

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ ТА НАУКИ УКРАЇНИ**  
**Національний авіаційний університет**  
Кафедра конструкції літальних апаратів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри, к.т.н., доц.  
\_\_\_\_\_ Святослав ЮЦКЕВИЧ  
« \_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2024 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**  
**ЗДОБУВАЧА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ**  
**«БАКАЛАВР»**

**Тема: «Конвертація пасажирського ближньомагістрального літака у  
вантажний літак»**

**Виконав:** \_\_\_\_\_ **Володимир ДОРОШЕНКО**

**Керівник: к.т.н., доц.** \_\_\_\_\_ **Сергій ЩЕПАК**

**Нормоконтролер: к.т.н., доц.** \_\_\_\_\_ **Сергій ХИЖНЯК**

Київ 2024

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Аерокосмічний факультет  
Кафедра конструкції літальних апаратів  
Освітній ступінь «Бакалавр»  
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
Освітньо-професійна програма «Обладнання повітряних суден»

## ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, к.т.н., доц.  
\_\_\_\_\_ Святослав ЮЦКЕВИЧ

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2024 р.

## ЗАВДАННЯ

**на виконання кваліфікаційної роботи здобувача вищої освіти**

**ДОРОШЕНКА ВОЛОДИМИРА ІВАНОВИЧА**

1. Тема роботи: «КОНВЕРТАЦІЯ ПАСАЖИРСЬКОГО БЛИЖНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА У ВАНТАЖНИЙ ЛІТАК», затверджена наказом ректора від 15.05.2023 № 794/ст.
2. Термін виконання роботи: з 20 травня 2024 р. по 16 червня 2024 р.
3. Вихідні дані до роботи: маса комерційного навантаження 6156 кг, дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням 1500 км, крейсерська швидкість польоту 450 км/год, висота польоту 6 км.
4. Зміст пояснювальної записки: вступ, основна частина, що включає аналіз літаків-прототипів і короткий опис проектного літака, обґрунтування вихідних даних для розрахунку, розрахунок основних льотно-технічних та геометричних параметрів літака, компоновання пасажирської кабіни, розрахунок центрування літака, спеціальна частина, яка містить аналіз варіантів виконання конвертації та завантаження літака.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: загальний вигляд літака (A1×1), компоувальне креслення фюзеляжу (A1×1), креслення конвертованої модифікації вантажного літака (A1×1).

6. Календарний план-графік:

№	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Вибір вихідних даних, аналіз льотно-технічних характеристик літаків-прототипів.	20.05.2024 – 25.05.2024	
2	Вибір та розрахунок параметрів проектованого літака.	26.05.2024 – 28.05.2024	
3	Виконання компоування літака та розрахунок його центрування.	29.05.2024 – 01.06.2024	
4	Розробка креслень по основній частині дипломної роботи.	02.06.2024 – 03.06.2024	
5	Огляд літератури за проблематикою роботи. Аналіз варіантів конвертації та завантаження літака.	04.06.2024 – 05.06.2024	
6	Виконання креслень переобладнаної версії вантажного літака.	06.06.2024 – 07.06.2024	
7	Оформлення пояснювальної записки та графічної частини роботи.	08.06.2024 – 09.06.2024	
8	Подача роботи для перевірки на плагіат.	10.06.2024 – 11.06.2024	
9	Попередній захист кваліфікаційної роботи.	12.06.2024 – 13.06.2024	
10	Виправлення зауважень. Підготовка супровідних документів та презентації доповіді.	14.06.2024 – 16.06.2024	
11	Захист дипломної роботи.	14.06.2024 – 16.06.2024	

7. Дата видачі завдання: 20 травня 2024 року

Керівник кваліфікаційної роботи

\_\_\_\_\_

Сергій ЩЕПАК

Завдання прийняв до виконання

\_\_\_\_\_

Володимир ДОРОШЕНКО

## **Реферат**

### **Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи бакалавра «Конвертація пасажирського ближньомагістрального літака у вантажний літак»**

75 сторінок, 4 рисунки, 15 таблиць, 7 посилань на джерела, 3 креслення

Об'єкт проектування – пасажирський літак ближньомагістральний із однокласним компонуванням пасажирського салону, з пасажиромісткістю до 60 осіб.

