нижнім сегментами ХЧФ для їх побудови (рисунок А.14), як напрямні криві вкажемо верхню (нижню) напрямну ХЧФ (ескіз Р\_Н) і тривимірну середню лінію ХЧФ, як апекс – верхній (нижній) апекс, як осьові лінії (Spine Curve) – п'ятий сегмент осьової лінії (ескіз S), інженерний

дискримінант – постійний (відповідно до таблиці А.5).

Отриману таким чином модель основних сегментів (2, 4, 5, 6, 7, 8, 9) поверхні фюзеляжу показано на рисунку А.15.

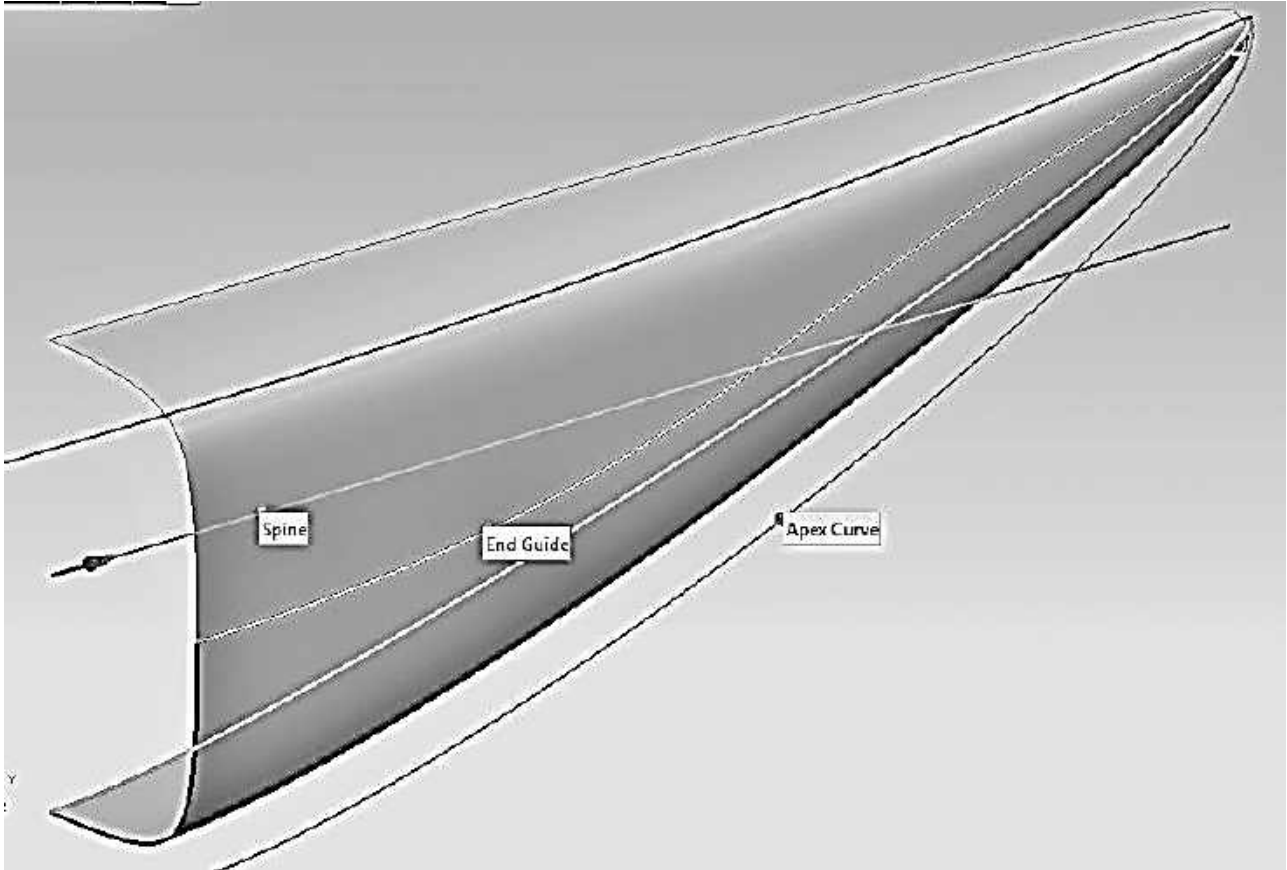


Рисунок А.14 – Побудова сегментів 8, 9



Рисунок А.15 – Модель основних сегментів поверхні фюзеляжу

Побудова сегментів поверхні 1 і 10, що збігаються в точку, виконується за допомогою команди «через сітку кривих» (*Insert->Mesh Surface-> Through Curve Mesh ...*). Як твірні криві (Primary Curve) вибрати кінцеву точку напрямної кривої,

потім додаємо набір кривих (Add New Set або середня кнопка мишки) і вибираємо ребра сегментів 2 і 5. Як напрямні криві (Cross Curve) вибираємо верхню напрямну, додаємо набір кривих, вибираємо середню лінію, додаємо набір кривих і вибираємо нижню напрямну. Як обмеження безперервності (вкладка Continuity) задамо безперервність першої похідної (G1 Tangent) за другою твірною (Last Primary) до поверхонь сегментів 2 і 5. Побудову сегмента 1 показано на рисунку А.16. Побудову сегмента 10 виконується аналогічно, замість сегментів 2 і 5 застосовуються сегменти 8, 9.

