

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка**  
**до дипломного проекту**

(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)

(освітній ступінь)

на тему: **«Середньомагістральний пасажирський літак з  
удосконаленою конструкцією відцентрованого паливного  
насоса»**

ХАІ.103.160Н.21В.134.1701018 ПЗ

Виконав: студент(ка) 2 курсу групи № 160Н

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

(код та найменування)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-  
космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Кізім Д. О.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Малков І. В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Костенко О. І.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2023

**Міністерство освіти і науки України**  
**Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського**  
**«Харківський авіаційний інститут»**

Факультет Літакобудування

Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»  
(найменування)

**ЗАТВЕРДЖУЮ**  
**Завідувач кафедри**  
к.т.н., доц. Андрій ГУМЕННИЙ

“     ”     \_\_\_\_\_ 202\_\_ року

**ЗАВДАННЯ**  
**НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ**

Кізім Данило Олександрович  
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи:

Середньомагістральний пасажирський літак з  
удосконаленою конструкцією відцентрованого  
паливного насоса»

керівник кваліфікаційної роботи Малков І.В.  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 405 уч від «20» 03 2023 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи \_\_\_\_\_

Вихідні дані до роботи Крейсерська швидкість – 650 км/год, крейсерська висота  
польоту – 8000 м, дальність польоту – 3000 км, довжина розбігу – 1800 м, довжина  
пробігу – 2000 , кількість пасажирів 110

Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)

## Реферат

### 1. Конструкторський розділ

#### 1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі й задач проектування

- 1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.
- 1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.
- 1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
- 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.
- 1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.
- 1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.
- 1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.
- 1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.
- 1.1.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів і обтічників літака. Оформлення результатів розрахунків.
- 1.1.10 Стандартна специфікація проектного літака.

#### 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака

- 1.2.1 Визначення лобового опору проектного літака.
- 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака.
- 1.2.3 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака.
- 1.2.4 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні й масові характеристики.
- 1.2.5 Розрахунок моментних характеристик, статичної стійкості й керованості літака.
- 1.2.6 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектного літака.

#### 1.3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання \_\_\_\_\_ проектного літака

(назва агрегату)

- 1.3.1 Розробка майстер-геометрії агрегату.
- 1.3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат.
- 1.3.3 Уточнення конструктивно-силової схеми агрегату.
- 1.3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.

- 1.3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.
- 1.3.6 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу.
- 1.3.7 Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем.
- 1.3.8 Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних і нерегулярних зонах.
- 1.3.9 Уточнення геометричних і конструктивних параметрів агрегату.
- 1.3.10 Керівництво з технічної експлуатації проектного агрегату літака.

#### **1.4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання однієї з систем літака**

- 1.4.1 Проектування і моделювання силової установки.
- 1.4.2 Проектування і моделювання системи керування.
- 1.4.3 Проектування і моделювання гідравлічної системи.
- 1.4.4 Проектування і моделювання пневматичної системи.
- 1.4.5 Проектування і моделювання систем життєзабезпечення.
- 1.4.6 Посібник з експлуатації проектного агрегату літака.

## **2. Технологічний розділ**

Розробка технології виготовлення агрегату літака

- 2.1. Аналіз вихідних конструкторських документів проектного агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату.
- 2.2. Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення.
- 2.3. Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць, розробка технологічних карт процесу збирання, нормування, цикловий графік збирання.
- 2.4. Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування.
- 2.5. Організація робочого місця й техніка безпеки.

## **3. Економічний розділ**

### **РОЗРАХУНОК ПОКАЗНИКІВ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ**

- 3.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, та оцінка можливих обсягів його реалізації.

- 3.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується, як товарного продукту.
- 3.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проектуванні літака в дослідному конструкторському бюро та при серійному виготовленні літака на виробничому авіаційному підприємстві.
- 3.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення об'єму можливих продаж готових ЛА.
- 3.1.4 Основні напрямки підвищення ефективності надзвукових пасажирських літаків другого покоління, зв'язані з цим основні проблеми і деякі результати дослідження.

### **3.2. Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літального апарату.**

- 3.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідницько-конструкторському бюро.
- 3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літального апарату.

### **3.3. Розрахунок основних тактико-економічних показників проектування та виробництва літального апарату**

- 3.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро.
- 3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виготовлення літального апарату

### **3.4. Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту.**

### **3.5. Висновки щодо економічного розділу.**

## **4. Спеціальне завдання: 1) Симуляція ANSYS**

2) Розрахунок відцентрового насоса

3) Дослідження аеродинамічних характеристик комбінування відхиляемого носка та передкрилка та / спосіб їх конструктивної реалізації

## **Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)**

- майстер-геометрія поверхні літака,
- креслення загального вигляду (формат А1);

- модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
- конструктивно-силове компонування літака (формат А1).
- майстер-геометрія агрегату;
- модель розподілу простору агрегату.

### Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	д.т.н., професор каф. №103 Малков І.В.		
2. Економічний розділ	канд. економ. наук, доц. каф. №601 Павленко Т.Ю.		
3. Спеціальна частина	д.т.н., професор каф. №103 Малков І.В.		

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.  
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	21.04.2023	
2	Економічний розділ	10.05.2023	
3	Спеціальна частина	30.04.2023	

**Здобувач**\_\_\_\_\_  
(підпис)**Данило КІЗИМ**\_\_\_\_\_  
(ім'я та прізвище)**Керівник кваліфікаційної роботи**\_\_\_\_\_  
(підпис)**Ігор МАЛКОВ**\_\_\_\_\_  
(ім'я та прізвище)

## РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра-науковця: 120 с., 87 рис., 24 табл., 5 дод., 12 джерел.

**Об'єкт дослідження** – вузько фюзеляжний пасажирський літак з ТГД.

**Мета роботи** – проектування вузько фюзеляжного пасажирського літака з двома турбогвинтовими двигунами, а також визначення злітної маси і геометричних параметрів в нульовому наближенні; розробку конструктивно-силової схеми планера літака; розрахунок навантажень на консоль крила; розрахунок верхньої монолітної панелі консолі крила; розрахунок дренажної та паливної системи на висотність; розробка технології виготовлення деталі літака листовим штампуванням, проектування штампа; розрахунок вартості виготовлення проектного літака; проектування турбулізаторів.

Метод дослідження – статистичний, аналітичні методи розрахунку, методи будівельної механіки, розрахунку літака на міцність.

Результати дипломного проекту бакалавра і його новизна: в результаті виконання дипломного проекту бакалавра отримані наступні результати:

1) визначено масові і геометричні параметри вузько фюзеляжного середньо магістрального літака пасажирської категорії з двома турбогвинтовими двигунами в нульовому наближенні, розроблено креслення загального вигляду. Злітна маса літака в третьому наближенні склала 50800 кг, комерційне навантаження – 11360 кг, палива – 10157кг.

2) розроблена конструктивно-силова схема літака. Для крила, стабілізатора та кіля обрана кесонна схема, фюзеляж виконаний за балочно-стрингерною схемою.

3) Визначене навантаження згинального, крутильного моменту та перерізуючої сили від маси палива, конструкції та аеродинамічної сили на консоль крила

4) спроектований верхня монолітна панель крила за основу якої була взята панель з Ан-22, підібрані оптимальні параметри перетинів в чотирьох зонах за розмахом крила, виконане складальне креслення;

5) спроектована паливна система літака, визначений необхідний об'єм паливних баків; визначена маса палива, яка складає 16747 кг.

6) розробка технології виготовлення деталі літака листовим штампуванням і проектування штампа..

7) розрахована вартість літака з двигунами, яка склала 2,808 млн. дол.;

8) визначенні та розраховані розміри та положення відносно хорди крила турбулізаторів.

**ЛІТАК, ФЮЗЕЛЯЖ, ПАНЕЛЬ, КРИЛО, СИЛОВА УСТАНОВКА, СОБІВАРТІСТЬ.**

Умови отримання: за письмовим дозволом завідуючого кафедрою проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».



## Зміст

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	11
1.1. Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних	11
1.1.1 Розробка технічного завдання.....	11
1.1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз .....	13
1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака .....	17
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака .....	18
1.1.5 Визначення злітної маси літака в трьох наближеннях .....	20
1.1.6 Вибір типу двигуна.....	44
1.1.7 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака .....	44
1.1.8 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.....	47
1.1.9 Висновки.....	52
1.2. Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака. ....	53
1.2.1 Розрахунок поляри й аеродинамічної якості у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака. ....	53
1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокуса літака. Аналіз поздовжньої та поперечної стійкості літака. ....	54
1.2.3 Розробка конструкції збірних вузлів і деталей агрегату літака.....	55
1.2.4 Висновки.....	61
1.3. Визначення геометричних характеристик елементів перерізу регулярної зони панелі з умов забезпечення їх статичної міцності.....	61
1.3.1 Розрахунок повітряних і масових навантажень, що діють на панель.....	61
1.3.2 Проектувальний розрахунок силових елементів регулярної зони в перерізах агрегату.....	67
1.3.3 Висновки.....	71
1.4. Розробка конструкції складальних вузлів і деталей агрегатів літака.....	71
1.4.1 Вибір й обґрунтування складу силової установки літака. ....	71
1.4.2 Проектування паливної системи (визначення потрібного об'єму паливних баків, розташування палива на літаку, розробка схем розташування паливних баків, виробіток палива, перекачування палива, аварійного зливу, дозাপравки, дренажу та наддуву, розрахунок висотності, дренажу й аварійного зливу). ....	72
1.4.3 Проектування протипожежної системи силової установки (розробка компонувальних схем систем виявлення пожежі, пожежогасіння та нейтрального газу). ....	79
1.4.4 Профілювання повітрязбірника. ....	79

1.4.5	Проектування масляної системи.....	81
1.4.6	Висновок.....	83
2.	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	84
2.1.	Конкурентні переваги проектованого літака й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту .....	84
	Характеристика тактико-економічних показників проектованого пасажирського легкого літака, як товарного продукту .....	84
2.2.	Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату .....	85
	Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро .....	85
	Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака.....	85
2.3.	Розрахунок техніко-економічних показників проектування і виробництва літального апарату .....	86
2.3.1	Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро.....	86
2.3.2	Розрахунок витрат на серійне виробництво .....	88
2.4.	Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту .....	92
2.4.1	Визначення точки беззбитковості.....	92
2.5.	Висновки .....	94
3.	СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	94
3.1.	Симуляція ANSYS .....	94
3.1.1	Висновки.....	96
3.2.	Розрахунок відцентрового насоса .....	96
3.2.1	Розрахунок основних параметрів відцентрового насоса.....	97
3.2.2	Розрахунок параметрів відцентрового насоса за допомогою методу кінцевих елементів .....	103
3.2.3	Висновок.....	107
3.3.	Дослідження аеродинамічних характеристик комбінування відхиляючого носка та передкрилка та спосіб їх конструктивної реалізації .....	107
3.3.1	Математичний опис.....	110
3.3.2	Розрахунки методом кінцевих елементів.....	111
3.3.3	Схема конструктивною реалізації .....	114
3.3.4	Висновки.....	115
	ВИСНОВКИ.....	116
	ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ.....	117
	ДОДАТОК А.....	118
	ДОДАТОК Б.....	119
	ДОДАТОК В.....	120
	ДОДАТОК Г.....	121
	ДОДАТОК Д.....	122

## **1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ**

### **1.1. Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних**

На самому початку розвитку реактивної пасажирської авіації не було необхідної кількості аеропортів, які змогли б обслуговувати велику кількість реактивних пасажирських літаків, внаслідок цього була придумана система Хабів. Вона полягала в тому, що в країні перебувало кілька великих аеропортів, які брали і обслуговували сучасні реактивні літаки, які були вимогливі до ЗПС і наземного обслуговування, а літаки менш вибагливі доставляли пасажирів з регіональних аеропортів до хабам. Внаслідок цього були створені такі надважкі пасажирські літаки як Боїнг 747 і Еїрбас А380. Але в сучасному світі, інфраструктура аеропортів навіть регіональних, настільки просунулася, що система хабів вже не актуальна і важкі пасажирські літаки просто не потрібні. Внаслідок цього з'являється потреба в літаках пасажиромісткістю від 70 до 200 пасажирів, на відстань від 1500 км до 7000км. Сучасні пасажирські літаки з ТРДД виконують це завдання, але ТРДД більш складні в обслуговуванні і менш економічно ніж ТГД. Сучасні пасажирські літаки з ТГД розраховані на перевезення до 90 пасажирів і на дальність до 2000 км, хоча можливості двигунів ТГД вже давно вище того, як вони використовуються.

Внаслідок цього доцільно відібрати частину ринку, який використовують літаками з ТРДД для літаків з ТГД. Саме для цього і створюється даний проект літака на 110 пасажирів і дальністю до 3000 км з двома ТГД.

#### ***1.1.1 Розробка технічного завдання***

Проектований літак створюється як база пасажирських літаків з пасажиромісткістю до 110 чоловік, з двома двигунами ТГД.

Даний літак повинен забезпечити:

- можливість використання різних варіантів за видами застосування (магістральний, адміністративний, регіональний) та комплектації обладнання (зарубіжна або вітчизняна авіоніка і обладнання);

- повна відповідність застосовуваним сьогодні нормам льотної придатності АП-25 (норми льотної придатності літаків транспортної категорії), екологічним вимогам і стандартам якості;

- високий рівень, як експлуатаційного, так і технічної досконалості;

- широкий діапазон по швидкості, дальності, комфорту;

- конкурентоспроможність щодо зарубіжних аналогів;

- висока паливна ефективність;

- можливість здійснення перельотів в несприятливих погодних умовах.

Проектований літак призначений для перевезення пасажирів, вантажів, пошти, багажу на місцевих і міжнародних авіалініях.

Літак, все його обладнання, комплектуючі, двигуни, а так само документація повинні відповідати:

- справжньому технічним завданням (ТЗ);
- авіаційним правилам АП-25;
- допоміжна силова установка (ЗСУ) – авіаційним правилам АП-ВД (норми льотної придатності допоміжних двигунів повітряних суден);
- двигуни – авіаційним правилам АП-33 (Норми льотної придатності двигунів повітряних суден).

По шуму літак не повинен порушувати вимоги 4-го розділу міжнародних стандартів «Охорона навколишнього середовища» та вимогам АП-36.

Літак повинен бути спроектований за принципом «безпечної пошкоджуваності».

Літак, обладнання та системи, двигуни повинні експлуатуватися не більше призначеного ресурсу.

Літак повинен забезпечити польоти:

- в різний час доби (вночі і вдень);
- в складних і простих метеоумовах;
- над водним (моря і океани) простором;
- над гірською, горбистій і рівнинною місцевістю;

Конструкція і розташування вантажних люків повинні забезпечити від'їзд і під'їзд наземних засобів для виконання вантажно-розвантажувальних робіт.

Чистота рідини гідросистеми повинна контролюватися засобами фільтрації (бортовими).

Конструкція гідросистеми повинна допускати можливість демонтажу агрегатів і фільтрів, що мають менший ресурс, ніж відповідні ресурси планера, без зливу рідини.

Під час всього польоту в кабінах літака повинна підтримуватися температура повітря в межах 18...25 °С. Дані температури повинні бути отримані не більш як через 25 хвилин після зльоту.

Для кожного пасажера і члени екіпажу повинні бути передбачені засоби індивідуального обдуву.

Конструкція планера літака повинна допускати установку інших аналогічних двигунів, в тому числі і іноземних.

Паливна система не повинна допускати можливості накопичення забруднень у елементах подачі палива і в паливних баках.

Повинні бути передбачені засоби, що забезпечують під час пожежі на двигуні, живучість силової установки, а також захист конструкції від вогню.

Відповідно до вимог на борту літака повинні бути передбачені і обладнані місця для розміщення аптечки медичної допомоги.

Конструкція функціональних систем літака повинна забезпечувати:

- певних товарів для різних видів контролю (візуального, оптичного, органолептичного);
- легко знімних і легко приєднувальних пристроїв з'єднання;

– можливість сполучення об'єктів контролю із засобами зовнішнього контролю.

Засоби наземного технічного обслуговування (ТО) повинні виконувати високопродуктивне, якісне ТО, усунення різного роду несправностей і пошук проблем, ефективно виконувати розвантажувально-навантажувальні роботи.

Наземні засоби заправки повинні виключати можливість забруднень паливної, масляної гідравлічної систем.

Система заправки літака повинна бути ув'язана з характеристиками зарубіжних заправних систем.

Розташування датчиків і різних зовнішніх приладів не повинні перешкоджати стикуванню трапів зарубіжних зразків.

Застосовувані в конструкції лакофарбові матеріали повинні допускати застосування іноземних рідин для видалення зледеніння з поверхні літака.

### **1.1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз**

Збір та обробка статистичних даних в ході проектування літака дозволяє:

- 1) отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування пасажирського типу літаків і їх льотно-технічних якостей;
- 2) визначити тенденції та перспективи розвитку розробляється типу літака, кількісні і якісні зміни ТТВ до літака, умови виробництва і експлуатації.
- 3) визначити ряд параметрів літака.

Для збору статистичних даних необхідно використовувати дані літаків, аналогічно проектуваного і мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації.

В якості літаків-аналогів взяті такі літаки: DHC-8-Q400; ATR 72; Ил-114 CASA C-295; C.160 Transall; Ан-32.

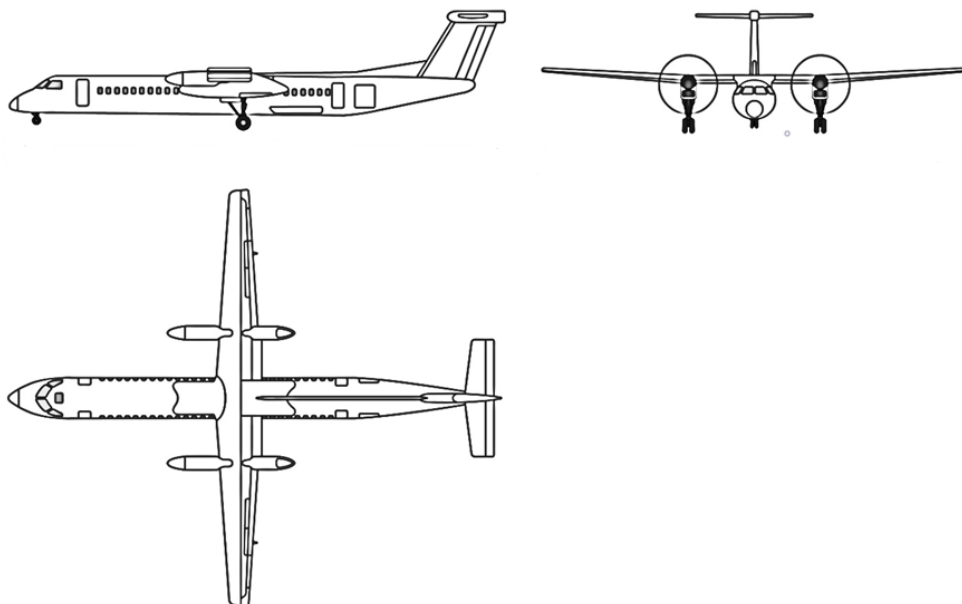


Рисунок 1 - Схема літака DHC-8-Q400



Рисунок 2 - Схема літака ATR 72

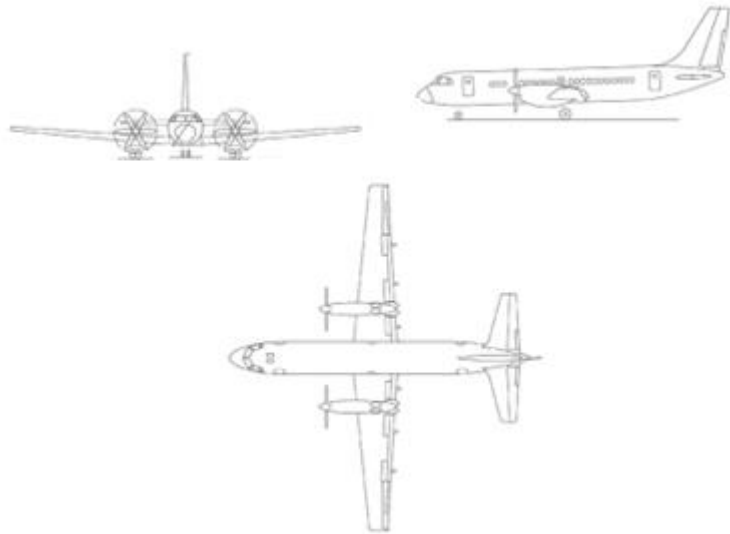


Рисунок 3 - Схема літака Ил-114

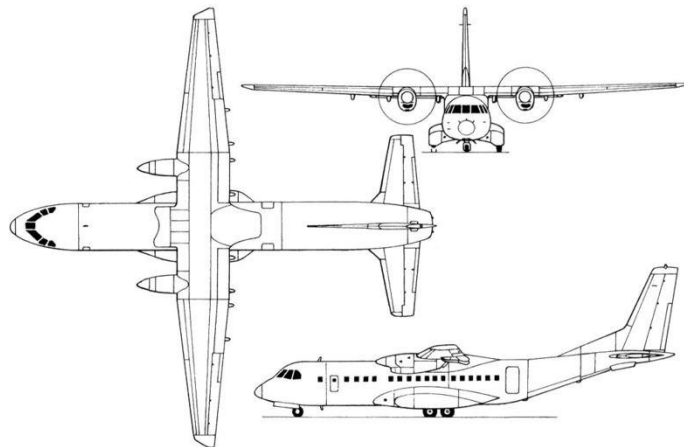


Рисунок 4 - Схема літака CASA C-295

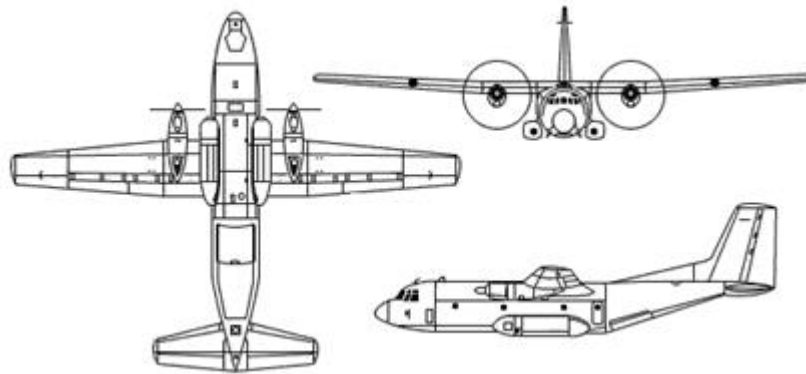


Рисунок 5 - Схема літака С.160 Transall

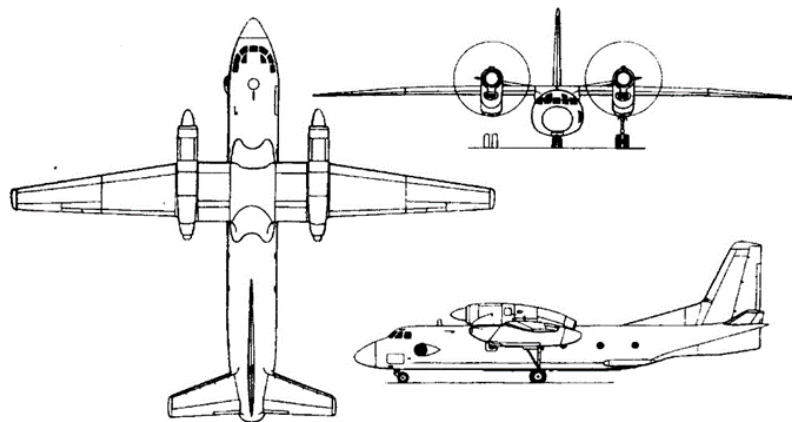


Рисунок 6 - Схема літака Ан-32

Статистичні дані літаків-аналогів вносимо в Таблиця 1.

Таблиця 1 - Статистичні дані літаків-аналогів

Параметри	Найменування літака					
	ДНС-8- Q400	ATR 72	Ан-32	Ил-114	CASA C- 295	С.160 Transall
Льотні дані						
$V_{\max}$ , КМ/ГОД	680	511	530	510	500	535
$H_{\max}$ , КМ	8,2	8	8,1	7,6	7,6	8,5
$V_{кр}$ , КМ/ГОД	667	509	500	500	482	495
$H_{кр}$ , КМ	8	7,62	8	7,5	7,5	8
$V_{взл}$ , КМ/ГОД	240	240	240	240	240	240
$V_{пос}$ , КМ/Ч	230	230	230	230	230	230
$L_{км}$ (с max m <sub>п</sub> )	2522	1324	1600	1 900	5400	4500

Параметри	Найменування літака					
	DHC-8-Q400	ATR 72	Ан-32	Ил-114	CASA C-295	C.160 Transall
$L_{розб}, \text{М}$	1402	1 223	850	1276	980	795
$L_{проб}, \text{М}$	780	590	450	680	540	360
Вагові характеристики						
$m_o (m_{взл}), \text{КГ}$	29257	22 800	27000	23500	23200	49100
$m_o \text{ max}, \text{КГ}$	29257	22 970	27000	23500	23200	49200
$m_{пос}, \text{КГ}$	28009	22 350	26000	22700	22000	44000
$m_{пуст}, \text{КГ}$	25855	20500	17308	13700	11200	28760
$m_T, \text{КГ}$	6526	6974	5500	6700	2960	16500
$n_{пас}, \text{ЧОЛ}$	90	74	50	64	97	52

Дані силової установки						
Число и тип двигунів	2 × ТГД PW150 А	2 × ТГД Pratt & Whitney Canada PW127, AFT-31	2 × ТГД АИ-20Д-5М	2 × ТГД ТВ7-117	2 × ТГД General Electric CT7-9C	2 × ТГД Роллс-Ройс «Тайн» RTy.20 Mk.22
$N_0 \text{ kW}$	10296,9 8	4102	7624	3677,494	3950	9100
$m_{дв}, \text{КГ}$	716,9	481,7	1040	530	244	1085
Геометричні дані						
$S, \text{м}^2$	63,1	61,0	74,98	81,90	59,1	160,1
$l, \text{м}$	28,4	27,05	29,2	30	25,81	40
$\chi, \text{град}$	3,4	0	0	3,14	0	0
$\lambda$	12,78	12	11,37	11	11,26	10
$\eta$	2,4	1,78	4	2,5	3,5	2
$L_\phi, \text{м}$	32,81	27,17	23,7	26,87	24,4	32,4
$D_\phi, \text{м}$	2,7	2,6	2,4	2,86	2,5	3,7
$\lambda_\phi$	12,15185	10,45	9,875	9,395105	9,76	8,756757
$S_\phi, \text{м}^2$	5,72265	5,3066	4,5216	6,420986	4,90625	10,74665
$\bar{S}_{ГО}$	0,18	0,205	0,17	0,205	0,247	0,17
$\bar{S}_{ВО}$	0,29	0,198	0,31	0,198	0,156	0,31



Похідні величини						
$P_o = \frac{m_o g}{10 \cdot S}$ , кг/м <sup>2</sup>	454,3876	356,1738	352,8941	281,1966	384,7039	301,161
$t_o = \frac{10 \cdot N_o}{m_o \cdot g}$	0,359132	0,188801	0,288133	0,1596809	0,173733	0,188734
$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{N_o}$ , даН	0,069622	0,117431	0,136411	0,1441216	0,061772	0,119230
$\bar{m} = \frac{m_{ком}}{m_o}$	0,248	0,21	0,24	0,215	0,2	0,24

### 1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака

При проектуванні нового літака виникає завдання вибору його загальної схеми. Це по суті є початковим етапом синтезу проекту літака. Формалізувати прийняті рішення з цієї проблеми в повній мірі не представляється можливим. Однак в рамках вже реалізованих або запропонованих рішень можна організувати формальний пошук найкращого рішення з точки зору оціночного критерію і задоволення поставленим завданням ТТВ і ТЗ.

Під вибором загальної схеми літака мається на увазі не тільки вибір його аеродинамічної схеми, хоча вона і є визначальною в реалізації принципу дії літака, але також схеми силової установки, злітно-посадкових пристроїв, розміщення екіпажу та цільового навантаження і т. д.

Остаточний вибір загальної схеми виробляємо з ряду конкуруючих варіантів на основі оптимізації кожного з них і подальшого всебічного їх аналізу. В якості оціночного критерію для літака приймаємо його злітну масу, а в якості обмежень – льотно-технічні характеристики, задані ТТВ і ТЗ.

Після збору статистичних даних переходимо до розробки ТТВ. Цей етап буде проводитися на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнивши задані ТТВ проектованого літака. За прототип був узятий ДНС-8-Q400.

Так як заданий пасажирський літак з пасажиромісткістю  $n=110$ , і дальністю польоту  $L = 3000$  км, то призначаємо довжину розбігу  $L_{розб} = 200$  м, тоді висота крейсерського польоту  $H_{крейс} = 8000$  м, крейсерська швидкість  $V_{крейс} = 650$  км/год. Отримані ТТВ заносимо в таблицю.

Таблиця 2 - Тактико-технічні вимоги

Дальність польоту, км	Крейсерська швидкість, км/год	Крейсерська висота полоту, м	Довжина розбігу, м	Число двигунів, шт.	Кількість пасажирів, чол.	Екіпаж, чол.
3000	650	8000	1800	2	110	4

### **1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака**

Після вивчення всіх літаків, обраних для збору статистичних даних, для проєктованого літака була обрана нормальна аеродинамічна схема, тому що вона дає наступні переваги:

- плавне обтікання крила;
- ГО не затінює крило;
- носова частина коротка, що призводить до кращої шляхової стійкості.

Але є і ряд недоліків:

- горизонтальне оперення працює в умовах скошеного потоку і загальмованого крилом повітряного потоку;
- практично на всіх режимах польоту горизонтальне оперення створює негативну підйомну силу.

По розташуванню крила була обрана схема високоплан. При цьому досягається ряд переваг:

- двигуни віддалені від ЗПС
- зменшується опір інтерференції.
- збільшена підйомна сила.

Недоліки:

- ускладнене обслуговування двигунів літака та його планера.
- посилення конструкції нижньої частини фюзеляжу.

Крило має трапецієподібну форму. Трапецієподібна форма збільшує підйомну силу крила, що зменшує дистанцію розбігу, та покращує взлітно-посадкові та льотні характеристики. Але має невелику будівельну висоту, звідси зменшується жорсткість і обсяг під паливні баки

Однокільове оперення, має такі переваги:

- простота вузлів кріплення оперення;
- не обтяжена хвостова частина;

Недоліки:

- вплив спутної струменя крила;
- зменшується плече горизонтального оперення;

Вертикальне і горизонтальне оперення однокільове.

На літаку встановлені 2 двигуна, що збільшує живучість і надійність силової установки. Тип двигунів ТГД. Двигуни розташовані на пілонах під крилом, що забезпечує пожежну безпеку, розвантажується фюзеляж. Двигуни винесені вперед під крилом. При цьому забезпечується аеродинамічну розвантаження крила, обдування механізації крила, підвищується її ефективність. Але в той же час збільшується опір за рахунок гондоли, пілонів; в разі відмови одного двигуна виникає великий розвертає; близькість двигунів до землі знижує його ресурс.

Шасі виконано за трьохопорною схемою з носовою стійкою. При такій схемі літак при посадці має тенденцію до опускання носа, до зменшення кута

атаки і підйомної сили. Краще огляд з кабіни, хороша шляхова стійкість при рулюванні по ЗПС. Однак передня опора обважнюється і ускладнюється, погіршується прохідність літака на ґрунтових аеродромах. Основні стійки забираються в фюзеляж.

За статистичними даними були визначені основні параметри крила  $\lambda$ ,  $\chi$ ,  $\eta$ , відносна хорда закрилки, кути відхилення закрилків, відносна площа елеронів, параметри фюзеляжу, ГО, ВО, і занесені в таблицю 1.3.

Таблиця 3 - Основні параметри літака

$\lambda$	$\chi^\circ$	$\eta$	$\overline{S}_{эл}$	$\lambda_\phi$	$D_\phi \text{ м}$	$L_\phi \text{ м}$	$\bar{c}$
12	26	3,5	0,05	8,92	3,7	33	0,15
$\overline{S}_{ГО}$	$\overline{S}_{ВО}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi^\circ_{го}$	$\chi^\circ_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,26	0,2	4,5	1,5	6,63	27	2,5	2

По результатам ТТВ вибираємо наступну схему для проєктованого вузькофюзеляжного пасажирського літака з двома ТГД.

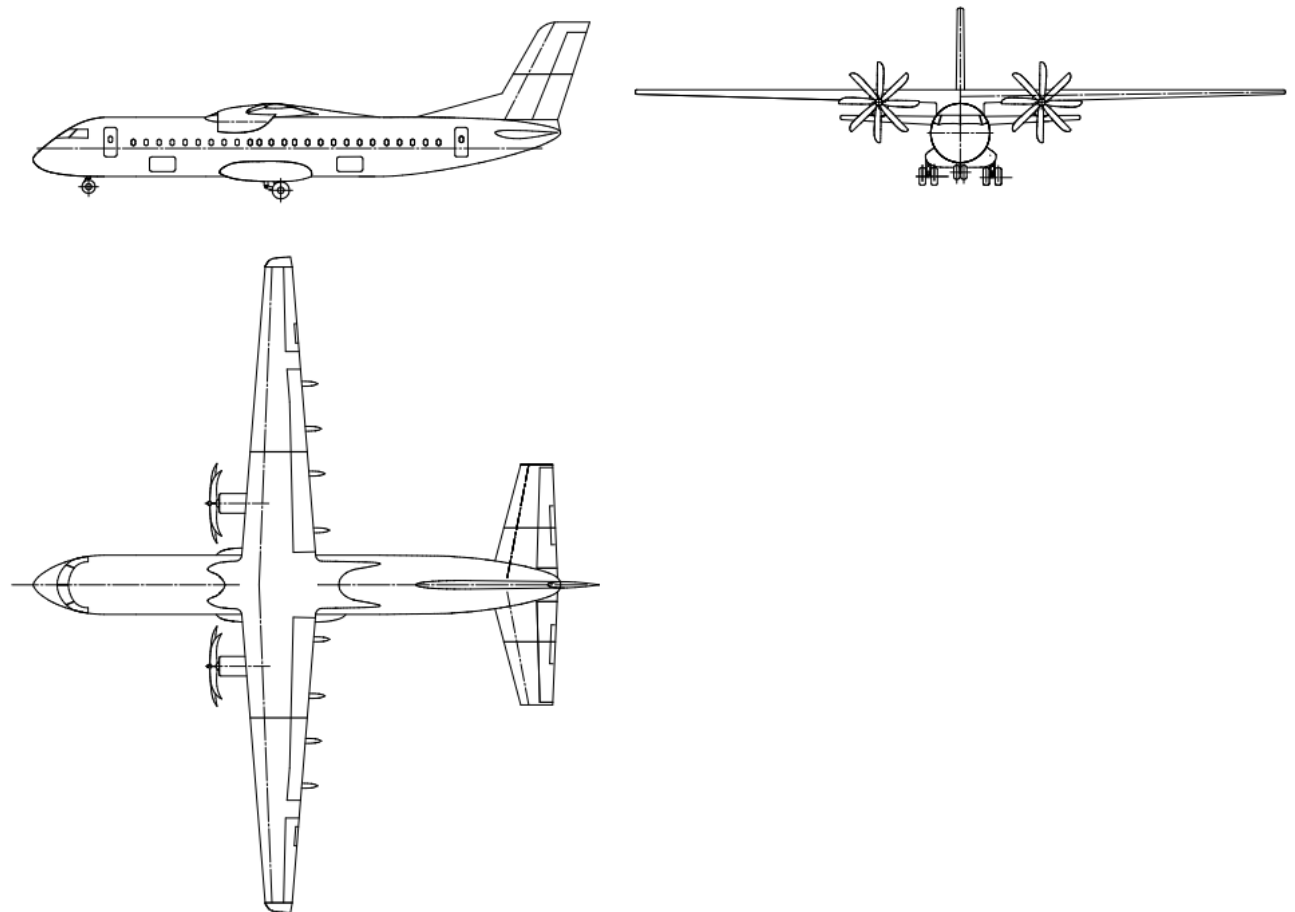


Рисунок 7 - Схема проєктованого вузькофюзеляжного пасажирського літака з двома ТГД

### **1.1.5 Визначення злітної маси літака в трьох наближеннях**

#### **1.1.5.1 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні**

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається після вибору схеми літака. Розраховується за формулою [1, с. 829]:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н.} + m_{с.н.}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об})};$$

де  $m_{ц.н.}$  – маса цільового комерційного навантаження:

$$m_{ц.н.} = 120 \cdot n_{пас} = 120 \cdot 110 = 13200 \text{ кг};$$

$m_{с.н.}$  – маса службової навантаження і екіпажу, приймається, що середня маса

кожного члена екіпажу складає 80 кг:

$$m_{с.н.} = 80 \cdot n_{ек} = 80 \cdot 4 = 320 \text{ кг};$$

$\bar{m}_к$  – відносна маса конструкції літака, яка включає в себе відносну масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі:

$\bar{m}_к = 0,28$  – для дозвукових, пасажирських, магістральних середніх літаків;

$\bar{m}_{сy}$  – відносна маса силової установки, яка складається з відотною маси двигунів із засобами їх установки і обслуговуючими системами:

$\bar{m}_{сy} = 0,1$  – для дозвукових, пасажирських, магістральних середніх літаків;

$\bar{m}_{об.упр.}$  – відносна маса обладнання та управління, яка включає в себе гідросистему, пневмо систему, систему електропостачання, пілотажно-навігаційне обладнання та управління кермом висоти і т.д.;

$\bar{m}_{об.упр.} = 0,1$  – для дозвукових, пасажирських, магістральних середніх літаків;

$\bar{m}_T$  – відносна маса палива, яку знаходять за емпіричною формулою:

$$\bar{m}_T = a + \frac{bL}{V},$$

де  $a = 0,04$ ,  $b = 0,05$ , тоді

$$\bar{m}_T = 0,04 + \frac{0,05 \cdot 3000}{575} = 0,27.$$

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0 = \frac{13200 + 320}{1 - (0,28 + 0,10 + 0,27 + 0,1)} = 53600 \text{ кг}.$$

#### **1.1.5.1.1 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління в нульовому наближенні**

Після визначення злітної маси літака нульового наближення необхідно визначити:

масу конструкції літака:

$$m_к = 0,28 \cdot m_0 = 0,28 \cdot 53600 = 15010 \text{ кг};$$

маса крила:

$$m_{кр} = 0,396 \cdot m_k = 0.396 \cdot 15010 = 5943,7 \text{ кг};$$

маса фюзеляжу:

$$m_{ф} = 0,351 \cdot m_k = 0.351 \cdot 15010 = 5268,3 \text{ кг};$$

маса оперення:

$$m_{оп} = 0,069 \cdot m_k = 0.069 \cdot 15010 = 1035,64 \text{ кг};$$

маса шасі:

$$m_{ш} = 0,184 \cdot m_k = 0.184 \cdot 15010 = 2761,7 \text{ кг};$$

маса палива:

$$m_T = 0,27 \cdot m_0 = 0,27 \cdot 53605 = 14514,57 \text{ кг};$$

маса СУ:

$$m_{су} = 0.1 \cdot m_0 = 0.1 \cdot 53600 = 5360 \text{ кг};$$

маса обладнання:

$$m_{об} = 0.1 \cdot m_0 = 0.1 \cdot 53600 = 5360 \text{ кг}.$$

Всі значення мас заносимо в.

Таблиця 4 - Значення мас агрегатів літака в нульовому наближенні

$m_0$ ,КГ	$m_{ц.н.}$ ,КГ	$m_{ек}$ ,КГ	$m_k$ ,КГ	$m_{кр}$ ,КГ	$m_{ф}$ ,КГ	$m_{оп}$ ,КГ	$m_{ш}$ ,КГ	$m_{п}$ ,КГ	$m_{су}$ ,КГ	$m_{дв}$ ,КГ	$m_{об}$ ,КГ
53600	13200	320	15010	5944	5268	1036	2762	14516	5360	717	5361

### 1.1.5.2 *Визначення злітної маси літака в першому наближенні*

Тип літака : Пасажирський

Відн. товщина профілю: 15.00 %;

Подовження крила : 12.00;

Звуження крила : 3.20;

Стріловидність Хпк : 5.00 гр.;

Відн. розмах закрилка: 0.65;

Відн. хорда закрилка: 0.30;

Кут відхилення закрилка: 35.00 гр.;

Коеф. якості закрилка: 0.18;

Відн. розмах предкрилка : 0.00;

Коеф. якості предкрилка : 0.00;

Приріст Су від механізації : 1.70;

Число двигунів : 2;

Потужність двигунів: 5149.00;

ККД гвинта крейсерське: 0.89;

ККД гвинта при відриві: 0.80;

ККД гвинта при наборі висоти: 0.88;

Коеф. тертя пневматиків: 0.04;

Крейсерська висота польоту: 8.00 км.;

Кут атаки під час зльоту: 10.00 гр.

Число М відриву : 0.17

Діаметр фюзеляжу : 3.70 м.

Подовження фюзеляжу : 8.90

Навантаження на мідель: 4985 Дан/м<sup>2</sup>

Коеф. інтерференції: 1.00

Коеф. оперення: 1.35

Маса ком. навантаження: 11000.00 кг.

Коеф. корисної віддачі : 0.25

Отн. висота Vсах : 1.56

Отн. розмах крила : 7.00

Розмах крила : 24.14

Крейсерське М польоту: 0.58

Довжина розбігу: 1800.00 м.

Швидкопідйом. біля землі: 10.70 м / с

Збалансуй. довжина ЗПС: 4500.00 м

tg(ТЕТА): 0.02400

Коеф. дроселювання в польоті: 1.00

Питома вага двигуна: 0.261; Крейсерська висота польоту: 8.00 км.  
 Дальність польоту: 3000.00 км.; Коеф. навігац. запасу: 1.00  
 Відн. площа ВО: 0.20; Відн. площа ГО: 0.25  
 К-роз'єму: 0.97; К-ресурсу: 1.05; К-оперення: 1.00; К-матеріалу оперення: 0.95  
 Відношення С(%) у кореневому перерізі до С(%) у кінцевому СО/СК : 1.0  
 Кількість членів екіпажу : 2; Кріплення головних стійок шасі до фюзеляжу  
 Головні стійки забираються у фюзеляж; Головних стійок – 2  
 Всі головні стійки кріплять до фюзеляжу  
 Тип кріплення : сталевий і алюмінієвий; Тип панелей : монолітні  
 КМ застосовують обмежено Багаж без контейнерів  
 Двигуни на крилі; Паливні баки із внутрішньошовною герметизацією  
 Для визначення коефіцієнтів підйомної сили і опору при зльоті скористаємося формулами:

$$C_{y \text{ отр}} = C_{y \text{ кр}}^{\text{отр}} \left( 1 + \Delta \bar{C}_y \frac{\delta_{з.взл} \bar{b}_z}{\delta_{з.табл} \bar{b}_{з.табл}} \bar{S}_{\text{мех}}^{\text{отр}} \cos^2 \chi_{0,75} \right),$$

$$C_{x \text{ отр}} = 0,012 + 1,1 C_{x0 \text{ отр}} + \Delta C_{x \text{ закр}} + A_{\text{зем}} C_{y \text{ отр}}^2,$$

$$K = \frac{C_{y \text{ отр}}}{C_{x \text{ отр}}}.$$

#### Результати розрахунку:

#### Вплив стрілоподібності крила на коеф. підйомної сили і якість при

#### відриві.

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
Су	1,152	1,151	1,149	1,144	1,138	1,130	1,120	1,108	1,094
Р, [Дан / м <sup>2</sup> ] _ Котр_									
100,0	12,776	12,776	12,765	12,744	12,712	12,668	12,613	12,546	12,467
200,0	12,326	12,326	12,316	12,295	12,264	12,221	12,167	12,102	12,025
300,0	11,969	11,969	11,959	11,939	11,908	11,866	11,813	11,749	11,673
400,0	11,659	11,659	11,649	11,628	11,598	11,557	11,505	11,441	11,367
500,0	11,379	11,378	11,368	11,348	11,318	11,278	11,226	11,164	11,090
600,0	11,121	11,120	11,110	11,091	11,061	11,021	10,970	10,908	10,835
700,0	10,881	10,880	10,870	10,851	10,821	10,781	10,731	10,670	10,598
800,0	10,655	10,655	10,645	10,625	10,596	10,557	10,507	10,447	10,375
900,0	10,442	10,442	10,432	10,413	10,384	10,345	10,295	10,236	10,165

За результатами розрахунку побудовані графіки залежностей коефіцієнта підйомної сили і якості літака від питомого навантаження на крило. Для кута стрілоподібності крила 5, 17 і 26, як найбільш придатних за зібраною статистикою літаків-аналогів.