Предмет проектування – конвертація пасажирського ближньомагістрального літака у вантажний варіант.

Мета кваліфікаційної роботи – розроблення аванпроекту пасажирського літака для ближньомагістральних авіаліній, з подальшим наведенням переліку дій, необхідних для створення вантажної модифікації повітряного судна.

Практичне значення результату кваліфікаційної роботи бакалавра, полягає в продовженні терміну служби літака, шляхом запропонованого обґрунтування доцільності та можливості його переобладнання з пасажирської у вантажну модифікацію.

Матеріали, що містяться в даній кваліфікаційній роботі, можуть бути застосовані під час проведення освітнього процесу або ж безпосередньо під час практичної діяльності інженерів-конструкторів, діяльність яких пов'язана зі спеціалізованими авіаційними проектними установами.

**АВАНПРОЕКТ ЛІТАКА, ЗАГАЛЬНИЙ ВИГЛЯД,  
КОМПУНУВАННЯ, ЦЕНТРУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК,  
КОНВЕРТАЦІЯ, МІЦНІСТЬ.**



## Перелік умовних скорочень

САХ – середня аеродинамічна хорда

ГО – горизонтальне оперення

ВО – вертикальне оперення;

КВ – кермо висоти;

КН – кермо напрямку;

СУ – силова установка

ДСУ – допоміжна силова установка

ООШ – основні опори шасі

НОШ – носова опора шасі

НЧ – носова частина;

СЧ – середня частина;

ХЧ – хвостова частина;

ДО – декоративна обшивка;

ТЗІ – тепло-звуко-ізоляція;

ТГД – турбогвинтовий двигун;

ЦМ – центр мас;

ЛА – літальний апарат;

ПС – повітряне судно.

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>		
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>		<i>Дорошенко В. І.</i>			<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>		<i>Щепак С. В.</i>			<i>К</i>	<i>7</i>	<i>75</i>
<i>Рецензент</i>					<b>Перелік умовних скорочень</b>		
<i>Н. Контр.</i>		<i>Хижняк С. В.</i>					
<i>Зав. каф.</i>		<i>Юцкевич С. С.</i>					
					<b>403 АКФ 134</b>		

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	11
1. АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКІВ-ПРОТОТИПІВ.....	12
1.1. Обробка статистичних даних літаків-прототипів.....	13
1.2. Загальний технічний опис літака.....	15
1.2.1. Крило.....	15
1.2.2. Силові установки.....	16
1.2.3. Оперення.....	16
1.2.4. Шасі.....	17
1.2.5. Фюзеляж.....	18
Висновки .....	19
2. АВАНПРОЕКТ БЛИЖНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА.....	20
2.1. Визначення характеристик проектованого літака.....	20
2.1.1. Параметри крила та засобів механізації.....	20
2.1.2. Параметри фюзеляжу.....	25
2.1.3. Компонування фюзеляжу .....	27
2.1.4. Параметри оперення.....	37
2.1.5. Параметри шасі.....	45
2.1.6. Вибір двигунів для силової установки.....	47
2.2. Центрувальний та масовий розрахунок літака.....	48
2.2.1. Центрувальний розрахунок спорядженого крила.....	48
2.2.2. Центрувальний розрахунок спорядженого фюзеляжу.....	49
2.2.3. Визначення ЦМ літака для експлуатаційних варіантів.....	52
Висновки.....	54

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>		
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розробив</i>	<i>Дорошенко В. І.</i>				<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Щепак С. В.</i>				К	8	75
<i>Рецензент</i>					<b>Зміст</b>		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Хижняк С. В.</i>				<b>403 АКФ 134</b>		
<i>Зав. каф.</i>	<i>Юцкевич С. С.</i>						



3. КОНВЕРТАЦІЯ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА У ВАНТАЖНИЙ.....	55
3.1. Обґрунтування доцільності конвертації.....	55
3.2. Аналіз варіантів завантаження.....	56
3.3. Виконання конвертації.....	57
3.4. Розрахунок вантажної двері.....	58
Висновки.....	67
Загальні висновки.....	68
Список літературних джерел.....	69

## ВСТУП

Авіаційний транспорт посягає важливе місце в сучасній галузі транспортних перевезень. Його безпосередня важлива роль полягає в забезпеченні з одного боку швидкого та комфортного, й водночас безпечного та доступного засобу пересування клієнтів або товарів до місця призначення, минаючи значні відстані маршруту переміщення.