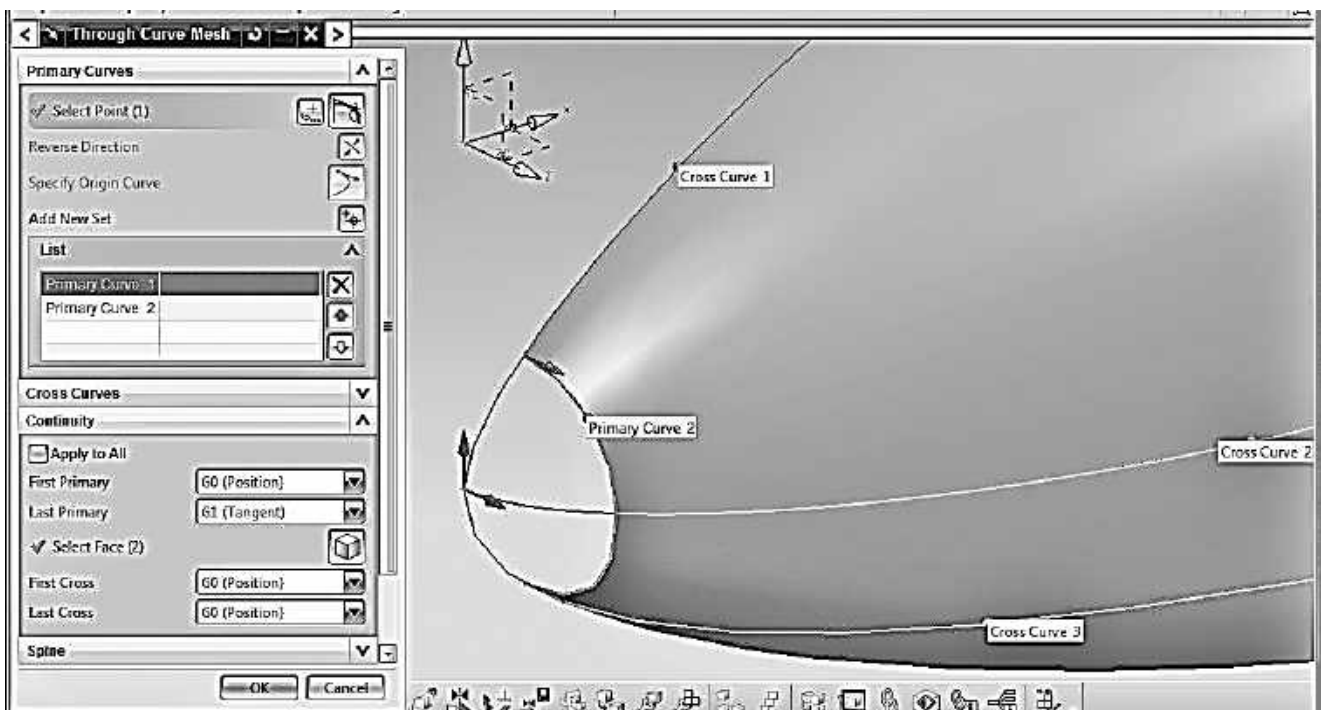


Рисунок А.16 – Побудова сегмента 1

Для побудови перехідного сегмента 3 необхідно відсікти частину сегмента 4, в якій буде відбуватися перехід. Для цього скористаємося командою «зрізана поверхня» (*Insert->Trim-> Trimmed Sheet...*). Як робочу поверхню (Target) вибираємо сегмент 4 (рисунок А.17), як межу зрізання (Boundary Object) – нижню межу скління кабіни пілотів (ескіз P\_WS) і продовження перегородки другого сегмента скління. Проектування межі виконаємо уздовж вектора осі Z (Projection direction – Along Vector). Як необхідну область (вкладка Region, опція Keep)

вибираємо верхню частину сегмента. У налаштуваннях вказуємо побудову точної геометрії (Output Exact Geometry).