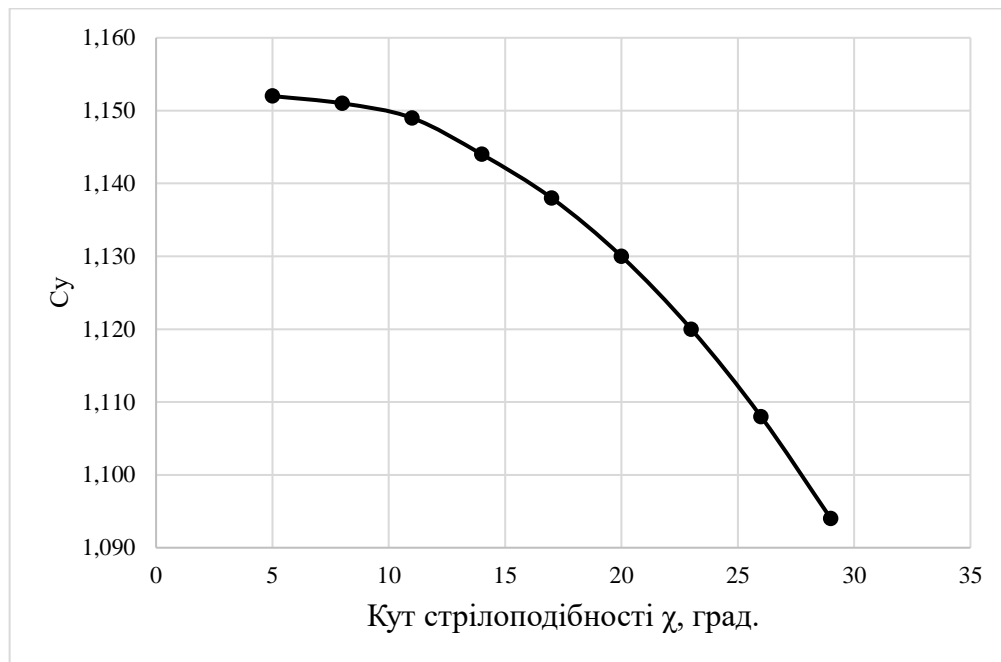


Рисунок 8 - Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від питомого навантаження на крило для кута стрілоподібності крила 5, 17 і 26.

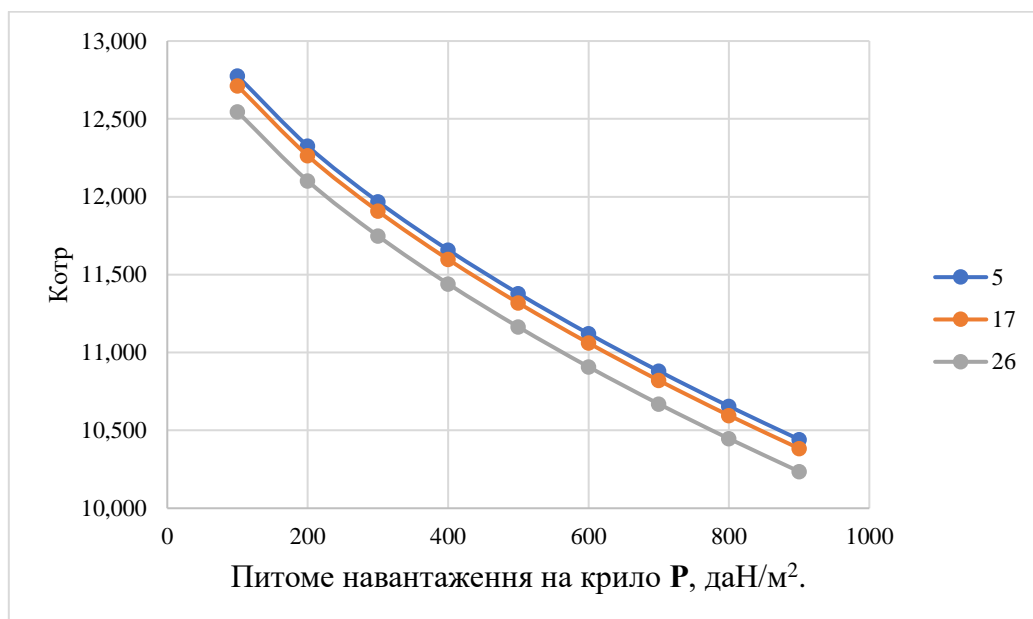


Рисунок 9 - Графік залежності якості літака від питомого навантаження на крило для кута стрілоподібності крила 5, 17 і 26.

Висновки: зі збільшенням кута стрілоподібності коефіцієнт підйомної сили зменшується разом зі злітною якістю літака.

Дослідження впливу кута стрілоподібності крила на величину якості літака у крейсерському режимі польоту

Для дослідження кута стрілоподібності крила на величину якості літака у крейсерському режимі польоту у програмі САПР Siemens NX була побудована 3D модель крила та параметризована у САПР DesignModeller, де кут стрілоподібності крила визначався переміщенням кінцевої хорди крила вздовж

поздовжній осі симетрії літака та пов'язувався з кутом стрілоподібності крила формулою:

$$z_i = L * tg(\chi_i)/2,$$

Де  $L$  – розмах крила;  $\chi$  – кута стрілоподібності;

Розрахункова область показана на рисунку\_. Розрахунки проводились за допомогою Методу Кінцевих Елементів у вирішувачі ANSYS Fluent. Кількість кінцевих елементів складає 2178256. Товщина першого слою 5 мм, усього слоїв 10, градієнт росту складає 1,2.

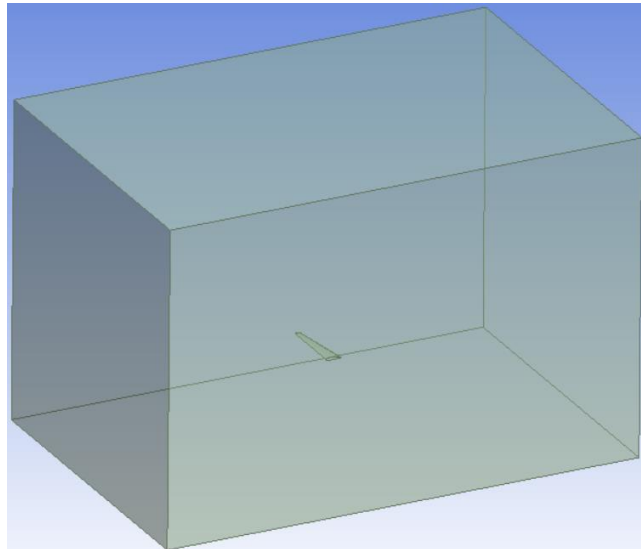


Рисунок 10 - Розрахунковий об'єм

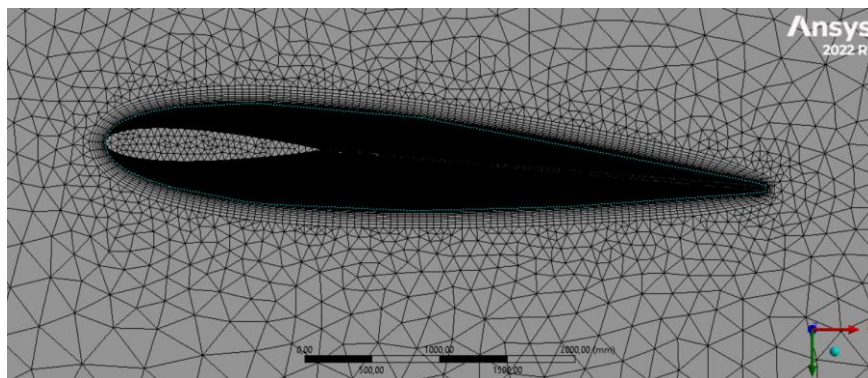


Рисунок 11 - Модель кінцевих елементів

$\chi$	$z$	$K$	$C_x$	$C_y$
2	0,694	23,4423	0,008713	0,204253
4	1,389	23,5260	0,008726	0,205277
6	2,087	23,5876	0,008729	0,2059
8	2,791	23,6604	0,008728	0,206498
10	3,502	23,7423	0,008697	0,206485
12	4,221	23,7924	0,008687	0,206674
14	4,952	23,8284	0,008652	0,206167
16	5,695	23,8612	0,008614	0,20553
18	6,453	23,8712	0,008584	0,20453
20	7,228	23,8778	0,008523	0,203517



22	8,024	23,9245	0,008447	0,202096
24	8,842	23,9746	0,008356	0,200325
26	9,686	23,9837	0,008265	0,198214
28	10,56	23,9457	0,008178	0,195831

За результатами розрахунків побудовані графіки залежності якості, коефіцієнту підйомної сили та опору від кута стрілоподібності.

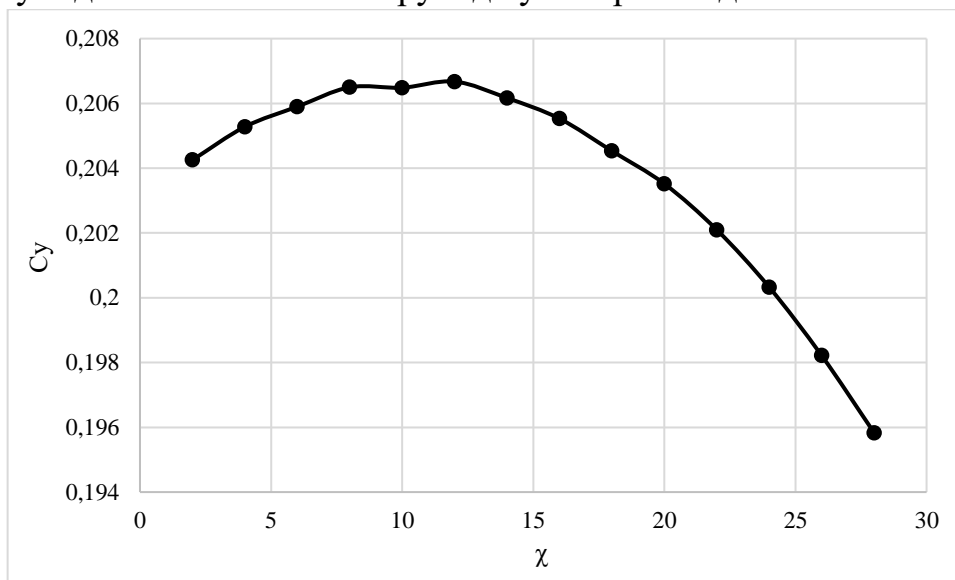


Рисунок 12 - Графік залежності коефіцієнту підйомної сили від кута стрілоподібності

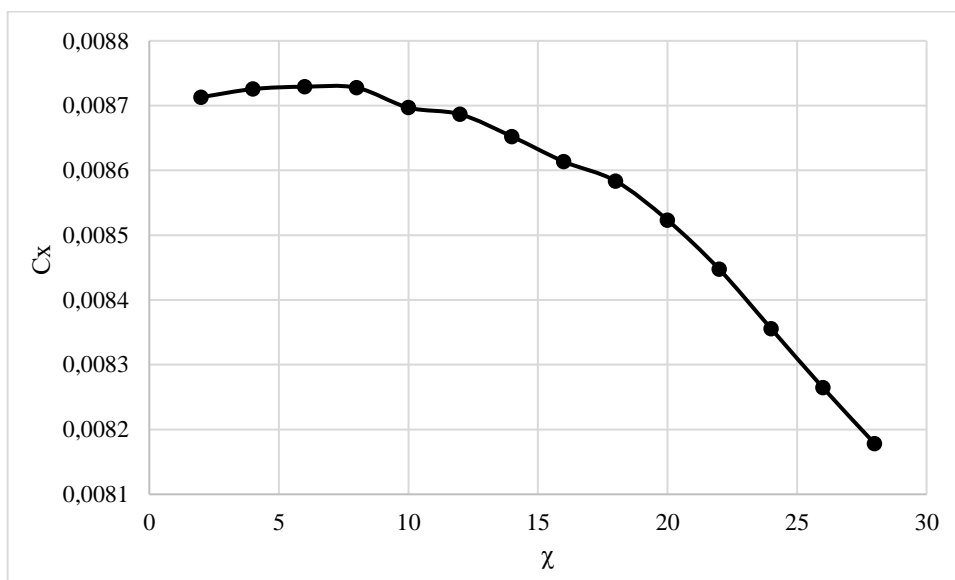


Рисунок 13 - Графіки залежності коефіцієнту опору від кута стрілоподібності

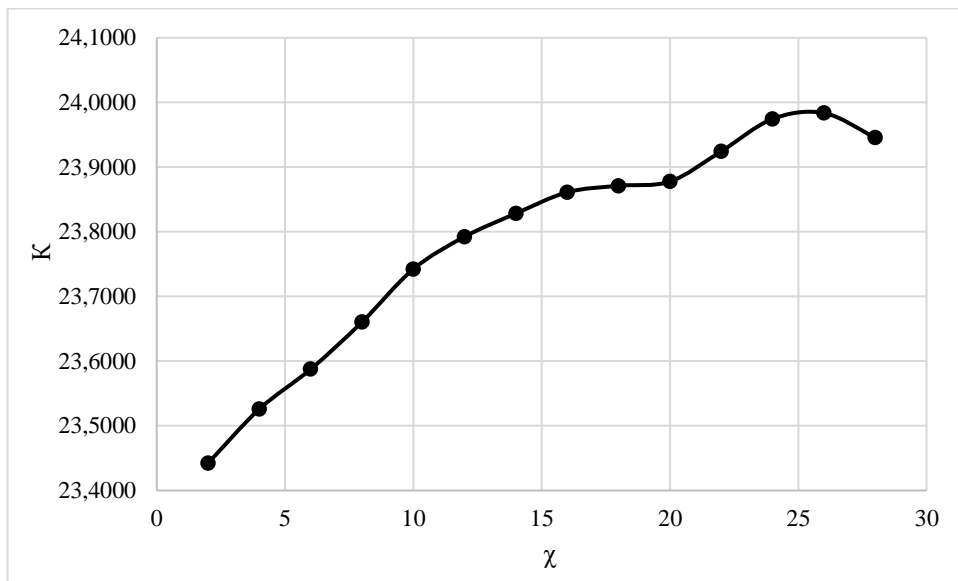


Рисунок 14 - Графіки залежності якості літака від кута стрілоподібності

Висновки: зі збільшенням кута стрілоподібності крила зменшується як і коефіцієнт підйомної сили, так і коефіцієнту опору, однак якість зростає до 26°.

Дослідження впливу кута стрілоподібності крила на величину стартових тягоозброєностей

Для дослідження впливу кута стрілоподібності крила на тягоозброєність використовуємо наступні залежності:

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

$$t_{0 \text{ взл}} = \frac{1}{\xi_{\text{взл}}} \left( \frac{0,832 p}{C_{y \text{ отр}} L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \left( \frac{1}{K_{\text{отр}}} + 2f \right) \right),$$

$$t_{0 \text{ без}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{взл}} (n_{\text{дв}} - 1)} \left( \frac{1}{K_{\text{отр}}} + \text{tg}(\theta_3) \right),$$

де  $p_H$  – тиск на висоті крейсерського польоту.

Результати розрахунку:

Стартова тягоозброєність, яка визначається довжиною розбігу.

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
Р, [Дан / м <sup>2</sup> ] TOP									
100,0	0,043	0,043	0,043	0,044	0,044	0,044	0,045	0,045	0,046
200,0	0,088	0,088	0,089	0,089	0,090	0,090	0,091	0,093	0,094
300,0	0,141	0,141	0,142	0,142	0,143	0,145	0,146	0,148	0,151
400,0	0,201	0,201	0,202	0,203	0,204	0,206	0,209	0,212	0,215
500,0	0,268	0,268	0,268	0,270	0,272	0,274	0,278	0,282	0,287

600,0	0,340	0,340	0,341	0,343	0,345	0,349	0,353	0,358	0,364
700,0	0,417	0,418	0,419	0,421	0,424	0,428	0,434	0,440	0,448
800,0	0,500	0,500	0,502	0,504	0,508	0,513	0,519	0,527	0,537
900,0	0,587	0,588	0,589	0,592	0,597	0,603	0,610	0,620	0,631

Стартова тягоозброєність, що визначається безпекою зльоту.

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
P, [Дан / м <sup>2</sup> ] TOY									
100,0	0,138	0,138	0,138	0,138	0,138	0,138	0,138	0,138	0,138
200,0	0,147	0,147	0,147	0,147	0,147	0,147	0,147	0,147	0,147
300,0	0,154	0,154	0,154	0,154	0,154	0,154	0,154	0,154	0,154
400,0	0,161	0,161	0,161	0,161	0,161	0,161	0,161	0,161	0,161
500,0	0,168	0,168	0,168	0,168	0,168	0,168	0,168	0,168	0,168
600,0	0,174	0,174	0,174	0,174	0,174	0,174	0,174	0,174	0,174
700,0	0,181	0,181	0,181	0,180	0,180	0,180	0,180	0,180	0,180
800,0	0,187	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186
900,0	0,192	0,192	0,192	0,192	0,192	0,192	0,192	0,192	0,192

Стартова тягоозброєність, що визначається крейсерською швидкістю

польоту

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
P, [Дан / м <sup>2</sup> ] TOW									
100,0	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281
200,0	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167
300,0	0,129	0,129	0,129	0,129	0,129	0,129	0,129	0,129	0,129
400,0	0,109	0,109	0,109	0,109	0,109	0,109	0,109	0,109	0,109
500,0	0,097	0,097	0,097	0,097	0,097	0,097	0,097	0,097	0,097
600,0	0,089	0,089	0,089	0,089	0,089	0,089	0,089	0,089	0,089
700,0	0,083	0,083	0,083	0,083	0,083	0,083	0,083	0,083	0,083
800,0	0,079	0,079	0,079	0,079	0,079	0,079	0,079	0,079	0,079
900,0	0,076	0,076	0,076	0,076	0,076	0,076	0,076	0,076	0,076

Стартова тягоозброєність, що забезпечує заданий кут набору висоти

/1-двигун, відмовив/

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
P, [Дан / м <sup>2</sup> ] TOTETA									
100,0	0,086	0,086	0,086	0,086	0,087	0,087	0,088	0,089	0,090
200,0	0,125	0,125	0,125	0,126	0,126	0,127	0,128	0,129	0,131
300,0	0,157	0,157	0,157	0,157	0,158	0,159	0,160	0,162	0,164
400,0	0,185	0,185	0,185	0,186	0,186	0,188	0,189	0,191	0,193
500,0	0,210	0,210	0,211	0,211	0,212	0,214	0,216	0,218	0,220
600,0	0,235	0,235	0,235	0,236	0,237	0,239	0,240	0,243	0,246
700,0	0,258	0,258	0,258	0,259	0,261	0,262	0,264	0,267	0,270
800,0	0,280	0,280	0,281	0,282	0,283	0,285	0,287	0,290	0,294
900,0	0,302	0,302	0,303	0,304	0,305	0,307	0,310	0,313	0,317

Стартова енергоозброєність, що забезпечує задану збалансовану довжину

ЗПС

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
P, [Дан / м <sup>2</sup> ] TOL									
100,0	0,102	0,102	0,102	0,102	0,102	0,103	0,103	0,103	0,103
200,0	0,130	0,130	0,130	0,131	0,131	0,131	0,132	0,133	0,133
300,0	0,161	0,161	0,161	0,162	0,162	0,163	0,164	0,165	0,166
400,0	0,195	0,195	0,195	0,196	0,196	0,197	0,199	0,200	0,202
500,0	0,232	0,232	0,232	0,233	0,234	0,235	0,237	0,239	0,242
600,0	0,272	0,272	0,273	0,274	0,275	0,277	0,280	0,283	0,286
700,0	0,317	0,318	0,318	0,320	0,321	0,324	0,327	0,331	0,335
800,0	0,368	0,368	0,369	0,371	0,373	0,376	0,380	0,385	0,391
900,0	0,424	0,425	0,426	0,428	0,431	0,435	0,440	0,446	0,453
Максимальна тягоозброєність пасажирського літака									
Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
P, [Дан / м <sup>2</sup> ] TO MAX									
100,0	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281	0,281
200,0	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167
300,0	0,161	0,161	0,161	0,162	0,162	0,163	0,164	0,165	0,166
400,0	0,201	0,201	0,202	0,203	0,204	0,206	0,209	0,212	0,215
500,0	0,268	0,268	0,268	0,270	0,272	0,274	0,278	0,282	0,287
600,0	0,340	0,340	0,341	0,343	0,345	0,349	0,353	0,358	0,364
700,0	0,417	0,418	0,419	0,421	0,424	0,428	0,434	0,440	0,448
800,0	0,500	0,500	0,502	0,504	0,508	0,513	0,519	0,527	0,537
900,0	0,587	0,588	0,589	0,592	0,597	0,603	0,610	0,620	0,631

За результатами розрахунків побудовані графіки залежностей потрібних стартових тягоозброєностей на крейсерському, злітному і безпечному режимах польоту а також забезпечує заданий кут набору висоти, задану збалансовану довжину ЗПС, максимальну тягоозброєність пасажирського літак для значень кута стрілоподібності крила 5, 17 і 26.

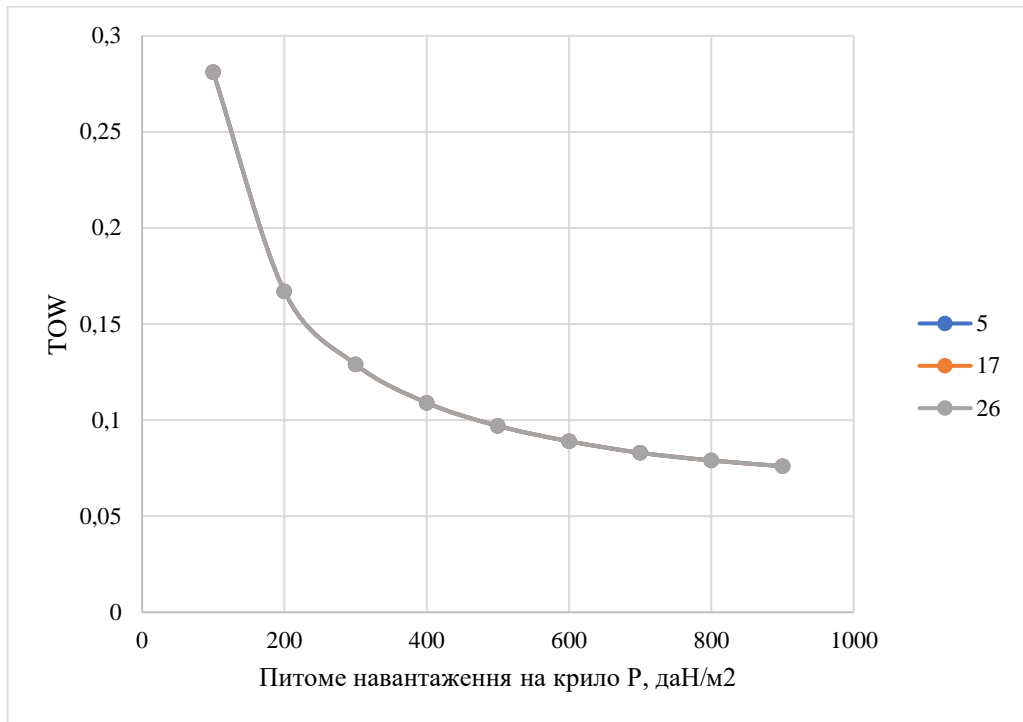


Рисунок 15 - Графіки залежностей startової тягоозброєності від питомого навантаження на крило в крейсерській конфігурації

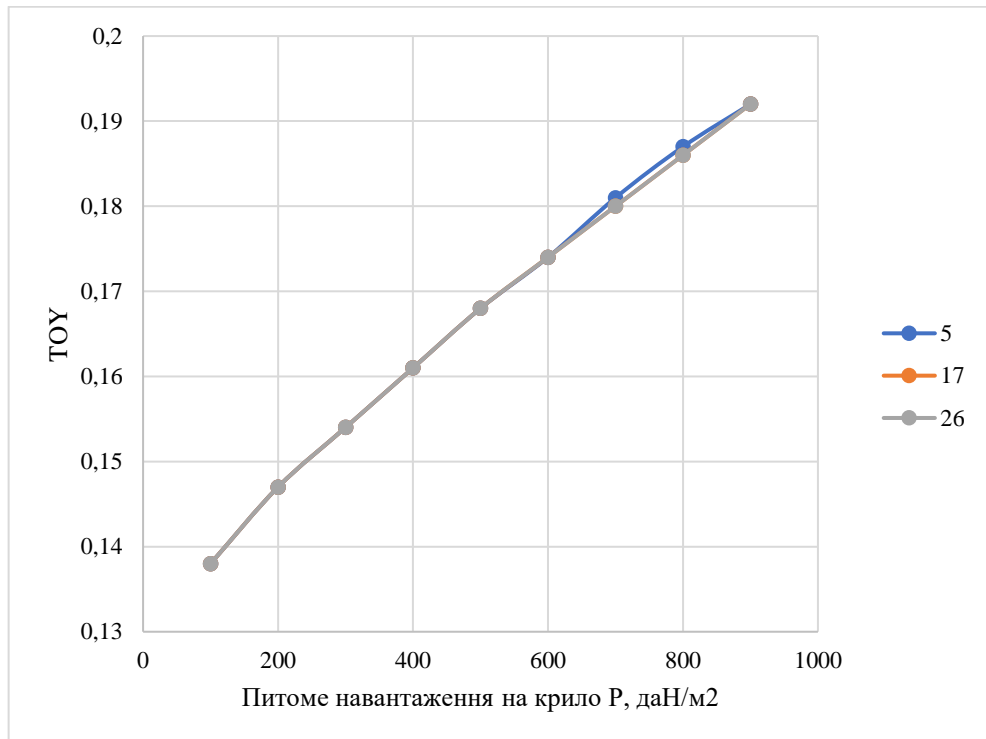


Рисунок 16 - Графіки залежностей startової тягоозброєності від питомого навантаження на крило, що визначаються безпекою польоту

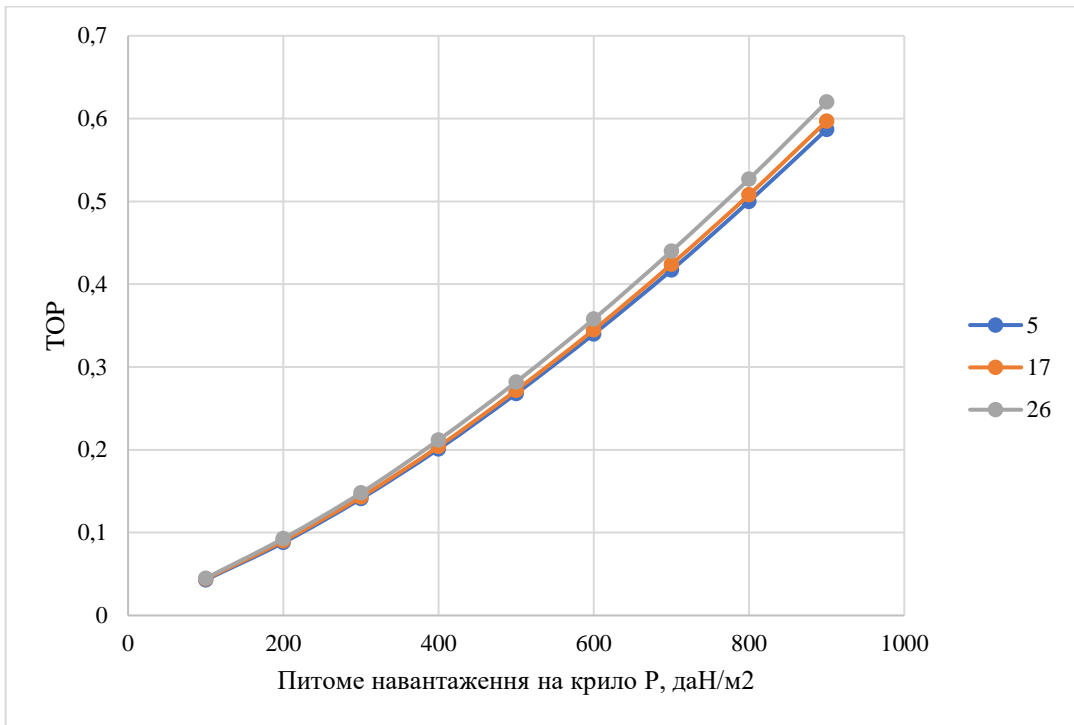


Рисунок 17 - Графіки залежностей стартової тягозброєності від питомого навантаження на крило, що визначаються довжиною розбігу

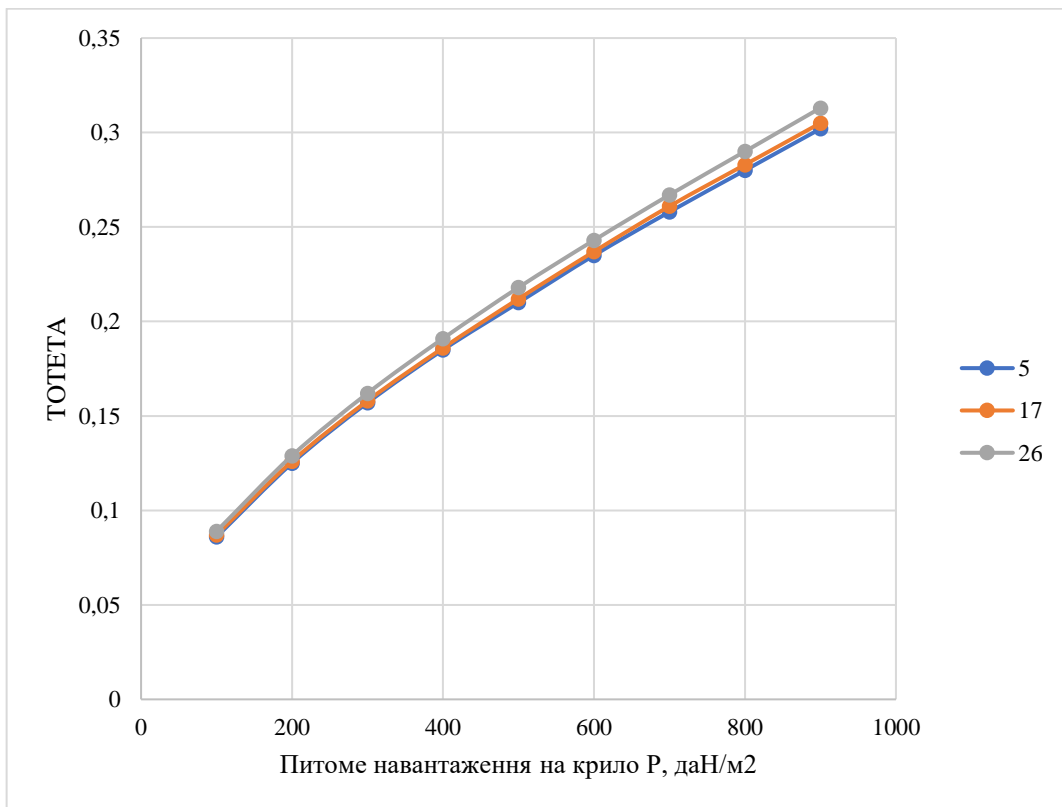


Рисунок 18 - Графіки залежностей стартової тягозброєності від питомого навантаження на крило, що забезпечує заданий кут набору висоти з одним відмовленим двигуном

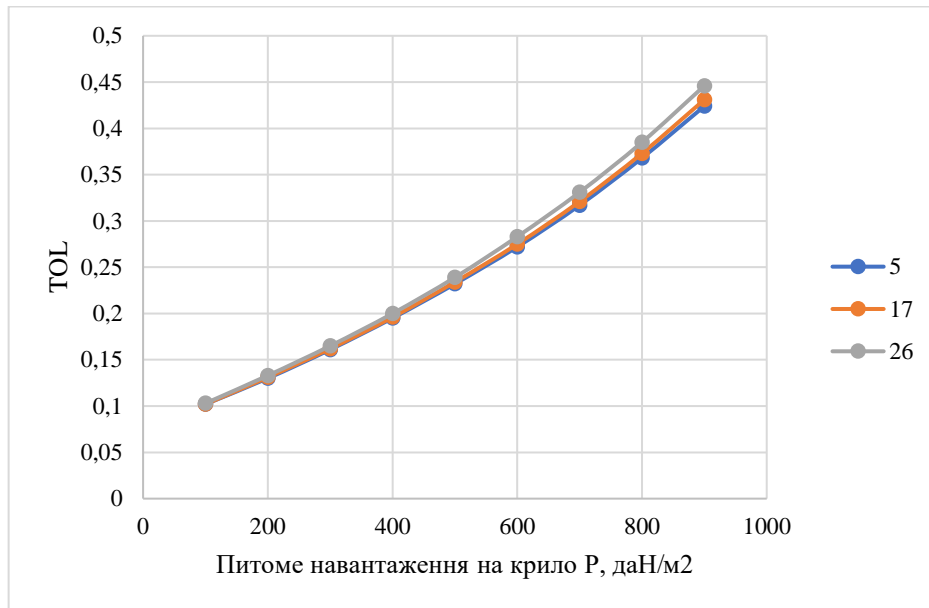


Рисунок 19 - Графіки залежностей стартової тягозброєності від питомого навантаження на крило, що забезпечує задану збалансовану довжину ЗПС

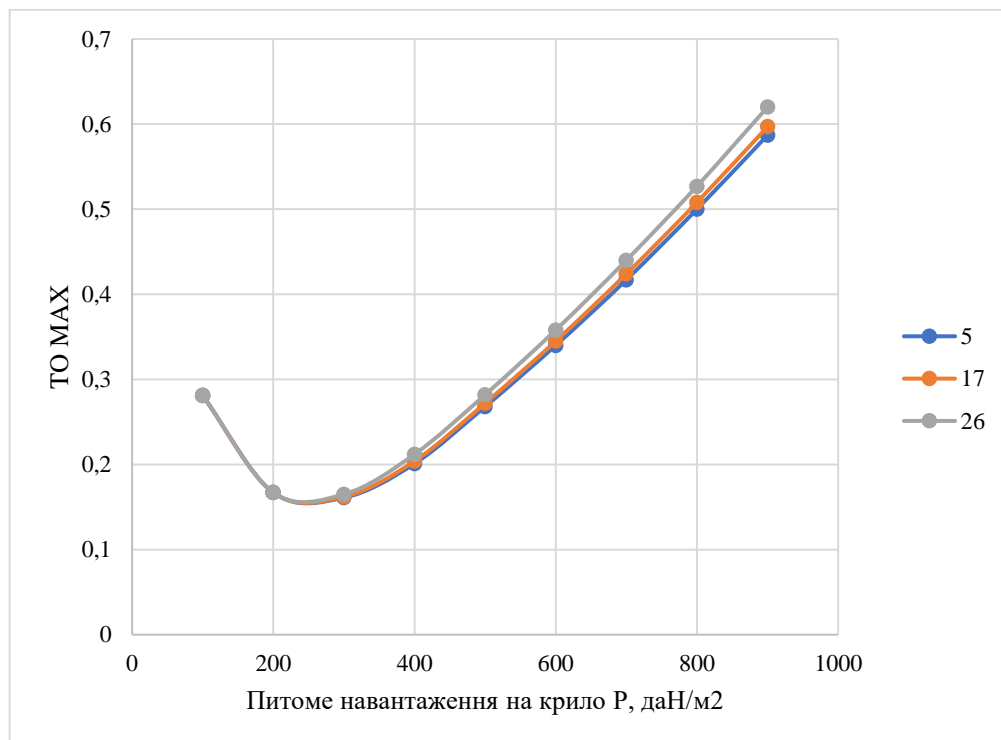


Рисунок 20 - Графік залежностей максимальної тягозброєності від питомого навантаження на крило для різних значень кута стрілоподібності крила

Висновки: зі збільшенням кута стрілоподібності крила в усіх розрахункових випадках потрібна тягозброєність літака збільшується.

Визначення впливу кута стрілоподібності крила на величину відносної маси силової установки

Відносна маса силової установки визначається за формулою:

$$\bar{m}_{с.у.} = R\gamma_{дв}t_{max},$$

де  $R$  – коеф. враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигуна, визначається по (4.1.2) [1];

$\gamma_{дв}$  – питома вага двигуна;

$t_{max}$  – найбільше значення стартової тягоозброєності.

Відносна маса СУ дозвукового пасажирського літака з ТГД.

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
$R, [Дан / м^2]_{SU}$									
100,0	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176
200,0	0,104	0,104	0,104	0,104	0,104	0,104	0,104	0,104	0,104
300,0	0,100	0,101	0,101	0,101	0,101	0,102	0,102	0,103	0,104
400,0	0,126	0,126	0,126	0,127	0,128	0,129	0,130	0,132	0,134
500,0	0,167	0,167	0,168	0,168	0,170	0,171	0,173	0,176	0,179
600,0	0,212	0,212	0,213	0,214	0,215	0,217	0,220	0,223	0,227
700,0	0,260	0,261	0,261	0,263	0,265	0,267	0,271	0,275	0,279
800,0	0,312	0,312	0,313	0,315	0,317	0,320	0,324	0,329	0,335
900,0	0,366	0,367	0,368	0,370	0,372	0,376	0,381	0,387	0,394

За результатами розрахунків побудован графік залежностей відносної маси силової установки від питомого навантаження на крило для значень стрілоподібності крила 5, 17 і 26.

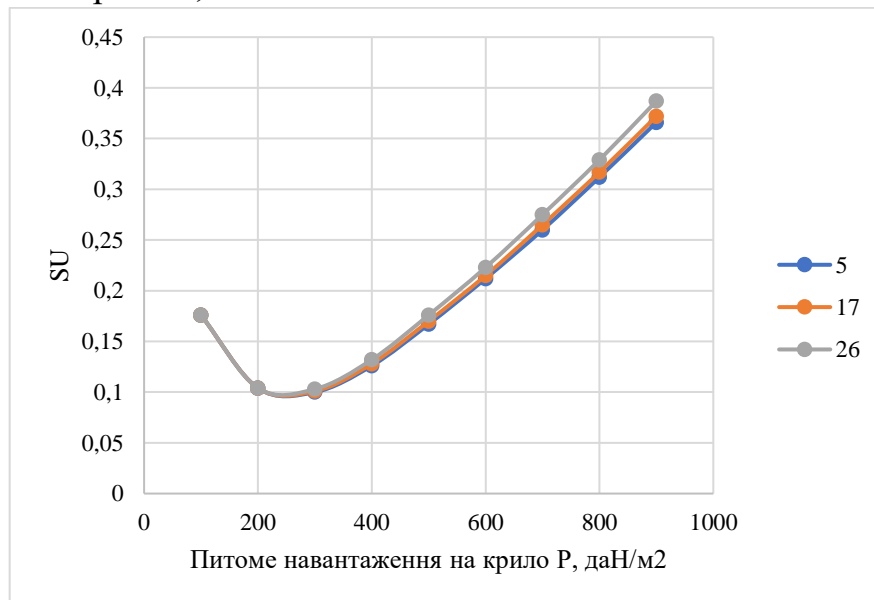


Рисунок 21 - Графік залежностей відносної маси силової установки від питомого навантаження на крило для різних значень кута стрілоподібності крила

Висновки: Залежність відносної маси силової установки має чітко виражений мінімум.



Визначення впливу кута стрілоподібності крила на величину відносної маси палива

Відносна маса палива являє собою суму:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в.} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з.} + \bar{m}_{T.п.р.} + \bar{m}_{T.сн.п.},$$

де  $\bar{m}_{T.н.в.}$  – відносна маса палива, що витрачається на набір висоти, визначається за формулою (5.1.2) [1];

$\bar{m}_{T.сн.п.}$  – відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку, визначається за формулою (5.1.3) [1];

$\bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з.}$  – відносна маса палива для крейсерського режиму польоту і аеронавігаційного запасу, визначається за формулами (5.1.4-5.1.8) [1];

$\bar{m}_{T.п.р.} = 0,006$  – відносна маса неврахованих витрат палива.

Результати розрахунку:

Вплив видовження крила на відносну масу палива транспортного літака.

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
Р, [Дан / м <sup>2</sup> ]	Мт								
100,0	0,146	0,146	0,146	0,146	0,146	0,146	0,146	0,146	0,146
200,0	0,157	0,157	0,157	0,157	0,157	0,157	0,157	0,157	0,157
300,0	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167	0,167
400,0	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176	0,176
500,0	0,185	0,185	0,185	0,185	0,185	0,185	0,185	0,185	0,185
600,0	0,193	0,193	0,193	0,193	0,193	0,193	0,193	0,193	0,193
700,0	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201
800,0	0,208	0,208	0,208	0,208	0,208	0,208	0,208	0,208	0,208
900,0	0,215	0,215	0,215	0,215	0,215	0,215	0,215	0,215	0,215

За результатами розрахунків побудовані графіки залежностей відносної маси палива від питомого навантаження на крило для значень кута стрілоподібності крила 5, 17 і 26 градусів.

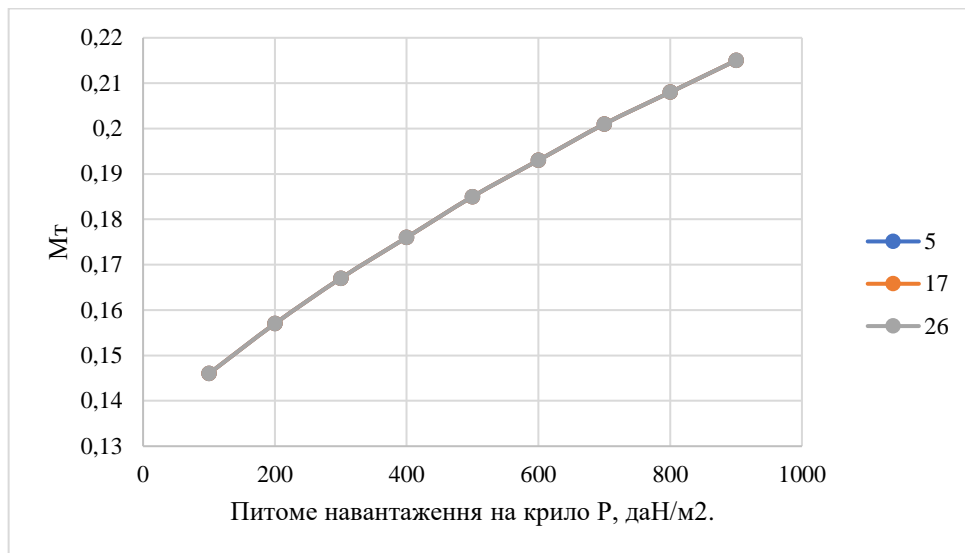


Рисунок 22 - Графік залежностей відносної маси палива від питомого навантаження на крило для різних значень кута стрілоподібності крила

Висновки: відносна маса палива зростає зі збільшенням питомого навантаження на крило. При збільшенні кута стрілоподібності відносна маса палива не змінюється.

Визначення впливу кута стрілоподібності крила на величину відносної маси конструкції

Вплив кута стрілоподібності крила на відносну масу крила

Для розрахунку відносної маси крила скористаємося формулою Бадягіна:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^P m_0^{0,5} \varphi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{-0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,15,$$

де  $k_1 k_2 k_3$  – коеф. враховують тип панелей, наявність напливів крила, інтерцепторів і передкрилків, спосіб герметизації крила для розміщення палива;

$n_A^P = \frac{82}{\sqrt{p}}$  – коеф. розрахункової перевантаження для випадків А;

$m_0$  – злітна маса в нульовому наближенні;

$\varphi$  – коеф. розвантаження крила паливом і двигуном.

Результати розрахунку:

Вплив видовження крила на відносну масу крила літака.

Хр,Ja,	5,00	8,00	11,00	14,00	17,00	20,00	23,00	26,00	29,00
P, [Дан / м <sup>2</sup> ]	Мкр								
100,0	0,775	0,776	0,777	0,778	0,781	0,784	0,787	0,791	0,796
200,0	0,270	0,270	0,270	0,271	0,272	0,273	0,274	0,275	0,277
300,0	0,142	0,142	0,142	0,142	0,143	0,143	0,144	0,144	0,145
400,0	0,089	0,089	0,089	0,089	0,089	0,089	0,090	0,090	0,090
500,0	0,061	0,061	0,061	0,061	0,061	0,061	0,062	0,062	0,062
600,0	0,045	0,045	0,045	0,045	0,045	0,045	0,045	0,046	0,046

700,0	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035	0,035
800,0	0,028	0,028	0,028	0,028	0,028	0,028	0,028	0,028	0,028
900,0	0,023	0,023	0,023	0,023	0,023	0,023	0,023	0,023	0,023

За результатами розрахунків побудовані графіки залежностей відносної маси крила від питомого навантаження на крило для значень кутів стрілоподібності крила 5, 17 і 26.