Розробка транспортних засобів, авіаційного призначення, потребує техніко-економічного обґрунтування доцільності створення тієї чи іншої запропонованої моделі, на підставі здійснення аналізу обраних інженерних рішень, пов'язаних з дібранням конструктивних особливостей, що визначають технічних, злітно-посадкових і об'ємно-масових характеристик проектного повітряного судна. у відповідності до наявних вимог в країнах-експлуатантах.

Процес проектування авіаційних транспортних засобів, пов'язаний зі знаходженням компромісних рішень, які б дозволяли забезпечити найбільш доцільну конфігурацію та комбінацію характеристик повітряного судна, як в цілому, так і його компонентів окремо, спрямованих на вирішення питань безпеки та міцності або полегшення конструкції, покращення злітно-посадкових і аеродинамічних характеристик.

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>			
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розробив</i>	Дорошенко В. І.				<b>Вступ</b>	<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	Щепак С. В.					<i>К</i>	10	75
<i>Рецензент</i>						<b>403 АКФ 134</b>		
<i>Н. Контр.</i>	Хижняк С. В.							
<i>Затвердив</i>	Юцкевич С. С.							

# 1. АНАЛІЗ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКІВ-ПРОТОТИПІВ

Вибір проектних параметрів обирається у відповідності до технологічного завдання, з метою співставлення характерних величин тих чи інших показників літаків подібної категорії, задля отримання уявлення про можливі поєднання характеристик і визначення доцільності їх застосування, з точки зору задовільнення тих чи інших вимог і потреб.

Відтак, постає задача аналізу однотипних ЛА магістральної категорії, пасажирського типу призначення, що здатні виконувати повітряні перевезення на короткі дистанції та розвивати швидкості польоту, нижчі від швидкості звуку.

Мета даного етапу полягає у визначеності з заданими проектними параметрами, значення яких впливає на інші залежні від них показники та загальні підсумкові габаритно-масові характеристики проектного ПС.

Обґрунтування міркувань, з приводу вибору на користь тих чи інших параметрів проектного літака, пов'язане з потребою у знаходженні компромісних рішень та безпосередньо стосується виконання компоувальної процедури.

Компоувальна процедура складається з чотирьох взаємопов'язаних між собою етапів, пов'язаних з сукупністю проектних робіт, спрямованих на ув'язування взаєморозташування агрегатів й обладнання літального апарату, з урахуванням створюваних ними навантажень, відповідно до експлуатаційно-технічних вимог.

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<b>Аналітична частина</b>					
<i>Розробив</i>	Дорошенко В. І.							<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	Щепак С. В.							<i>К</i>	11	75
<i>Рецензент</i>								<b>403 АКФ 134</b>		
<i>Н. Контр.</i>	Хижняк С. В.									
<i>Зав. каф.</i>	Юцкевич С. С.									

До даних етапів слід віднести:

- 1) Аеродинамічне компонування;
- 2) Конструктивно-силове компонування;
- 3) Об'ємно-масове компонування;
- 4) Виконання центрувальних розрахунків.

Вибір аеродинамічної схеми літального апарату, здійснюється орієнтуючись на взаємне положення його агрегатів, їх геометричної форми та загальної чисельності кожної з груп даних окремих компонентів. Мета даної процедури полягає в досягненні найбільш прийнятних параметрів:

- маси;
- економічності;
- безпеки;
- міцності;
- аеродинамічних властивостей;
- технічно-експлуатаційних характеристик.

У відповідності з наведеним вище описом, було проаналізовано різноманітні параметри літаків-прототипів, в якості яких було обрано Ан-24, Ан-140 та Xian MA60.