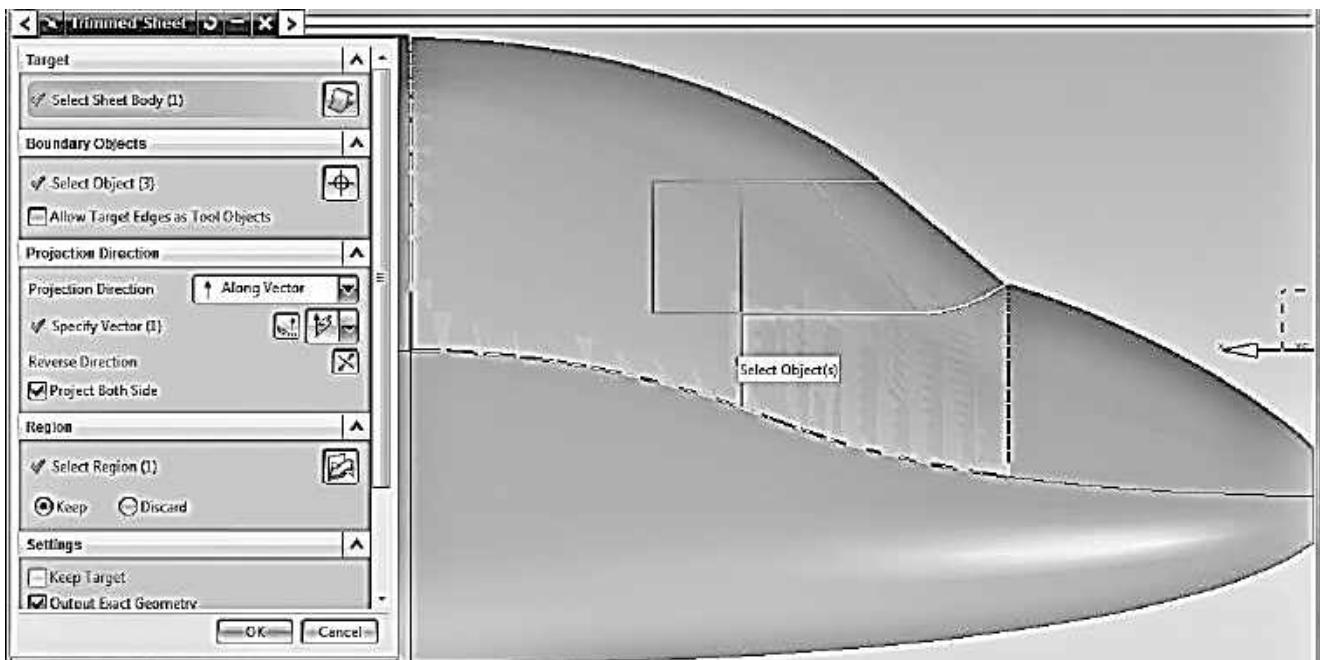


Рисунок А.17 – Зрізання сегмента 4

Перехідний сегмент 3 (рисунок А.18) побудуємо за допомогою команди «через сітку кривих» (*Insert->Mesh Surface-> Through Curve Mesh ...*). Як твірні криві вибираємо (Primary Curve) верхнє ребро сегмента 5, додаємо набір кривих (Add New Set або середня кнопка мишки) і вибираємо ребро сегмента 4, утворене нижньою межею скління. Як напрямні кривих (Cross Curve) вибираємо ребро сегмента 2, додаємо набір кривих і вибираємо ребро сегмента 4, сформоване продовженням перегородки другого сегмента скління. Як обмеження безперервності (вкладка Continuity) задамо безперервність першої похідної (G1 Tangent) за другою твірною (Last Primary) до поверхні сегмента 5, за першою напрямною (First Cross) до поверхні сегмента 2, за другою напрямною (Last Cross) до поверхні сегмента 4.

Межі поверхні скління кабіни пілотів (рисунок А.19) побудуємо за допомогою команди «розділити грань» (*Insert->Trim-> DivideFace*). Грань для розподілу (Face To Divide) – сегмент 4, що розділяє об'єкти (Dividing Objects), – межі скління (ескіз P\_WS), напрямок проєкції (Projection Direction – Along Vector)

– по осі Z. Змінимо колір сегментів скління на темно-синій за допомогою команди *Edit-> Object Display...* (фільтр виділення – Face).