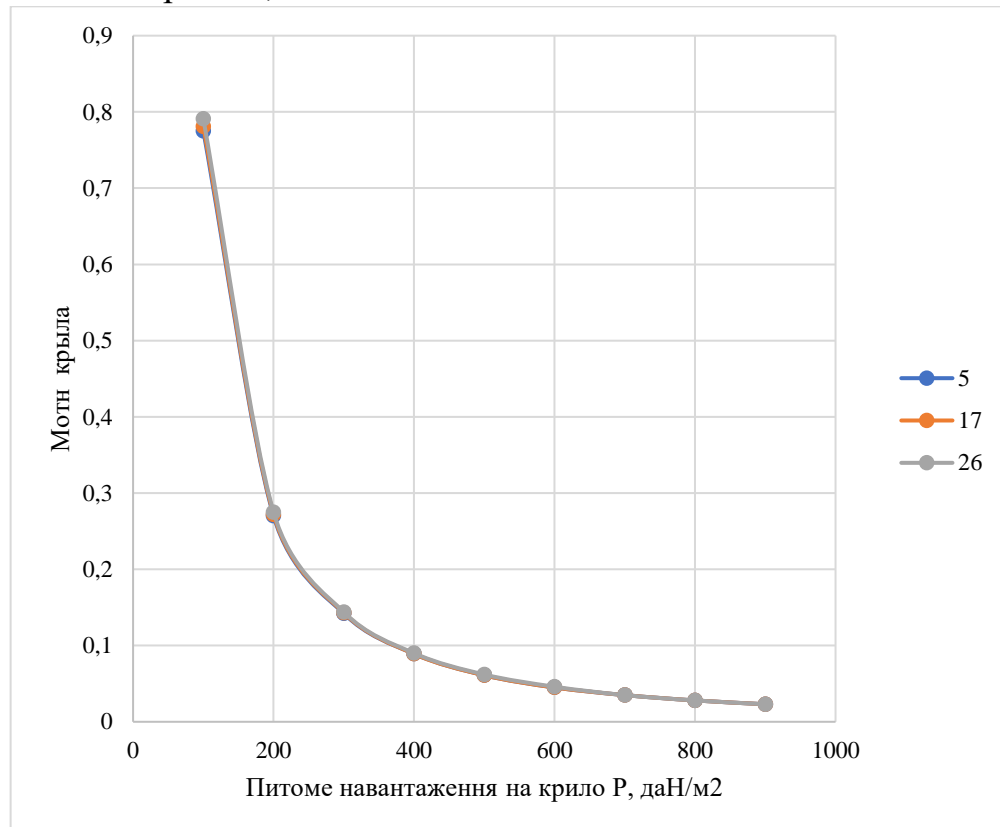


Рисунок 23 - Графік залежностей відносної маси крила від питомого навантаження на крило для різних значень кута стрілоподібності крила

Висновки: зі збільшенням питомого навантаження на крило відносна маса крила зменшується. Зі збільшенням кута стрілоподібності відносна маса крила зростає.

#### Вплив подовження і діаметра фюзеляжу на масу фюзеляжу

Відносну масу фюзеляжу визначимо за формулою Шейнина:

$$\bar{m}_\phi = k_1 \lambda_\phi d_{\text{кр}}^2 \left( \frac{m_{\text{ком}}}{K_{\text{отд}}} \right)^i + k_2 + k_3 + k_4, \quad (1.1)$$

де  $k_1$  – коеф. враховує місце розташування і число двигунів, визначається по таблиці 6.1.1 [1];

$k_2, k_3, k_4$  – коеф. враховують місця кріплення і прибирання головних стійок шасі, спосіб завантаження багажу, визначаються за таблицею 6.1.4 і метод. вказівкам [1].

Результати розрахунку:

Вплив видовження і діаметра фюзеляжу на масу фюзеляжу.

LF	5,000	6,000	7,000	8,000	9,000	10,000	11,000	12,000	13,000
Df,м	Mф								
1,00	0,020	0,022	0,023	0,024	0,025	0,027	0,028	0,029	0,031
2,00	0,038	0,043	0,048	0,053	0,058	0,063	0,068	0,072	0,077
3,00	0,066	0,076	0,086	0,096	0,107	0,117	0,127	0,138	0,148
4,00	0,099	0,116	0,132	0,149	0,166	0,183	0,200	0,217	0,234
5,00	0,133	0,157	0,181	0,204	0,228	0,252	0,276	0,300	0,324
6,00	0,163	0,193	0,223	0,252	0,282	0,312	0,342	0,371	0,401
7,00	0,181	0,214	0,248	0,281	0,314	0,348	0,381	0,414	0,448
8,00	0,177	0,210	0,242	0,275	0,308	0,340	0,373	0,406	0,438
9,00	0,140	0,166	0,191	0,216	0,242	0,267	0,292	0,317	0,343

За результатами розрахунків побудовані графіки залежностей відносної маси фюзеляжу від подовження і діаметра фюзеляжу для подовження 5,9 та 12.

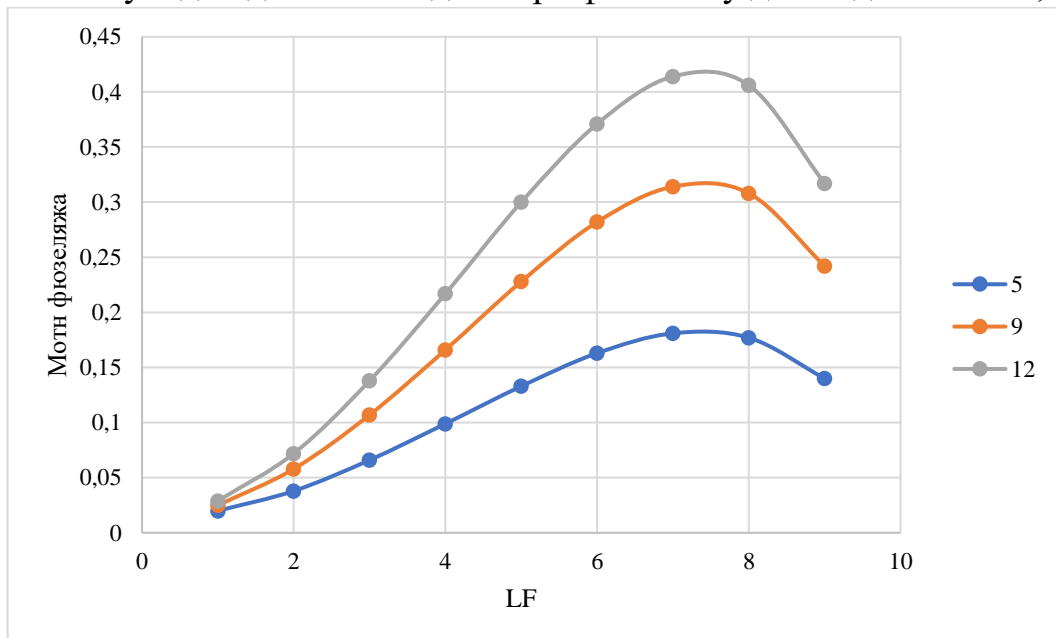


Рисунок 24 - Залежності відносної маси фюзеляжу від його діаметра і видовження



За результатами розрахунків побудовані графіки залежностей відносної маси конструкції від питомого навантаження на крило для значень кутів стрілоподібності крила 5, 17 і 26.

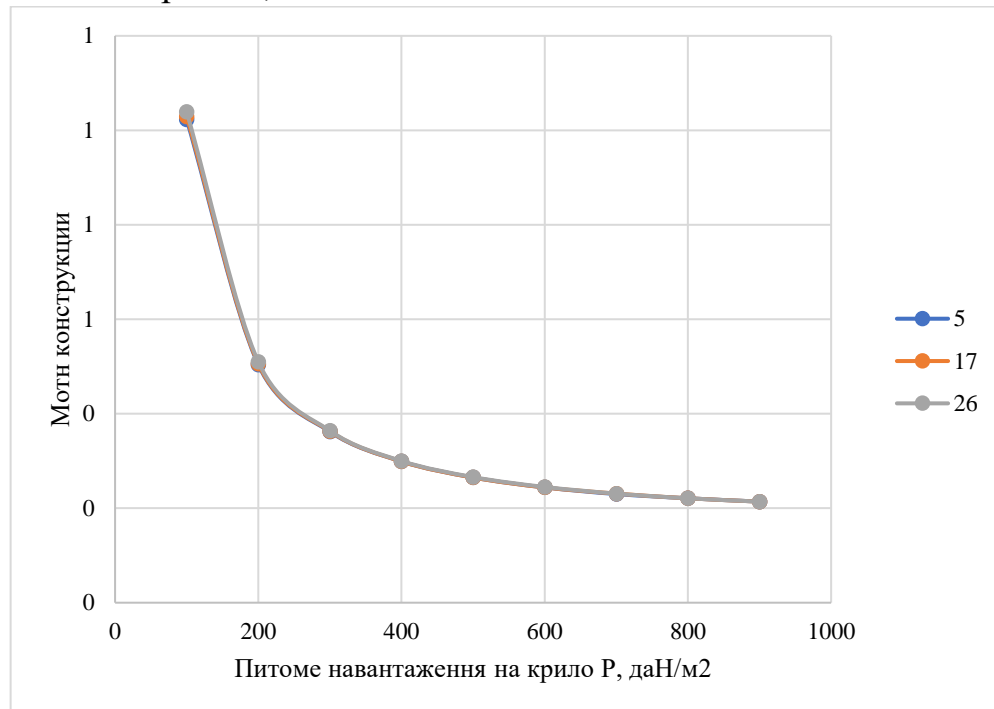


Рисунок 25 - Графік залежностей відносної маси конструкції від питомого навантаження на крило для різних значень кутів стрілоподібності крила

Висновки: зі збільшенням питомого навантаження на крило відносна маса конструкції зменшується. Зі збільшенням кута стрілоподібності відносна маса конструкції зростає.

#### Обчислення мас екіпажу, комерційного навантаження і обладнання

Для визначення маси екіпажу приймаємо масу одного члена екіпажу 80 кг, кількість членів екіпажу 4.

Масу обладнання визначаємо за формулою:

$$m_{об} = 100n_{пас}(5 \cdot 10^{-5}L_{тех} + 0,66), \quad (1.2)$$

де  $L_{тех} = L + 700$  – технічна дальність польоту.

Результати розрахунку:

Маса екіпажу + маса ком. навантаження + маса обладнання = 20070.00 кг

#### Визначення впливу питомого навантаження на крило і його кута стрілоподібності на величину злітної маси

Злітна маса літака в першому наближенні визначається за формулою:

$$m_{01} = \frac{m_{эк} + m_{об} + m_{ком}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{с.у.} + \bar{m}_т)}. \quad (1.3)$$

Результати розрахунку:

Вплив видовження крила на взл. масу пасажирського літака з ТГД.

Хр,Ja.	5.00	8.00	11.00	14.00	17.00	20.00	23.00	26.00	29.00
Р, Дан/м*2	Масса первого приближения, тонн								
100.0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
200.0	85.73	85.81	85.96	86.17	86.45	86.80	87.24	87.76	88.38
300.0	54.15	54.17	54.22	54.29	54.39	54.52	54.68	54.88	55.11
400.0	50.25	50.27	50.33	50.42	50.56	50.74	50.97	51.26	51.59
500.0	52.32	52.34	52.41	52.54	52.72	52.97	53.28	53.66	54.13
600.0	57.14	57.17	57.27	57.46	57.73	58.10	58.56	59.14	59.84
700.0	65.00	65.04	65.21	65.50	65.93	66.51	67.26	68.20	69.34
800.0	77.41	77.47	77.75	78.25	78.99	79.99	81.30	82.94	84.99
900.0	98.15	98.27	98.80	99.75	101.17	103.12	105.70	109.02	113.24

За результатами розрахунків побудовані графіки залежностей маси літака від питомого навантаження на крило.

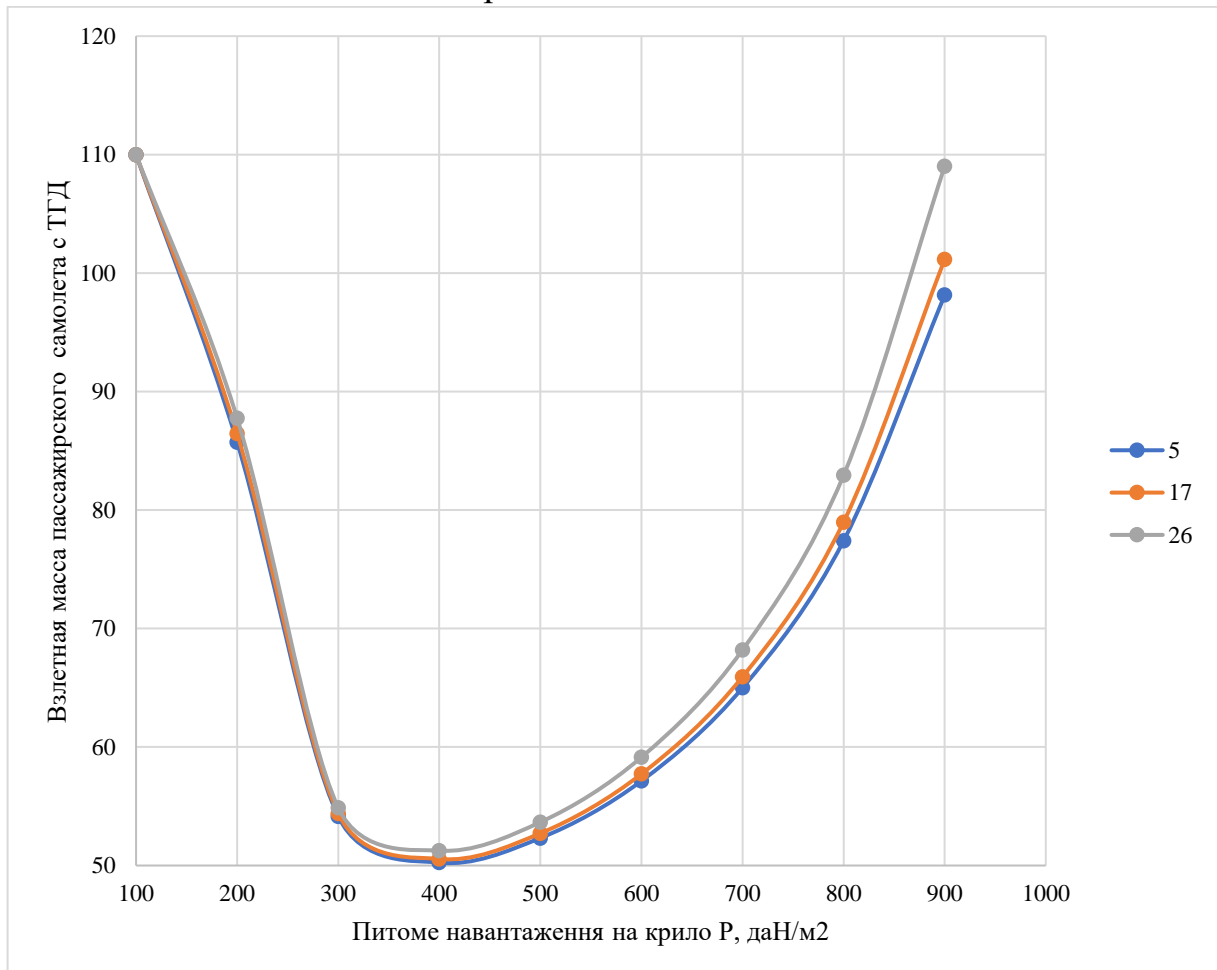


Рисунок 26 - Графіки залежності злітної маси літака від питомого навантаження на крило для різних кутів стрілоподібності крила

### 1.1.5.2.1 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління в першому наближенні

Після визначення злітної маси літака першому наближенню необхідно визначити:

масу конструкції літака:

$$m_k = 0,3 \cdot m_{01} = 0,3 \cdot 51260 = 15378 \text{ кг};$$

маса крила:

$$m_{кр} = 0,09 \cdot m_k = 0,09 \cdot 15378 = 1384 \text{ кг};$$

маса фюзеляжу:

$$m_{ф} = 0,146 \cdot m_k = 0,146 \cdot 15378 = 2245 \text{ кг};$$

маса оперення:

$$m_{оп} = 0,028 \cdot m_k = 0,028 \cdot 15378 = 430 \text{ кг};$$

маса шасі:

$$m_{ш} = 0,0358 \cdot m_k = 0,0358 \cdot 15378 = 550 \text{ кг};$$

маса палива:

$$m_T = 0,176 \cdot m_{01} = 0,176 \cdot 51260 = 9021 \text{ кг};$$

маса СУ:

$$m_{су} = 0,132 \cdot m_{01} = 0,132 \cdot 51260 = 6766 \text{ кг};$$

Всі значення мас заносимо в.

Таблиця 5 - Значення мас агрегатів літака в першому наближенні

$m_{01}, \text{кг}$	$m_{ц.н.}, \text{кг}$	$m_{ск}, \text{кг}$	$m_k, \text{кг}$	$m_{кр}, \text{кг}$	$m_{ф}, \text{кг}$	$m_{оп}, \text{кг}$	$m_{ш}, \text{кг}$	$m_{п}, \text{кг}$	$m_{су}, \text{кг}$	$m_{дв}, \text{кг}$
51260	11000	320	15378	1384	2245	430	550	14516	6766	717

Висновки: для проєктованого літака найбільш вигідним значенням питомого навантаження на крило є 400 кг / м<sup>2</sup> при значенні кута стрілоподібності крила 26°, так як при таких значеннях питомого навантаження і кута стрілоподібності крила отримуємо літак найменшою злітної маси, що становить 51,26 т а також за максимальною аеродинамічною якістю 23.

### 1.1.5.3 Визначення злітної маси літака в другому наближенні

Маси елементів конструкції в розрахунках другого наближення можна оцінити, використовуючи залежності:

Маса крила

$$m_{кр} = 1,14 \cdot 10^{-4} \cdot k_{мех} \cdot k_{кон} \cdot k_{н.м.} \cdot \varphi_2 \cdot n_p \cdot \frac{\lambda}{\cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \sqrt{\frac{m_0^3}{p \cdot C_0^- \cdot \theta} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1}} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta - 3}\right)$$



$$= 1,14 \cdot 10^{-4} \cdot 1,15 \cdot 1 \cdot 0,8 \cdot 3,5 \cdot \frac{12}{\cos^{1,5} 24} \cdot \sqrt{\frac{51260^3}{400 \cdot 0,17 \cdot 0,9} \cdot \frac{3,2 + 4}{3,2 + 1}} \cdot \left(1 - \frac{1 - 1}{3,2 - 3}\right) = 7460 \text{ кг},$$

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

$m_0$  – злітна маса літака в першому наближенні, т;

$C_0$  – відносна товщина профілю біля кореня;

$\mu = C_0 / C_k$  – коефіцієнт, що враховує вплив конусності на масу крила;

$\theta = 0,9$  – для двохлонжеронного крила;

$$\varphi_2 = 0,93 - 0,014 \cdot k_{cy} - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot k_{ш.кр} - m_{гр.кр} \cdot z_{гр.кр}^2 = 0,93 - 0,014 \cdot 1 - 6,3 \cdot 10^{-3} \cdot 0 - 0,7 \cdot 0,7 = 0,573 - \text{коефіцієнт розвантаження крила};$$

$k_{cy} = 1$  – двигуни встановлені на крилі;

$k_{ш.кр} = 0$  – якщо шасі прибираються в фюзеляж;

$k_{мех} = 1,15$ ;

$k_{кон} = 1$ ;

$k_{н.м} = 0,8$ - нові матеріали застосовуються широко.

#### Маса фюзеляжу

$$m_{ф} = 0,003 \cdot \lambda_{ф} \cdot m_0 + 10d_{ф.екв}^2 \lambda_{ф} + 8d_{ф.екв}^3 + 150M + 300 + 0,03k_{шф}m_0 = 0,003 \cdot 9 \cdot 51260 + 10 \cdot 3,7^2 \cdot 9 + 8 \cdot 3,7^3 + 150 \cdot 0,58 + 300 + 0,03 \cdot 51260 = 4923 \text{ кг},$$

де  $d_{ф.екв}$  – еквівалентний діаметр фюзеляжу, м;

$M$  – розрахункове число  $M$  польоту,  $M = M_{крейс}$ ;

$k_{шф} = 1$  – якщо головні стійки кріпляться до фюзеляжу і прибираються в нього.

#### Маса оперення

$$m_{оп} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot V_{розр}) \cdot (4,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot m_0) \cdot (S_{го} + S_{во}) \cdot m_0 / p = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot 650) \cdot (4,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot 51260) \cdot (0,26 + 0,2) \cdot 51260 / 400 = 5216 \text{ кг},$$

де  $V_{розр} = 650$  км / год;

$M$  – розрахункове число  $M$  польоту,  $M = M_{крейс}$ ;

$k_{шф} = 1$  – якщо головні стійки кріпляться до фюзеляжу і прибираються в нього.

#### Маса шасі

$$m_{ш} = 0,032 \cdot m_0 \cdot (m_0 \cdot 10^{-3} + 359) / (m_0 \cdot 10^{-3} + 249) = 0,032 \cdot 51260 \cdot (51260 \cdot 10^{-3} + 359) / (51260 \cdot 10^{-3} + 249) = 2240 \text{ кг}.$$

#### **1.1.5.3.1 Значення злітної маси в другому наближенні**

Злітна маса літака в другому наближенні визначається за формулою:

$$m''_{02} = \frac{m_{б.н} + m_{ек} + m_{об} + m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}}{1 - (m_{cy}^- + m_{п}^-)}$$

де – значення  $m_{ком}$ ,  $m_{ек}$ ,  $m_{об}$ ,  $m_{cy}$ ,  $m_{пал}$  беремо з розрахунку злітної маси в першому наближенні. Для значення  $m_{к}$  беремо з другого наближення.

Підставляючи вище вказані значення в формулу отримаємо значення злітної маси літака в другому наближенні:

$$m''_{02} = \frac{11000 + 320 + 7460 + 4923 + 5216 + 2241 + 4048}{1 - (m_{cy}^- + m_{п}^-)} = 50879 \text{ кг}$$

Значення злітної маси літака в другому наближенні склало 50879 кг.

Всі значення мас заносимо в.

Таблиця 6 - Значення мас агрегатів літака в другому наближенні

$m_0, \text{КГ}$	$m_{ц.н}, \text{КГ}$	$m_{ек}, \text{КГ}$	$m_{кр}, \text{КГ}$	$m_{ф}, \text{КГ}$	$m_{оп}, \text{КГ}$	$m_{ш}, \text{КГ}$	$m_{п}, \text{КГ}$	$m_{об}, \text{КГ}$
50879	11000	320	7460	4923	5216	2241	14516	4048

#### 1.1.5.4 Визначення злітної маси літака в третьому наближенні

##### Маса силової установки

Для визначення маси силової установки використовуємо формулу:

$$m_{cy} = R' \cdot n_{дв} \cdot (m_{дв} + m_{лоп} \cdot n_{лоп} + m_{вт}) = 2,3 \cdot 2 \cdot (718 + 45 \cdot 8 + 108) = 5433 \text{ кг},$$

Де  $R'$  - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів і гвинтів, разом узятих;

$m_{лоп}$  – маса лопаті, кг;

$n_{лоп}$  – кількість лопатей на одному гвинті;

$m_{вт}$  – маса втулки гвинта, кг;

$m_{дв}$  – маса двигуна, кг (узята з його паспорта).

Коефіцієнт  $R'$  визначається формулою:

$$R' = 1,3 + \frac{1,5 \cdot (0,1 + \frac{0,9}{\sqrt[3]{N_{oi}}})}{\gamma'_{дв}} = 1,3 + \frac{1,5 \cdot (0,1 + \frac{0,9}{\sqrt[3]{5149}})}{0,23} = 2,3,$$

де  $N_{oi}$  – потужність одного двигуна, кВт (узята з його паспорта);

$\gamma'_{дв}$  – питома вага двигуна з гвинтом, даН/кВт:

$$\gamma'_{дв} = \frac{m_{дв} + m_{лоп} \cdot n_{лоп} + m_{вт}}{N_{oi}} = \frac{718 + 45 \cdot 8 + 108}{5149} = 0,23,$$

де масу лопатей і втулки гвинта можна одержати за формулами:

маса лопаті:

$$m_{лоп} = 3 \cdot D_B^2 - 8 \cdot D_B + 10 = 3 \cdot 25 - 8 \cdot 5 + 10 = 45 \text{ кг},$$

маса втулки:

$$m_{вт} = 20 \cdot D_B + 8 = 20 \cdot 5 + 8 = 108 \text{ кг},$$

##### Визначення відносної маси палива для ТГД PW-150A

Маса палива визначається за такою формулою:

$$m_T = \bar{m}_T''' \cdot m_0''$$

де  $m_0''$  – злітна маса в попередньому наближенні;

$\bar{m}_T'''$  – відносна маса палива, що визначається нижче.

Відносна маса являє собою суму відносних мас:

$$\bar{m}_T''' = \bar{m}_{T.H.B} + \bar{m}_{T.КРЕЙС} + \bar{m}_{T.H.З} + \bar{m}_{T.СН.П} + \bar{m}_{T.ПРОЧ}$$

Для розрахунку складових частин використовують формули:

$$\begin{aligned} m_{П.H.B}^- + m_{П.СН}^- &= 0,0083 + 0,00144 \cdot H + 0,000222 \cdot H^2 \\ &= 0,0083 + 0,00144 \cdot 8 + 0,000222 \cdot 64 = 0,034 \end{aligned}$$

Розрахункова дальність польоту  $L_{розр}$  визначається за формулою:

$$\begin{aligned} L_{розр} &= L - (2,6 \cdot H^2 + 24,8 \cdot H - 10) = 3000 - (2,6 \cdot 8^2 + 24,8 \cdot 8 - 10) \\ &= 2645 \text{ км} \end{aligned}$$

$C_{e \text{ крейс}}$  – питома витрата палива на крейсерській висоті й швидкості польоту, кг/даН·год, можна визначити за формулою:

$$\begin{aligned} C_{e \text{ крейс}} &= C_{e0} - 7,56 \cdot 10^{-5} \cdot V_{крейс} - 1,822 \cdot 10^{-3} \cdot H_{крейс} \\ &= 0,433 - 7,56 \cdot 10^{-5} \cdot 650 - 1,822 \cdot 10^{-3} \cdot 8 = 0,366, \end{aligned}$$

тоді:

$$\begin{aligned} m_{П.H.З}^- &= 0,00447 \cdot \frac{C_{e \text{ крейс}} \cdot V_{крейс} \cdot \sqrt{C_{x0} \cdot A} \cdot \tau_{H.З}}{\eta_{в.крейс}} \\ &= 0,00447 \cdot \frac{0,366 \cdot 650 \cdot \sqrt{0,0197 \cdot 0,031} \cdot 0,75}{0,9} = 0,15, \end{aligned}$$

Де  $\tau = 0,75$  год для літаків, у яких між посадками 1...3 години

$$\begin{aligned} m_{П.H.З}^- &= 0,00602 \cdot \frac{C_{e \text{ крейс}} \cdot V_{крейс} \cdot \sqrt{C_{x0} \cdot A}}{\eta_{в.крейс}} \\ &= 0,00602 \cdot \frac{0,366 \cdot 650 \cdot \sqrt{0,0197 \cdot 0,031}}{0,9} = 0,01384, \end{aligned}$$

Тоді:

$$m_{П}^{-II} = 0,034 + 0,15 + 0,01384 = 0,199$$

Маса палива у другому наближенні дорівнює:

$$m_{П} = 0,199 \cdot 50879 = 10157 \text{ кг}$$

#### 1.1.5.4.1 Злітна маса літака в третьому наближенні

Злітна маса літака в третьому

наближенні визначається за наступним рівнянням:

$$m_0''' = m_{кр}'' + m_{ф}'' + m_{оп}'' + m_{ш}'' + m_{эк} + m_{об}''' + m_{с.у}''' + m_T''' + m_{ком}$$

Де  $m_{кр}''$ ,  $m_{ф}''$ ,  $m_{оп}''$ ,  $m_{ш}''$ , – відповідно маси крила, фюзеляжу, оперення, шасі, прийняті за результатами розрахунку другого наближення;

$m_{ек}$  – маса екіпажу;  $m_{об}'''$  – маса обладнання;  $m_{с.у}'''$  – маса силової установки;  $m_{П}'''$  – маса палива;  $m_{ком}$  – маса комерційного навантаження.

Значення злітної маси проектного літака в третьому наближенні складо:

$$\begin{aligned} m_0''' &= 7460 + 4923 + 5216 + 2241 + 4048 + 5433 + 10157 + 11000 + 320 \\ &= 50800 \text{ кг} \end{aligned}$$

Всі значення мас заносимо в.

Таблиця 7 - Значення мас агрегатів літака в другому наближенні

$m_0, \text{КГ}$	$m_{\text{ц.н}}, \text{КГ}$	$m_{\text{ек}}, \text{КГ}$	$m_{\text{кр}}, \text{КГ}$	$m_{\text{ф}}, \text{КГ}$	$m_{\text{оп}}, \text{КГ}$	$m_{\text{ш}}, \text{КГ}$	$m_{\text{п}}, \text{КГ}$	$m_{\text{об}}, \text{КГ}$	$m_{\text{п}}, \text{КГ}$	$m_{\text{су}}, \text{КГ}$
50800	11000	320	7460	4923	5216	2241	14516	4048	10157	5433

### 1.1.6 Вибір типу двигуна

З статистичних даних визначаємо тягоозброєність літака даного класу  $t_0 = 0,328$ . Тоді потрібна тяга буде дорівнювати [1, с. 831]:

$$P_0 = t_0 \cdot m_0 \cdot g = 0,192 \cdot 50800 \cdot 9,81 = 100863 \text{ Н} = 10086 \text{ даН.}$$

Так як перевагою даного літака є безпечний зліт і тривалість польоту в разі відмови одного з двигунів, було вирішено встановити два двигуни. Найбільш відповідний турбогвинтовий PW150A.

Характеристики двигуна:

- $N_{\text{взл}} = 5149 \text{ кВ}$  – злітна тяга двигуна;
- $C_{\text{уд}} = 0,433 \text{ кг/даН}\cdot\text{ч}$  – питома витрата палива на крейсерському режимі;
- $t = 30^\circ\text{C}$  – температура зрізу палива;
- висотність двигуна – 12500 м;
- $m = 717 \text{ кг}$  – суха маса двигуна;
- габаритні розміри: 2,420× 790×1160 мм.



Рисунок 27 - Двигун ТГД PW150A

### 1.1.7 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака

Визначення геометричних параметрів крила

Площа крила визначають по співвідношенню [1, с. 832]:

$$S = \frac{m_0''' \cdot g}{10 \cdot p_0},$$

де  $g = 9,81$  – прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>;

$p_0$  – питоме навантаження на крило при зльоті, визначається за статистичними даними, (даН/м<sup>2</sup>).

$$S = \frac{m_0''' \cdot g}{10 \cdot p_0} = \frac{50800 \cdot 9,81}{10 \cdot 400} = 139 \text{ м}^2.$$

Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{12 \cdot 139} = 40,8 \text{ м.}$$

де  $\lambda = 12$  – подовження крила.

Коренева (по осі симетрії літака)  $b_0$  і кінцева  $b_k$  хорди крила визначаються по залежностях:

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{139}{40,8} \cdot \frac{2 \cdot 3,2}{3,2 + 1} = 5,17 \text{ м};$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{5,17}{3,2} = 1,62 \text{ м,}$$

де  $\eta = 3,2$  – звуження крила.

Середня аеродинамічна хорда обчислюється:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)\eta} = \frac{2}{3} \cdot 5,17 \cdot \frac{3,2^2 + 3,2 + 1}{3,2(3,2 + 1)} = 3,71 \text{ м.}$$

Визначаємо координату САХ за розмахом крила:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{40,8}{6} \cdot \frac{3,2 + 2}{3,2 + 1} = 8,41 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ визначається:

$$X_a = \frac{b}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \text{ tg} \chi_{\text{ПК}}, \text{ або}$$

$$X_a = Z_a \cdot \text{tg} \chi_{\text{ПК}} = 8,41 \cdot 0,50952545 = 10,81 \text{ м.}$$

де  $\chi^{1/4} = 24^\circ$  – кут по передній крайці крила.

Розрахунок параметрів горизонтального оперення

Площа ГО [1, с. 834]:

$$S_{\text{ГО}} = \bar{S}_{\text{ГО}} \cdot S = 0,266 \cdot 139 = 37 \text{ м}^2.$$

Розмах ГО:

$$l_{\text{ГО}} = \sqrt{S_{\text{ГО}} \cdot \lambda_{\text{ГО}}} = \sqrt{37 \cdot 4,5} = 13 \text{ м.}$$

Коренева хорда ГО:

$$b_{0\text{ГО}} = \frac{S_{\text{ГО}}}{l_{\text{ГО}}} \cdot \frac{\eta_{\text{ГО}} \cdot 2}{\eta_{\text{ГО}} + 1} = \frac{37}{13} \cdot \frac{2,5 \cdot 2}{2,5 + 1} = 4,1 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ГО:

$$b_{k\text{ГО}} = \frac{b_{0\text{ГО}}}{\eta_{\text{ГО}}} = \frac{4,1}{2,5} = 1,63 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда ГО:

$$b_{a\text{ГО}} = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta_{\text{ГО}}^2 + \eta_{\text{ГО}} + 1}{(\eta_{\text{ГО}} + 1)\eta_{\text{ГО}}} = \frac{2}{3} \cdot 4,1 \cdot \frac{2,5^2 + 2,5 + 1}{(2,5 + 1)2,5} = 3,04 \text{ м.}$$

$L_{ГО} = 4,9 \cdot b_A = 4,9 \cdot 3,04 = 15 \text{ м}$  – відстань від однієї четвертої САХ горизонтального оперення до центру мас.

Координата САХ по розмаху ГО:

$$Z_{a.го} = \frac{l}{6} \cdot \frac{(\eta_{го} + 2)}{(\eta_{го} + 1)} = \frac{13}{6} \cdot \frac{(2,5 + 2)}{(2,5 + 1)} = 2,855 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$X_{a.го} = Z_{a.го} \cdot \operatorname{tg}23^\circ = 2,855 \cdot 0,7002 = 1,57 \text{ м.}$$

Визначення геометричних параметрів вертикального оперення

Площа ВО:

$$S_{BO} = \bar{S}_{BO} \cdot S = 0,2 \cdot 139 = 27,7 \text{ м}^2.$$

Розмах ВО [1, с. 832]:

$$l_{BO} = \sqrt{S_{BO} \cdot \lambda_{BO}} = \sqrt{27,7 \cdot 1,5} = 6,4.$$

Коренева хорда ВО:

$$b_{0BO} = \frac{S_{BO}}{l_{BO}} \cdot \frac{\eta_{BO} \cdot 2}{\eta_{BO} + 1} = \frac{27,7}{6,4} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2 + 1} = 5,7 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ВО:

$$b_{к.ВО} = \frac{b_{0BO}}{\eta_{BO}} = \frac{5,7}{2} = 2,86 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_{a.во} = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta_{BO}^2 + \eta_{BO} + 1}{(\eta_{BO} + 1)\eta_{BO}} = \frac{2}{3} \cdot 5,7 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{(2 + 1)2} = 4,46 \text{ м.}$$

Координата САХ по розмаху ВО:

$$Z_{a.во} = \frac{l}{3} \cdot \frac{\eta_{BO} + 2}{(\eta_{BO} + 1)} = \frac{6,4}{3} \cdot \frac{2,5 + 2}{(2,5 + 1)} = 2,855 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$X_{a.во} = Z_{a.во} \cdot \operatorname{tg}27^\circ = 2,855 \cdot 0,839 = 2,45 \text{ м.}$$

Розрахунок геометричних параметрів фюзеляжу

Довжина фюзеляжу [1, с. 833]:

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 8,92 \cdot 3,7 = 33 \text{ м.}$$

Довжина носової частини фюзеляжу:

$$l_H = \lambda_{H.ч.} \cdot D_\phi = 2 \cdot 3,7 = 7,4 \text{ м.}$$

Довжина хвостовій частині фюзеляжу:

$$l_{XB} = \lambda_{XB.ч.} \cdot D_\phi = 3 \cdot 3,7 = 11,1 \text{ м.}$$

Розрахунок геометричних параметрів шасі

Для триколісної шасі з передньою опорою основними параметрами шасі є:  $b$  – база шасі, відстань між осями основних і передній опор [1, с. 838]:

$$b = 0,4 \cdot l_\phi = 0,4 \cdot 33 = 13,2 \text{ м;}$$

$B$  – колія шасі – відстань між площинами симетрії основних опор,

$$2H \leq B < 15(\text{м}), \text{ тоді } B = 4 \text{ м;}$$

$e$  – винос основних головних опор, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю основних опор:

$$e = (0,06 \dots 0,12)b = 0,06 \cdot 13,2 = 0,8 \text{ м};$$

$a$  – винос передньої опори, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, віссю переднього колеса:

$$a = b - e = 13,2 - 0,8 = 12,4 \text{ м};$$

$\varphi$  – кут перекидання (кут торкання хвостовій частині фюзеляжу або його запобіжної опори поверхні злітно-посадкової смуги) [1, с. 838]:

$$\varphi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_3 - \psi,$$

де  $\alpha_{\text{пос.мах}} = 10^\circ \dots 18^\circ$  – максимальний посадковий кут атаки, менше значення приймають для неманеврених дозвукових літаків,

$\alpha_3 = 0 \div 4^\circ$  – кут заклиненому крила,  $\alpha_3 = 0$  град;

$\psi = (-2^\circ) \dots (2^\circ)$  – стоянковий кут,  $\psi = 0$  град;

$$\varphi = 12 - 0 - 0 = 12 \text{ град};$$

$\gamma$  – кут виносу щодо Ц.М. літака основних опор:

$$\gamma = \varphi + 2^\circ = 14^\circ.$$

### **1.1.8 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака**

При виборі загального пристрою агрегатів літака необхідно враховувати такі положення:

а) маса конструкції планера літака для заданих зусиль повинна бути найменшою, що досягається раціональної передачею сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості;

б) конструкція повинна мати високий ступінь живучості, тобто здатність витримувати експлуатаційні навантаження при часткових руйнуваннях окремих її елементів, і відповідати вимогам втомної міцності;

в) конструкція повинна бути технологічною, тобто такою, щоб для її виготовлення могла бути застосована найбільш проста і раціональна технологія;

г) конструкції повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків і експлуатаційних роз'ємів агрегатів, для підходу до силовій установці, обладнання і т. д.

#### **1.1.8.1 Конструктивно-силова схема крила**

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

а) компонованням крила – наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих в крилі агрегатів обладнання, наявністю в крилі бака для палива;

б) компонованням фюзеляжу – наявністю достатніх обсягів для центральної частини крила в фюзеляжі;

в) вимогою жорсткості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерона, ширина поясу якого становить

0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі. В якості такого перетину приймають кореневу хорду  $b_0$ .

Товщина поясу умовного лонжерона визначається за формулою [1]:

$$\delta_y = \frac{(p \cdot S \cdot Z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot Z_i - m_{кр} \cdot g \cdot Z_A) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p},$$

де  $p_0 = 400 \text{ даН/м}^2 = 4000 \text{ Н/м}^2$  – питоме навантаження на крило при зльоті;

$S = 139 \text{ м}^2$  – площа крила;

$Z_A = 8,41 \text{ м}$  – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака по розмаху крила;

$m_i$  – маса вантажу, розташованого на консолі крила;

$m_i = m_t + m_{дв} = 10157 + 717 = 10875 \text{ кг}$ ;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$  – прискорення вільного падіння;

$Z_i$  – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака по розмаху крила;

$$Z_i = Z_t = 5,1 \text{ м};$$

$n_p = 3,5$  – коефіцієнт розрахункової перевантаження;

$m_{кр} = 7460 \text{ кг}$  – маса крила;

$\bar{c} = 0,15$  – відносна товщина профілю крила;

$b_0 = 5,17$  – коренева хорда крила;

$\sigma_p = 520 \text{ МПа}$  – руйнівне напруження матеріалу поясу лонжерона алюмінієвого сплаву Д16Т.

$$\delta_y = \frac{(4000 \cdot 139 \cdot 8,41 - 2 \cdot 10875 \cdot 9,81 \cdot 5,1 - 7460 \cdot 9,81 \cdot 5,17) \cdot 3,5}{0,96 \cdot 0,15 \cdot (5,17)^2 \cdot 520 \cdot 10^6}$$

$$= 8 \text{ мм.}$$

Так як  $\delta_y > 3 \text{ мм}$ , це свідчить про те, що для проектованого літака з масових характеристик більш вигідно прийняти кесонну схему крила.

Обчислимо величини інтенсивності моментного навантаження, що визначаються за виразом [3]:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(p_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot Z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot Z_i] \cdot n^P}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3};$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(4000 \cdot 139 - 7460 \cdot 9,81) \cdot 8,41 - 2 \cdot (10875 \cdot 9,81 \cdot 5,1)] \cdot 3,5}{1,03 \cdot (0,15 \cdot 5,17)^3}$$

$$= 31 \text{ МПа.}$$

В кесонному крилі найбільш раціонально використовується матеріал, маса крила мінімальна. Внутрішній об'єм крила більш вільний від конструктивних елементів. Також кесонна схема доцільна для отримання більшої жорсткості крила на кручення.

Кесонне крило складається з центроплана і двох консолей. Кожна консоль включає два лонжерона, нервюри, панелі, закрилки, предкрилки, елерони, знімні



носові і хвостові частини. Стиковка центроплана і консолей здійснюється фітингових з'єднанням.

Крило кріпиться лонжеронами до центроплану, встановленому на фюзеляжі. Передній лонжерон проходить на відстані 20% від носка хорди, другий – 65%. У крилі знаходиться 65 нервюр, 13 нервюр посилені, 4 силові. Посилені № 9, № 13, № 17, № 58, № 65, № 27, № 31, № 35, № 40, № 44, № 47, № 49, № 52, № 1 для кріплення закрилків, пердкрилків, елеронів. Силові № 6, № 1, № 19, № 23 для кріплення центроплана крила поміж собою та поміж центроплана і консолі, також для кріплення двигуна до крила. Шаг нервюр обираємо 350 мм. Положення першого лонжерона в кореневої хорді крила 980 мм, другого – 3185 мм, відносно шкарпетки профіля. Положення першого лонжерона в кінцевій хорді крила 318 мм, другого – 1034 мм, відносно шкарпетки профіля. Шаг стрингерів 128мм. У якості профіля крила обираємо NASA 0015, у якого відносна товщина 15%, відносна кривизна 0% з геометричною круткою 5° у кореневій хорді крила та 3° у кінцевій хорді крила. Цей вибір обґрунтован тим, що при даній товщини профіля, усе паливо розміщується у кесон-баках, при низькому коефіцієнту лобового опіру  $c_x = 0,0077$

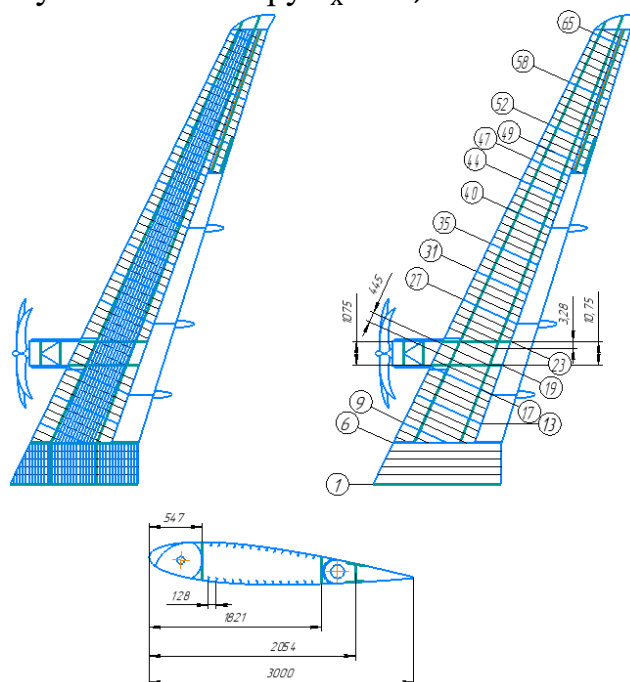


Рисунок 28 - Конструктивно-силова схема консолі крила

### 1.1.8.2 Конструктивно-силова схема фюзеляжу

В процесі проектування літака в якості КСС фюзеляжу обрана балочно-лонжерона схема. Така схема забезпечує достатню міцність і жорсткість конструкції фюзеляжу при найменших витратах маси. Конструкція балкових фюзеляжів дозволяє надавати їм найбільш вигідні аеродинамічні форми, забезпечувати отримання гладкої поверхні; отримувати найкращі умови для більш повного використання внутрішніх обсягів фюзеляжу; розміщувати в них герметизовані кабіни, а лонжерон збирає більшість навантажень, що дозволяє

зменшити кількість стрингерів, та збільшити розмір вирізів, що вкрай необхідне для ілюмінаторів. Поперечний силовий набір складається з 81 шпангоутів, з них 14 силових шпангоутів та 7 усилених. Два технологічних роз'єма по шпангоутам № 17, 55 умовно ділять фюзеляж на три частини – носову, середню і хвостову. У носовій частині фюзеляжу розташований носовий обтікач і кабіна екіпажу (між шпангоутами № 1-9), яка відокремлена від транспортної кабіни перегородкою, що служить стінкою шпангоута № 9. У перегородці є отвір під двері кабіни екіпажу. Під підлогою кабіни екіпажу (між шпангоутами № 2-9) знаходиться ніша передньої опори шасі, яка закривається створками, і технічні відсіки, що закриваються кришками. В кабіні екіпажу (між шпангоутами № 1-9) розташований ліхтар. Транспортна кабіна розташована в середній і хвостовій частинах фюзеляжу (між шпангоутами № 1-64) і включає в себе пасажирський салон, побутові відсіки, задній багажно-вантажний відсік і підпільні багажні відсіки. Шаг беремо стрингерів 250. Шаг шпангоутів рахуємо за формулою:

$$h_{\text{стр}} = a * d_{\phi} = 0,11 * 3,7 = 0,407\text{м},$$

де  $a = 0,11$ ;  $h_{\text{стр}}$  – шаг стрингерів.