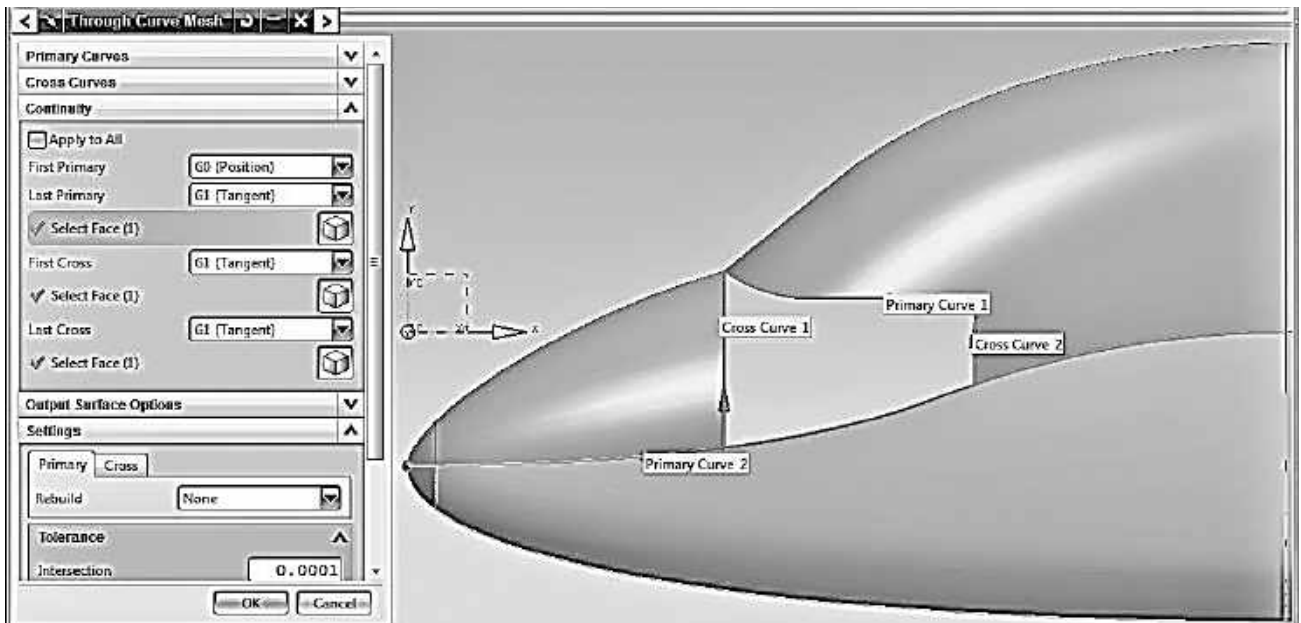


Рисунок А.18 – Побудова перехідного сегмента 3

Для завершення побудови моделі майстер-геометрії фюзеляжу необхідно дзеркально відобразити отримані поверхні відносно площини симетрії фюзеляжу (*Insert->Associative Copy->Mirror Feature*) і виконати зшивання поверхні (*Insert->Combine Bodies->Sew*).

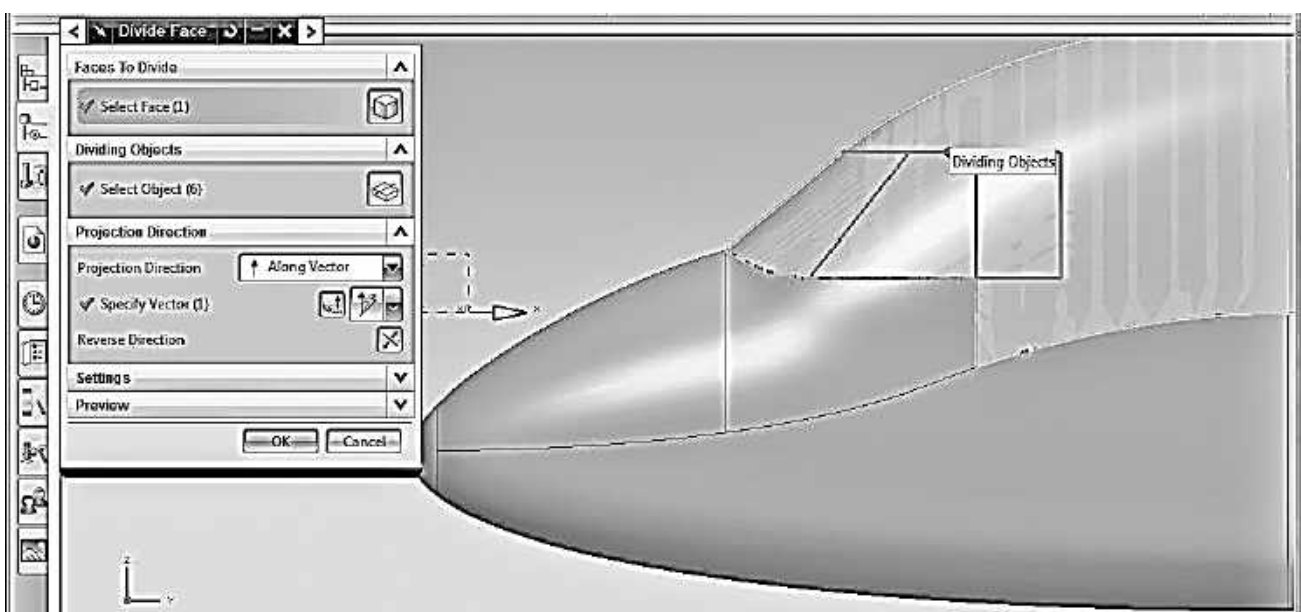


Рисунок А.19 – Побудова меж скління кабіни пілотів



Якщо побудову виконано правильно і отримана поверхня є неперервною, в результаті зшивання буде отримано твердотільну модель фюзеляжу (рисунок А.20). Вимірюємо її об'єм і площу поверхні за допомогою команди (Analysis->Measure Bodies...).