Лонжерони розміщені по окружності кожні  $45^\circ$ , тобто положення першого лонжерона відносно вертикальної осі - 1435мм, другого - 4359мм, третього та четвертого симетричні.

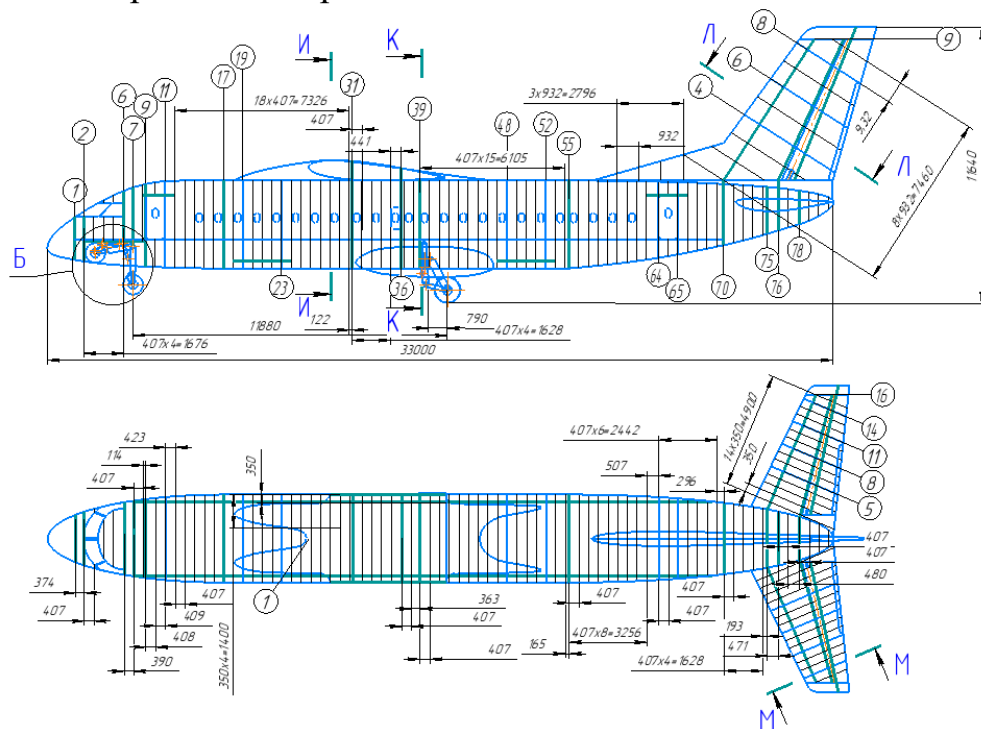


Рисунок 29 - Конструктивно-силова схема фюзеляжу

### 1.1.8.3 Конструктивно-силова схема горизонтального оперення

Конструктивна схема горизонтального оперення – дволонжеронна. Навантаження на горизонтальне оперення сприймають два лонжерона. Передній лонжерон проходить на відстані 25% від носка профілю по хорді, задній – 65%.

Положення першого лонжерона в кореневої хорді крила 818 мм, другого – 2456 мм, відносно шкарпетки профіля. Положення першого лонжерона в кінцевій хорді крила 409 мм, другого – 982 мм, відносно шкарпетки профіля. Поперечну жорсткість забезпечує набір нервюр. Нервюри № 5, № 8, № 11, № 16, – посилені, так як на них знаходяться вузли навішування керма висоти. Обшивка стабілізатора підкріплюється стрингерним набором. Шаг нервюр 350 мм.

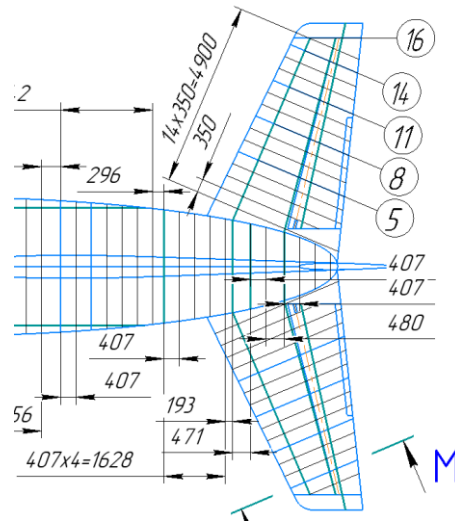


Рисунок 30 - Конструктивно-силова схема горизонтального оперення

#### 1.1.8.4 Конструктивно-силова схема вертикального оперення

КСС вертикального оперення – дволонжеронна схема. Передній лонжерон проходить на відстані 25% від носка хорди, другий – 65%. Положення першого лонжерона в кореневої хорді крила 1146 мм, другого – 3439 мм, відносно шкарпетки профіля. Положення першого лонжерона в кінцевій хорді крила 573 мм, другого – 1719 мм, відносно шкарпетки профіля. Нервюри № 4, № 6, № 8 – посилені, так як на них знаходяться вузли навішування керма висоти. Обшивка стабілізатора підкріплюється стрингерним набором. Шаг нервюр 932 мм

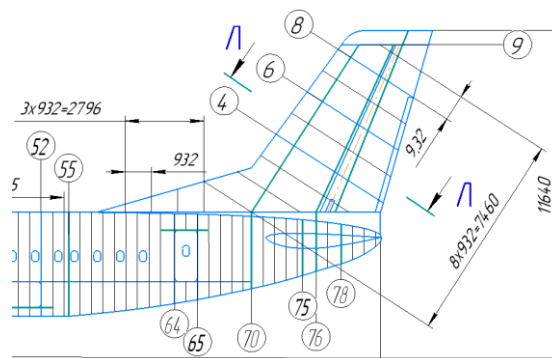


Рисунок 31 - Конструктивно-силова схема вертикального оперення

#### 1.1.8.5 Конструктивно-силова схема шасі

Схема шасі – трьохопорне з передньою опорою. Трьохопорне шасі з передньою стійкою найбільш вдало вирішує питання безпеки при посадці літака.

Конструктивно-силова схема шасі і схема його прибирання повинні

забезпечувати:

- найменшу масу шасі (з урахуванням посилення вирізів під шасі в конструкції планера);
- найменший обсяг шасі в прибраному положенні;
- простоту кінематичної схеми механізмів випуску та прибирання шасі.

Схема передньої опори шасі балочна, з полуричажною підвіскою колеса.

Ніша носової стійки шасі розташована між силовими шпангоутами №4 і №7. Передня стійка має балочну КСС, яка раціональна при невеликій висоті стійок і при інших умовах утримання при цьому переваги, наприклад, в простоті кінематики прибирання і конструювання опори в випущеному і прибраному положеннях. Прибирається передня опора вгору-вперед в носову частину фюзеляжу.

Схема основної опори шасі підкосно-балочна. Прибирається основна опора в обтікач, розташовані на фюзеляжі.

Із урахуванням отриманих даних, розроблено майстер-геометрію поверхні літака.

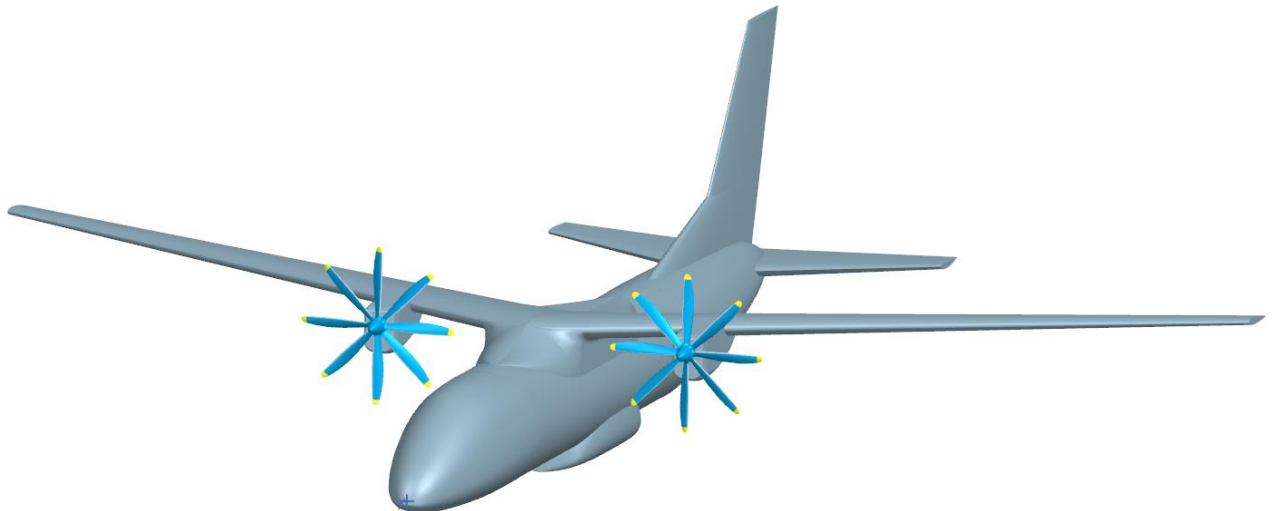


Рисунок 32 - Майстер-геометрію поверхні літака

### ***1.1.9 Висновки***

Внаслідок обробки статистичних даних, були обрані основні геометричні параметри даного ЛА, на підставі яких був побудований зовнішній вигляд літака. Був підібран двигун для вирішення поставлених завдань, були розраховані масові характеристики в нульовому наближенні для даного ЛА, певна злітна маса і маса окремих агрегатів. Було розраховані і побудована конструктивно-силова-схема літака, визначені типи конструктивних схем для крила, горизонтального оперення, вертикального оперення і фюзеляжу. Розрахованих кроки нервюр і шпангоутів.

## 1.2. Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.

### 1.2.1 Розрахунок полярні й аеродинамічної якості у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака.

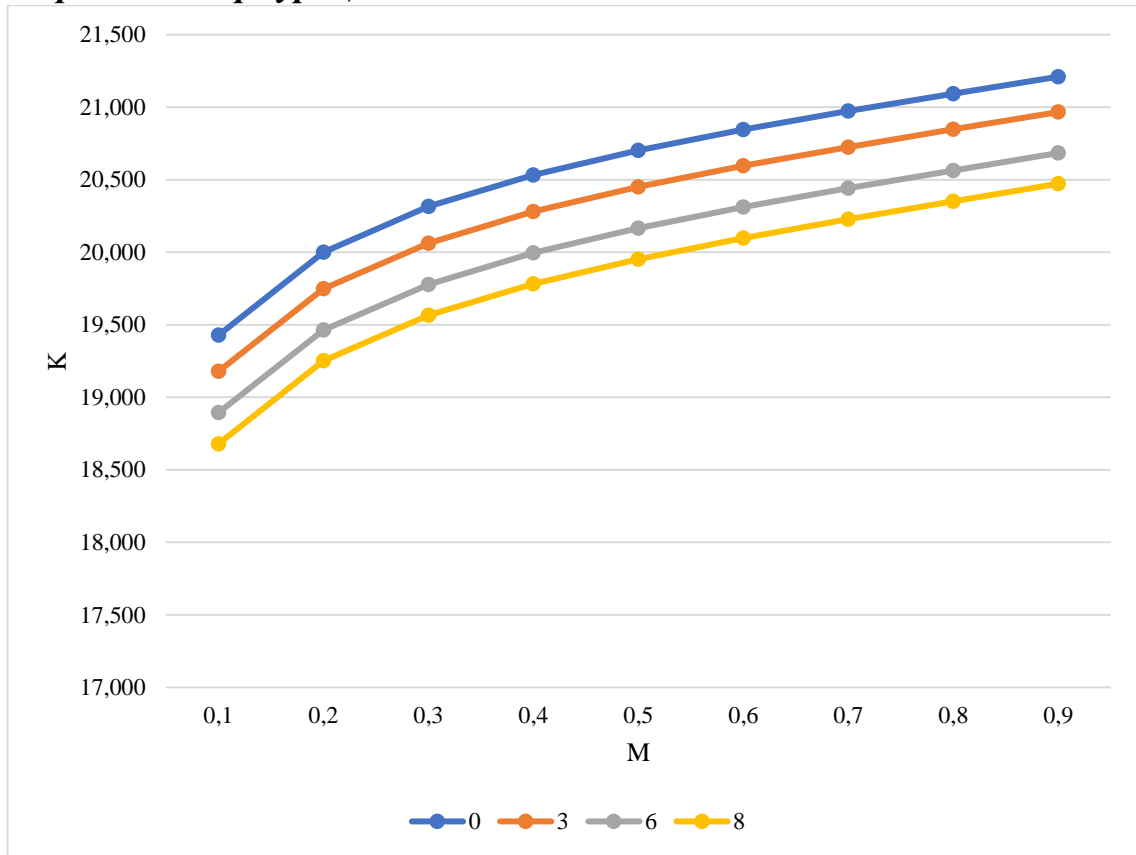


Рисунок 33 - Залежність коефіцієнту аеродинамічної якості (К) від чисел Маха (М) на висотах  $H = 0$  км,  $H = 3$  км,  $H = 6$  км,  $H = 8$  км.

Таблиця 8 - Значення коефіцієнту аеродинамічної якості (К) від чисел Маха (М) на висотах  $H = 0$  км,  $H = 3$  км,  $H = 6$  км,  $H = 8$  км.

$H/M$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
0	19,428	20,000	20,315	20,532	20,702	20,845	20,973	21,093	21,210
3	19,179	19,749	20,063	20,281	20,451	20,596	20,725	20,847	20,966
6	18,894	19,464	19,777	19,995	20,165	20,311	20,441	20,564	20,684
8	18,679	19,252	19,565	19,781	19,952	20,097	20,228	20,352	20,472

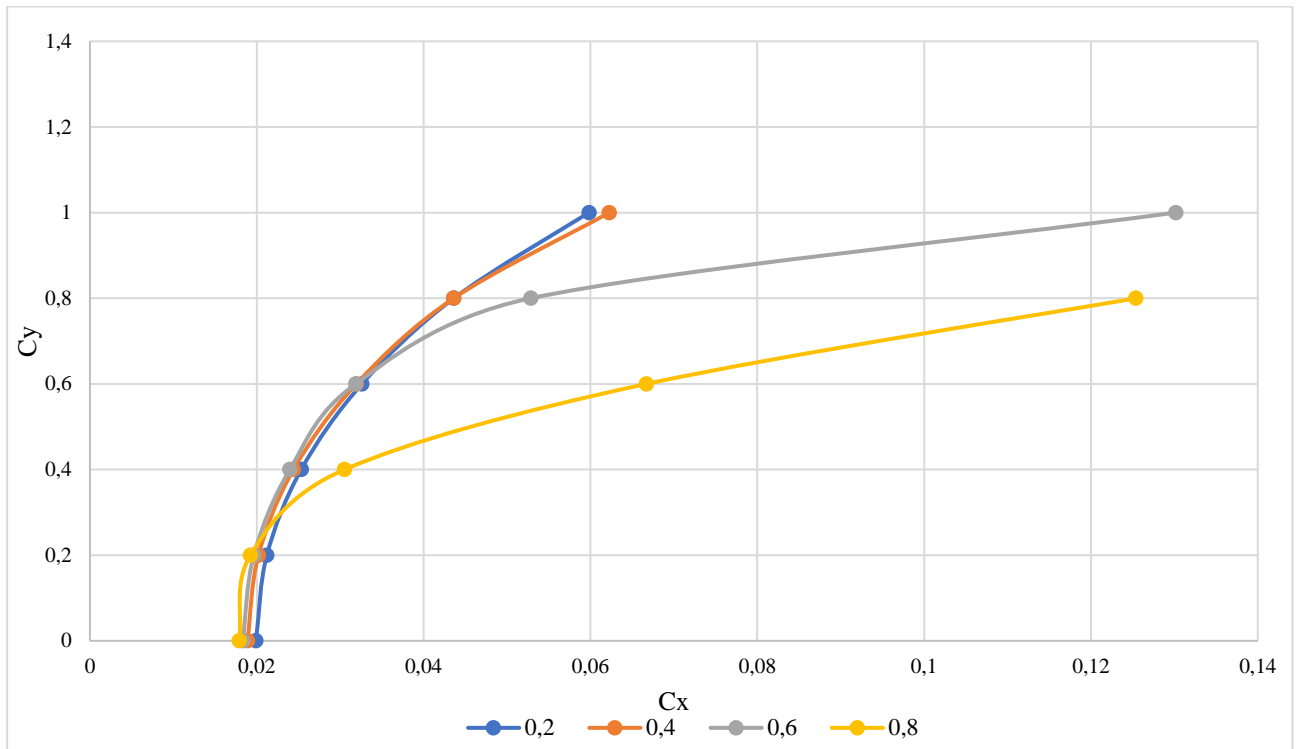


Рисунок 34 - Польотні поляри літака під час польоту зі швидкостями  $M=0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,2$ .

**1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокуса літака. Аналіз поздовжньої та поперечної стійкості літака.**

Таблиця 9 - Основні параметри літака

$C_{ya}$	$C_{xa} M = 0,2$	$C_{xa} M = 0,4$	$C_{xa} M = 0,6$	$C_{xa} M = 0,8$
0	0,0199	0,01888	0,01832	0,01789
0,2	0,02121	0,0202	0,01965	0,01925
0,4	0,02533	0,0244	0,02397	0,03052
0,6	0,03261	0,03194	0,03188	0,06672
0,8	0,04362	0,04361	0,05284	0,1254
1	0,05984	0,06227	0,13017	

### 1.2.3 Розробка конструкції збірних вузлів і деталей агрегату літака

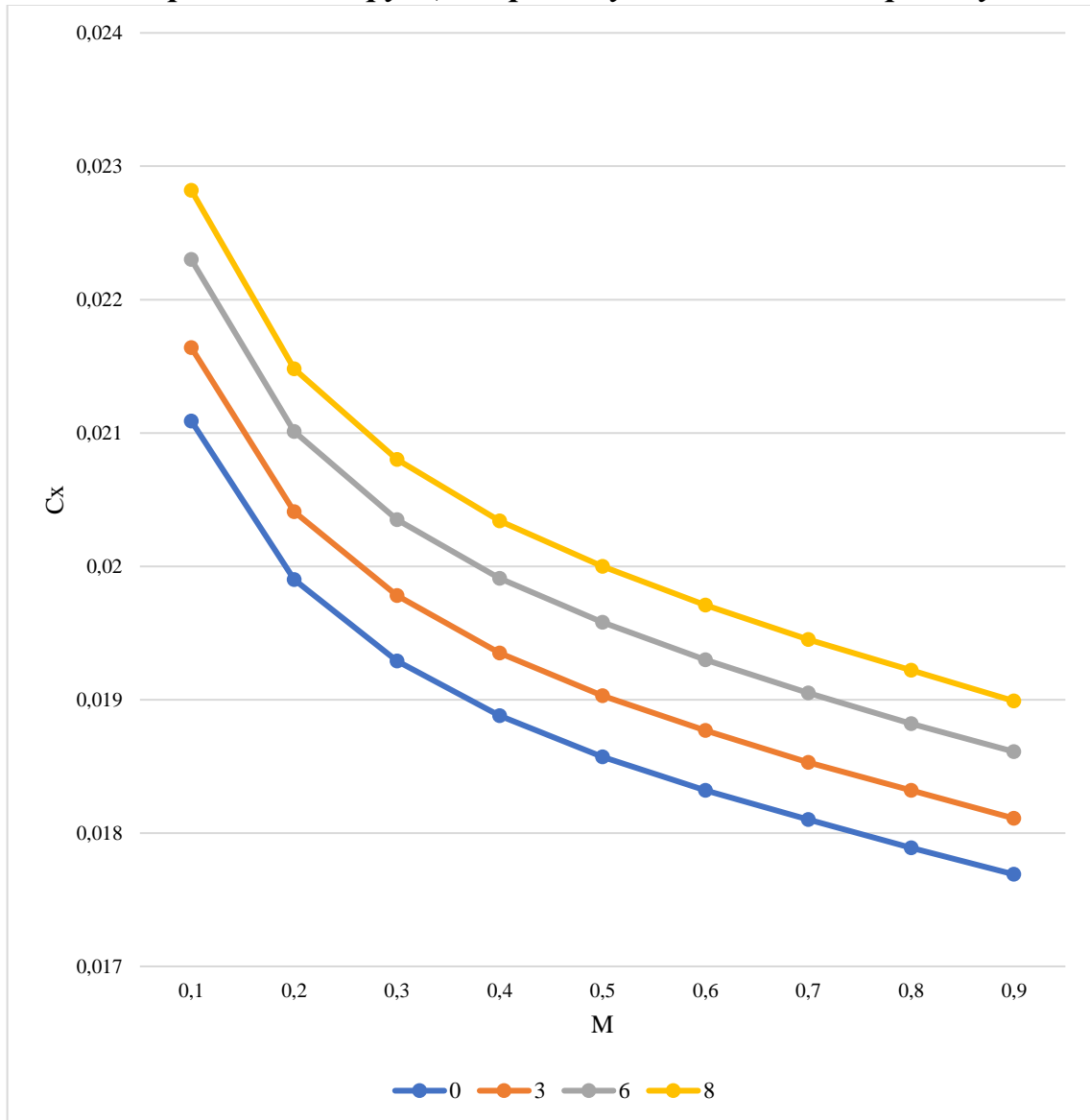


Рисунок 35 - Залежність коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі  $C_{x\alpha 0}$  від чисел маха ( $M$ ) на висотах  $H = 0$  км,  $H = 3$  км,  $H = 6$  км,  $H = 8$  км при  $C_{y\alpha} = 0$

Таблиця 10 - Основні параметри коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі  $C_{x\alpha 0}$  від чисел маха ( $M$ ) на висотах  $H=0$ км  $H=3$ км  $H=6$ км  $H=8$ км при  $C_{y\alpha} = 0$

$H/M$	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
0	0,0210	0,0199	0,0192	0,0188	0,0185	0,0183	0,0181	0,0178	0,0176
3	0,0216	0,0204	0,0197	0,0193	0,0190	0,0187	0,0185	0,0183	0,0181
6	0,0223	0,0210	0,0203	0,0199	0,0195	0,0193	0,0190	0,0188	0,0181
8	0,0228	0,0214	0,020	0,0203	0,02	0,0197	0,0194	0,0192	0,0189





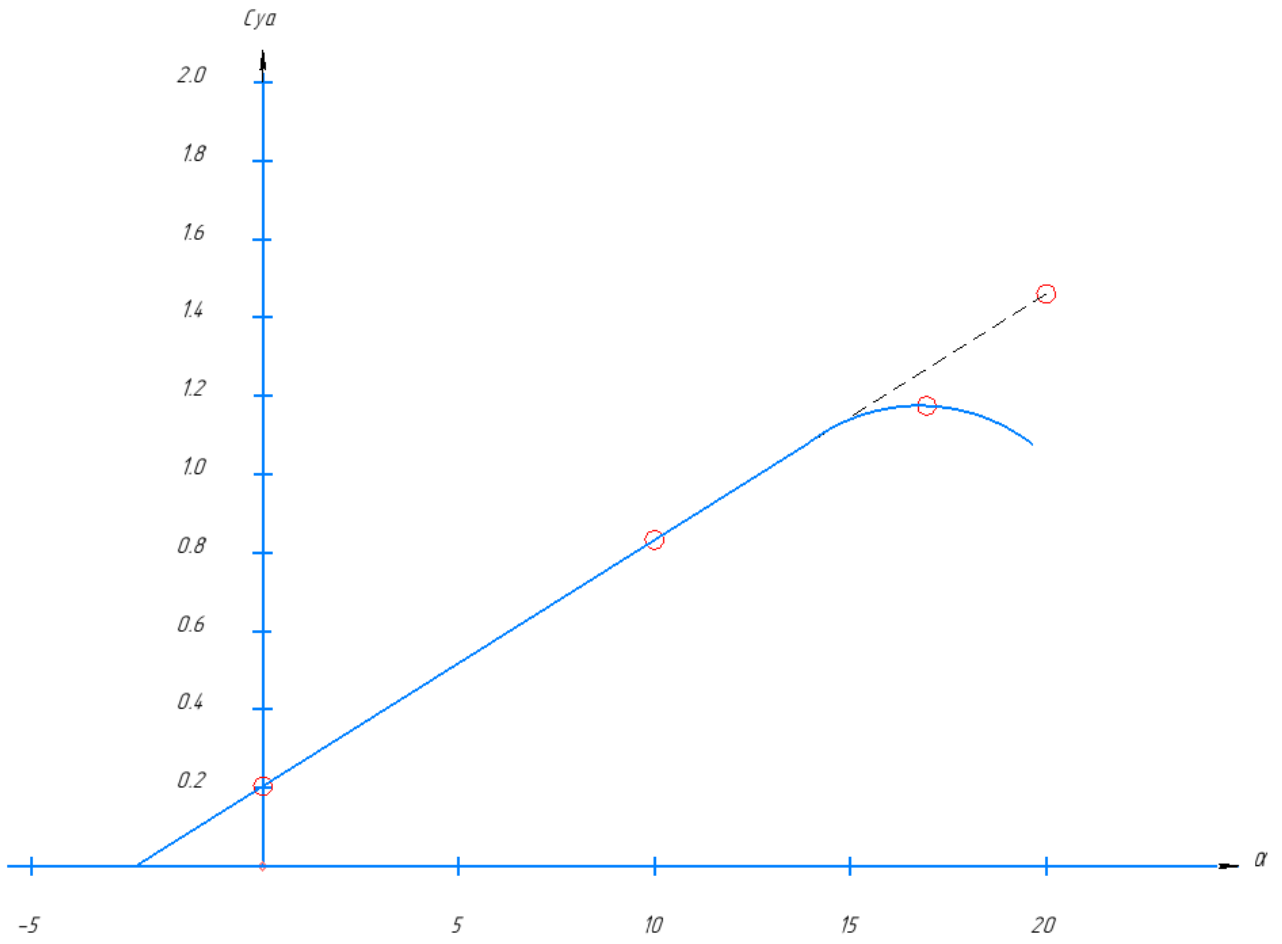


Рисунок 37 - Залежність коефіцієнта підйомної сили ( $C_{ya}$ ) від кута атаки ( $\alpha$ ) при числах маха  $M=0,2$

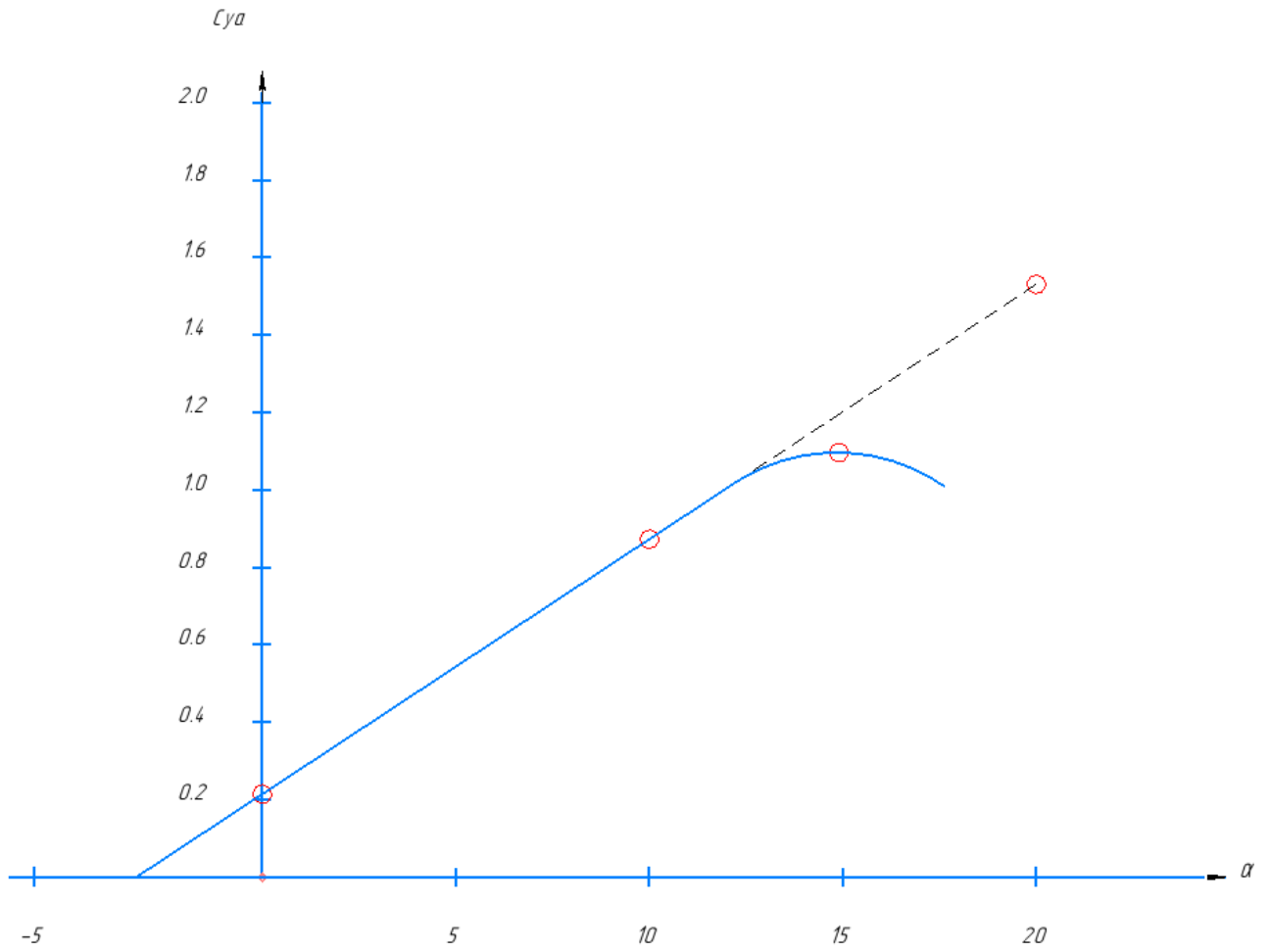


Рисунок 38 - Залежність коефіцієнта підйомної сили ( $C_{ya}$ ) від кута атаки ( $\alpha$ ) при числах маха  $M=0,4$

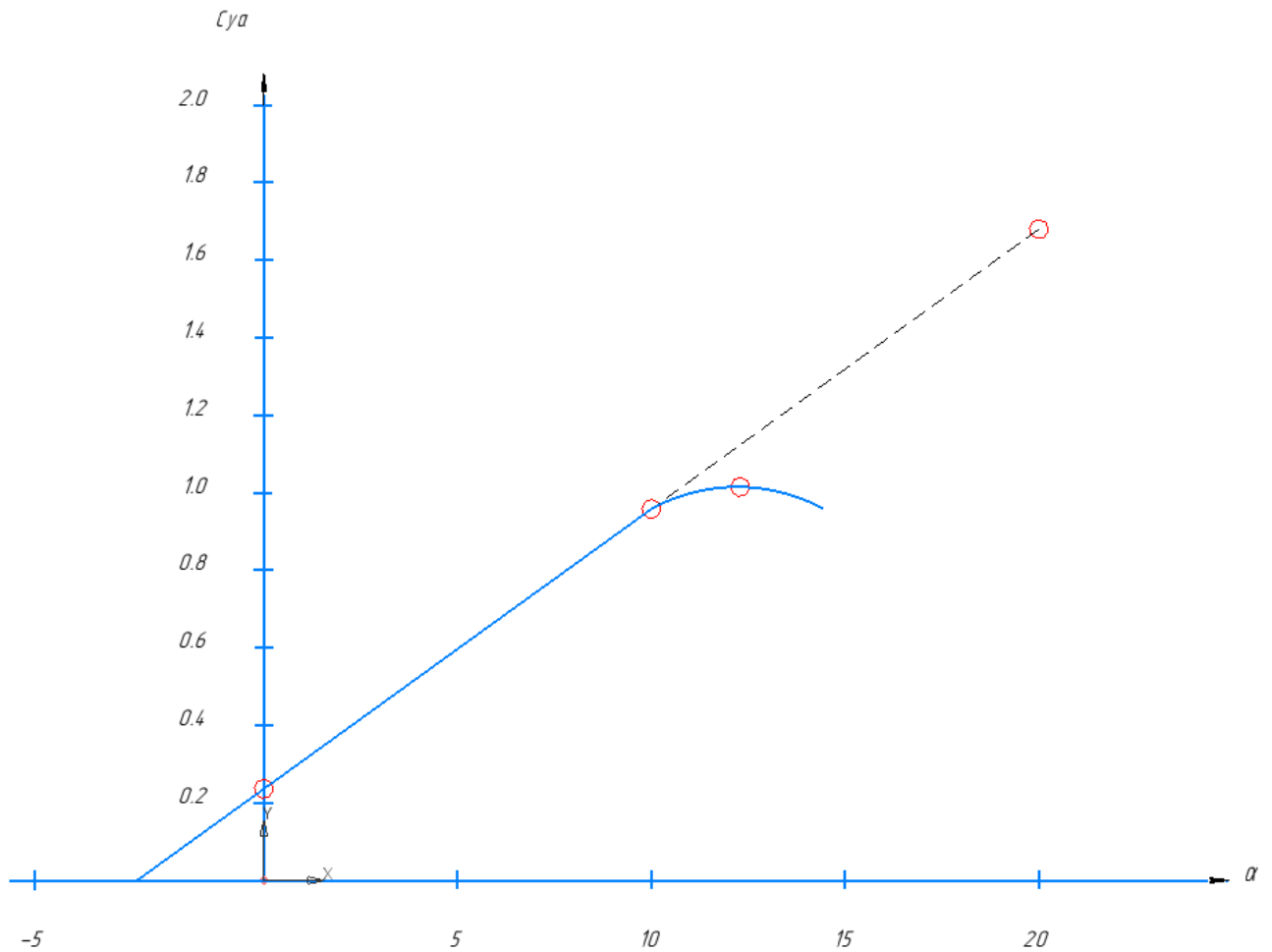


Рисунок 39 - Залежність коефіцієнта підйомної сили ( $C_{ya}$ ) від кута атаки ( $\alpha$ ) при часлах маха  $M=0,6$

Таблиця 12 - Основні параметри залежності коефіцієнта підйомної сили ( $C_{ya}$ ) від кута атаки ( $\alpha$ ) при часлах маха  $M=0,6$

$\alpha, ^\circ$	$C_{ya}, M=0,2$	$\alpha, ^\circ$	$C_{ya}, M=0,4$	$\alpha, ^\circ$	$C_{ya}, M=0,6$
$0^\circ$ лінійна ділянка	0.20402	$0^\circ$ лінійна ділянка	0.21430	$0^\circ$ лінійна ділянка	0.23588
$10^\circ$ лінійна ділянка	0.83204	$10^\circ$ лінійна ділянка	0.87266	$10^\circ$ лінійна ділянка	0.95785
$16.95^\circ$ критичне значення	1.17449	$14.9^\circ$ критичне значення	1.09621	$12.3^\circ$ критичне значення	1.01466
$20^\circ$ лінійна ділянка	1.46007	$20^\circ$ лінійна ділянка	1.53101	$20^\circ$ лінійна ділянка	1.67982

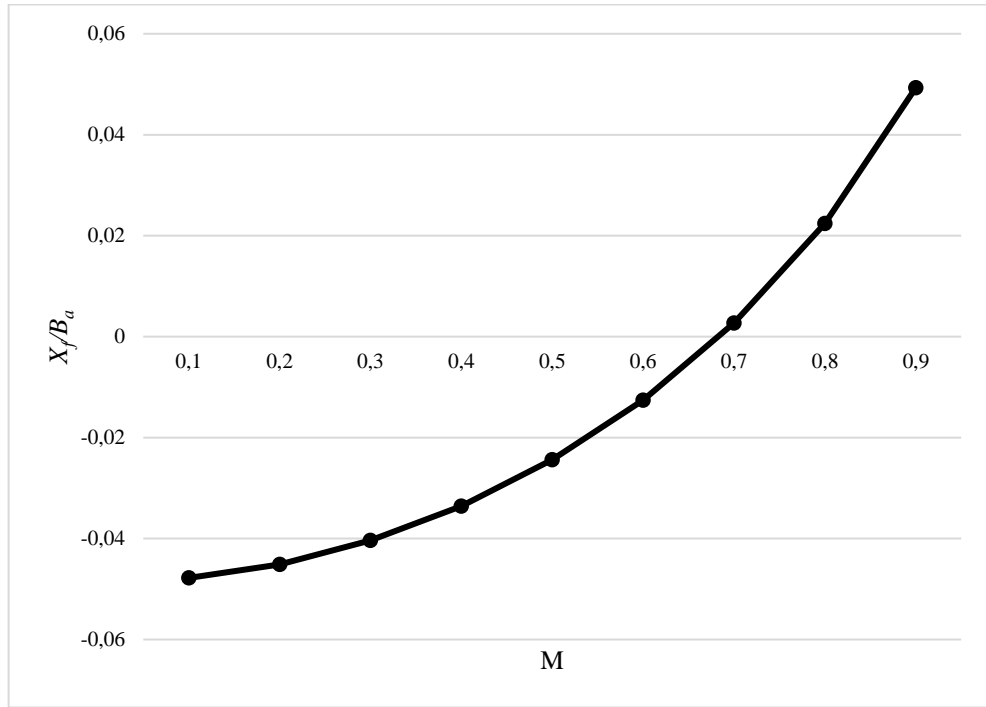


Рисунок 40 - Залежність Фокус ( $X_f/B_a$ ) від чисел маха ( $M$ ).

Таблиця 13 - Основні параметри залежності Фокус ( $X_f/B_a$ ) від чисел маха ( $M$ ).

$M$	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$X_f/B_a$	-0,047	-0,0451	-0,0404	-0,0336	-0,0244	-0,0126	0,0027	0,0224	0,0493

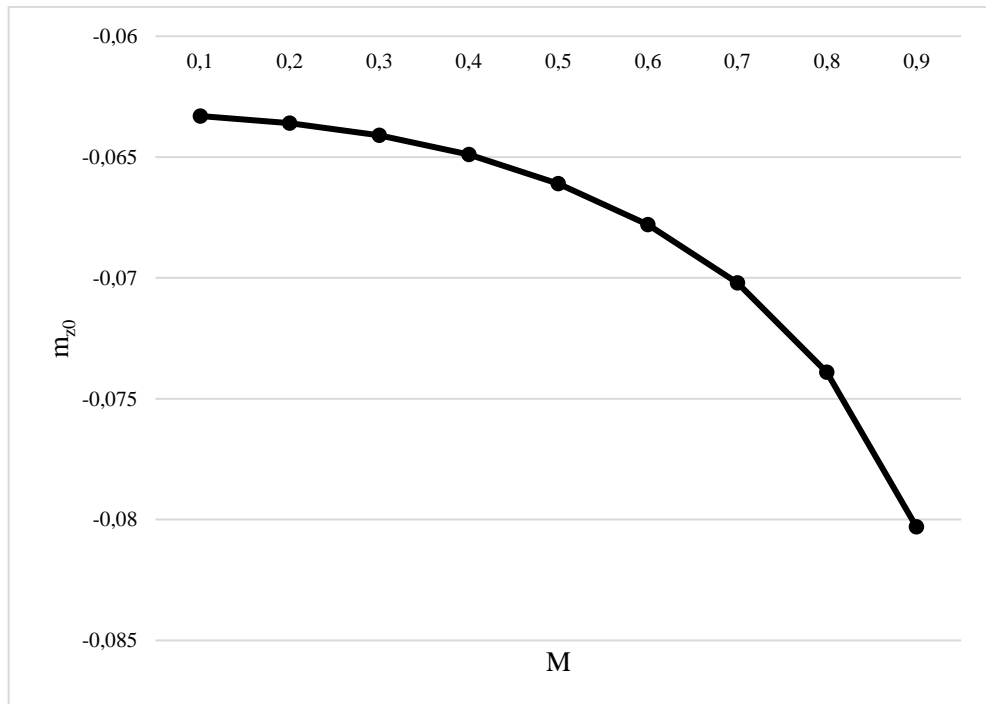


Рисунок 41 - Залежність Коэффициент момента ( $m_{z0}$ ) від чисел маха ( $M$ ).

Таблиця 14 - Основні параметри залежності Коэффициент момента ( $m_{z0}$ ) від чисел маха ( $M$ ).

$M$	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$m_{z0}$	-0,0633	-0,0636	-0,0641	-0,065	-0,0661	-0,0678	-0,0702	-0,0739	-0,0803

### 1.2.4 Висновки

В результаті виконання даного розділу визначено аеродинамічні характеристики літака. Знайдено поляри крила, якість літака, розраховані коефіцієнти підйомної сили по куту атаки, знайдений максимальний і найвигідніший коефіцієнт підйомної сили, розраховано аеродинамічний опір ЛА і знайдені моменти характеристики.

## 1.3. Визначення геометричних характеристик елементів перерізу регулярної зони панелі з умов забезпечення їх статичної міцності

### 1.3.1 Розрахунок повітряних і масових навантажень, що діють на панель

Якщо крило стріловидне і кут стріловидності по чверті хорди  $\chi^{0,25} > 15^\circ$ , необхідно ввести еквівалентну пряме крило і всі подальші розрахунки проводити для цього еквівалентного крила. Оскільки  $\chi^{0,25} = 26^\circ$ , то потрібно робити випрямлення.

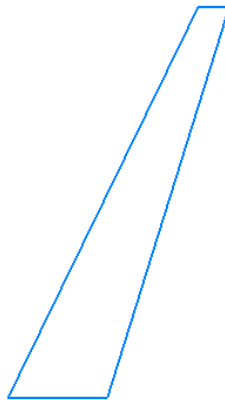


Рисунок 42 - Початкове стріловидне крило



Рисунок 43 - Випрямлене крило

Вид згори на консоль випрямлення крила з розмірами, зазначеними положеннями паливних баків, осі приведення, лінії центрів тиску, положення центрів ваги перетинів крила, вантажів показана на рисунку 2.1.2.

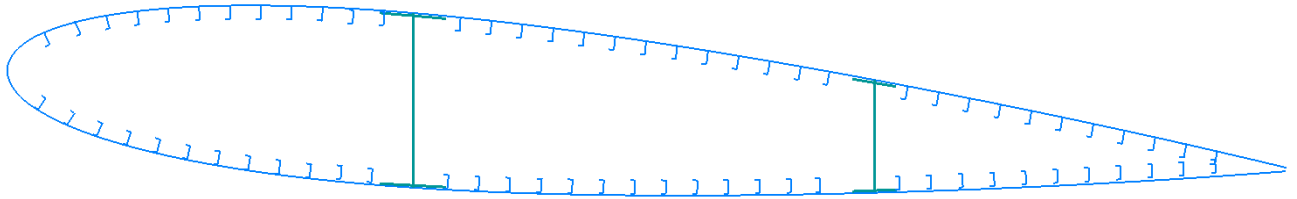


Рисунок 44 - Профіль крила із зазначенням розташування лонжеронів

Розбиваємо консоль крила на 11 рівних перетинів з кроком  $\Delta z' = 0,1$  і вводимо додаткову координату  $z' = 0,95$ . Розподіл повітряної навантаження по довжині консолі крила пропорційно розподілу відносної циркуляції:

$$L_{\text{конс}} = 0,5L_{\text{кр}} = 0,5 \cdot 39,72 = 19,86 \text{ м}$$

Розподіл повітряної навантаження по довжині консолі крила пропорційно розподілу відносної циркуляції:

$$q_{yв}(z) = (1,05 \cdot n_{yэ} \cdot M_{\text{сам}} \cdot g) / (L_{\text{кр}} - d_{\phi}) \cdot \Gamma(z'); \quad z' = z_{0,5} \cdot L_{\text{кр}} \quad ,$$

Тут  $\Gamma(z)$  - відносна циркуляція; коефіцієнт 1,05 наближено враховує величину балансування навантаження на горизонтальне оперення згідно з додатком. Відносну циркуляцію прийнято ставити в вигляді суми відносної циркуляції прямого плоского крила з поправками обліку стрілоподібності, крутки крила, інтерференції:

$$\Gamma(z') = \Gamma_{np}(z') + \Gamma_{\chi}(z') + \Delta\Gamma_{\phi}(z') + \Delta\Gamma_{\text{надстр}}(z');$$

В рамках даної роботи ми враховуємо тільки залежність відносної циркуляції від звуження крила і кута стреловидности щодо чверті хорд крила.

На крило також діє масова навантаження від його власної ваги. У наближених розрахунках можна вважати, що погонна навантаження масових сил крила пропорційна хордам:

$$q_{yкр}(z) = \frac{n_y^3 \cdot G_{кр}}{S_{кр}} \cdot b(z');$$

де  $b(z')$  - хорда крила в перерізі. Знайдені значення  $q_y$  кр  $(z)$  заносяться в таблицю

При заповнених паливних баках розподіл навантаження від ваги палива можна знаходити пропорційно площі поперечних перерізів бака:

$$q_{yТ}(z) = n_y^3 \cdot \gamma \cdot g \cdot S_6(z'),$$

де  $\gamma$  – питома вага палива;  $S_6(z')$  – площа поперечного перерізу бака.

На практиці, оскільки відбувається вироблення палива, допустимо розподіляти навантаження від ваги палива по лінійній залежності (рисунку 2.2):

$$q_{y2}^T = \frac{2 \cdot n_y^3 \cdot G_T}{l_6(1 + \frac{b_{\sigma 1}}{b_{\sigma 2}})}; \quad q_{y1}^T = \frac{b_{\sigma 1}}{b_{\sigma 2}} q_{y2}^T$$

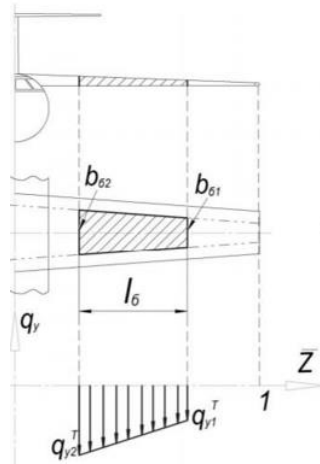


Рисунок 45 - Розподіл навантаження від ваги палива по лінійній залежності

Враховуючи положення лонжеронів:

$$b_{\delta 1} = 0,5 \cdot b(z_1); \quad b_{\delta 2} = 0,5 \cdot b(z_2).$$

Розраховані значення  $q_{yT}(z)$  заносимо в таблицю 2.1.

Сумарна розподілене навантаження дорівнює:

$$q_{y\Sigma}(z) = q_{yв}(z) - q_{yкр}(z) - q_{yT}(z).$$

Результати розрахунків заносимо в таблицю 1.12

Таблиця 15 - Розподілене навантаження на крило

$i$	$z$	$\Gamma_{45}$	$\Gamma_x$	$\Gamma_{np}$	$\Gamma$	$b$	$q_v$	$q_{кр}$	$q_m$	$q$
0	0	-0,235	-0,1357	1,343	1,20772	5,1787	43096,9	5741,96	14429,7	22925,26
1	0,1	-0,175	-0,10111	1,3298	1,228689	4,855067	43845,13	5383,087	13451,38	25010,66
2	0,2	-0,123	-0,07107	1,2908	1,219733	4,531396	43525,56	5024,215	12473,04	26028,3
3	0,3	-0,072	-0,0416	1,2228	1,1812	4,207725	42150,52	4665,343	11494,7	25990,47
4	0,4	-0,025	-0,01444	1,1484	1,133956	3,884054	40464,62	4306,47	10516,36	25641,79
5	0,5	0,025	0,014444	1,057	1,071444	3,560383	38233,94	3947,598	9538,015	24748,33
6	0,6	0,073	0,042178	0,9571	0,999278	3,236712	35658,71	3588,726	8559,674	23510,32
7	0,7	0,111	0,064133	0,8538	0,917933	2,913041	32755,98	3229,853	7581,332	21944,79
8	0,8	0,135	0,078	0,743	0,821	2,58937	29296,96	2870,981	6602,99	19822,99
9	0,9	0,14	0,080889	0,609	0,689889	2,265699	24618,33	2512,109	5624,648	16481,57
10	0,95	0,125	0,072222	0,5151	0,587322	1,942028	20958,29	2153,237	4646,306	14158,75
11	1	0	0	0	0	1,618357	0	1794,364	0	-1794,36

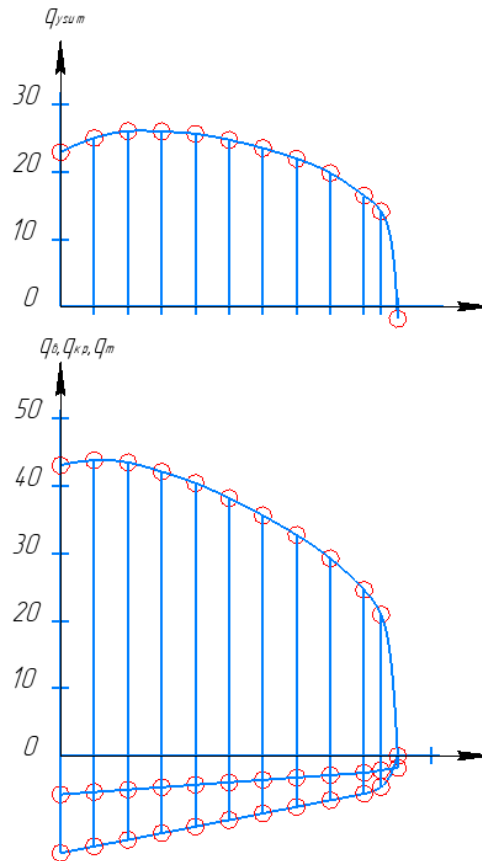


Рисунок 46 - Сумарна розподілене навантаження

При визначенні закону розподілу поперечних сил і згинальних моментів по довжині крила спочатку знаходять функції  $Q(z)$  і  $M(z)$  від впливу розподіленого навантаження  $q_{y,z}(z)$ . Для цього інтегрування обчислюються інтеграли:

$$Q(z) = \int_0^z q_y^\Sigma(z) dz - \sum G_{аргі} \cdot n_y^3; \quad M(z) = \int_0^z Q(z) dz.$$

Інтегрування проводиться від кінця крила. На практиці проводять чисельне інтегрування за методом трапецій. При цьому довжину консолі крила розбивають на  $k = 11$  частков. Тоді довжина ділянки:

$$\Delta z = \frac{L_{\text{конс}}}{k} = \frac{11,93}{11} = 1,084$$

де  $L_{\text{конс}}$  - довжина консолі крила. Приріст поперечної сили на останній ділянці складе

$$\Delta Q = \frac{2}{3} q_{y11}^\Sigma \cdot \Delta z \quad Q_{12} = 0; \quad Q_{11} = \Delta Q_{11}$$

Для інших ділянок залежно в загальному вигляді матимуть вигляд:

$$\Delta Q_i = \frac{q_{yi}^\Sigma + q_{yi+1}^\Sigma}{2} \cdot \Delta z; \quad i = 10 \dots 1; \quad Q_i = Q_{i+1} + \Delta Q_i;$$



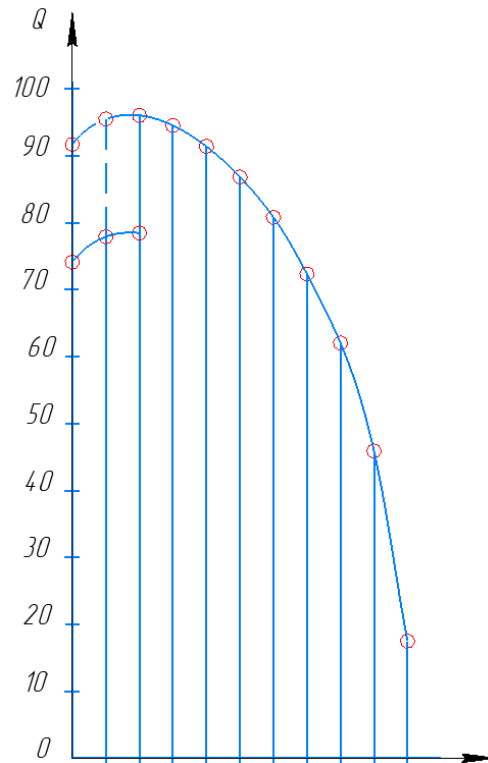


Рисунок 47 - Епюра поперечних сил за розмахом консолі крила

Епюра згинальних моментів будується шляхом інтегрування епюри поперечних сил.

Інтегрування необхідно починати з кінця консолі. При використанні процедури чисельного інтегрування залежності візьмуть вигляд:

$$\Delta M = \frac{1}{2} Q_{11} \cdot \Delta z ; \quad M_{12} = 0 ; \quad M_{11} = \Delta M_{11} ;$$

$$\Delta M_i = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \cdot \Delta z ; \quad i = 10 \dots 1 ; \quad M_i = M_{i+1} + \Delta M_i ;$$

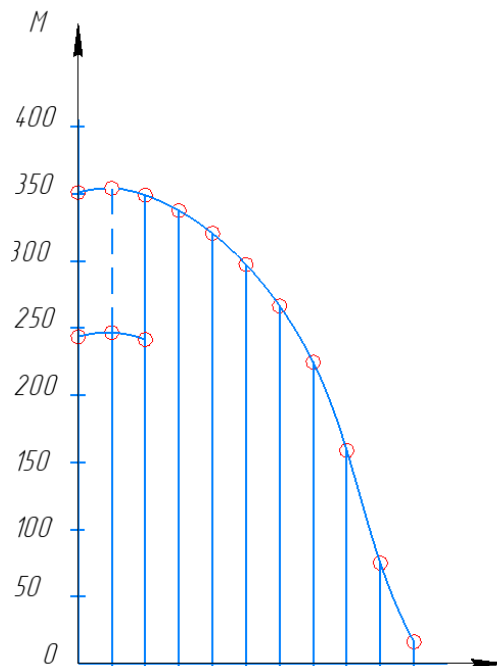


Рисунок 48 - Епюра згинаючих моментів по розмаху консолі крила

Таблиця 16 - Результати розрахунків

$i$	$z_i$	$\Delta z_i$	$q_y^E(z), \text{Н/м}$	$\Delta Q, \text{Н}$	$Q, \text{Н}$	$\Delta M, \text{Нм}$	$M, \text{Нм}$
0	0	1,854	22925,26282	44430,71906	74155,60171	173566,5281	243594,5651
1	0,1	1,854	25010,66177	47306,85516	77939,90311	177583,8197	246722,3898
2	0,2	1,854	26028,30158	48215,02045	78489,82336	176694,3528	241535,4646
3	0,3	1,854	25990,47358	47856,7754	94562,23741	172396,8945	337655,8268
4	0,4	1,854	25641,79405	46705,46201	91435,30464	165258,9323	320701,8785
5	0,5	1,854	24748,33136	44729,84263	86861,15076	155442,9462	297448,3406
6	0,6	1,854	23510,31512	42131,30813	80844,92079	142005,3943	266589,9232
7	0,7	1,854	21944,7946	38713,61266	72363,49042	124584,5289	224638,5339
8	0,8	1,854	19822,99258	33649,87775	62049,69731	100054,005	158813,9593
9	0,9	1,854	16481,57411	28399,81956	45897,71703	58759,95427	74978,35775
10	0,95	1,854	14158,74948	17497,89747	17497,89747	16218,40348	16218,40348
11	1	1,854	22925,26282	44430,71906	74155,60171	173566,5281	243594,5651

При проектуванні крила і його розрахунку на міцність повинні бути відомі крутний момент в перетинах по довжині крила. Крутний момент в перерізі крила є твір поперечної сили на відстань до центру жорсткості.

Вираз для визначення погонних наведених моментів в перетинах крила має вигляд:

$$m_z(z) = q_y^B(z) \cdot a_B + q_y^{KP}(z) \cdot a_{KP} + q_y^T(z) \cdot a_T$$

де  $a_B$ ,  $a_{KP}$ ,  $a_T$  – відстань від осі приведення до відповідних навантажень в кожному перетині крила.

Таблиця 17 - Результати розрахунків

$i$	$q_y^B(z), \text{Н/м}$	$a_B, \text{м}$	$q_y^{KP}(z), \text{Н/м}$	$a_{KP}, \text{м}$	$q_y^T(z), \text{Н/м}$	$a_T, \text{м}$	$m_z, \text{Н}$	$\Delta M_{пр}, \text{Нм}$	$M_{пр}, \text{Нм}$
0	43096,95	1,55	5741,96	2,07	4328,917	2,589	43854,33	86235,17	981643,4
1	43845,13	1,62	5383,087	2,10	4035,415	2,589	49184,05	94560,75	889606,2
2	43525,56	1,68	5024,215	2,14	3741,912	2,589	52836,74	99605,23	789243,4
3	42150,52	1,75	4665,343	2,17	3448,41	2,589	54626,5	102257,3	683836,1
4	40464,62	1,81	4306,47	2,20	3154,907	2,589	55698,04	103115	581578,8
5	38233,94	1,88	3947,598	2,23	2861,405	2,589	55551,82	101977,6	478463,8
6	35658,71	1,94	3588,726	2,27	2567,902	2,589	54470,9	99077,14	376486,3
7	32755,98	2,01	3229,853	2,30	2274,399	2,589	52422,58	93885,18	277409,1
8	29296,96	2,07	2870,981	2,33	1980,897	2,589	48869,34	84489,92	183524
9	24618,3	2,14	2512,109	2,36	1687,39	2,589	42286,12	73824,3	99034,03
10	20958,2	2,20	2153,237	2,40	1393,89	2,589	37362,28	30592,89	25209,73
11	0	2,27	1794,364	2,43	0	2,589	-4355,88	-5383,15	-5383,15

Епюра наведених моментів дозволяє визначити відстань від точки прикладання рівнодіючої навантаження в перерізі крила до осі приведення.

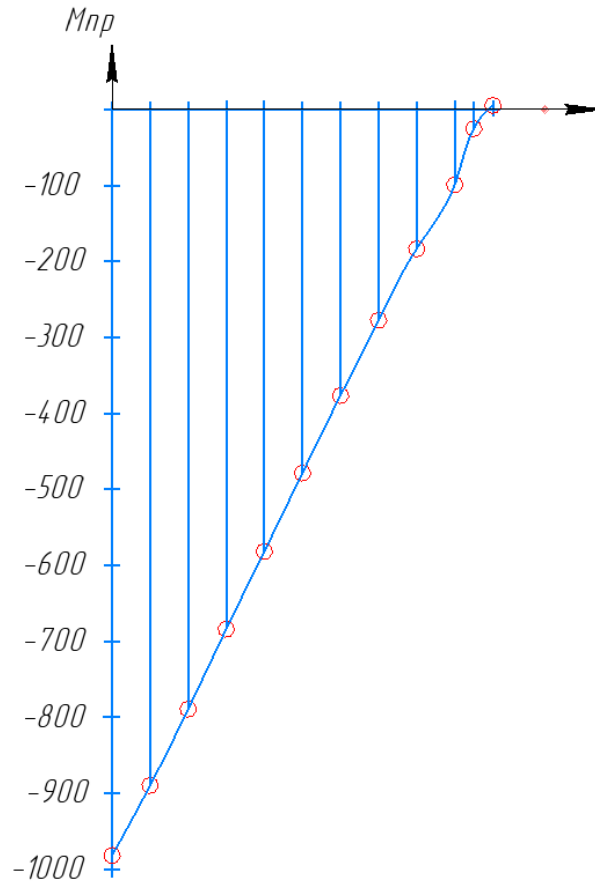


Рисунок 49 - Крутний момент по довжині консолі

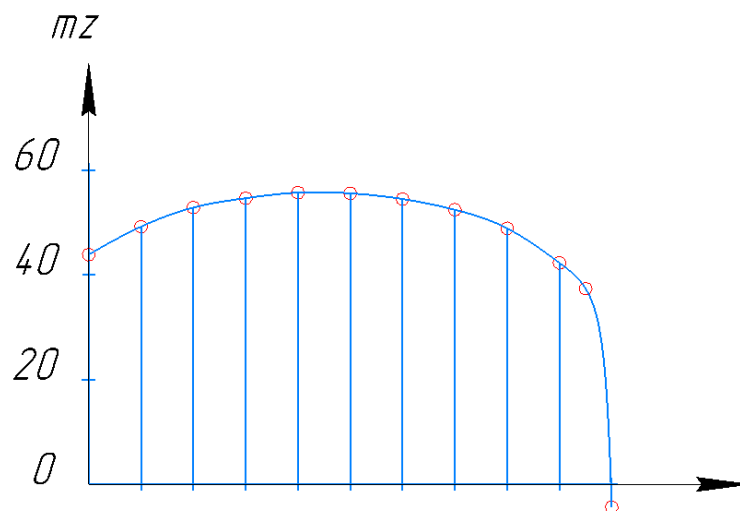


Рисунок 50 - Погонний момент по довжині консолі

### **1.3.2 Проектувальний розрахунок силових елементів регулярної зони в перерізах агрегату.**

Проектувальний розрахунок виконується з використанням спрощеної моделі крила, а саме:

-лонжерони - плоскі балки (сприймають навантаження тільки в своїй

площині);

обшивка і стінки лонжеронів працюють тільки на зрушення;

-участь обшивки в сприйнятті нормальних напружень враховується

шляхом приєднання ділянок обшивки до поздовжніх силових елементів;

-пояса лонжеронів працюють тільки на розтяг-стиск.

При виконанні проектувального розрахунку, складний контур профілю крила спрощено замінюють двома паралельними панелями:

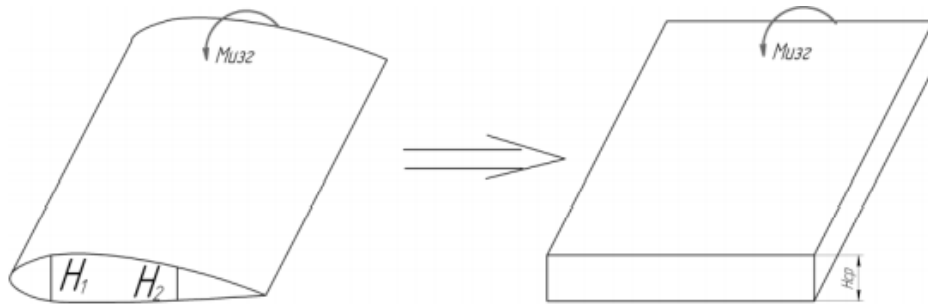


Рисунок 51 - Спрощення профілю крила

Середня висота перерізу:

$$H_{cp} = \frac{H_1 + H_2}{2} \times \mu_1,$$

де  $H_1 = 0,78$  м;  $H_2 = 0,5$  м;  $\mu_1 = 0,9$ , отже

$$H_{cp} = \frac{0,78 + 0,5}{2} \times 0,9 = 0,576 \text{ м}$$

Сила стиснення верхньої частини перерізу крила і розтягування нижньої частини:

$$P_{пан} = \frac{M_{изг}}{H_{cp}},$$

де  $M_{изг} = 352325$  Нм;  $H_{cp} = 0,576$  м, отже

$$P_{пан} = \frac{352325}{0,576} = 611675 \text{ Н}$$

В якості  $M_{изг}$  слід приймати вигинає момент в перерізі крила при розрахункових навантаженнях.

Зусилля  $P_{пан}$  сприймається панелями, можна представити у вигляді суми навантажень, які сприймаються полками лонжеронів і стрінгерами з обшивкою:

$$P_{пан} = P_{лон} + P_{с+о}$$

Навантаження зазвичай задають в частках від сумарного навантаження на панель:

$$P_{с+о} = \eta \times P_{пан},$$

де  $\eta = 0,2 \dots 0,9$  - коефіцієнт, величина якого залежить від силової схеми крила. Менше значення  $\eta$  відповідає лонжеронному крилу, більшу - моноблочному.

В рамках даної роботи в якості початкового наближення можна приймати  $\eta = 0,6$

для збірної конструкції і  $\eta = 0,9$  для крила з монолітних панелей.

$$P_{c+o} = 0,8 \times 611675 = 489340 \text{ Н}$$

Визначення товщини обшивки і кроку стрингерів в розтягнутої і стиснутої панелях крила збірної конструкції

Для визначення товщини обшивки необхідно задатися кроком стрингерів. В реальних конструкціях крок стрингера розташований в межах:  $t = 120 \dots 250$  мм

Прийнята товщина обшивки в збірних конструкціях повинна відповідати стандартному ряду товщин листів, що випускаються промисловістю (0,2; 0,5; 0,8; 1; 1,5; 2 ...).

При цьому відношення товщини обшивки до кроку стрингерів  $\frac{\delta}{t}$  має задовольняти умову отримання волнистости поверхні крила не вище певного значення:

$$\frac{\delta}{t} \geq \sqrt[3]{\frac{(1 - \mu^2) \times P_0}{32 \times E \times y}}$$

Тут  $P_0 = P_H$  і  $P_0 = P_B$  - тиск в горизонтальному польоті на нижній і верхньої поверхні крила;  $\mu$  - коефіцієнт Пуассона,  $\mu = 0,3$ ;  $E$  - модуль пружності першого роду матеріалу обшивки, який дорівнює  $72 \times 10^9$  Па.

Параметр  $y$  є відносним прогином  $y = \frac{y}{t}$ , де  $y$  максимальний прогин обшивки. Для швидкісних літаків у рекомендується брати не більше 0,002.

Питоме навантаження на панелі крила визначають при горизонтальному польоті ( $n_y = 1$ ):

$$P_B = \frac{2}{3} \times \frac{G}{S_{кр}}; P_H = \frac{1}{3} \times \frac{G}{S_{кр}}$$

де  $G = m \times g$ , де  $g = 9,81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$ ;  $m = 51260$ кг;

Отже  $G = 51260 \times 9,81 = 554402$  Н;  $S_{кр} = 139 \text{ м}^2$ ; тоді:

$$P_B = \frac{2}{3} \times \frac{554402}{139} = 2666 \text{ Н}; P_H = \frac{1}{3} \times \frac{554402}{139} = 1333 \text{ Н};$$

отже:  $\frac{\delta}{t} \geq \sqrt[3]{\frac{(1-0,3^2) \times 2666}{32 \times 72 \times 10^9 \times 0,002}} \geq 0,0081$ , якщо  $P_0 = P_B$ , та

$$\frac{\delta}{t} \geq \sqrt[3]{\frac{(1-0,3^2) \times 1333}{32 \times 72 \times 10^9 \times 0,002}} \geq 0,006433$$
, якщо  $P_0 = P_H$ , тоді:

товщина обшивки  $\delta \geq 0,128 \times 0,0081 = 0,00103$  м, округляємо до 0,002м, тобто 2мм, якщо це верхня панель.

Та  $\delta \geq 0,128 \times 0,0064 = 0,000824$  м, округляємо до 0,001м, тобто 1мм, якщо це нижня панель.

Розрахунок потрібних площ поздовжнього силового набору в розтягнутій зоні

Площа поперечного перерізу стрингера, яка забезпечить сприйняття стрингерами і обшивкою зусилля:

$$f_{\text{стр}} = \frac{P_{\text{с+о}} - \sigma_{\text{в обш}} \times B \times \delta_{\text{н}} \times k_1 \times k_2}{\sigma_{\text{встр}} \times n_{\text{стр}} \times k_1},$$

де  $\delta_{\text{н}}$  - товщина обшивки в розтягнутій зоні;

$\sigma_{\text{встр}} = 520$  МПа,  $\sigma_{\text{в обш}} = 520$  МПа - напруги тимчасового опору матеріалу стрингера і обшивки відповідно;

$k_1 = 0,8 \dots 0,85$  - коефіцієнт, що враховує концентрацію напруг і ослаблення перетину отворами під заклепки;

$B = 0,66$  м – товщина панелі;  $n_{\text{стр}}$  – кількість стрингерів на панелі

$$n_{\text{стр}} = \frac{B}{t} - 1 = \frac{0,66}{0,128} - 1 = 4$$

$k_2 = 0,8 \dots 0,9$  - коефіцієнт, що враховує запізнювання у включенні в силову схему обшивки в порівнянні зі стрингером, залежить від товщини обшивки.

За рекомендацією ЦАГІ для обшивок з товщиною  $\delta \geq 1,5 \dots 2$  мм твір коефіцієнтів можна приймати рівним  $k_1 \times k_2 = 0,7$ .

$$f_{\text{стр}} = \frac{489340 - 520 \times 10^6 \times 0,66 \times 0,001 \times 0,7}{520 \times 10^6 \times 4 \times 0,8} = 0,00015 \text{ м}^2 = 15 \text{ мм}^2$$

Знаючи потрібну площу стрингера, з сортаменту авіаційних профілів підбирається пресований профіль стрингера з найбільш близькою площею поперечного перерізу.

Розрахунок потрібних площ поздовжнього силового набору в стислій зоні  
Потрібна площа стрингера для стислій панелі дорівнює:

$$f_{\text{стр}} = \frac{P_{\text{с+о}}}{\sigma_{\text{крстр}} \times n_{\text{стр}}} - 2 \times c \times \delta_{\text{в}}$$

Тут  $\delta_{\text{в}}$  - товщина обшивки в стислій зоні,  $2c$  – ширина приєднаної обшивки.

На етапі проектувального розрахунку приймають:

$$\sigma_{\text{крстр}} = 0,8 \times \sigma_{\text{в}} = 0,8 \times 520 \times 10^6 = 416 \times 10^6 \text{ Па}$$

$$2 \times c = 30 \times \delta_{\text{в}} = 30 \times 0,002 = 0,06 \text{ м, отже:}$$

$$f_{\text{стр}} = \frac{489340}{416 \times 10^6 \times 4} - 0,06 \times 0,002 = 0,000174 \text{ м}^2 = 17,4 \text{ мм}^2$$

Відношення висоти ребра до кроку:

$$\beta = \frac{h}{t},$$

де  $h = 0,05$  м – висота панелі, отже:

$$\beta = \frac{0,05}{0,128} = 0,39$$

Товщина ребра стрингера розраховується по формулі:

$$\delta_p = \beta \times \delta_{\text{обш}} \sqrt{\frac{k_{\text{обш}}}{k_p}}, \text{ де}$$

$$k_{\text{обш}} = 4; k_p = 0,4, \text{ отже:}$$

$$\delta_p = 0,39 \times 2 \sqrt{\frac{4}{0,4}} = 0,0014 \text{ м} = 1,4 \text{ мм, округлимо до 2 мм}$$

При експлуатаційних навантажень на конструкцію (максимальних, можливих в експлуатації) елементи панелі не повинні втрачати стійкість. Прийнято умова, що напруги в панелі при експлуатаційних навантаженнях рівні умовної межі текучості матеріалу

Зусилля, сприймається тільки обшивкою при відсутності втрати стійкості, може бути знайдено як частина зусиль, сприйманого панеллю, тобто обшивкою з ребрами:

$$\delta_{\text{обш}} = \frac{\alpha \times P_{c+o}}{B \times \sigma_T} = \frac{0,6747 \times 489340}{0,66 \times 430 \times 10^6} = 0,00097 \text{ м} = 0,97 \text{ мм, округлимо до 1 мм.}$$

Але через те, що товщина обшивки за умови не перевищення вогнистості профілю крила при експлуатаційних навантаженнях 2мм, ми обираємо 2мм як товщину обшивки у цьому перерізі.

### **1.3.3 Висновки**

Визначено згинальні моменти і поперечні сили одного перетину. Обрані матеріали для деталей панелі крила виходячи з інтенсивності навантаження. Визначені параметри підкріплюють стрингерів, визначені товщини ребер, крок стрингерів, висота по заданому ресурсу, в заданому перерізі. Визначена товщина обшивки в заданому перерізі.

## **1.4. Розробка конструкції складальних вузлів і деталей агрегатів літака.**

### **1.4.1 Вибір й обґрунтування складу силової установки літака.**

Авіаційні силові установки (СУ) призначені для створення сили тяги, забезпечення енергією ряду систем, а також для вирішення деяких спеціальних завдань.

СУ уявляють собою сукупність двигунів та систем, які забезпечують функціонування двигунів на усіх режимах роботи (по числу Маха польоту, висоті Н, температурі повітря Т, положення важеля управління двигуном (ВУД) і т. д.), що допущені для цього літального апарату (ЛА).

До складу СУ входять основні та допоміжні двигуни, а також системи та пристрої, що забезпечують їх роботу:

- повітряний гвинт та кок (на ПД, ТГД та ТГВД);
- паливна система (для розміщення палива на ЛА та його постачання до двигунів);

- мастильна система (для забезпечення змащення тертих поверхонь та для відводу тепла від агрегатів СУ);
- кріплення (для надійного приєднання двигуна разом зі встановленими на ньому агрегатами, тобто насосами, генераторами, капотами до силових вузлів планеру);
- система всмоктування повітря (повітрязабирачі із підвідними каналами);
- система вихлопу газів із пристроєм реверсу тяги, пристроями шумозаглушення та управління вектором тяги;
- система охолодження двигунів та їх агрегатів;
- система управління двигунами та іншими системами СУ;
- система запуску;
- протипожежна система;
- протиобліднювальна система;
- система капотування (гондоли та капоти двигуна);
- спеціальні системи;
- допоміжна силова установка (ДСУ).

Сімейство авіаційних двигунів Pratt & Whitney Canada PW100 - це серія турбогвинтових двигунів від 1800 до 5000 кінських сил (від 1300 до 3700 кВт), вироблених компанією Pratt & Whitney Canada. Вперше двигун вступив в експлуатацію в 1984 році. Pratt & Whitney Canada домінує на ринку турбогвинтових верстатів, оскільки в 2016 році 89% турбогвинтового регіонального авіалайнера встановлено, провідна компанія GE Aviation and Allison Engine Company.

#### PW150A

Сертифіковано в 1998-06-24 з максимальною безперервною потужністю 5071 SHP (3782 кВт), хоча здатною до 7000 SHP. Має триступеневий осьовий компресор низького тиску замість відцентрового блоку NL на інших варіантах. Застосовувався на Bombardier Q400 та Антонові Ан-132.

PW150A має стартову тягу в 5148,5 кВт

довжину в 2,41м

ширину в 0.76м

висоту в 1.18м.

**1.4.2 Проектування паливної системи (визначення потрібного об'єму паливних баків, розташування палива на літаку, розробка схем розташування паливних баків, виробіток палива, перекачування палива, аварійного зливу, дозаправки, дренажу та наддуву, розрахунок висотності, дренажу й аварійного зливу).**

Сумарний обсяг паливних баків, необхідного об'єму для розміщення палива на ЛА, можна представити таким чином:

$$W_B = W_L + W_{PEZ} + W_{HB} + W_{ВИП} + W_K + W_B,$$



де  $W_L = m_T \times \rho_t$  – обсяг палива для польоту на задану дальність, м<sup>3</sup>

$m_T$  – маса палива на задану відстань, кг;

$\rho_t$  – густина палива при температурі 45 С;

$W_{рез} = m_{рез} \times \rho_t$  – об'єм резервного запасу палива, м<sup>3</sup>;

$m_{рез}$  – маса резервного запасу палива, кг;

$W_{нв} \approx 0,01 W_6$  – об'єм палива, що не виробляється, м<sup>3</sup>;

$W_{вип} \approx 0,002 (W_L + W_{рез})\tau$  – об'єм палива що витрачається на випаровування в атмосферу, м<sup>3</sup>;

$\tau$  – час польоту, час;

$W_k \approx 0,02 \dots 0,03 W_6$  – обсяг баків, який зайнятий конструктивними елементами і агрегатами, м<sup>3</sup>;

$W_b \approx 0,02 W_6$  – вільний об'єм баків, необхідний для розширення палива при нагріванні, м<sup>3</sup>.

Остаточо отримаємо необхідний обсяг ТБ на ЛА:

$$W_B = \frac{1 + 0,002\tau}{0,95} \cdot \left( \frac{m_T + m_{рез}}{\rho} \right)$$

Маса палива необхідна для польоту із заданою дальністю і маса резервного палива визначаються:

$$\begin{aligned} m_t + m_{рез} &= n * \xi * C_p(H, M) * P(H, M) * (\tilde{\tau} + 0,75) \\ &= 2 * 0,433 * 5149 * 0,7 * (4,6 + 0,75) = 16747 \text{ кг} \end{aligned}$$

де  $n$  – число двигунів;

$\xi$  – коефіцієнт дроселювання на крейсерському режимі польоту;

$C_p(M, H) \cdot P(M, H)$  – питома витрати і потужність на крейсерському режимі польоту;

$$\begin{aligned} \tilde{\tau} &= \frac{L}{v} = \frac{3000}{650} = 4,6 \text{ час} \\ W_b &= \frac{1 + 0,002 * 4,6}{0,95} * \frac{16747}{760} = 24 \text{ м}^3 \end{aligned}$$

Для визначення обсягу паливного відсіку, скористаємося формулою для обсягу зрізаної піраміди:

$$V = \frac{l_B}{3} \cdot (S_1 + S_2 + \sqrt{S_1 \cdot S_2}),$$

$L_B = 18,97$  м – довжина бака в консолі крила;

$S_1$  – початковий зріз баку.  $S_2$  – кінцевий зріз баку.

Площа початкового і кінцевого перетину можна знайти представивши площа перетину кесон-бака як суму площ двох трапецій. Іа трапеція від Іго лонжерона до максимально товщині профілю, друга - від максимальної товщини профілю до 2м лонжерону. Підсумовуючи ці площі, знаходимо площа початкового зрізу бака. Аналогічно робимо і для кінцевого зрізу.

$$S_{11} = \frac{a+b}{2} \cdot l_{11} \quad S_{12} = \frac{c+b}{2} \cdot l_{12}$$

Де:  $a = 0,71$ , висота першого лонжерона;  $b = 0,735$ , максимальна товщина профілю;  $c = 0,53$ , висота другого лонжерона;  $l_{11} = 0,52$ , відстань від першого лонжерона, до максимальної товщини профілю;  $l_{12} = 1,683$ , відстань від першого лонжерона, до максимальної товщини профілю;

$$S_{11} = \frac{a+b}{2} \cdot l_{11} = \frac{0,7138+0,735}{2} \cdot 0,52 = 0,38 \text{ м}^2 \quad S_{12} = \frac{c+b}{2} \cdot l_{12} = \frac{0,735+0,53}{2} \cdot 1,683 = 1,07 \text{ м}^2$$

$$S_1 = S_{11} + S_{12} = 0,38 + 1,07 = 1,45 \text{ м}^2$$

Для кінцевого зрізу баку аналогічно:

$$S_{21} = \frac{a+b}{2} \cdot l_{21} = \frac{0,23+0,24}{2} \cdot 0,17 = 0,04 \text{ м}^2 \quad S_{22} = \frac{c+b}{2} \cdot l_{22} = \frac{0,17+0,24}{2} \cdot 0,55 = 0,112 \text{ м}^2$$

$$S_2 = S_{21} + S_{22} = 0,04 + 0,112 = 0,152 \text{ м}^2$$

Обсяг паливного відсіку в одній консолі:

$$V = (19)/3 \cdot (0,152+1,45+\sqrt{0,152 \cdot 1,45}) = 13 \text{ м}^3$$

Тоді сумарний обсяг палива буде дорівнювати:

$$V_{\Sigma} = 2V = 2 \cdot 13 = 26 \text{ м}^3$$

Даного об'єма ТБ достатньо. Паливні баки розташовані в консолях крила.

Паливна система літака складається з двох однакових частин – лівої і правої, що живлять двигуни, розташовані відповідно по лівому борту літака.

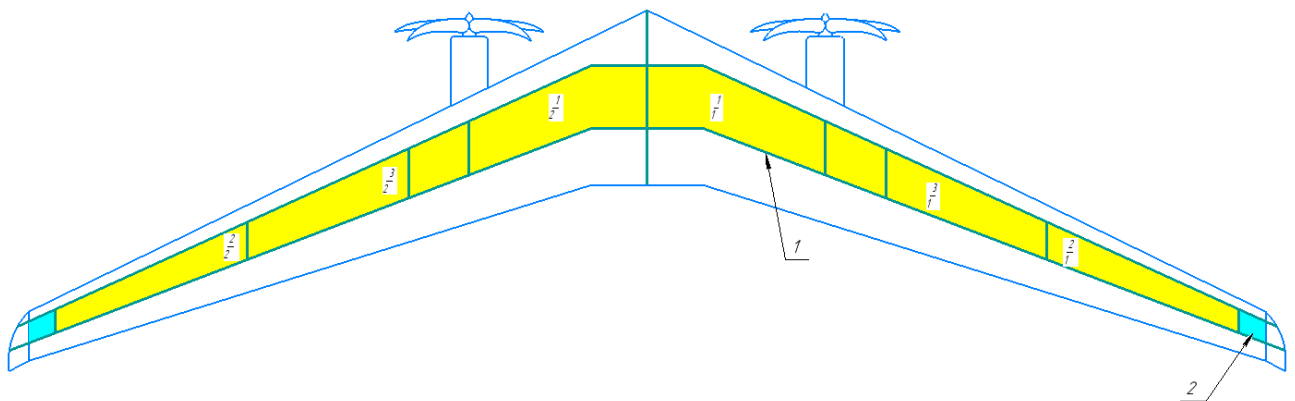


Рисунок 52 - Схема розміщення паливних баків літака

Підсистеми зберігання та дренажу. Усе паливо розміщено у двох баках – кесонах що розміщені у крилі. Баки знаходяться проміж переднім та заднім лонжеронами крила.

Головні баки 1 проходять вдовж усього кесон-баку. У передніх кореневих частинах головних баків виконані сухі відсіки, які запобігають виплискуванню палива на двигун у випадку руйнування ротору. По дві ПНЛ встановлені у кожному головному баці для запобігання неконтрольованому зміщенню ЦМ літака та відтоку палива від насоси.

На даному літаку прийнята послідовна схема об'єднання баків.

Перевагами схеми є мінімальна маса, простота використання та експлуатації, відсутність підпомпувальних насосів та відсіків негативних перевантажень у кожному баці, що зменшує масу, а також складнощі із переключенням проміж баками. Недоліками є збільшення кількості керувальних пристроїв, що збільшує масу, низька живучість за рахунок відсутності можливості подачі палива із будь-якого баку безпосередньо у будь-який двигун.

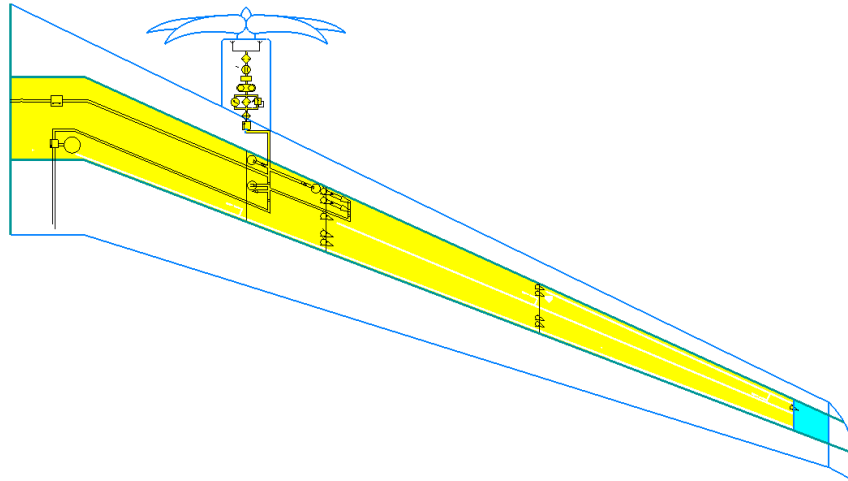


Рисунок 53 - Схема подачі палива

Підсистема подачі. На даному літаку використовувалася послідовна система подачі палива. Це дозволило спростити систему, мінімізувати її масу, простоту виготовлення і експлуатації. В даній схемі паливо витрачується з Кесон-баків. В останньому Кесон-баку, який називається витратним баком, є витратний відсік, відокремлений від бака нервюрах, для запобігання відтоку палива від ПНЛ в разі поздовжніх або поперечних перевантажень.

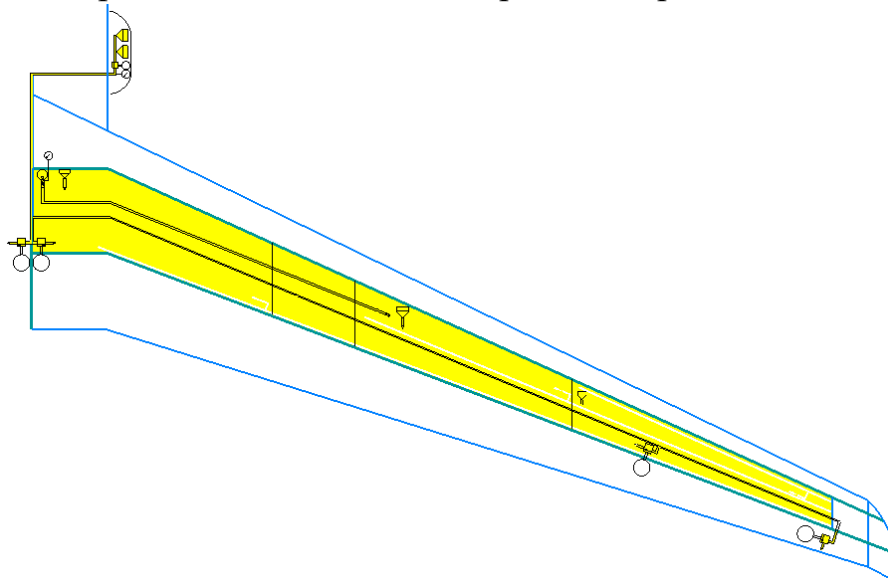


Рисунок 54 - Система заправлення, зливу та аварійного зливу

У разі якщо всі баки заповнені, а паливо продовжує надходити, є слив палива в самому кінці консолі крила, саме цей кран також використовується для аварійного зливу.

Система аварійного зливу палива повинна забезпечувати:  
збереження центрування в допустимих межах;  
протипожежну безпеку.

Основними вимогами до аварійного зливу палива є нормативи на злив палива – 15 хвилин;

На даному літаку паливо зливають через зливні отвори на кінцях крила.

Підсистема заправлені та зливу Рисунок 54. Передбачене як відкрите так і закрито заправлені. Для кожного бака передбачена відкрита заправка через горловину в найвищій точці бака. Для закритої заправки, зливні горловини встановлені в обтічнику стойці шасі. З'єднання з баками послідовне, для зменшення маси, в кожному баку є датчик тиску і нормально закритий клапан, який керується дистанційно.

Система дренажу і наддуву паливних баків призначена для підтримки тиску всередині бака в певних межах, забезпечення надійного живлення паливом двигуна, безпечної заправки і зливу палива.

Вимоги, що пред'являються до системи дренажу:

1. Система повинна підтримувати тиск в паливних баках на заданому рівні на всіх режимах польоту.
2. Повинно забезпечуватися однаковий тиск в баках.
3. Через дренаж не повинен відбуватися викид палива.

На літаку виконана колекторна система дренажу відкритого типу . Дренаж баків здійснюється через дренажний бак, який з'єднаний з атмосферою. Для забору повітря на нижній поверхні носка крила встановлені два забірних патрубків дренажу.

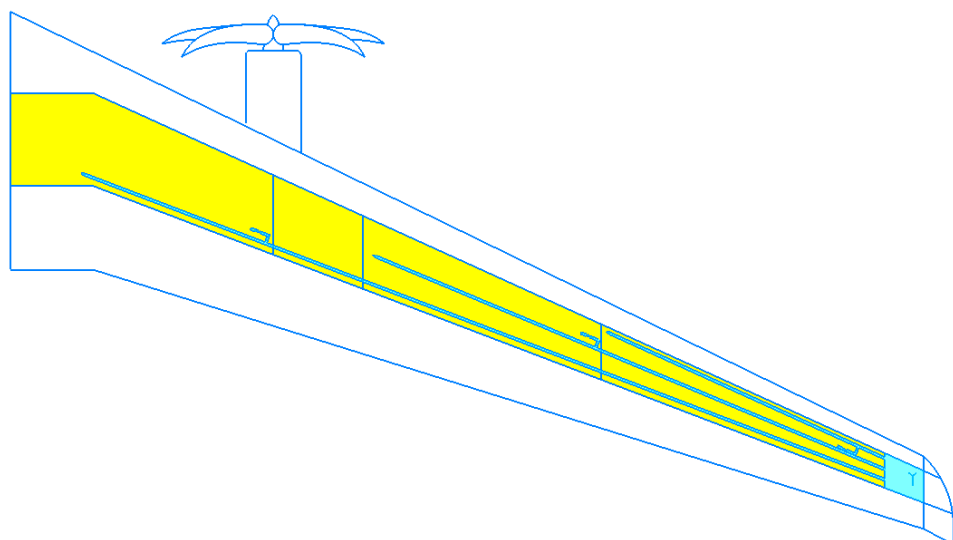


Рисунок 55 - Схема підсистеми дренажу

Дренаж паливних баків здійснюється через два дренажних баки-кесони, що розміщені зовні щодо кожного головного бака Рисунок 55. У якості поздовжніх ліній дренажу використовуються дренажні стрингери. Шість поплавцевих дренажних хлипаків, встановлених у нижніх точках ліній дренажу, використовуються для зливу палива, що потрапило до них, назад у центральний бак. Зовнішні поплавцеві дренажні хлипаки перекривають дренажні отвори, коли паливо відливає у зовнішні відсіки консолей, для запобігання потрапляння палива у дренажні баки. Якщо ж паливо усе-таки потрапило у дренажний бак, зворотній хлипак дозволяє злити його назад у головний бак.