Таким чином, отримана модель майстер-геометрії враховує основні геометричні параметри фюзеляжів транспортної категорії (подовження, форма перерізу фюзеляжу, наявність скління кабіни пілотів, параметри носової і хвостової частин) і забезпечує гладкість аеродинамічної поверхні і можливість створення твердотільної моделі (необхідної для оцінювання геометричних характеристик фюзеляжу і підготовки розрахункової області аеродинамічної моделі).

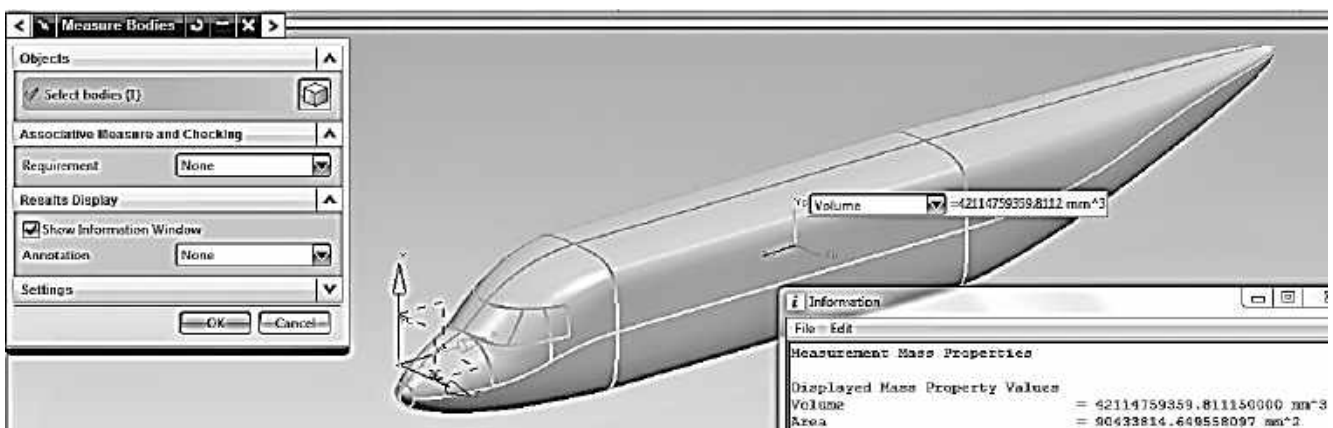


Рисунок А.20 – Вимірювання геометричних параметрів моделі

### Оцінювання якості моделі майстер-геометрії фюзеляжу

Якість моделі як ступінь відповідності заданим вимогам можна оцінювати різними методами відповідно до різних критеріїв залежно від завдань, що вирішують на певному етапі життєвого циклу літака.

Базовими вимогами до моделі майстер-геометрії є дотримання умов безперервності і гладкості поверхні.

Якщо на попередньому етапі операція зшивання була виконана коректно і не потребувала підвищення допусків на розташування поверхні, то вимогу

безперервності в межах заданої точності побудови виконано.

Гладкість поверхні може бути оцінена візуально або числовими методами.

Для візуального оцінювання гладкості поверхні доцільно перейти до режиму відображення моделі Shaded або відключити відображення ребер командою Face Edges.

Істотно спрощує візуальне оцінювання гладкості поверхні аналіз відображень паралельних ліній (*Analysis->Shape->Face->Reflection...*). При відображенні від гладкої поверхні лінії залишаються безперервними. Аналіз відображень, показаний на рисунку А.21, свідчить про недостатню гладкість на стику поверхні сегментів 4 і 5 НЧФ і сегментів 6 і 7 центральної частини фюзеляжу. Відсутність гладкої поверхні в передній частині нижньої межі скління породжено його конструктивними особливостями.