Паливна система розраховується на висотність для випадків, коли необхідно перевірити роботу магістралей подачі палива до двигунів в найбільш несприятливих умовах польоту. До таких випадків відносяться

1. Основний розрахунковий випадок, відповідний польоту з максимальною швидкістю на висоті, нижче стелі на 2–3 км. Вважається, що двигун працює на максимальному режимі, швидкість польоту максимальна, положення літака і перевантаження приймаються найбільш не вигідними по їх впливу на тиск перед насосом підкачки на двигуні. Розрахунок системи проводиться для пружності парів, що відповідає максимальній розрахунковій температурі палива (не нижче  $+45^{\circ}\text{C}$ ).

2. Політ на стелі (перевірочний розрахунок). Приймається, що двигуни працюють на максимальних режимах, а інерційні втрати дорівнюють нулю.

3. Політ на режимі, відповідному максимальній витраті палива.

Двигуни працюють на максимальному режимі, паливо приймається найбільш вузькому, температура повітря і палива – мінімальної ( $-50^{\circ}\text{C}$ ). В цьому випадку гідравлічні втрати в системі будуть максимальними.

Як бачимо з розрахунків, необхідна висотність паливної системи забезпечена для всіх розрахункових випадків. Визначено також діаметр трубопроводу, який дорівнює 19 мм.

Виконуємо розрахунок місцевого опору на висотність

Він складається з:

- коефіцієнта між витратним баком і трійником кільцювання, який в свою чергу складається з:

вихід з бака в трубопровід, де  $\xi = 0,5$

зворотній клапан, де  $\xi = 1,7$

витратомір, де  $\xi = 7$

трійник, де  $\xi = 1,5$

коліно з кутом заокруглення  $\varphi^{\circ}$ , де  $\xi = 0,2$

отже сума буде  $\xi = 1,5+7+1,7+0,5+0,2 = 10,9$

- коефіцієнта між трійником кільцювання і ПНД відповідного двигуна який в свою чергу з тільки одного запірною крана, де  $\xi = 1$



### **1.4.3 Проектування протипожежної системи силової установки (розробка компоновальних схем систем виявлення пожежі, пожежогасіння та нейтрального газу).**

Системи виявлення пожежі призначені для виявлення вогню на борті ЛА, світлової та звукової сигналізації, а також автоматичного увімкнення системи пожежогасіння.

Системи виявлення пожежі складаються з:

- сигналізаторів — датчиків, що виявляють пожежу;
- підсилувачів;
- виконавчих блоків;
- пристроїв світлової та звукової сигналізації екіпажу.

Сигналізатори (датчики) класифікують за фізичним принципом дії:

- температурні сигналізатори (що реагують на перевищення граничної температури або перевищення граничної швидкості зростання температури);
- іонізаційні сигналізатори (що реагують на зміну провідності повітря);
- радіаційні сигналізатори (що реагують на електромагнітне випромінювання полум'я).

Сигналізатори також класифікують по контрольованій зоні на: точкові, лінійні та об'ємні.

складається з 5 баків з сумішшю, ці баки з'єднані послідовно. Протипожежна система підключена до силової установки і ВСУ, також є електромагнітні крани на шляху до силової установки.

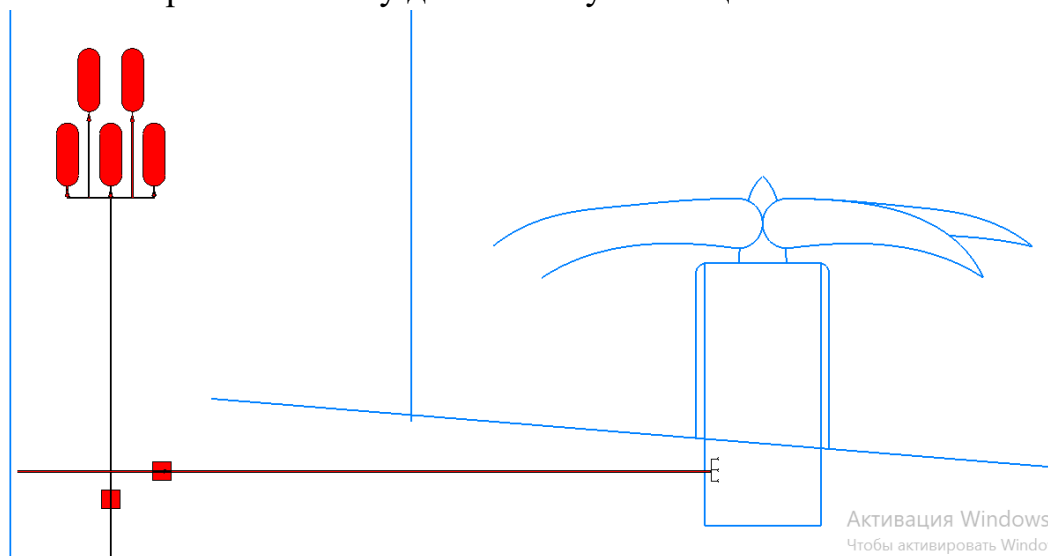


Рисунок 57 - Схема зображення протипожежної системи

### **1.4.4 Профілювання повітрязабірника.**

Розрахунок повітрязабірника виробляємо в програмі Power Unit.

За вихідні дані приймаємо максимальне число Маха (М), крейсерську висоту польоту (Нкр), питома витрата палива (Сур).

Таблица 18 - Початкові дані

$M$	$H_{кр}$ (м)	$C_{ур}$	$D$ (м)
0.6	8000	0.4	0.881

Виконуємо розрахунок в програмі.

Таблица 19 - Початкові дані

## Результаты расчёта воздухозаборника

Имя пользователя		Кизим Д. А.	
Академическая группа		140	
Наименование величин		разм.	значение
Тип двигателя			ТРД
Тяга двигателя при $H = 0, M = 0$		$P_0$	56730
Удельный расход топлива при $H=0, M=0$		$Cp_0$	0.4
Степень сжатия в компрессоре двигателя		$p_k$	11
Форсаж на двигателе			ОТСУТСТВУЕТ
Число Маха на расчетном режиме полета		$M$	0.65
Высота полета на расчетном режиме		$H$	8000
Стехиометрический коэффициент		$Lo$	14.8
Коэффициент избытка воздуха		$alfa$	1
Расход воздуха на расчетном режиме		$Gв$	64.1599
Отн. скорость у входа в заборник		$Ve_$	0.99
Тип воздухозаборника			СЕССИММЕТРИЧНЫЙ
Тип диффузора			$dP/dx = const$
Диаметр двигателя по компрессору		$Dлв$	881
Коэффициент		$K1$	0.04
Коэффициент		$K2$	1.3
Коэффициент		$K3$	0
Коэффициент		$K4$	0.9
Коэффициент		$K5$	1.2
Коэффициент		$KI.$	0.5
Коэффициент		$del_$	0.25



Плотность воздуха с уч. сжимаемости	ro_сж	кг/м3	0.527996
Скорость притекания	Ve	м/с	198.266
Площадь входа воздухозаборника	Fe	мм2	612893
Площадь минимального сечения	Fmin	мм2	551604
Площадь диффузора перед компрессором	F2	мм2	877817
Диаметр входа воздухозаборника	De	мм	883.38
Диаметр минимального сечения	Dmin	мм	838.048
Диаметр диффузора перед компрессором	D2	мм	1057.2
Диаметр миделя мотогондолы (фюзеляжа)	Dm	мм	1145.3
Максимальный диаметр скелетной линии	Dm0	мм	894.78
Угол притекания	beta	град.	2.21108
Радиус кривизны эллипса на вх. кромке	ro_min	мм	31.315
Расчетный радиус кривизны вх. кромки	R1	мм	23.5756
Принятый радиус кривизны входной кромки	R	мм	31.315
Меньшая полуось эллипса наруж. контура	del	мм	125.26
Большая полуось эллипса наруж. контура	Ld	мм	501.04
Длина воздухозаборника	L	мм	297.168
Большая полуось эллипса скелет. линии	L+L0	мм	1867.58

(C) Ruslan U. Tsukanov Силовая установка - V11.7 R2  
 Имя пользователя: Кизим Д. А.  
 Академическая группа: 140  
 Масштаб 1:6.0552631

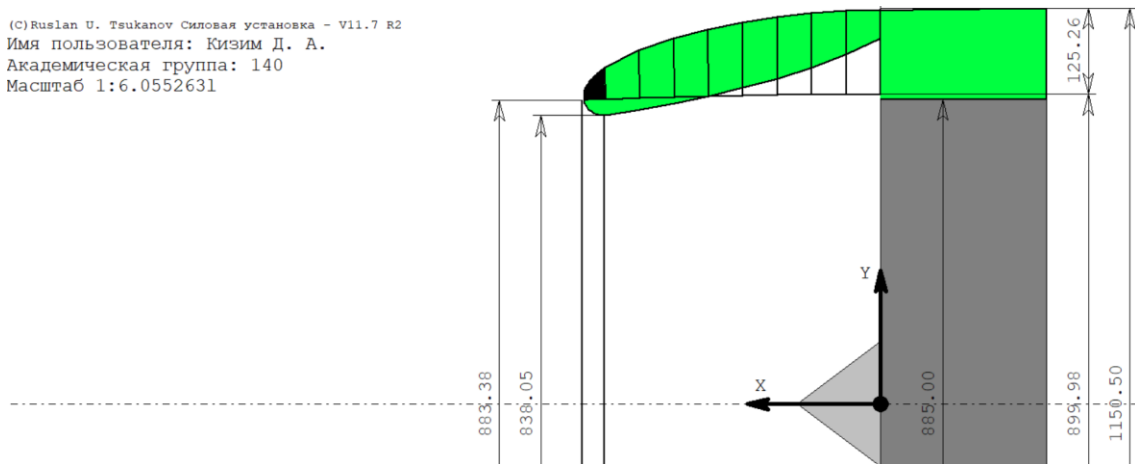


Рисунок 58 - Повітрозабірника

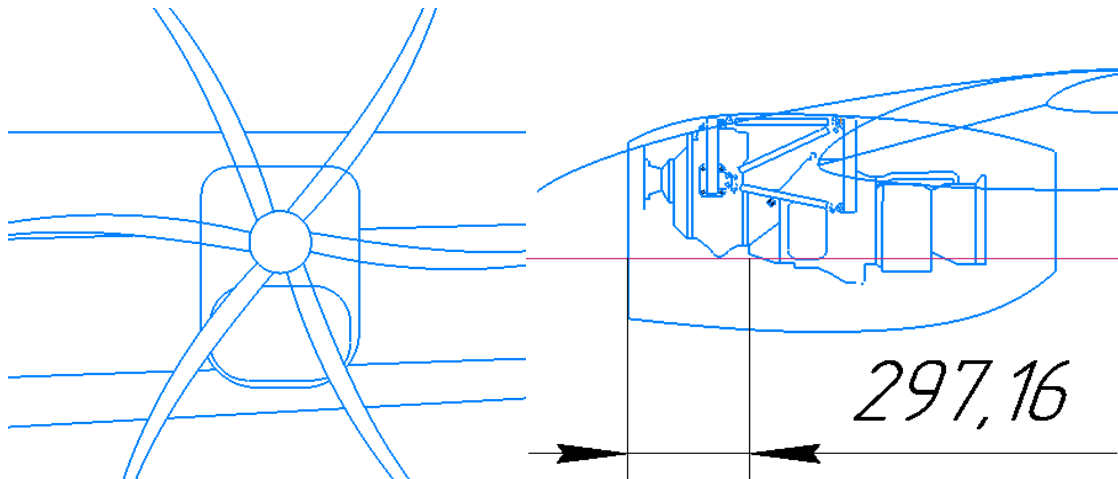


Рисунок 59 - Схема повітрозабірника

#### 1.4.5 Проектування масляної системи.

Масляна система (МС) уявляє собою сукупність агрегатів, призначених для забезпечення змащення двигуна, відводу тепла від його агрегатів, а також виносу твердих включень, які утворюються проміж поверхнями, що труться, за усіх умов роботи, що допускаються для цього ЛА.

МС складається з двох ділянок: зовнішньої та внутрішньої. Зовнішня ділянка є складовою силової установки літака, внутрішня — складовою двигуна.

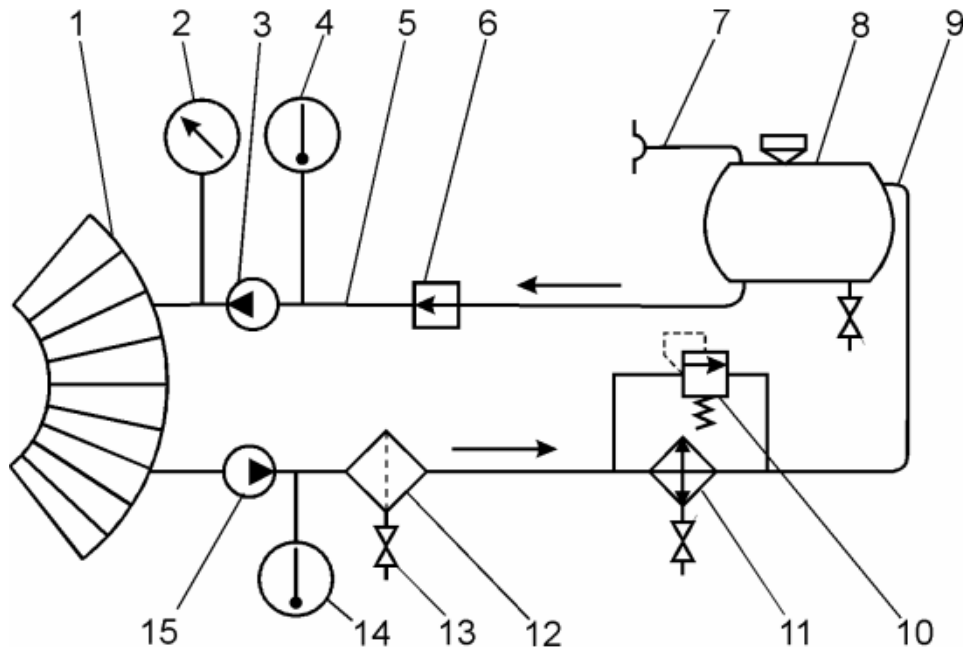


Рисунок 60 - Пряма схема МС:

1 — двигун; 2 — манометр; 3 — нагнітальний насос; 4 — термометр мастила на вході у двигун; 5 — магістраль всмоктування; 6 — запірний кран; 7 — дренаж; 8 — маслобак; 9 — магістраль випомповування; 10 — перепускний клапан; 11 — теплообмінник; 12 — фільтр; 13 — кран зливу; 14 — термометр мастила на виході із двигуна; 15 — випомповувальний насос

Ділянка мастильні системи від нагнітального насосу до випомпувального (включаючи їх) є внутрішньою магістраллю двигуна 1. До складу зовнішньої мастильні системи входять: маслобак 8, теплообмінник 11, всмоктуючий (бак — нагнітальний насос 3) 5 та випомповувальний (випомпувальний насос 15 — теплообмінник — бак) 9 ділянки трубопроводів, дренажний трубопровід 7, зливні труби та крани 13, прилади для вимірювання тиску 2 та температури 4, 14 мастила, а також мастилом.

Трубопровід магістралі всмоктування має бути прямим, коротким та великого діаметру. Поліпшити умови роботи нагнітального насосу 3 можна, якщо встановити бак вище насосу.

Запірний кран 6, або клапан, іноді встановлюють на ділянці всмоктування, щоб не було перетікання мастила через непрацюючий насос у непрацюючий двигун.

Для захисту МС від стружки, окалини, пилу та флюсу із бака доцільно було б встановити фільтр у лінії бак – двигун. Але при цьому у магістралі всмоктування буде великий опір. При цьому знизиться висотність МС. Тому фільтри 12 встановлюють на ділянці випомповування. Для того щоб не

допустити накопичення мастила та його емульсії у картері двигуна, продуктивність випомповувальних насосів 15 має бути у 2...3 рази більш, ніж нагнітальних. Тому що насоси, окрім емульсії, відкачують велику кількість повітря, це призводить до додаткового насичення мастила повітрям.

На даному ЛА використовується пряма схема.

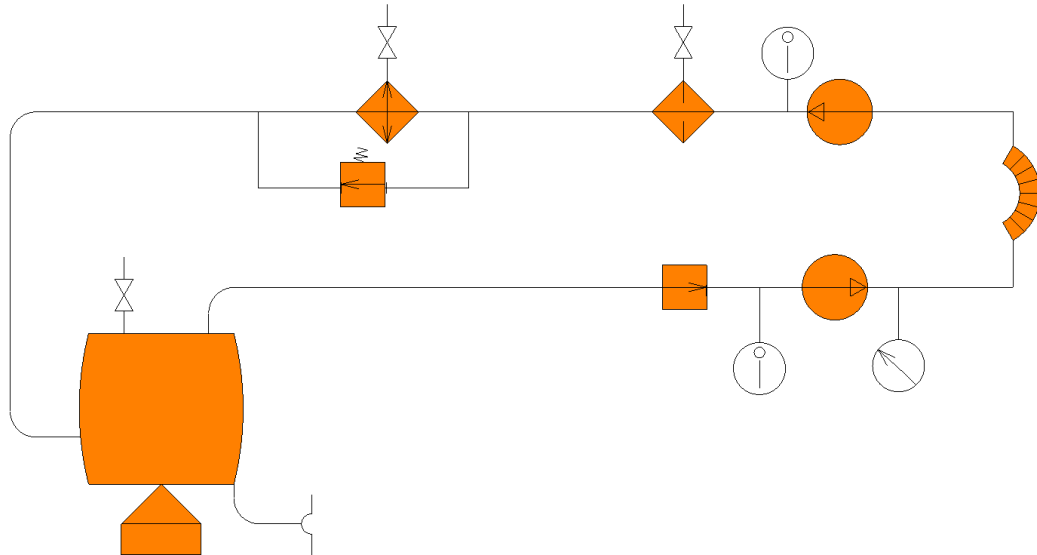


Рисунок 61 - Пряма схема

#### **1.4.6 Висновок**

В даному розділі було проведено розрахунок об'єму паливних баків, розроблено схему розміщення паливної, дренажної систем та системи аварійного зливу палива, були розраховані необхідні довжини трубопроводів.

Також був проведений розрахунок мастильної і протипожежної системи для даного ЛА.

Проведено розрахунок паливної, дренажної систем та системи аварійного зливу палива, кріплення двигуна, розрахунок повітрязабірника в програмі «Power Unit», яка видала необхідні характеристики цих систем.

## 2. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 2.1. Конкурентні переваги проектованого літака й оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

#### *Характеристика тактико-економічних показників проектованого пасажирського легкого літака, як товарного продукту*

Основними характеристиками проектованого літака, що впливають на економічні показники проекту є:

- ❖ Масові характеристики:
  - Максимальна злітна маса – 50800 кг;
  - Маса екіпажу – 320 кг;
  - Маса корисного навантаження (пасажирів) – 11000 кг;
  - Маса палива – 10157 кг.
- ❖ Тип та основні характеристики вибраного двигуна:
  - Тип двигуна – турбогвинтовий PW150A;
  - Маса силової установки – 5433 кг;
  - Потужність двигуна – 5149 кВт;
  - Вартість двигуна – 1300000 у.о.
- ❖ Польотні характеристики:
  - Максимальна швидкість – 675 км/год;
  - Дальність польоту – 3000 км;
  - Крейсерська швидкість - 650 км/год;
  - Крейсерська висота польоту – 8000 м.
  - Довжина потрібної злітно-посадкової смуги
  - Довжина пробігу – 1500 м;
  - Довжина розбігу – 1500 м;
  - Довжина злітної дистанції – 1800 м;
  - Довжина посадкової дистанції – 1800 м.
- ❖ Тип та клас аеродрому можливої дислокації літака:
  - Тип ЗПС – асфальтові та залізобетонні;
  - Клас аеродрому – В, Б, А.
- ❖ Обладнання, що встановлюється на літак:
  - Маса обладнання – 4048 кг;
  - Пілотажно-навігаційне обладнання;
  - Обладнання автоматичного керування літаком;
  - Система індикації та запису бортових даних.

Усі ці характеристики впливають на кінцеву загальну вартість проектованого літака. Проте заданий ЛА проектується таким чином, що фінальна ціна може коливатись в залежності від компонування та виду салону літака, а також за рахунок можливої варіації встановленого обладнання. Тобто, судно

буде спроектовано так, що можна буде установити різне по своїм характеристикам і ціні обладнання.

Важливим фактором у формуванні попиту на ЛА є вибір двигуна. PW150A – турбогвинтовий двигун, від компанії Pratt & Whitney Canada, бо більшість літаків з такою злітною вагою має турбореактивні двигуни, але за рахунок покращеної аеродинаміки та механізації крила, даний літак здатний конкурувати на ринку пасажирських авіа перевозок, а за рахунок того, що двигун турбогвинтовий, витрати на літак зменшуються. Також цей двигун має велику кількість ремонтних бригад по усьому світу, що спрощує ремонт та обслуговування даного двигуна.

Важливим також є клас та тип злітно-посадкової смуги, яку необхідно для експлуатації літака, розроблені методи покращеної аеродинаміки та механізації крила дозволяють зменшити необхідну довжину ЗПП, що дозволить використовувати літак на більшості класів аеропортів.

## **2.2. Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літального апарату**

### ***Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро***

Для повного розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро необхідні масові характеристики конструкції та обладнання проектного літака й швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту літака й максимальна швидкість польоту літака  $V_{max}$  в км/год.

- Масові характеристики літака, що проектується:
- Маса конструкції літака  $m_{кон} = 19840$  кг;
- Маса обладнання  $m_{обл} = 4048$  кг;
- Маса екіпажу літака  $m_{ек} = 320$  кг.
- Швидкісні характеристики літака, що проектується:
- Максимальне число Маха  $M = 0,586$ ;
- Максимальна швидкість польоту  $V_{max} = 675$  км/год.

Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних в дослідно-конструкторському бюро. Розрахунок приведений нижче.

### ***Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака***

Для повного розрахунку витрат на серійне виробництво літака також необхідні масові характеристики проектного літака, масові характеристики обладнання, що буде встановлено й масові характеристики цільового навантаження (у нашому випадку масу пілота та ще трьох пасажирів). Окрім цього, необхідно вказати швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту літака й максимальна швидкість польоту літака  $V_{max}$  в км/год.

- Масові характеристики літака, проектується:
- Маса конструкції літака  $m_{кон} = 19840$  кг;

- Маса обладнання  $m_{\text{обл}} = 4048$  кг;
- Маса екіпажу літака  $m_{\text{ек}} = 320$  кг;
- Маса пасажирів  $m_{\text{пас}} = 11000$  кг;
- Маса силової установки  $m_{\text{cy}} = 5433$  кг.
- Швидкісні характеристики літака, що проектується:
- Максимальне число Маха  $M = 0,586$ ;
- Максимальна швидкість польоту  $V_{\text{max}} = 675$  км/год.

Впродовж року планується випускати заводом-виробником по 24 літаки. При цьому, лише 20 літаків повинно виробитись за перший рік виробництва. В подальшому, за другий рік серійного виробництва кількість випущених літаків повинна збільшитись до рівня закладеного програмою (24 штуки).

Описані вище характеристики будуть використані при обчисленні витрат необхідних при серійному виробництві літака, що проектується. Розрахунок наведений нижче.

### **2.3. Розрахунок техніко-економічних показників проектування і виробництва літального апарату**

#### **2.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро**

Попередньо повні укрупнені витрати розраховують на етапі аванпроекту. Тому окремо задані витрати на аванпроект, ескізне та робоче проектування доцільно об'єднати в один у один сегмент – витрати на проектування. Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже, розрахунок витрат проводять за такими етапами:

- проектування;
- виготовлення дослідних зразків;
- випробування дослідних зразків та корегування конструкторських креслень ЛА.

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначають за формулою:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{a^{(M+1)}},$$

де  $V_{\text{проект}}$  – витрати на проектування, тис. у.о.;

$K_{\text{пвв}} = 1,61$  – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески та відрахування;

$m_{\text{пл}} = 24,208$  т – маса планера літака та обладнанням та екіпажем, без урахування маси силової установки ( $m_{\text{пл}} = m_{\text{кон}} + m_{\text{обл}} + m_{\text{ек}}$ );

$\Gamma_{(M+1)} = 0,9044$  – гама-функція, що залежить від величини максимальної швидкості польоту літака, що проектується, вираженій у числі Маха;

$M = 0,586$  – максимальна швидкість польоту проектного літака;

$a = 0,047$  – параметр, що визначає вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини для швидкості польоту 0,586М.

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 24,208^{0,1} \cdot \frac{0,9044}{0,041^{(0,586+1)}} = 476,21 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків проектного літального апарату:

$$C_{N,\text{виг}} = 1,5 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot N^{-0,2} \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699},$$

де  $C_{N,\text{виг}}$  – вартість виготовлення N-го дослідного зразка ЛА, тис.у.о.;

$N$  – порядковий номер дослідного зразка;

$K_{\text{пвв}} = 1,61$  – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески та відрахування;

$m_{\text{пл}} = 24,208$  т – маса планера літака та обладнанням та екіпажем, без урахування маси силової установки ( $m_{\text{пл}} = m_{\text{кон}} + m_{\text{обл}} + m_{\text{ек}}$ );

$N$  – порядковий номер дослідного зразка;

$V_{\text{max}} = 675$  км/год – максимальна швидкість польоту проектного літака.

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$C_{1,\text{виг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1^{-0,2} \cdot 24,208^{1,237} \cdot 675^{0,699} = 11820 \text{ тис.у.о.}$$

$$C_{2,\text{виг}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 2^{-0,2} \cdot 24,208^{1,237} \cdot 675^{0,699} = 10129 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на доведення і випробування дослідних зразків розріховуємо за формулою:

$$V_{\text{випр}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot n_{\text{зр}}^{-0,9} \cdot K_{\text{зс}} \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)],$$

де  $V_{\text{випр}}$  – витрати на випробування і корегування дослідних зразків ЛА, тис.у.о.;

$n_{\text{зр}} = 2$  шт – кількість дослідних зразків ЛА;

$K_{\text{пвв}} = 1,61$  – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески та відрахування;

$K_{\text{зс}} = 1,0$  – коефіцієнт, що залежить від довжини необхідної злітної смуги ( $K_{\text{зс}} = 1,0$  для літаків із необхідною довжиною пробігу менше 1 км).

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{випр}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 1,61 \cdot 2^{-0,9} \cdot 1 \cdot [1 + 0,01(2 - 1)] = 130,7 \text{ тис.у.о.}$$

Загальні витрати ДКБ визначаються за формулою:

$$V_{\text{ДКБ}} = V_{\text{проект}} + C_{1,\text{виг}} + C_{2,\text{виг}} + V_{\text{випр}}$$

Підставивши необхідні дані у наявну формулу, отримаємо:

$$V_{\text{ДКБ}} = 476,21 + 11820 + 10129 + 130,7 = 2272 \text{ тис.у.о.}$$

Вартість проекту:

$$Ц_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ДКБ}} \cdot 25\% = 2272 \cdot 0,25 = 5680 \text{ тис.у.о.}$$

### 2.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво

Повна середня собівартість одного літака визначається за наступною формулою:

$$C_{\text{ПОВ}} = C_{\text{ВИР}} + V_{\text{збут}},$$

де  $C_{\text{ВИР}}$  – виробнича середня собівартість одного літака з річного випуску;  
 $V_{\text{збут}}$  – витрати на збут, закладені в розмірі 1,5% від виробничої собівартості.

Формула матиме вигляд:

$$C_{\text{ПОВ}} = C_{\text{ВИР}} \cdot 1,015.$$

Виробнича середня собівартість одного літака з річного обсягу без собівартості двигуна розраховується за формулою:

$$C_{\text{ВИР}} = V_{\text{MAT}} + V_{\text{КВ}} + V_{\text{СО}} + V_{\text{ПОСТ}} + V_{\text{СПЕЦ}} + V_{\text{ЗП}} + V_{\text{ЗВ}} + V_{\text{ЕСВ}},$$

де  $V_{\text{MAT}}$  – вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів (поковок, лиття та штамповок), тис.у.о.;

$V_{\text{ПВ}}$  – вартість покупних виробів, тис.у.о.;

$V_{\text{СО}}$  – витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака, тис.у.о.;

$V_{\text{ПОСТ}}$  – постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення, тис.у.о.;

$V_{\text{СПЕЦ}}$  – спеціальні витрати, викликані проведенням випробувань виготовлених серійних літаків, тис.у.о.;

$V_{\text{ЗП}}$  – витрати на заробітну плату робітників, тис.у.о.;

$V_{\text{ОВЗ}}$  – обов'язкові внески на річну програму випуску літаків, тис.у.о.;

$V_{\text{ЗВ}}$  – загальновиробничі витрати, тис.у.о.

Вартість основних матеріалів, сировини і готових виробів загальнопромислового призначення і вартість покупних напівфабрикатів визначимо за формулою:

$$V_{\text{MAT}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{К}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N},$$

де  $M = 0,586$  – максимальна швидкість літака в числах Маха;

$m_{\text{К}} = 19,84$  т – маса конструкції літака;

$N = 24$  шт – річний обсяг випуску літаків.

Підставивши наявні дані у формулу, отримаємо:



$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 19,84^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 24} = 191 \text{ тис.у.о.}$$

Вартість покупних виробів розраховуємо за формулою:

$$V_{\text{пв}} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot V_{\text{max}} + 14,15 \cdot m_{\text{пуст.л}}) \cdot N^{-0,09},$$

де  $V_{\text{max}} = 650$  км/год – максимальна швидкість проектного літака;

$N = 24$  шт – річний обсяг випуску літаків;

$m_{\text{пуст.л}} = 23,88$  т – маса пустого літака.

Підставивши значення у формулу, отримаємо:

$$V_{\text{кв}} = 1,95(-1280 + 2,37 \cdot 650 + 14,15 \cdot 23,88) \cdot 24^{-0,09} = 876 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки залежать від маси планера, обсягу випуску, максимальної швидкості, рівня використання нормалізованої оснастки, рівня наступності конструкції планера, кількості встановлених двигунів.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, розраховуємо за формулою:

$$T_{\text{к}} = 0,87 \cdot 1,03^n \cdot m_{\text{пуст.л}},$$

де  $n = 2$  шт – кількість двигунів установлених на одному ЛА;

$m_{\text{пуст.л}} = 23,88$  т – маса пустого літака.

Згідно із формулою та наявними даними:

$$T_{\text{к}} = 0,87 \cdot 1,05^2 \cdot 23,88 = 22,9 \text{ млн.нормо-год.}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5,$$

де  $K_1$  – коефіцієнт, що враховує обсяг випуску:

$$K_1 = 2,77 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,77 \cdot 10^{-3} \cdot 24 + 0,64 = 0,695$$

$K_2$  – коефіцієнт, що враховує рівень застосування нормалізованої оснащення:

$$K_2 = 1,2 - 0,005 \cdot x = 1,2 - 0,005 \cdot 25 = 1,075$$

( $x = 25\%$  – рівень застосування нормалізованої оснастки у %, на серійних заводах);

$K_3$  – коефіцієнт, що враховує рівень спадкоємності створюваної конструкції:

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left( 220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right) = 1;$$

( $X = 0\%$  – відсоток деталей конструкції, які перейшли з попередньої продукції, що виготовляється на цьому заводі, при  $X = 0\% \rightarrow K_3 = 1$ );

$K_4$  – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення ( $K_4 = 1,48$  для легких літаків із злітною масою до 15 тон);

$K_5$  – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту і посадки. У випадку літаків без можливості вертикального зльоту та посадки  $K_5 = 1$ .

Підставивши отримані дані у формулу, отримаємо:

$$T_{\text{осн}} = 22,9 \cdot 0,695 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 1,48 \cdot 1 = 25,32 \text{ млн.нормо-год.}$$

Величина витрат на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального оснащення розраховується за формулою:

$$CO = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C},$$

де  $\bar{C} = 2,5$  у.о. – вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення.

Витрати складуть:

$$CO = 25,32 \cdot 2,5 = 63,305 \text{ тис.у.о.}$$

Тоді:

$$V_{\text{co}} = \frac{CO}{N_1 + N_2},$$

де  $N_1, N_2$  – кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва відповідно ( $N_1 = 20, N_2 = 24$ ).

Підставивши отримані дані у формулу, розрахуємо повні витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального оснащення:

$$V_{\text{co}} = \frac{63305}{20+24} = 1439 \text{ тис.у.о.}$$

Розрахуємо постановочні витрати, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення:

$$PR = K \cdot V_{\text{co}},$$

де  $K = 44\%$  – величина витрат по кількості випущених літаків від затрат на спеціальне оснащення.

Постановочні витрати складуть:

$$PR = 0,44 \cdot 1439 = 633 \text{ тис.у.о.}$$

Розрахуємо спеціальні витрати, викликані проведенням випробувань серійних літаків:

$$CP = K \cdot V_{\text{co}},$$

де  $K = 33\%$  – величина витрат по кількості випущених літаків від затрат на спеціальне оснащення.

Спеціальні витрати складуть:

$$CP = 0,33 \cdot 1439 = 474 \text{ тис.у.о.}$$

Витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників знаходимо за формулою:

$$V_{\text{зп}} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{к}}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{\text{пр}},$$

де  $K_{\text{пр}}$  – коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва:

$$K_{\text{пр}} = 1,08^{-t} = 1,08^{-5} = 0,68$$

( $t = 5$  для середніх літаків);

$N = 24$  шт – річний обсяг випуску літаків;

$m_k = 19,840$  т – маса конструкції літака.

Підставимо наявні значення у формулу:

$$V_{\text{зп}} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 19,840^{0,903} \cdot 0,586^{0,42} \cdot 24^{-0,32} \cdot 0,68 = 130,1 \text{ тис.у.о.}$$

Загальновиробничі витрати розраховуються за формулою:

$$V_{\text{зв}} = 1,92 \cdot V_{\text{зп}} \cdot (3,04 \cdot N^{-0,129} + 3,701 \cdot N^{-0,359}),$$

де  $N = 24$  шт – річний обсяг випуску літаків.

З урахуванням закладеного річного випуску літаків, загальновиробничі витрати складуть:

$$V_{\text{зв}} = 1,92 \cdot 130,1 \cdot (3,04 \cdot 24^{-0,129} + 3,701 \cdot 24^{-0,359}) = 800 \text{ тис.у.о.}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску літаків визначаються так:

$$V_{\text{овз}} = \frac{l_{\text{овз}} \cdot \text{ЗП} \cdot N}{100},$$

де  $l_{\text{есв}} = 22\%$  – сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих;

$N = 24$  шт – річний обсяг випуску літаків;

ЗП – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються в заводську середню собівартість одного літака, тис.у.о.

$$\text{ЗП} = K_{\text{зп}} \cdot (V_{\text{со}} + \text{ПР} + \text{СР} + V_{\text{зп}} + V_{\text{зв}}),$$

де  $K_{\text{зп}} = 0,235$  – частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва і непрямі загальнозаводські витрати.

Витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників складуть:

$$\text{ЗП} = 0,235 \cdot (130,1 + 800 + 633 + 1439 + 474) = 817 \text{ тис.у.о.}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску літаків:

$$V_{\text{овз}} = \frac{22\% \cdot 817 \cdot 24}{100} = 4314 \text{ тис.у.о.}$$

Підсумувавши витрати по всіх статтях отримаємо величину середньої виробничої собівартості одного літака:

$$C_{\text{ВИР}} = 191 + 876 + 1439 + 130 + 800 + 4314 + 633 + 474 = 8857 \text{ тис.у.о.}$$

Також розрахуємо витрати на утримання доріг і аеродрому заводу:

$$V_{\text{д+а}} = C_{\text{ВИР}} \cdot 0,01523 = 8857 \cdot 0,01523 = 135 \text{ тис.у.о.}$$

Повна середня собівартість одного літака з річного обсягу випуску в 24 штук без собівартості двигунів становить:

$$C_{\text{ПОВ}} = 1,015(C_{\text{ВИР}} + V_{\text{д+а}}) = 1,015(8857 + 135) = 9127 \text{ тис.у.о}$$

Плановий прибуток серійного заводу:

$$P_{\text{ЛА}} = P \cdot C_{\text{ПОВ}}/100,$$

де  $P = 40\%$  – планована рентабельність від реалізації одного літака серійним заводом.

Підставивши наявні величини у формулу, отримаємо:

$$P_{\text{ЛА}} = 40 \cdot 9127/100 = 3651 \text{ тис.у.о.}$$

Згідно із наявних у мережі Інтернет ресурсів, вартість двигуна PW150A складає  $V_{\text{дв}} = 1300$  тис.у.о.

Собівартість одного літака із двигуном складе:

$$C_{\text{ПОВ}} + V_{\text{дв}} = 9127 + 1300 = 10430 \text{ тис.у.о.}$$

Розрахункова середня ціна літака із двигуном складає:

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ПОВ}} + V_{\text{дв}} + P_{\text{ЛА}} = 10430 + 1300 + 3651 = 15380 \text{ тис.у.о.}$$

З урахуванням податку на прибуток, що становить 18% від його величини, у розпорядженні заводу залишається лише чистий прибуток, який можна розрахувати за формулою:

$$P_{\text{ЛА,ч}} = 0,82 \cdot P_{\text{ЛА}} = 0,82 \cdot 3651 = 2994 \text{ тис.у.о.}$$

Розрахована кінцева рентабельність:

$$P = P_{\text{ЛА,ч}}/C_{\text{ЛА}} = 2994/15380 = 19,5\%$$

## **2.4. Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту**

### **2.4.1 Визначення точки беззбитковості**

Точкою беззбитковості називається той обсяг вироблених і реалізованих на ринку збуту літальних апаратів, при якому досягається повне погашення інвестиційних витрат і надалі весь прибуток від продажів залишається підприємству.

Оскільки повні витрати виробництва літака можна розділити на змінні, які залежать від кількості випущених ЛА (сировина, матеріали, комплектуючі вироби, заробітна плата виробничих робітників, амортизація обладнання) і постійні, що не залежать від обсягів виробництва (витрати в дослідно-

конструкторському бюро, загальнозаводські і загальноцехові витрати), то аналітична рівність виручки і витрат виглядає так:

$$N_{\text{тб}} \cdot \Pi = V_{\text{пост}} + V_{\text{зм}} \cdot N_{\text{тб}}$$

де  $N_{\text{тб}}$  – така кількість вироблених літаків, опісля якої повний чистий прибуток підприємства перевищить загальні витрати (кількість випущених літаків у точці беззбитковості), шт.;

$\Pi = 3651$  тис.у.о. – чистий прибуток підприємства від продажу однієї одиниці товару, в нашому випадку чистий прибуток від продажу одного літака;

$V_{\text{пост}} = 5680,0$  тис.у.о. – постійні витрати підприємства, які для даного розрахунку прийняті як такі, які дорівнюють витратам необхідним у дослідно-конструкторському бюро на проектування і доведення та покращення літака;

$V_{\text{зм}}$  – змінні витрати підприємства, такі які залежать від кількості випущених ЛА (сировина, матеріали, комплектуючі вироби, заробітна плата виробничих робітників, амортизація обладнання), тис.у.о.

Для даного розрахунку середні змінні витрати на виготовлення одного літака приймемо такими, які можна знайти за формулою:

$$V_{\text{зм}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{кв}} + V_{\text{со}} + V_{\text{зп}}$$

Згідно із розрахунком витрат на серійне виробництво:

$$V_{\text{зм}} = 191 + 876 + 1439 + 130,1 = 2636 \text{ тис.у.о.}$$

Проведемо розрахунок необхідної кількості випущених літаків, щоб отриманий прибуток перевищив усі затрати (розрахунок точки беззбитковості).

Для цього перетворимо наведену вище рівність:

$$N_{\text{тб}} = V_{\text{пост}} / (V_{\text{зм}} - \Pi_{\text{ЛА}})$$

Підставимо у отриману формулу наявні дані:

$$N_{\text{тб}} = 5680 / (2636 - 3651) = 5,596 \approx 6 \text{ шт.}$$

Точку беззбитковості можна визначити графічно, як проекцію точки перетину двох прямих: прямої прибутку від реалізації виробленої продукції (проданих літаків) та прямої повних витрат на виробництво літаків (змінні витрати + постійні витрати). Дивіться Рисунок 62, приведений нижче.

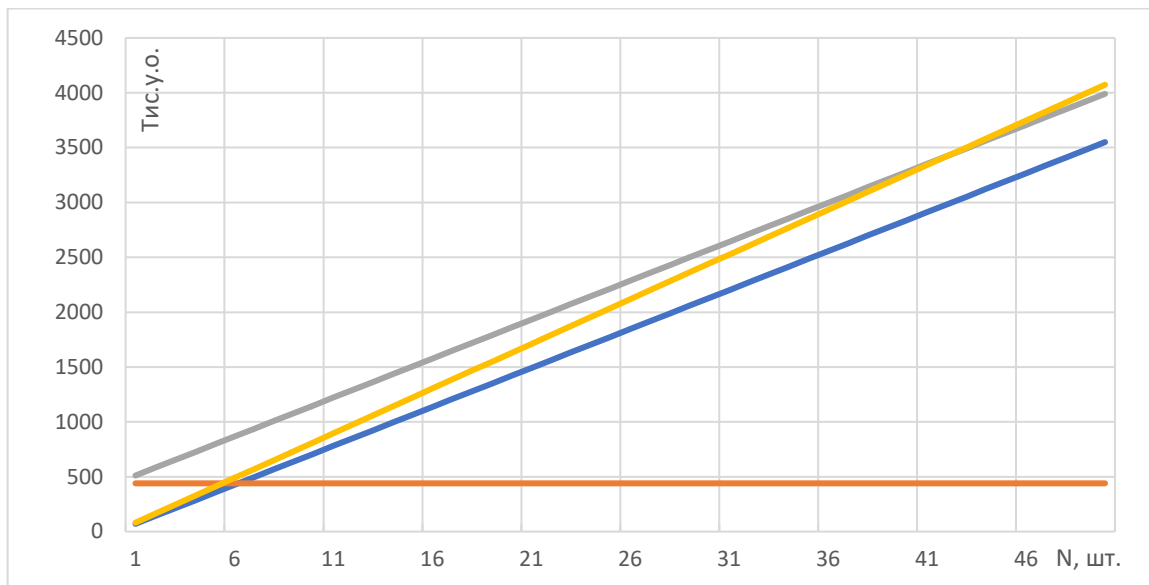


Рисунок 62 - Графік формування точки безбитковості

## 2.5. Висновки

Загальні витрати дослідно-конструкторського бюро на проектування та доведення літака дорівнюють 5680 тис.у.о. При цьому середня ціна одного літака складе 15380 тис.у.о. (собівартість самого літака, вартість двигуна та прибуток). Чистий прибуток підприємства з продажу одного літака складатиме 2994 тис.у.о., що відповідає 19,5% рентабельності.

Протягом першого року планується вийти на виробництво 20 літаків, а з наступного року – 24 штуки. Точка безбитковості проекту відповідає 6-ьом літакам, тобто вкінці 2-го року виробництва, проект повністю окупиться і підприємство отримуватиме прибуток.

Варто відмітити, що з огляду на ринок літаків подібного класу, можна заявити, що основними континентами збуту проєктованих літаків є Північна Америка та Європа. З огляду на це, необхідно провести сертифікацію даного літака по нормах, що відповідають нормам у США та Європі.

Спроектований літак є конкурентоспроможним за наведеними характеристиками і за загальними їх показниками навіть перевершує існуючі аналоги.

## 3. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

### 3.1. Симуляція ANSYS

Внаслідок того, що даний літак є першим у своєму класі даним типом ВС, при поставлених завданнях у даного ЛА занадто велика маса, а в сукупності з типом двигуна ТВД, у якого тяга буде менше ніж у ТРДД для аналогічних завдань, даний ЛА буде володіти низької тяговооруженности. Внаслідок цього у даного ЛА буде велика дистанція розбігу, і через це використання даного ЛА

буде обмежено. Також внаслідок відмови одного з двигунів це призведе до катастрофи.

Рішення цієї проблеми укладена в двох методах:

- 1) збільшення тяговооруженості, шляхом установки даних двигунів.
- 2) поліпшення льотних характеристик

Перше здійснити можливо, але для 0 наближення мало інформації по іншим типам двигунів, які вирішували б завдання.

Установка турбулізаторов покращує аеродинамічні характеристики, шляхом турбулізації потоку крила, який збільшує стійкість до відриву, внаслідок цього підвищується критичний кут атаки і підйомна сила, але також збільшується аеродинамічний опір, яке погіршує льотні характеристики, в частності крейсеркую і максимальну швидкість. Тому доцільно встановити забираються турбулізатори, які будуть активні тільки під час зльоту і екстрених ситуацію.