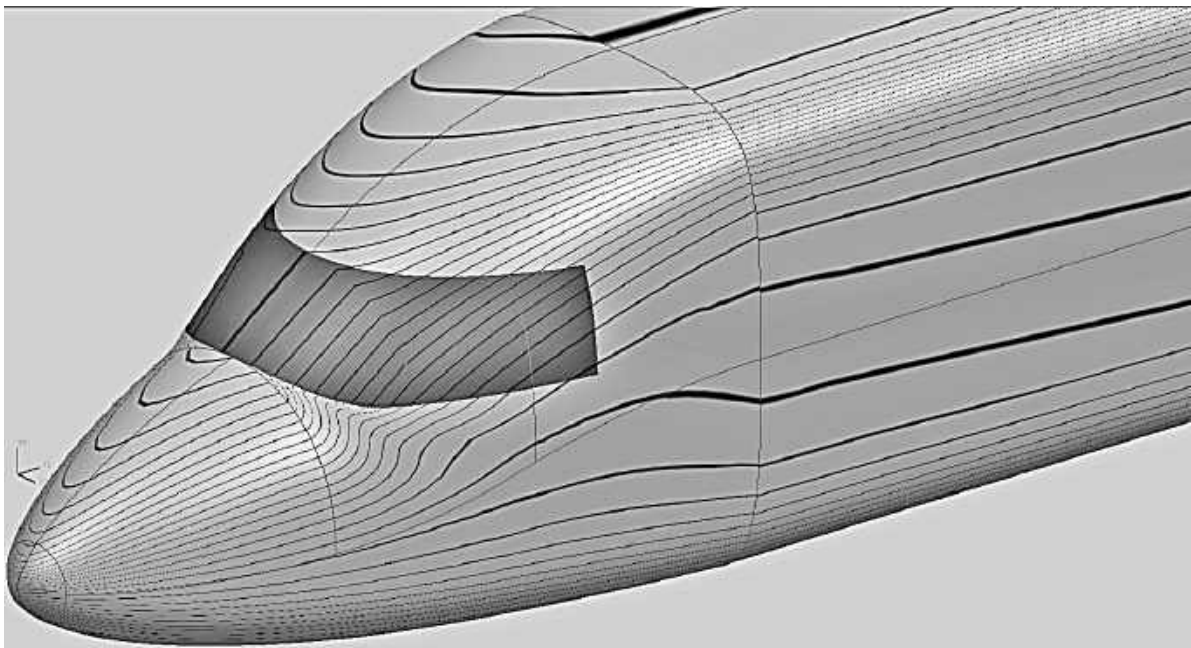


Рисунок А.21 – Оцінювання гладкості поверхні методом відображень паралельних ліній

Числовими критеріями гладкості поверхні є безперервність першої  $G_1$  (загальна дотична) і другої (однаковість радіусів кривизни) похідних. При аналізі відображень паралельних ліній розрив лінії свідчить про розрив першої похідної, злам лінії свідчить про розрив другої похідної. Для удообоотічних поверхонь необхідно уникати розривів першої похідної і мінімізувати кількість розривів

другої похідної.

Числові методи оцінювання гладкості доцільно застосовувати для проблемних елементів моделі. У цьому випадку доцільно повернутися в режим відображення *Shaded with Edges*. У команді *Analysis-> Shape-> Surface Continuity* виберемо перший об'єкт – сегмент 4, другий об'єкт – сегмент 7, при цьому вибір об'єктів необхідно проводити поблизу ребер їх стику, масштаб епюр (Needle Scale) дорівнює 50. Виконаємо аналогічні операції для сегментів 5 і 7, масштаб епюр дорівнює -50 (негативний). У результаті отримаємо епюри різниць перших G1 і других похідних G2 розглянутих сегментів (рисунок А.22). Максимальна різниця перших похідних G1 становить 6,041, других G2 – до 2. Для стиків поверхонь подвійної кривизни (НЧФ і ХЧФ) з поверхнями одинарної кривизни (центральною частиною, наприклад) характерним є розрив другої похідної.