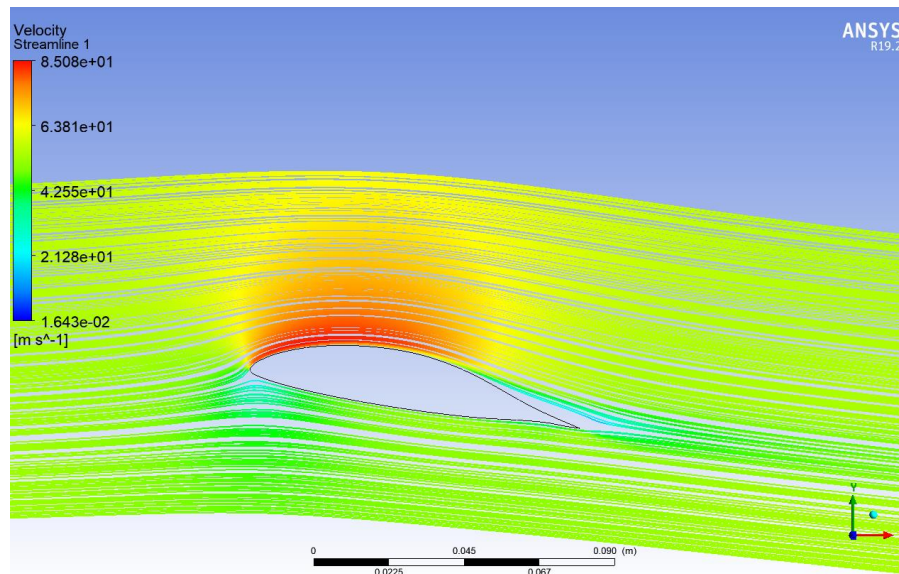


Рисунок 63 - Аеродинамічний профіль під кутом 10 градусів без турбулізатора

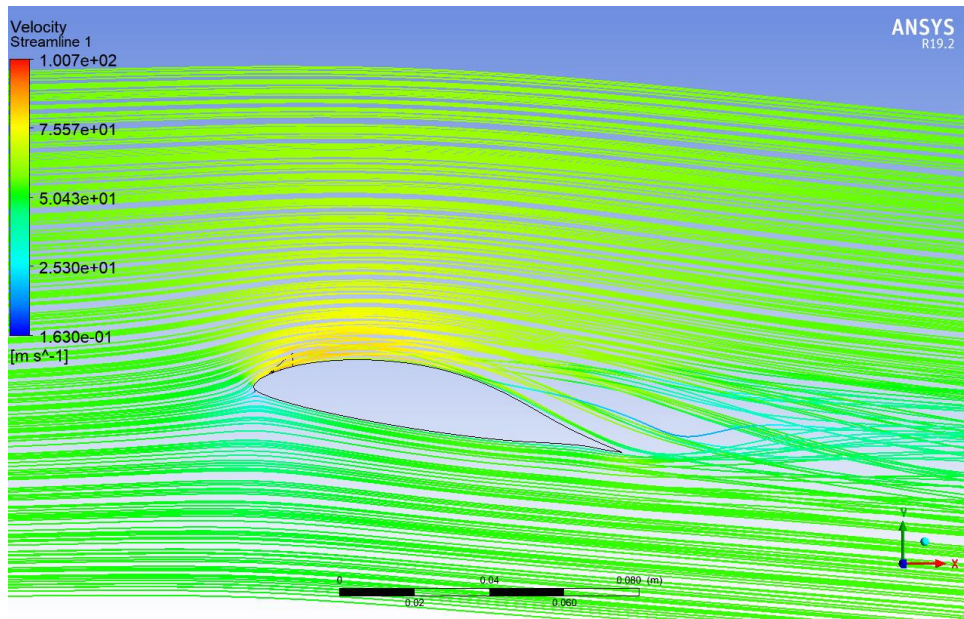


Рисунок 64 - Аеродинамічний профіль під кутом 10 градусів з турбулізатором

### 3.1.1 Висновки

В результаті виконання даного розділу було визначено доцільність використання турбулізаторів на даному ЛА, було проведена симуляція профілю крила в програмі ANSYS, визначені аеродинамічні характеристики профіля крила з турбулізатором.

### 3.2. Розрахунок відцентрового насоса

У цій роботі викладено особливості та результати розробки електропривідного відцентрового паливного насоса міжбойової перекачки напівзакритого типу.

Основною вимогою до такого насоса є обмежені габаритні розміри, обмежена маса та споживна потужність електропривідного насоса, що означає необхідність досягнення максимально можливого ККД.

Насос повинен відповідати наступним вимогам:

Таблиця 20 - Вхідні вимоги

№	Найменування параметра	Значення
1	Напір більше, кПа	130
2	Подача, л/хв	10,57
3	Частота обертання, об/хв	8000
4	Вихідний діаметр робочого колеса менше, мм	640
5	Освіта кавітації на висоті понад, м	9000
6	Розрахункова температура палива, °С	+65
7	Паливо	JP-8 або Jet- A1
8	Проміжок, мм	0,5



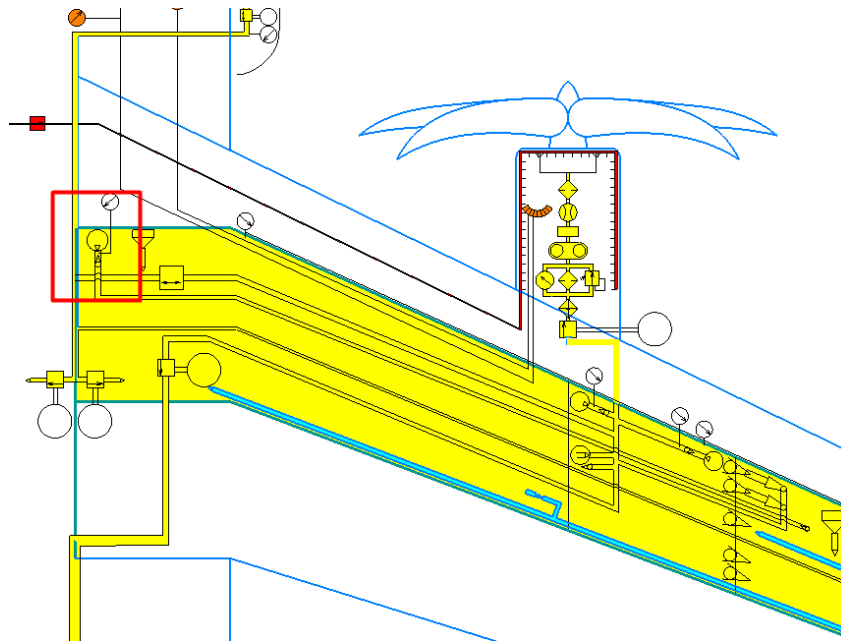


Рисунок 65 - Розміщення відцентрованого паливного насосу в кесон-баку

Найбільшим значенням для досягнення оптимальних характеристик насоса є правильно спроектоване робоче колесо. Зокрема: вихідний діаметр, кут установки лопаті на вході та виході, ширина каналу на вході та виході, кількість лопатей. Правильно підібрані параметри робочого колеса дозволили досягти максимальної ефективності робочого колеса під задані габарити та частоту обертання.

### 3.2.1 Розрахунок основних параметрів відцентрового насоса

#### 3.2.1.1 Розрахунок основних параметрів робочого колеса

Під дані вимоги, у першому наближенні, були аналітично розраховані основні геометричні параметри робочого колеса

Питома вага робочої рідини  $\gamma$ , Н/м<sup>3</sup>

$$\gamma = \rho \cdot g = 760 \cdot 9,81 = 7456, (3.1)$$

де  $\rho = 760$  кг/м<sup>3</sup> – щільність робочої рідини;

$g = 9,81$  м/с<sup>2</sup> – прискорення земного тяжіння.

Напір насоса  $H$ , м

$$H = \frac{\Delta P}{\gamma} = \frac{1,373 \cdot 10^5}{7456} = 18,4, \quad (3.2)$$

де  $\Delta P = 11,373 \cdot 10^5$  Па – перепад тисків, створюваний насосом, Па.

Коефіцієнт швидкохідності насоса  $n_s$ , об/хв

$$n_s = 3,65 \cdot n \cdot \frac{\sqrt{Q}}{H^{\frac{3}{4}}} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_T}} = 3,65 \cdot 8000 \cdot \frac{\sqrt{0,0001762}}{18,4^{\frac{3}{4}}} \cdot \sqrt{\frac{760}{1000}} = 38,$$

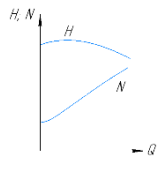
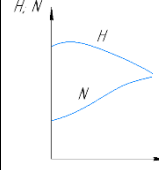
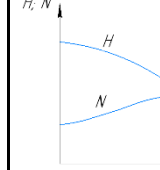
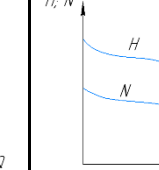
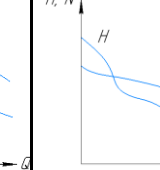
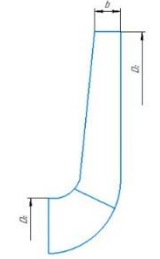
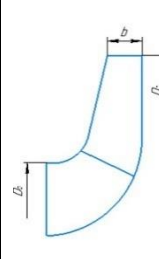
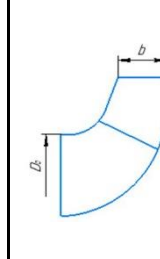
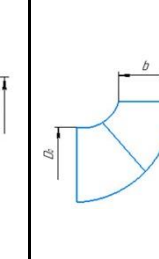
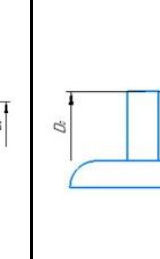
де  $n = 8000$  об/хв - Частота обертання валу насоса;

$Q = 0,0001762 \text{ м}^3/\text{с}$  – номінальна подача насоса;

$\rho = 1000 \text{ кг/м}^3$  - щільність води.

Залежність типу робочого колеса від коефіцієнт швидкохідності показана в таблиці нижче

Таблиця 21 - Залежність типу робочого колеса від коефіцієнт швидкохідності

Наименование лопастных насосов	Центробежные				Осевые
	Тихоходные	Нормальные	Быстроходные	Полуосевые	
Коеэффициент быстроходности	$40 < n_s < 80$	$80 < n_s < 150$	$150 < n_s < 300$	$300 < n_s < 600$	$600 < n_s < 1800$
Изменение производительности насоса					
Эскиз сечения рабочего колеса					
	$D_2/D_0 = 2,5$	$D_2/D_0 = 2$	$D_2/D_0 = 1,5$	$D_2/D_0 = 1,2$	$D_2/D_0 = 0,8$

Аналітичні розрахунки показали, що коефіцієнт швидкохідності насоса становить 47, що відносить його до класу тихохідних лопатевих машин.

Перевагою таких лопатевих машин є найбільше ККД. Співвідношення вихідного діаметру до вхідного дорівнює 2.5

Швидкість робочої рідини на вході  $V_0$  м/с

$$V_0 = 0,06 \cdot \sqrt[3]{Q \cdot n^2} = 0,06 \cdot \sqrt[3]{0,0001762 \cdot 8000^2} = 1,345$$

Діаметр вхідного патрубку  $D_0$  м

$$D_0 = \sqrt{\frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot V_0 \cdot \eta_0} + d_{\text{вТ}}^2} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,0001762}{\pi \cdot 1,345 \cdot 0,45} + 0,01^2} = 0,022$$

де  $\eta_0 = 0,45$  – Усреднений гідравлічний ККД ЦБ;

$d_{\text{вТ}} = 0,01$  м – діаметр вала;

Уточнюючий діаметр вхідного патрубку  $D_1$  м

$$D_1 = 0,95 \cdot D_0 = 0,95 \cdot 0,022 = 0,021$$

Меридіанна швидкість на вході в насос  $V_{m0}$  м/с

$$V_{m0} = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot (D_0^2 - d_{\text{вТ}}^2)} = \frac{4 \cdot 0,0001762}{\pi \cdot (0,022^2 - 0,01^2)} = 0,691$$

Діаметр колеса на виході  $D_2$  м

$$D_2^{\text{теор}} = \frac{60 \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot H}}{\pi \cdot n} = \frac{60 \cdot \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot 18,4}}{\pi \cdot 8000} = 0,045,$$

Окружна швидкість на виході з колеса  $u_2$  м/с

$$u_2 = \frac{\pi \cdot D_2 \cdot n}{60} = \frac{\pi \cdot 0,045 \cdot 8000}{60} = 19,03.$$

Окружна швидкість на вході в колесо  $u_1$  м/с

$$u_1 = \frac{\pi \cdot D_1 \cdot n}{60} = \frac{\pi \cdot 0,021 \cdot 8000}{60} = 8,632,$$

де  $D_1 = 0,021$  м – діаметр на вході у колесо.

Меридіанна швидкість (попередньо) на вході в колесо  $V_{m1}^{\text{теор}}$ , м/с

$$V_{m1}^{\text{теор}} = \frac{1,1 \dots 1,25}{\psi_1} \cdot V_{m0} = \frac{1,1}{0,8} \cdot 0,69 = 0,95,$$

де  $\psi_1 = 0,8$  - коефіцієнт стиснення на вході в колесо, прийнятий попередньо.

Кут потоку (попередньо) на вході в колесо  $\beta_{1\text{п}}^{\text{теор}}$ , градуси

$$\beta_{1\text{п}}^{\text{теор}} = \arctg \frac{V_{m1}^{\text{теор}}}{u_1} = \arctg \frac{0,95}{8,632} = 4,327^\circ$$

Кут установки лопаток на вході в колесо  $\beta_1$  градуси

$$\beta_1 = \beta_{1П}^{\text{теор}} + \alpha = 4,327^0 + 15^0 = 19,327^0.$$

де  $\alpha = 3 \dots 15^\circ$  - кут атаки на вході в колесо

Кут установки лопаток на вході в колесо  $\beta_2$  градуси приймаємо  $45^\circ$

Кількість лопатей

$$z = \sin\left(\frac{\beta_1 + \beta_2}{2}\right) \cdot 7 \cdot \frac{D_2 + D_1}{D_2 - D_1} = \sin\left(\frac{19,327^0 + 45^0}{2}\right) \cdot 7 \cdot \frac{0,045 + 0,021}{0,045 - 0,021} = 9,9$$

З технологічних міркувань приймаємо кількість ЦН лопатей 10

Коефіцієнт, обліку кінцевого числа лопаток

$$K_p = \frac{1,2 \cdot (\sin(\beta_2) + 1)}{\left(1 - \left(\frac{D_1}{D_2}\right)^2\right) \cdot z} = \frac{1,2 \cdot (\sin(45) + 1)}{\left(1 - \left(\frac{0,021}{0,045}\right)^2\right) \cdot 10} = 0,287$$

Коефіцієнт стиснення на вході в колесо  $\psi_1$

$$\psi_1 = 1 - \frac{S_{л \cdot z}}{\pi \cdot D_1 \cdot \sin \beta_1} = 1 - \frac{0,0015 \cdot 10}{\pi \cdot 0,021 \cdot \sin(19,327^0)} = 0,37,$$

де  $S_{л} = 0,0015$  м – товщина лопатки;

Коефіцієнт стиснення на виході колеса  $\psi_2$

$$\psi_2 = 1 - \frac{S_{л \cdot z}}{\pi \cdot D_2 \cdot \sin \beta_2} = 1 - \frac{0,0015 \cdot 10}{\pi \cdot 0,045 \cdot \sin(45^0)} = 0,866,$$

де  $\beta_2 = 90^\circ$  - Кут установки лопаток на виході з колеса.

Меридіанна складова швидкості (попередньо) на виході з колеса  $V_{m2}^{\text{теор}}$ , м/с

$$V_{m2}^{\text{теор}} = \frac{(0,8 \dots 1,0) V_{m1}^{\text{теор}}}{\psi_2} = \frac{0,8 \cdot 0,95}{0,866} = 0,878.$$

Висота лопаток на виході з крильчатки  $b_2^{\text{теор}}$ , м

$$b_2^{\text{теор}} = \frac{Q}{\pi \cdot D_2 \cdot V_{m2}^{\text{теор}} \cdot \psi_2} = \frac{0,0001762}{\pi \cdot 0,045 \cdot 0,866 \cdot 0,878} = 0,00162.$$

Меридіанна складова швидкості на виході з колеса  $V_{m2}$  м/с

$$V_{m2} = \frac{Q}{\pi \cdot D_2 \cdot b_2 \cdot \psi_2} = \frac{0,0001762}{\pi \cdot 0,045 \cdot 0,00162 \cdot 0,866} = 0,878$$

Меридіанна складова швидкості на вході  $V_{m1}$  м/с

$$V_{m1} = V_{m2} \cdot \frac{\psi_2}{0,8} = 0,878 \cdot \frac{0,866}{0,8} = 0,95$$

Висота лопаток на вході в крильчатку  $b_1$  м

$$b_1 = \frac{Q}{\pi \cdot D_1 \cdot V_{m1} \cdot \psi_1} = \frac{0,0001762}{\pi \cdot 0,021 \cdot 0,95 \cdot 0,37} = 0,0035$$

Тангенційна складова абсолютної швидкості на виході з колеса без урахування кінцевого числа лопаток  $V_{u2}$  м/с

$$V_{u2} = u_2 - \frac{V_{m2}}{\operatorname{tg}(\beta_2)} = 19 - \frac{0,878}{\operatorname{tg}(9)} = 18,125.$$

Сумарна площа вхідних перерізів дифузора  $F_d$ , м<sup>2</sup>

$$F_d = \frac{(1,1 \dots 1,25) \cdot Q}{\frac{V_{u2} \cdot D_2}{(1+p) D_d}} = \frac{1,25 \cdot 0,02137}{\frac{50,3 \cdot 0,120}{(1+0,323) \cdot 0,156}} = 9,14 \cdot 10^{-4},$$

де  $D_d = 0,156$  м – середній діаметр розташування площі вхідного перерізу дифузора за результатами попереднього опрацювання.

Повний ККД відцентрового насоса

$$\eta = \eta_o \cdot \eta_r \cdot \eta_m = 0,7 \cdot 0,45 \cdot 0,95 = 0,3.$$

Де  $\eta_m = 0,95$  - механічний ККД насоса.

Потрібна потужність насоса  $N$ , Вт

$$N = \frac{Q \cdot \Delta P}{\eta} = \frac{0,0001762 \cdot 1,3 \cdot 10^5}{0,45} = 76,53.$$

Крутний момент  $M_{кр}$  Н · м

$$M_{кр} = \frac{N \cdot 60}{2\pi \cdot n} = \frac{76,53 \cdot 60}{2\pi \cdot 8000} = 0,091.$$

### 3.2.1.2 Розрахунок основних розмірів дифузора

Величина окружної складової абсолютної швидкості на вході до спірального дифузора  $v_{3u}$ . м/с

$$v_{3u} = \frac{g \cdot H}{u_2} = \frac{9,81 \cdot 18,4}{19} = 9,501$$

Середнє значення швидкості у спіралі  $v_{сп}$ . м/с

$$v_{сп} = 0,6 \cdot v_{3u} = 0,6 \cdot 9,501 = 5,701$$

Площа останнього перерізу спірального дифузора  $F_{360}$ . м<sup>2</sup>

$$F_{360} = \frac{Q}{v_{сп}} = \frac{0,0001762}{5,701} = 0,000031$$

Площа будь-якого перерізу спірального дифузора  $F_{deg}$ . м<sup>2</sup>

$$F_{deg} = F_{360} \cdot \sqrt{\frac{\varphi}{360}}$$

Де  $\varphi$  - кути повороту кола

Радіус перерізу збірки  $r_{360}$ . м

$$r_{360} = \sqrt{\frac{F_{360}}{\pi}}$$

Середня лінія спіралі  $R$ . м

$$R = r_2 + r_{360} \cdot \sqrt{\frac{\varphi}{360}}$$

Таблиця 22 - Вихідні значення для дифузора

$\varphi, ^\circ$	$F_{deg}, \text{м}^2$	$R, \text{м}$
45	$3,863 \cdot 10^{-6}$	0,024
90	$7,727 \cdot 10^{-6}$	0,024
135	$1,159 \cdot 10^{-5}$	0,025
180	$1,545 \cdot 10^{-5}$	0,025
225	$1,932 \cdot 10^{-5}$	0,025
270	$2,318 \cdot 10^{-5}$	0,025
315	$2,704 \cdot 10^{-5}$	0,026
360	$3,091 \cdot 10^{-5}$	0,026

### 3.2.1.3 Розрахунок основних розмірів шнека

Середній діаметр шнека на вході  $D_{\text{срш}}$ , м

$$D_{\text{срш}} = \frac{D_{\text{ш}} + d_{\text{вТ}}}{2} = \frac{0,021 + 0,01}{2} = 0,005,$$

де  $D_{\text{ш}} = D_0 = 0,021 \text{ м}$  – зовнішній діаметр шнека.

Кут входу потоку в шнек на середньому радіусі  $\beta_{\text{ш}}$  градуси

$$\begin{aligned} \beta_{\text{ш}} &= \text{atg} \left( \frac{4 \cdot 60 \cdot Q}{\pi^2 (D_{\text{ш}}^2 - d_{\text{вТ}}^2) \cdot D_{\text{срш}} \cdot n} \right) = \\ &= \text{atg} \left( \frac{4 \cdot 60 \cdot 0,000176}{\pi^2 (0,021^2 - 0,01^2) \cdot 0,005 \cdot 8000} \right) = 10^\circ \end{aligned}$$

Кут установки лопатки на вході на середньому діаметрі  $\beta_{\text{лср}}$ , град

$$\beta_{\text{лш}} = \beta_{\text{ш}} + i = 10^\circ + 5^\circ = 15^\circ,$$

де  $i = 5^\circ$  - кут атаки; для забезпечення високих антикавітаційних та енергетичних якостей шнековідцентрового насоса, кут атаки приймається менше  $15^\circ$ .

Хід лопатки шнека  $h_{ш}$ , м

$$h_{ш} = \pi \cdot D_{срш} \cdot \tan(\beta_{лш}) = \pi \cdot 0,005 \cdot \tan(15^\circ) = 0,0042.$$

### 3.2.2 Розрахунок параметрів відцентрового насоса за допомогою методу кінцевих елементів

Для досягнення задовільних кавітаційних характеристик, і без значного погіршення інших параметрів, робоче колесо отримало видозмінені лопаті, що дозволило збільшити натиск, зменшити гідравлічні втрати на удар і покращити запас кавітації насоса. Дане рішення дозволило конструктивно не ускладнювати робочу область осьовим колесом, що призвело б до збільшення габаритів та маси.

У другому наближенні геометричні параметри оптимізувалися кінцево-елементними методами моделювання течії потоку (CFD) у спеціалізованих програмних пакетах з урахуванням типу колеса.

Вихідним результатом розрахунку кінцево-елементними методами є напірна та кавітаційна характеристика.

При розрахунку кавітаційної та напірної характеристики в якості граничних умов задавалось на вході абсолютний тиск в діапазоні від 19 кПа до 101 кПа, а на виході масова витрата від 0 до 45 л/хв. У результаті на виході отримували надлишковий тиск.

У розрахунку приймають участь два домену. Один стаціонарний домен - дифузор. Кількість кінцевих елементів 1207687. Кількість пристінкових слоїв – 10. Товщина першого слою 0,05 м. Приріст слоїв становить 1,2. Другий домен, що обертається – робоче колесо. Кількість кінцевих елементів 1708758. Кількість пристінкових слоїв – 10. Товщина першого слою 0,05 м. Приріст слоїв становить 1,2.

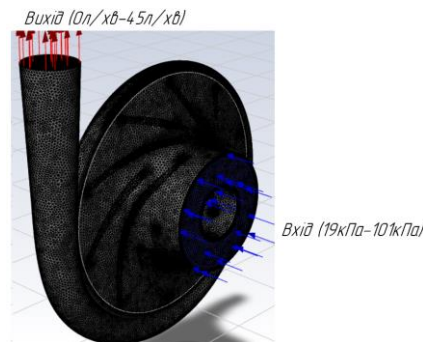


Рисунок 66 - Задання кордонних умов для розрахункової області

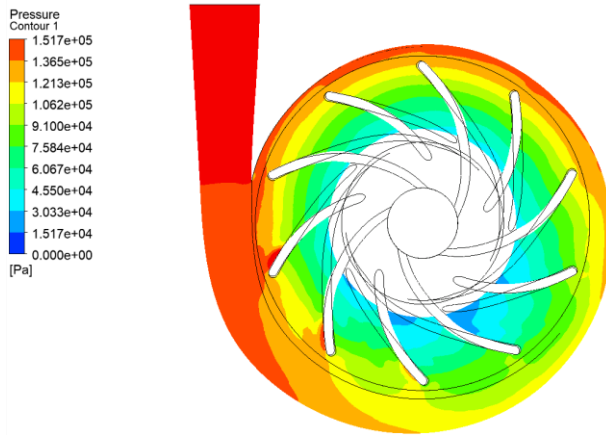


Рисунок 67 - Розподілення статичного тиску вдоволь поперечного перерізу

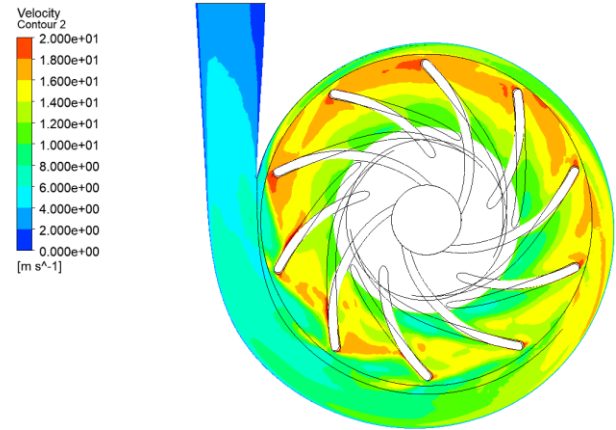


Рисунок 68 - Розподілення абсолютна швидкість вдоволь поперечного перерізу

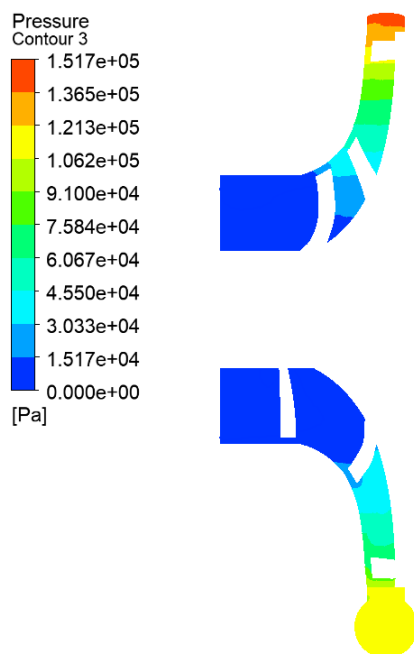


Рисунок 69 - Розподілення статичного тиску вдоволь поздовжнього пререрізу

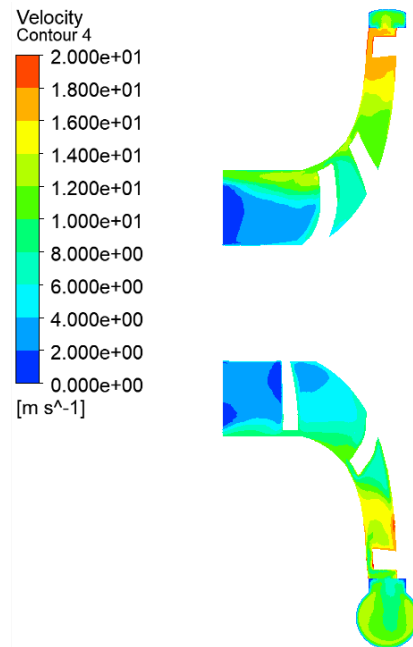


Рисунок 70 - Розподілення абсолютна швидкість вдоволь поздовжнього перерізу



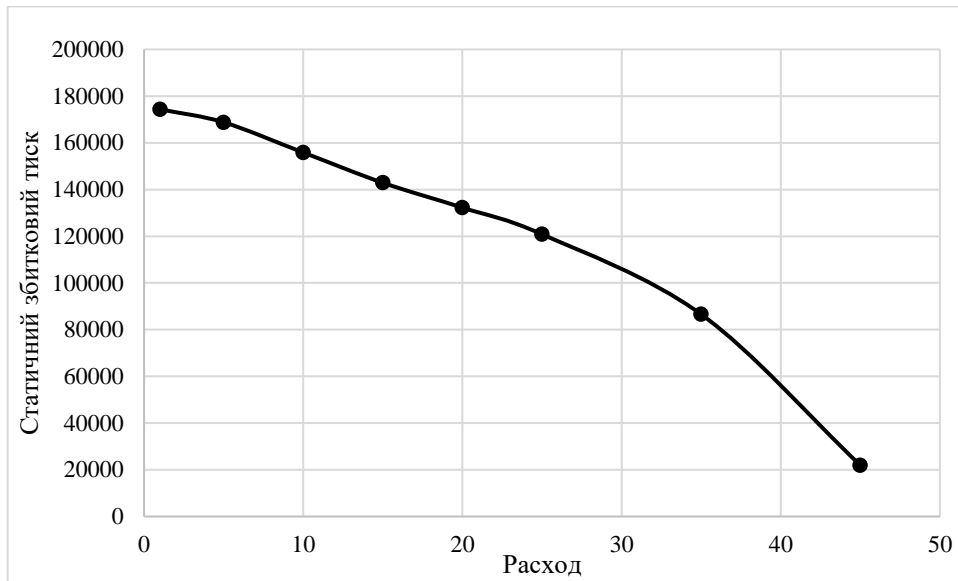


Рисунок 71 - Напірна характеристика

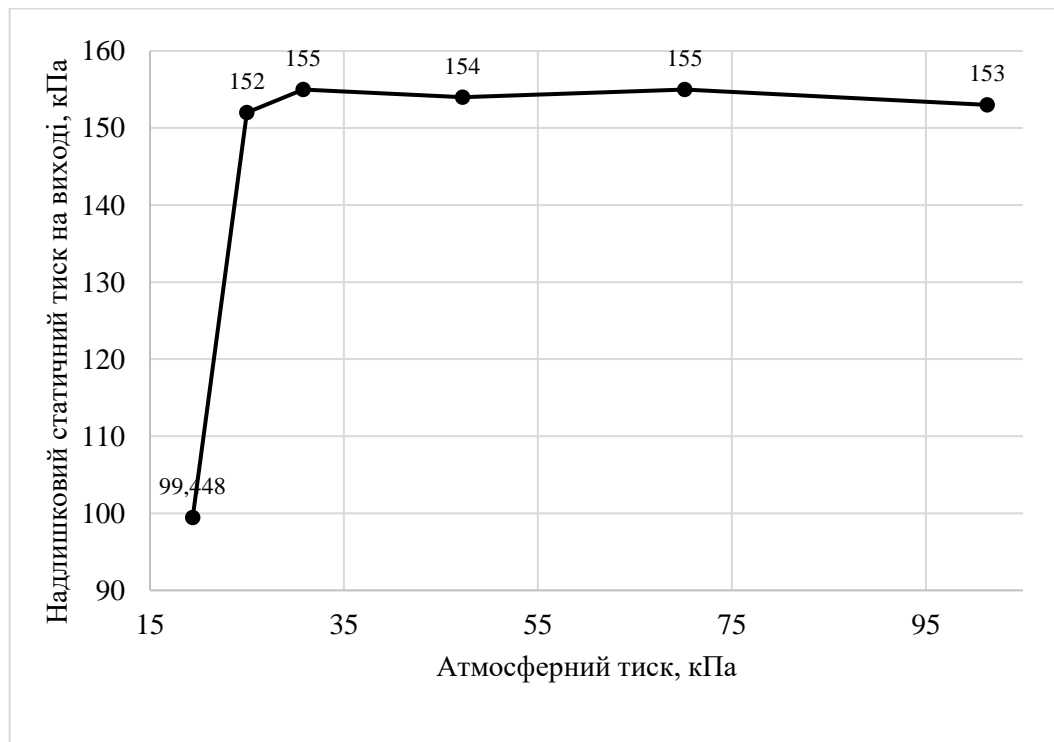


Рисунок 72 - Кавітаційна характеристика

Утворення кавітації на висоті 10 кілометрів і температури  $+65^{\circ}\text{C}$  без модифікованих лопатей, які поєднують кавітаційний поєднують осьового колеса з робочим колесом.

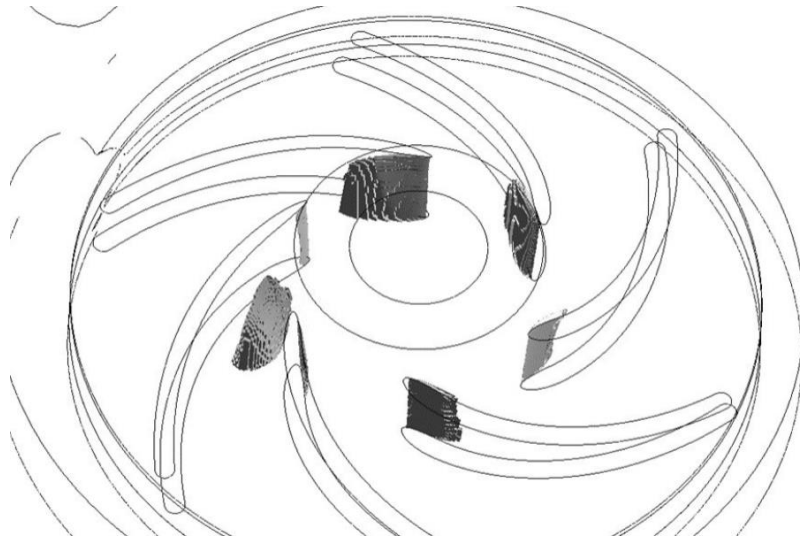


Рисунок 73 - Утворення кавітації в робочому колесі прототипу

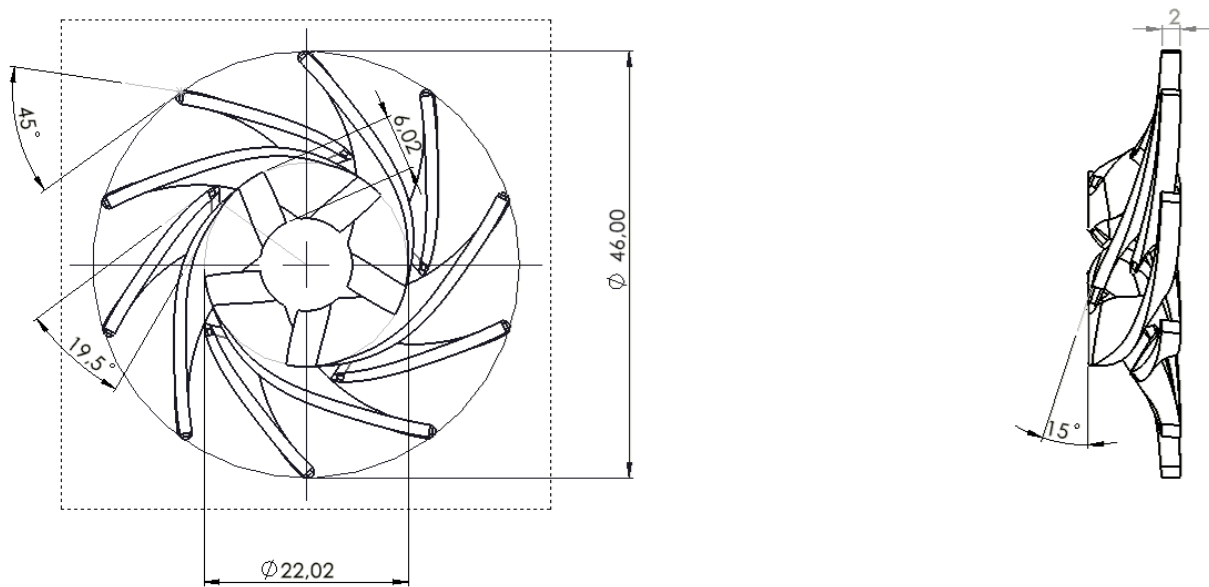


Рисунок 74 - Габаритне креслення робочого колеса

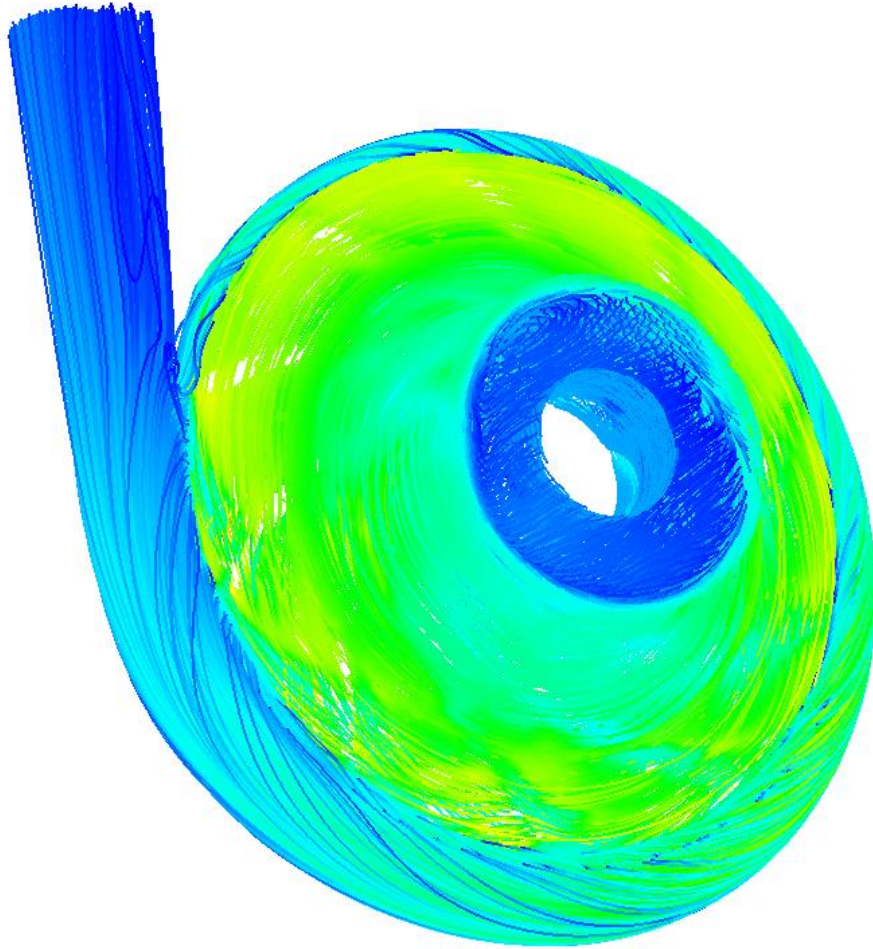


Рисунок 75 - Лінії тока в розрахунковій області

### 3.2.3 Висновок

В результаті розрахункових робіт був спроектований електропривідний відцентровий паливний насос, який має необхідні необхідними кавітаційними характеристиками, мінімальними габаритними розмірами та масою, максимальним гідравлічним ККД під задані вимоги.

### 3.3. Дослідження аеродинамічних характеристик комбінування відхиляемого носка та передкрилка та спосіб їх конструктивної реалізації

Мета спеціальної частини - поєднати відхиляється носок і передкрилок, щоб розрахувати зміну коефіцієнта підйомної сили і довести, що дана комбінація буде вигідніше ніж простий передкрилок по відношенню до коефіцієнту підйомної сили агрегату.

У сучасному світі найголовнішим моментом у пасажирських авіаперевезеннях є економічність. Суть полягає до одного, потрібно якнайсильніше знизити витрати та економія в 1-2%, або навіть цілих 5%, це показники, які дозволяють економити авіакомпаніям мільйони доларів на рік.

У цій роботі покращуватимуться льотні характеристики літака. Симетричні профілю, при нульових кутах атаки, позбавлені індуктивного опору, оскільки немає перетікання повітря із зони більш розрядженого тиску, підвищений. Однак усі ці профілю мають один істотний мінус, у них низький коефіцієнт підйомної сили і тому їх не використовують масово. Підвищити коефіцієнт підйомної сили допомагає механізація крила.

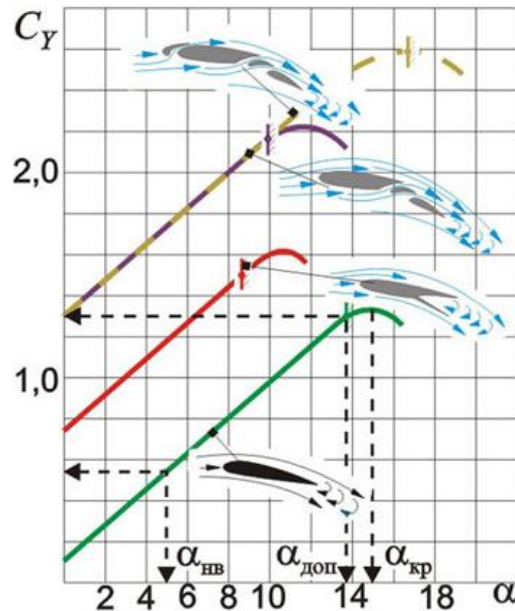


Рисунок 76 - Залежність  $C_y$  від  $\alpha$  для різних видів механізації крила

Механізація включає в себе закрилки, передкрилки, інтерцептори, спойлери, флаперони, активні системи управління прикордонним шаром і так далі.

Таблиця 23 - Зміна  $C_y$ ,  $C_x$ ,  $\alpha_{кр}$  в залежності від типу механізації

Схема механізації крила	$C_{y_{max}}$	$\alpha_{крит}$	$C_{x_0}$
	1.40	17	0.01
	2.25	13	0.145
	2.1	30	0.04
	2.30	20	0.18
	2.15	14	0.19
	2.4	14	0.19
	2.85	20	0.2

Закрилки - поверхні, що відхиляються, симетрично розташовані на задній кромці крила. Закрилки в убраному стані є продовженням поверхні крила, тоді як у випущеному стані можуть відходити від нього з утворенням щілин. Використовуються для покращення несучої здатності крила під час зльоту,

набору висоти, зниження та посадки, а також при польоті на малих швидкостях. Існує велика кількість типів конструкції закрилків:

Принцип роботи закрилків полягає в тому, що при їх випуску збільшується кривизна ( $f$ ) профілю та площа поверхні крила ( $S$ ), отже, збільшується і здатність крила, що несе при нульовому куті атаки  $C_{y\alpha 0}$  на  $0,7 - 0,8$  так що він досягає  $1,8 - 1,9$ , проте при цьому знижується критичний кут атаки  $\alpha_{кр}$ , відповідно спадає  $C_{y_{max}}$ . Зростаюча здатність крила дозволяє літальним апаратам летіти без звалювання при меншій швидкості. Таким чином, випуск закрилків є ефективним способом знизити злітну та посадкову швидкості. Закрилки, що утворюють під час випуску профільовані щілини, називають щілинними. Закрилки можуть складатися з кількох секцій, утворюючи кілька щілин (зазвичай, від однієї до трьох).

Наприклад, на Ту-154М застосовуються двощілинні закрилки, а на Ту-154 Б- трищілинні. Наявність щілини дозволяє потоку перетікати з області підвищеного тиску (нижня поверхня крила) в область зниженого тиску (верхня поверхня крила). Щілини спрофільовані так, щоб струмінь, що випливає з них, була спрямована по дотичній до верхньої поверхні, а переріз щілини повинен плавно звужуватися для збільшення швидкості потоку. Пройшовши через щілину, струмінь з високою енергією взаємодіє з «м'яким» прикордонним шаром і перешкоджає утворенню завихрень та відриву потоку. Цей захід дозволяє «відсунути» зрив потоку на верхній поверхні крила на великі кути атаки і великі значення підйомної сили.

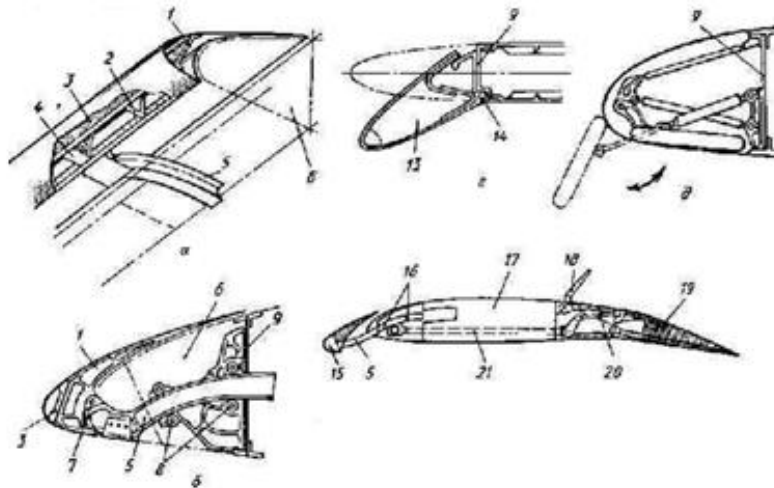


Рисунок 77 - Типи механізації передньої кромки крила

Передкрилки - поверхні, що відхиляються, встановлені на передній кромці крила. При відхиленні утворюють щілину, аналогічну такою у щілинних закрилків. Передкрилки, що не утворюють щілини, називаються носками, що відхиляються. Як правило, передкрилки автоматично відхиляються одночасно із закрилками, але можуть і керуватися незалежно.