Розрив першої похідної може бути зменшений шляхом згладжування закону зміни інженерних дискримінантів сегментів 4 і 5. Для цього необхідно перейти до редагування відповідного сегмента (*Section Surface – Edit with Rollback...*) в дереві побудови і задати кубічний тип залежності ІД (*Rho Law – Cubic*). У результаті максимальна різниця перших похідних G1 знижена до 0,00012 (рисунок А.22, масштаб епюр – 2000000), що знаходиться в межах заданої точності побудови моделі. Аналогічним чином проводять аналіз і уточнення моделі майстер-геометрії стику ХЧФ із центральною частиною, а також інших стиків поверхонь.

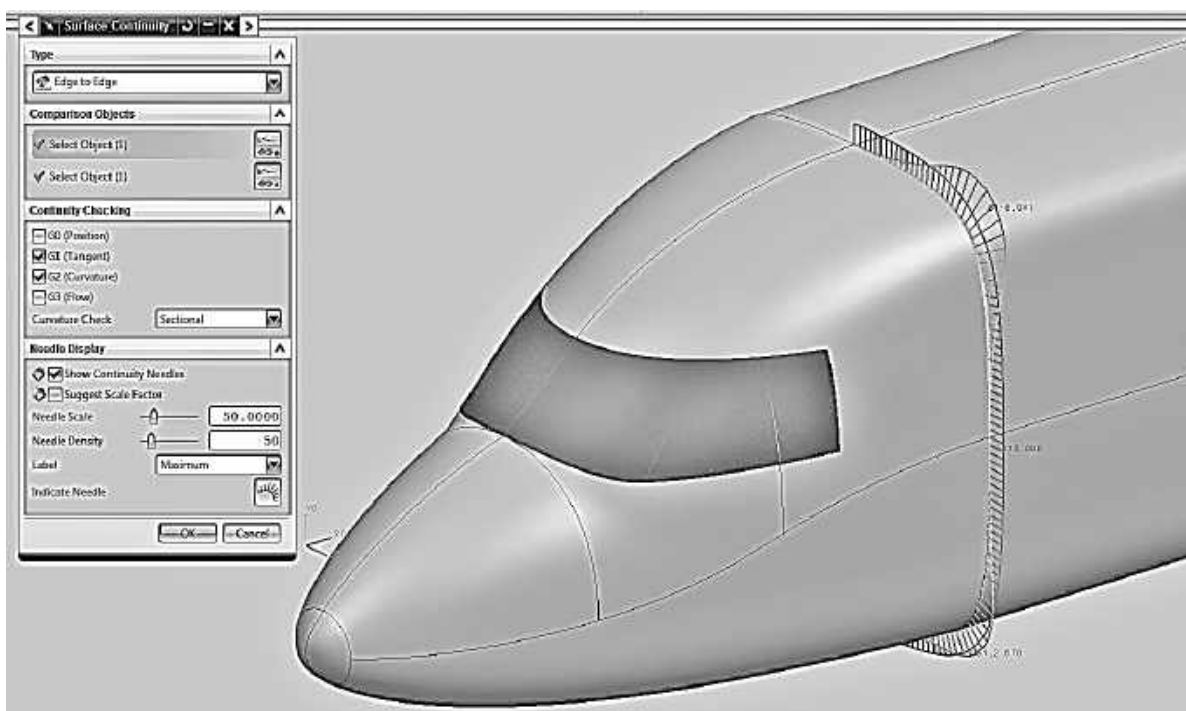


Рисунок А.22 – Епюри різниць перших і других похідних сегментів 4, 5 і 6, 7

Наукове видання

**Гребеніков Олександр Григорович,  
Гуменний Андрій Михайлович,  
Двейрін Олександр Захарович та ін.**

**ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ  
НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ  
ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ**

Редактор Н. М. Сікульська

Комп'ютерне верстання Т. А. Гаманухи і О. О. Вендіна

Зв. план, 2024

Підписано до друку 29.04.2024

Формат 60x84 1/8. Папір офс. Офс. друк

Ум. друк. арк. 11,3. Обл.-вид. арк. 12,75. Наклад 50 пр.

Замовлення 72-24. Ціна вільна

---

Видавець і виготовлювач

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

610070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Видавничий центр «ХАІ»

610070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)

Свідцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001