Крім простих, існують звані адаптивні передкрилки. Адаптивні передкрилки автоматично відхиляються задля забезпечення оптимальних аеродинамічних характеристик крила протягом усього польоту. Також

забезпечується керуваність по крену при великих кутах атаки за допомогою асинхронного керування адаптивними передкрилками.

На літаку Ан-2 використовуються автоматичні передкрилки, встановлені на верхньому крилі біпланної коробки і відхиляються самостійно, без приводів або тяг при кутах атаки, близьких до критичних, створюючи при цьому додаткову підйомну силу і запобігаючи зриву потоку з крила. Літак при цьому не входить у штопор, а в найгіршому випадку робить «клювок» і самостійно виходить з нього.

В цілому, ефект передкрилків полягає у збільшенні допустимого кута атаки  $\alpha_{кр}$ , тобто зрив потоку з верхньої поверхні крила відбувається при більшому куті атаки, що підвищує максимальний коефіцієнт підйомної сили  $C_{y_{max}}$  на 0,5-0,7. Однак при цьому зменшиться коефіцієнт підйомної сили при нульовому куті атаки  $C_{y\alpha 0}$  через те, що передкрилок утворює супротив у випущеному положенні. Тому частіше за все передкрилки використовують у сумісності з закрилками, які підвищують підйомну силу при нульовому куті атаки  $\alpha_0$ . Мінімізувати негативний також може і носок, що відхиляється. Ця схема дозволяє мінімізувати супротив, що навіть збільшує коефіцієнт підйомної сили при нульовому куті атаки на 0,2–0,5, та збільшує максимальний коефіцієнт підйомної сили  $C_{y_{max}}$  на 0,2-0,5 по відношенню до базового профілю, однак загальний все одно ефект менше аніж з використанням передкрилка та закрилка.

З урахуванням цієї інформації доцільно дослідити комбінацію носка, що відхиляється та передкрилка крила. Це комбінування дозволить регулювати похідну підйомної сили по куту атаки  $dC_{y\alpha}/d\alpha$  в режимах польоту. Можна змінювати показники здатність крила, що несе при нульовому куті атаки  $C_{y\alpha 0}$ , максимальний коефіцієнт підйомної сили  $C_{y_{max}}$ , критичний кут атаки  $\alpha_{кр}$ , нульовий кут атаки  $\alpha_0$  в більших діапазонах. Також комбінування передкрилка та носка, що відхиляється дозволить збільшити критичний кут атаки  $\alpha_{кр}$ , що також збільшує ефективність закрилків.

### 3.3.1 Математичний опис

Рівняннями що є вхідними для обґрунтування удосконаленої механізації:

- 1) Рівняння неперервності у диференціальній формі:

$$\frac{\delta(\rho V_x)}{\delta x} + \frac{\delta(\rho V_y)}{\delta y} + \frac{\delta(\rho V_z)}{\delta z} + \frac{\delta \rho}{\delta t} = 0,$$

де  $\frac{\delta(\rho V_x)}{\delta x}$  – градієнт зміни швидкісного напору вздовж осі x;

$\frac{\delta(\rho V_y)}{\delta y}$  – градієнт зміни швидкісного напору вздовж осі y;

$\frac{\delta(\rho V_z)}{\delta z}$  – градієнт зміни швидкісного напору вздовж осі z.

- 2) Рівняння Бернуллі у диференціальній формі:

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\delta p}{\delta x} + X$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\delta p}{\delta y} + Y$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\delta p}{\delta z} + Z,$$

де  $\frac{dV_i}{dt} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\delta p}{\delta i} + I$  – зміна градієнту тиску в зладності від прискорення потоки вздовж осі;

$\frac{dV_i}{dt}$  – прискорення потоку вздовж осі;

$-\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\delta p}{\delta i}$  – зміна градієнту тиску вздовж осі;

### 3.3.2 Розрахунки методом кінцевих елементів

В якості базового профілю було обрано профіль з дипломного проекту, симетричний профіль NASA-0015. Виходячи з Конструктивно-силової схеми крила, передня кромка має конструктивне обмеження у вигляді першого лонжерону, який знаходиться на відстані 20% від загальної довжини хорди крила, отже хорда відхиленої носової частини з передкрилком буде займати 20% від загальної хорди крила. При довжини хорди крила 1000 мм, довжина носової частини складає 200 мм. Відхилення передкрилка то носової частини задається зі статистичних даних  $10^\circ$ . Відхилення комбінованого передкрилка з носовою частиною складає  $15^\circ$ . Площа та форма передкрилка в усіх розрахункових випадках однакова та взята з існуючих реалізованих механізацій з урахуванням дотичної профілю передкрилка до профілю крила виходячи з рівняння неперервності.

Ескізи розрахункових випадків представленні нижче.

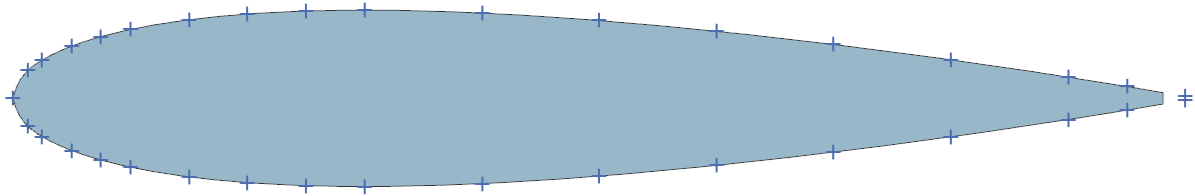


Рисунок 78 - Профіль NASA 0015

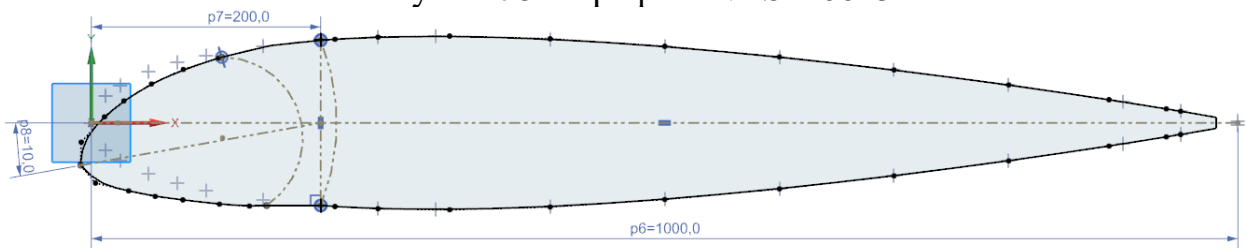


Рисунок 79 – Профіль NASA 0015 з відхиленою носовою частиною

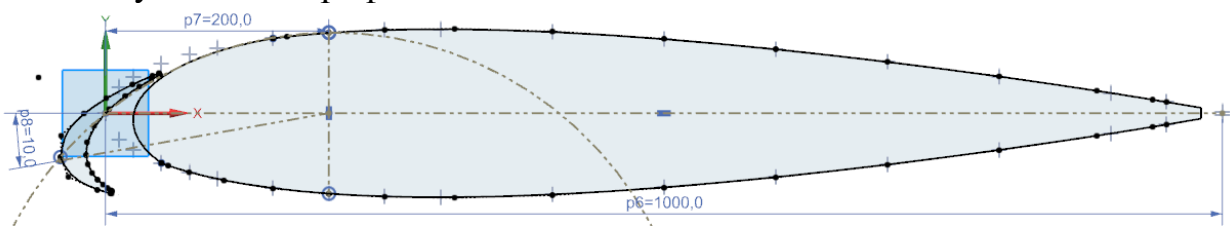


Рисунок 80 – Профіль NASA 0015 з передкрилком

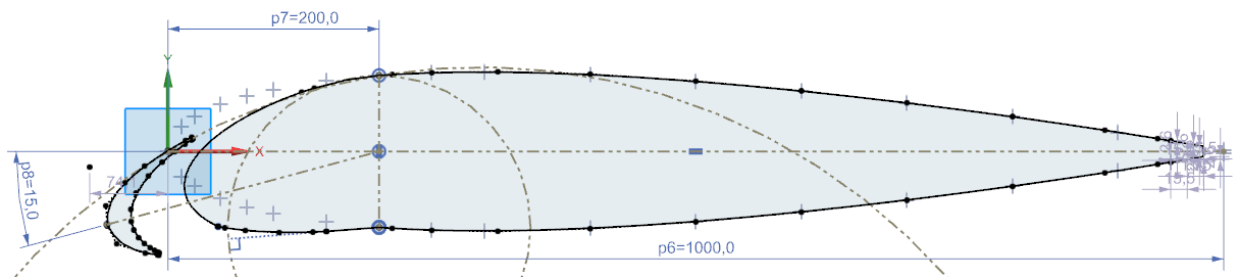


Рисунок 81 – Профіль NASA 0015 з відхиленою носовою частиною та передкрилком

Розрахунки проводимо за допомогою Методу Кінцевих елементів в програмі ANSYS Fluent.

Кількість кінцевих елементів складає 9022. Товщина першого пристінкового слою складає 1 мм, а градієнт збільшення 1,2, усього слоїв 10. Розрахунковий об'єм являє собою площину с довжиною 30000 мм, та шириною 20000 мм. Граничні умови представленні на Рисунок 82. На вході задана швидкість 100 м/с, а на виході задано тиск 1 атмосфера.

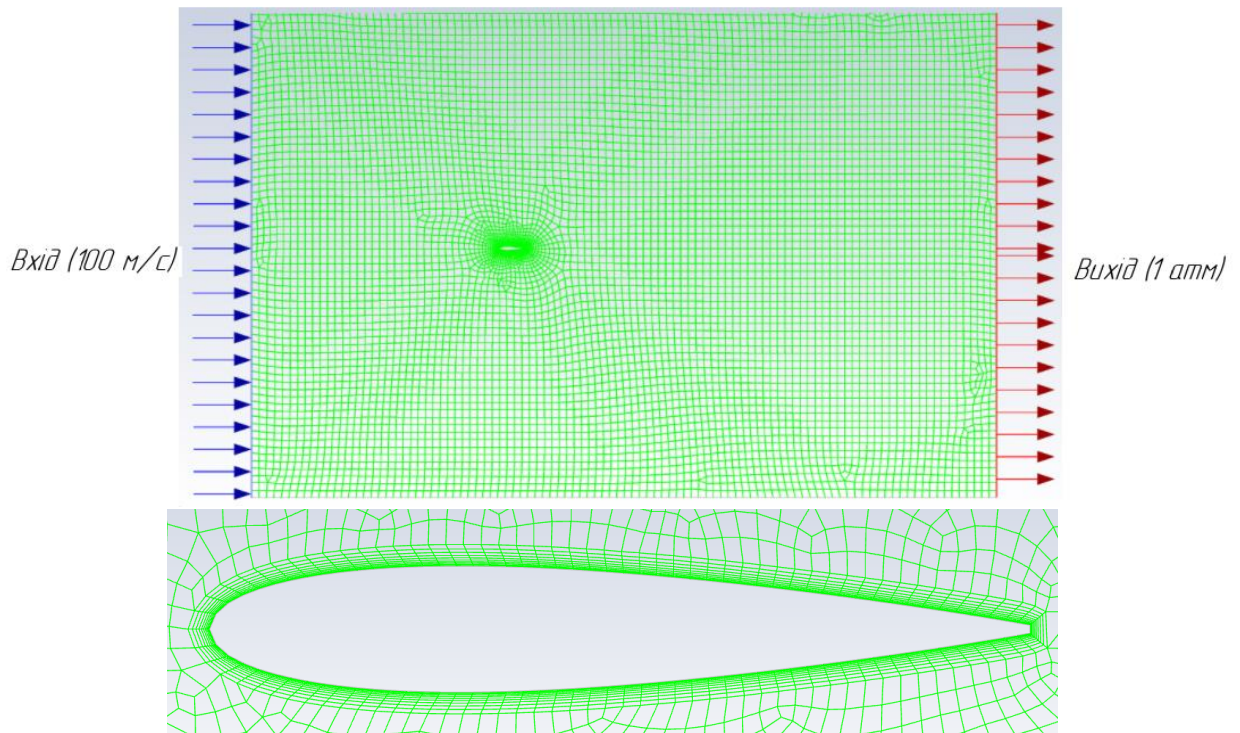


Рисунок 82 - Граничні умови розрахункової області  
Результати розрахунків у вигляді градієнту тиску приведені на



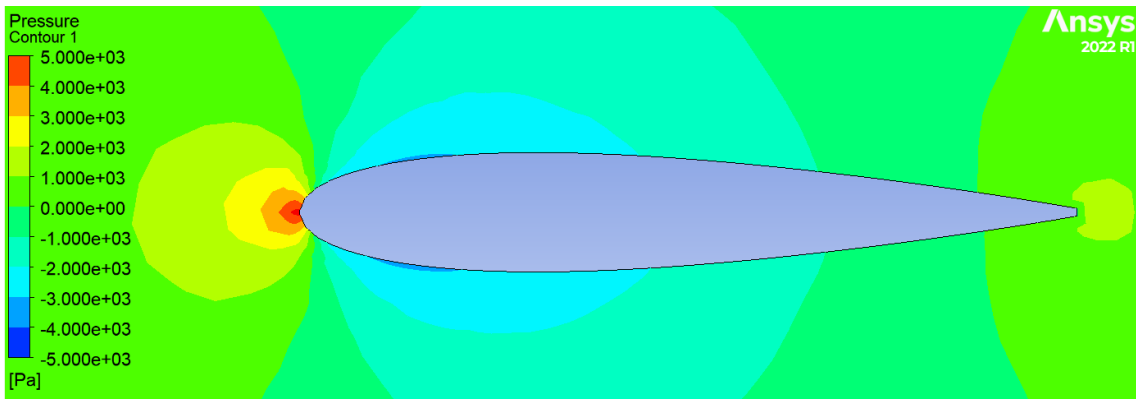


Рисунок 83 – Результати тиску розрахунків профілю NASA 0015

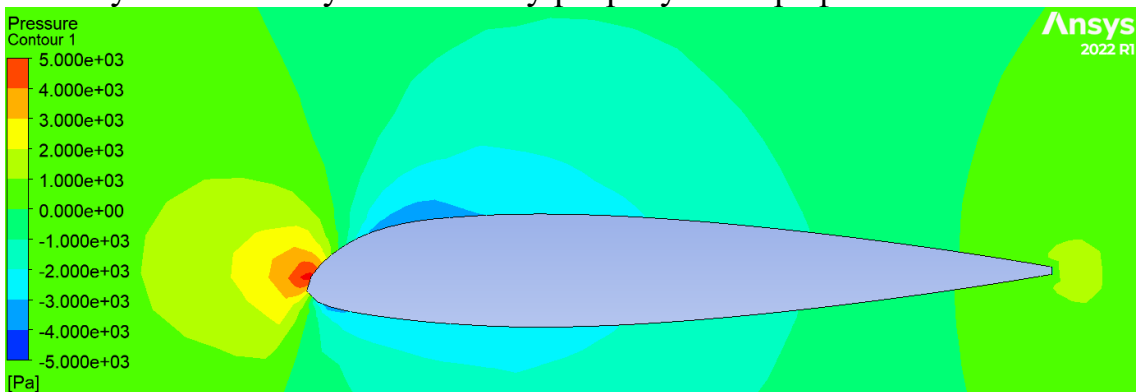


Рисунок 84 - Результати розрахунків тиску профілю NASA 0015 з відхиленою носовою частиною

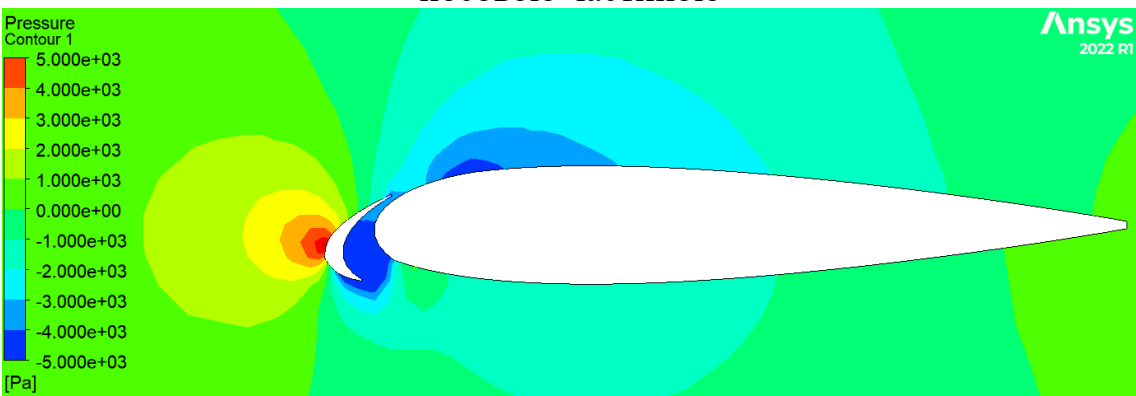


Рисунок 85 - Результати розрахунків тиску профілю NASA 0015 з передкрилком

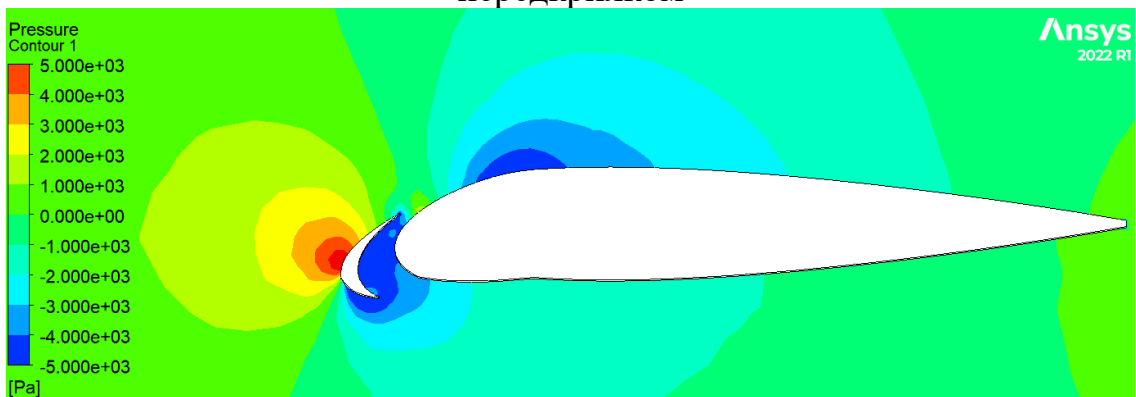


Рисунок 86 - Результати розрахунків тиску профілю NASA 0015 з відхиленою носовою частиною та передкрилком

В результаті отримані графіки залежності  $C_y/\alpha$ , та  $C_x/\alpha$ , виходячи з яких профіль з відхиленою носовою частиною та передкрилком має найбільший критичний кут атаки  $\alpha_{кр} = 38$ , що збільшує ефективність закрилків та збільшений нульовий кут атаки  $\alpha_0$ . Найбільший нульовий кут атаки  $\alpha_0$  має профіль з відхиленою носовою частиною  $C_{y\alpha 0} = 0,1$ . А найбільший максимальний коефіцієнт підйомної сили  $C_{y_{max}}$  має профіль з передкрилком. Виходячи з цих даних можна більш ефективно керувати підйомною силою на різних етапах польоту, що покращує льотні характеристики літака.

### ***3.3.3 Схема конструктивною реалізації***

Схема конструктивною реалізації профілю NASA 0015 з відхиленою носовою частиною та передкрилком показана на Рисунок 87. Виходячи з цієї схеми, відхилення носової частини відбувається через роботу гідравлічного мотору, який поєднаний з валом, на який кріпиться відхилений носок, та є кріплення до першого лонжерону за допомогою 4х кронштейнів. Навантаження від швидкісного напору передаються до силових нервюр, взятих з конструктивна-силової схеми крила. Механізм випуску/прибирання передкрилка знаходиться у носовій частини, що відхиляється, він приводиться в дію за допомогою того ж самого валу, що й відхилення носової частини, однак навантаження на передкрилок від дії швидкісного напору, передаються на привідний вал. За допомогою коробки передач, що встановлена біля гідравлічного мотору можна керувати виключно або носовою частиною, або передкрилком незалежно один від одного. Пояснення до схеми представлені в Таблиця 24

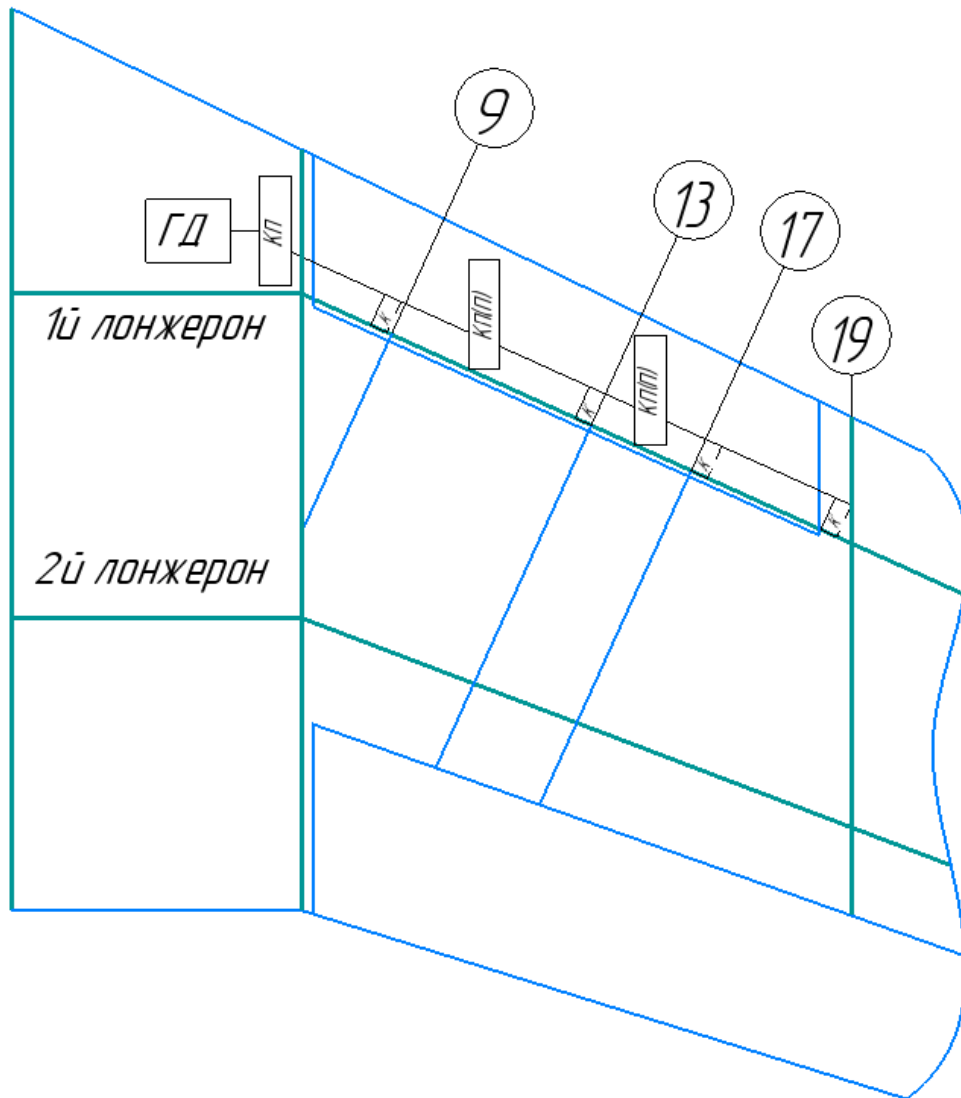


Рисунок 87 - Схема конструктивною реалізації профілю NASA 0015 з відхиленою носовою частиною та передкрилком

Таблиця 24 - Пояснення до конструктивної схеми сумісної реалізації відхиленої носової частини та передкрилка

<i>Нитв.</i>	<i>Скорочена назва</i>	<i>Розшифровка</i>
1	ГД	Гідравлічний двигун
2	КП(П)	Коробка Передач (Предкрилка)
3	К	Кронштейн
4	КП	Коробка Передач

### 3.3.4 Висновки

В результаті даного дослідження б поєднанню відхиляємий носок і передкрилок, та розрахована зміна коефіцієнта підйомної сили і доведена, що дана комбінація буде вигідніше ніж передкрилок та відхиляємий носок окремо один від одного з

аеродинамічною точки також отримані графіки залежності  $C_y/\alpha$ , та  $C_x/\alpha$ , виходячи з яких профіль з відхиленою носовою частиною та передкрилком має найбільший критичний кут атаки  $\alpha_{кр} = 38$ , що збільшує ефективність закрилків та збільшений нульовий кут атаки  $\alpha_0$ . Найбільший нульовий кут атаки  $\alpha_0$  має профіль з відхиленою носовою частиною  $C_{y\alpha 0} = 0,1$ . А найбільший максимальний коефіцієнт підйомної сили  $C_{y\max}$  має профіль з передкрилком. Виходячи з цих даних можна більш ефективно керувати підйомною силою на різних етапах польоту, що покращує льотні характеристики літака.

## ВИСНОВКИ

Внаслідок виконання дипломної роботи був створений літак в нульовому наближенні. На основі статистичних даних був і зібрані основні геометричні параметри, а саме :  $S = 139 \text{ м}^2$ ,  $l = 40,78 \text{ м}$ ,  $\eta = 3,2$ ,  $\lambda = 12$ ,  $b_A = 3,7 \text{ м}$ .

Також був створений зовнішній вигляд літака, була розрахована і побудована конструктивно-силова схема, були розраховані кроки нервююр, відстань між лонжеронами в крилі і оперенні, підібраний профіль крила, визначено тип фюзеляжу, крила, горизонтального оперення і вертикального, розраховані кроки шпангоутів і стрингерів. Визначена злітна максиммально, посадкова маса, приблизно розрахована маса кострукції і окремих елементів, визначена навантаження на крило.

Злітна маса проектованого літака в нульовому наближенні склала 50800 кг. Розраховані маси основних агрегатів літака в залежності від злітної маси літака: маса крила – 7460 кг, маса фюзеляжу – 4923 кг, маса оперення – 5216 кг, маса силової установки – 5433 кг, маса шасі – 2241 кг, а так само маса палива – 10125 кг.

Підібрано тип двигуна і сам двигун на основі статистичних даних, розрахована тяговооруженность.

Визначені основні аеродинамічні параметри, такі як якість літака, коефіцієнт підйомної сили від кута атаки, фокус ЛА, моментні характеристики, побудовані поляри.

Також був спроектована верхня стисла монолітна панель крила, за основу якої було взято панель з Ан-22, і кілька модифікування, змінений матеріал панелі.

Була спроектована компановочна схема літака, розрахований обсяг паливних баків і маса палива, визначена схема подачі палива, заправки, дренажу і аварійного зливу.

Загальні витрати дослідно-конструкторського бюро на проектування та доведення літака дорівнюють 5680 тис.у.о. При цьому середня ціна одного літака складе 15380 тис.у.о. (собівартість самого літака, вартість двигуна та прибуток). Чистий прибуток підприємства з продажу одного літака складатиме 2994 тис.у.о., що відповідає 19,5% рентабельності.

У спеціальній частині була твори симуляція профілю і доведена актуальність застосування турбулізаторів на даному ЛА, також був спроектований відцентрований паливний насос з покращеною кавітаційною характеристикою, а також розроблен новий вид механізації крила, який поєднує предкрилок та відхиляемий носок.

### ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1 Кривцов, В. С. Основы аэрокосмической техники [Текст] : учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика») / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. Ч.2. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 901с.

2 Клименко, В. М. Приближенное определение основных параметров самолета [Текст] / В. Н. Клименко, А. А. Кобылянский, Л. А. Малашенко Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1989. – 40 с.

3 Мялица, А. К. Разработка аванпроекта самолета. Харьков [Текст] / А. К. Мялица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеников. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 232 с.

4 Николаенко, А. А. Проектирование лонжеронов крыла самолета [Текст] : учебное пособие для студентов специальности «Самолеты и вертолеты» / А. А. Николаенко, А. А. Редько, В. И. Рябков, и др. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. – 72 с.

5 ГОСТ 2839-80 Ключи гаечные с открытым зевом двусторонние. Конструкция и размеры.

6 ГОСТ 13682-80 Места под ключи гаечные. Размеры.

7 Кононенко, В. Г. Технологія виробництва літальних апаратів (курсове проектування) [Текст] / за заг. ред. В. Г. Кононенко. – К., 1974. – 224 с.

8 Рудман, Л. І. Довідник конструктора штамів: Листове штампування [Текст] / за заг. ред. Л. І. Рудман. – М.:, 1988. – 496 с.

Порядок оформлення навчальних і науково-дослідних документів. 2-е видання, виправлене і доповнене [Текст] / В. Н. Павленко, А. С. Набатов, І. М. Тараненко, А. Г. Волов. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2009 р.

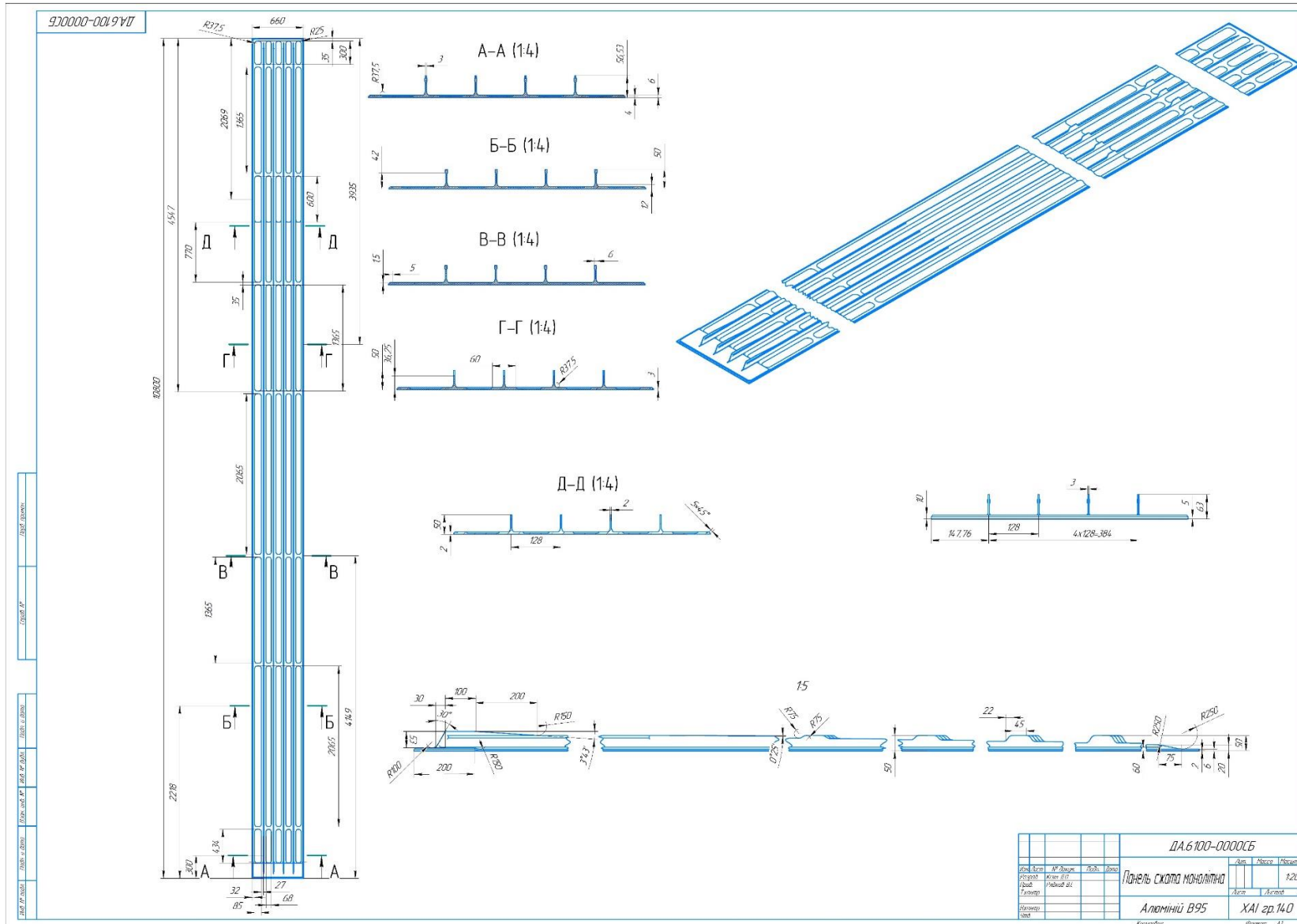
Лахтин, Ю. М. Основы металознавства [Текст] / науково-технічне видавництво літератури з чорної і кольорової металургії. – М., 1957. – 460 с.

Белова, В. В. Штампи для листового штампування. Розрахунки і конструювання [Текст] / під ред. В. В. Белова, М. – 294 с.

Технико-экономическое обоснование конструкций самолетов и двигателей [Текст] : учеб. пособие по дипломному проектированию / А. И. Бабушкин, В. А. Пильщиков, В. А. Резчик, и др. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2000. – 51 с.

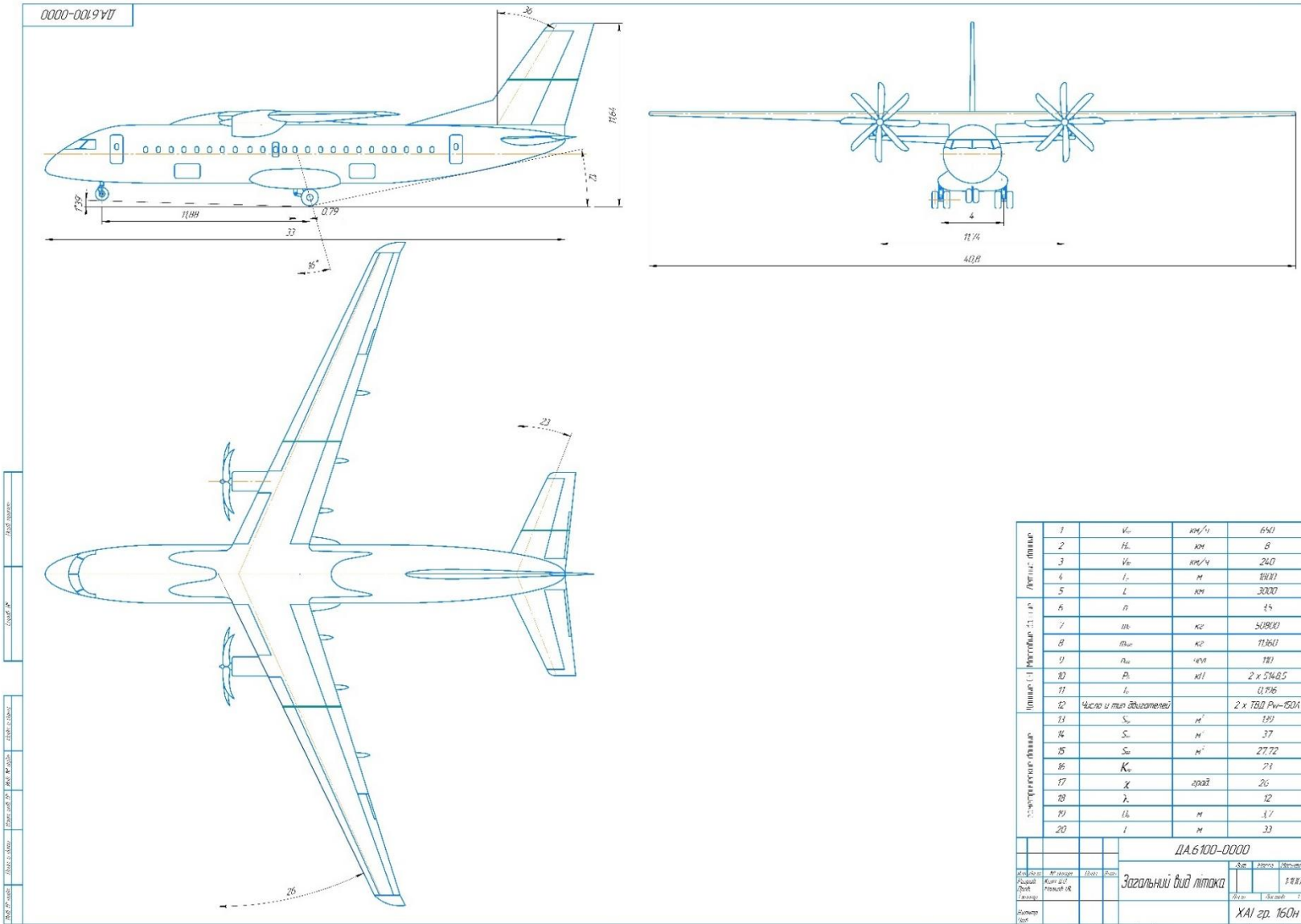
# ДОДАТОК А

## Панель літака



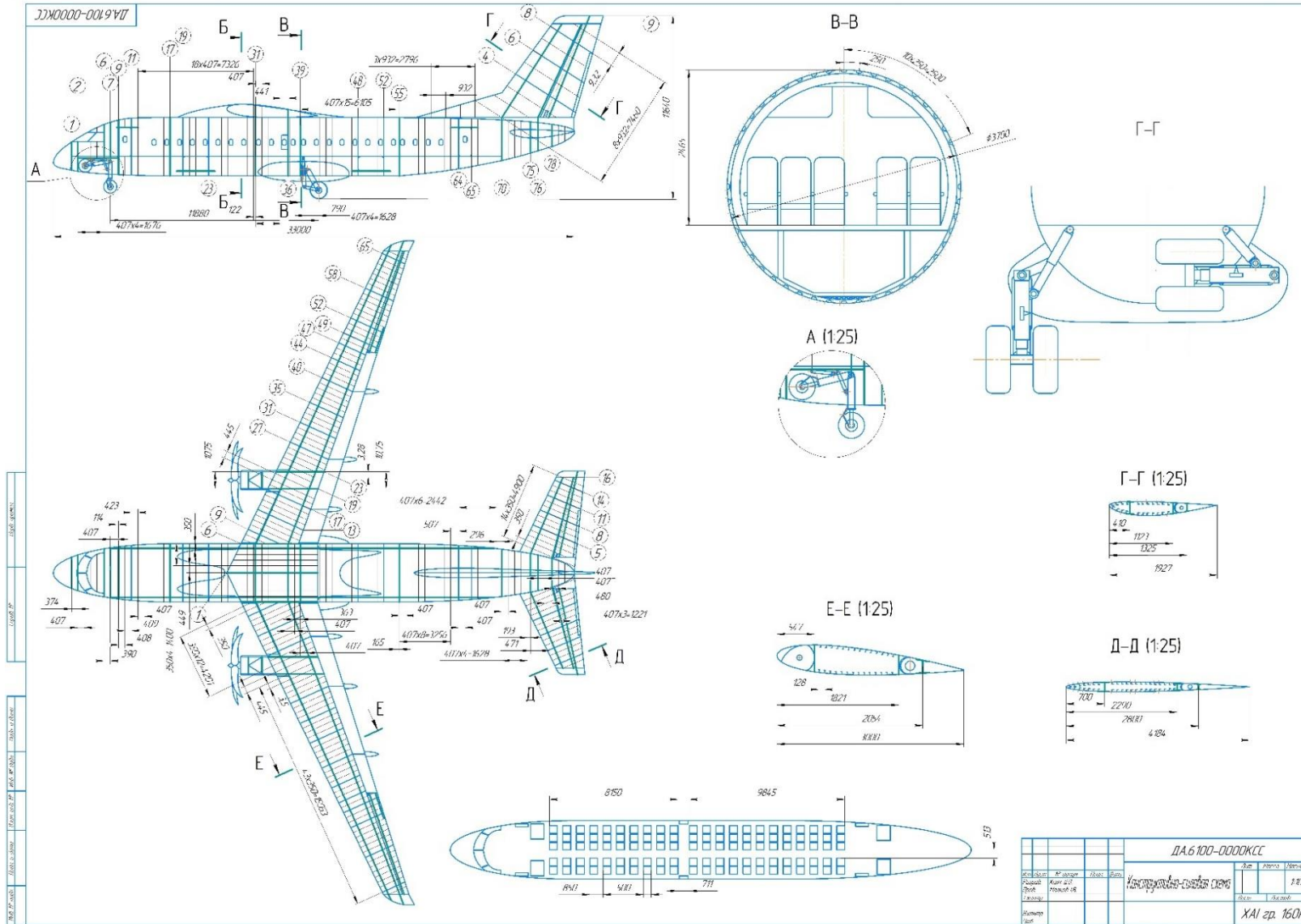
ДОДАТОК Б

Загальний вигляд літака



# ДОДАТОК В

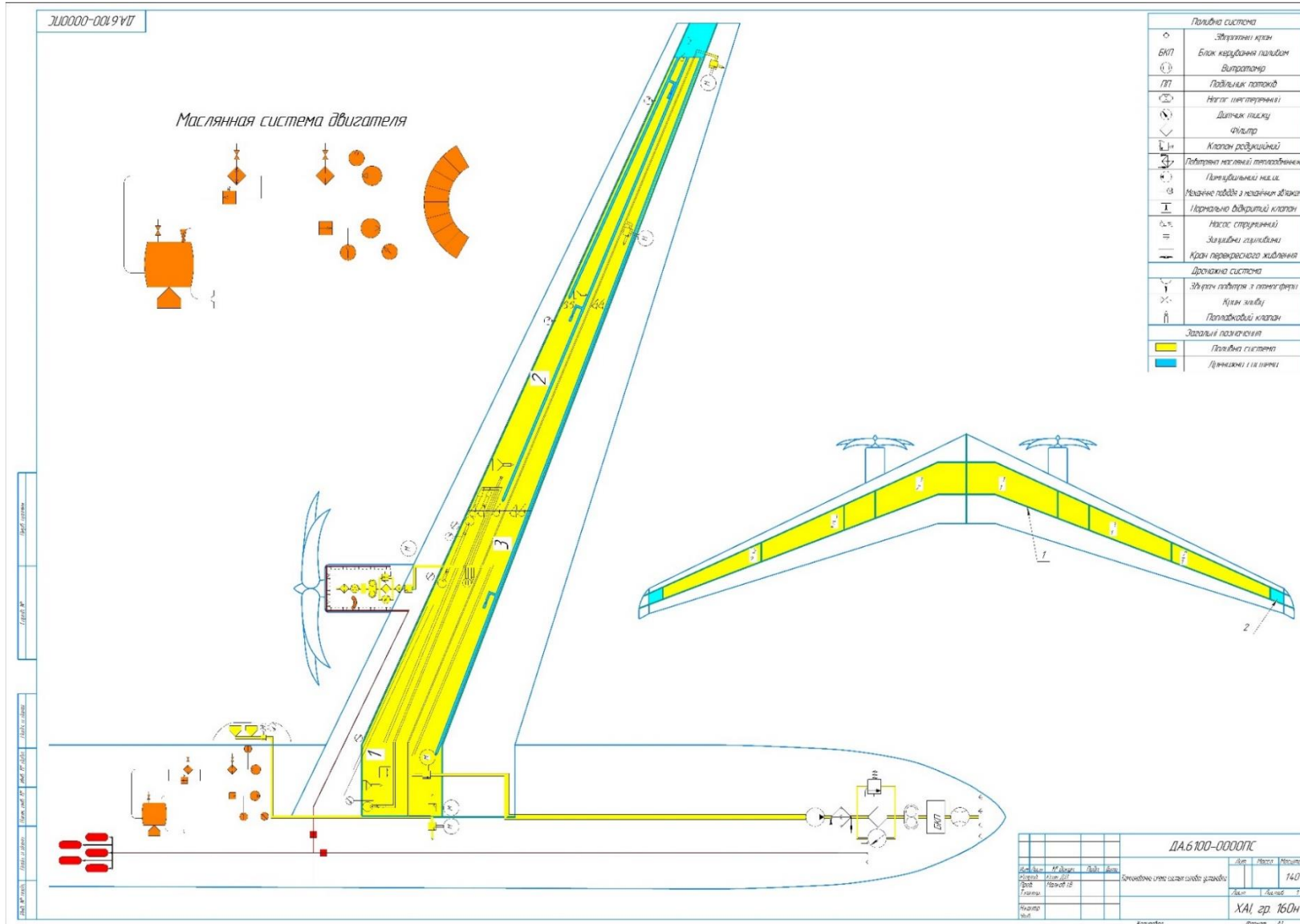
## КСС літака





ДОДАТОК Г

Паливна система літака



## ДОДАТОК Д

*Робоче колесо відцентрованого паливний*