### **1.1. Обробка статистичних даних тактико-технічних і габаритно-масових характеристик літаків-прототипів**

Проектування ЛА є складним багатоетапним процесом, виконання якого, може бути значно спрощено, завдяки дослідженню досвіду реалізації подібних процедур.

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>	<i>Лист</i>
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		12

Відповідно до цілей і задач, які прагнуть досягнути слід дібрати інформаційний матеріал, щодо раніше накопиченого досвіду задовільнення наявних потреб, встановлених експлуатаційно-технічними вимогами, з подальшим дібранням найбільш оптимальних рішень з наявних у розпорядженні.

Під терміном літаки-прототипи, розуміється сукупність подібних або наближених за значенням власних характеристик ЛА.

В першу чергу, даними характеристиками, за якими визначають можливість, використання того чи іншого літака, в якості літака-прототипу є такі, параметри як:

- Льотно-технічні характеристики;
- Маса комерційного навантаження;
- Дальність польоту;
- Швидкість польоту;
- Тип двигунів.

Табл. 1.1.

### Порівняльна таблиця параметрів літаків-прототипів

Параметр	Позн.	Ан-24	Ан-140	Xian MA60	Проект
Екіпаж	$n_{ек.}$	3	2	2	2
Бортпровідники	$n_{бп}$	2	2	2	2
Пасажиромісткість	$n_{пас}$	52	52	52-60	54
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням	$L_{макс.}$	1700	1500	1240	1500
Максимальна крейсерська швидкість, км/год	$V_{крейс}$	420-450	460-540	480	450
Максимальна злітна маса, кг	$m_{зл}$	22500	21000	21800	25177
Маса комерційного навантаження, кг	$m_{к. ком}$	6000	6000	5700	6156
Максимальна посадкова маса літака, кг	$m_{пос.}$	21000	19100	19200	23678
Діаметр фюзеляжу, м	$D_{ф}$	2,6-2,9	2,82	2,7	2,7
Число двигунів	$N_{дв}$	2	2	2	2
Тип двигунів	-	ТГД	ТГД	ТГД	ТГД





ГО являє собою стабілізатор металевої конструкції, складений з двох консолей та підвішеними на них половинами керма висоти.

ГО слугує з метою забезпечення поздовжньої стійкості, керованості та балансування літального апарату, тоді як вертикальне - шляхової стійкості, керованості та балансування повітряного судна.

Оперення розміщено за крилом у хвостовій частині фюзеляжу. Подібна схема одержала назву "нормальна". Дане конструктивне рішення є доцільним, з позиції користі, виходячи з наведених нижче міркувань щодо:

- позитивного впливу на процеси забезпечення балансуванню літака, за умови конфігурації польоту із випущеними, під час здійснення польоту закрилками;
- можливості зменшення габаритів носової частини фюзеляжу;
- мінімізації показників площі, як горизонтального, так і вертикального оперення, зважаючи на притаманні даній схемі великі порівняно з іншими, величини плечей;
- поліпшення огляду зовнішнього середовища, з кабіни екіпажу;
- сприяння надійному та продуктивному функціонуванню засобів механізації крила.

#### 1.2.4. Шасі

Шасі виконано за трьохопорною колісною схемою, з передньою керованою носовою опорою, яка розміщена спереду від центру тяжіння літака та прибирається назад під час польоту.

На НОШ встановлено два спарені колеса, негальмівного типу, тоді як на двох ООШ – по чотири, гальмівного типу, на кожну. Пневматика коліс сприймає навантаження під час посадки й руху літального апарату по аеродрому та передає його на опори.

					НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		16





Носова, середня та частково хвостова частини фюзеляжу, разом утворюють герметичну кабіну, необхідну для розміщення різноманітного обладнання та вантажу, екіпажу, пасажирів та їх багажу.

СЧ фюзеляжу, притаманна циліндрична форма, а НЧ та ХЧ фюзеляжу – конічна.

					НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ	Лист
						18
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		

## Висновки

Аналітична частина містить наведені міркування з приводу обрання тих чи інших інженерних рішень, щодо обґрунтування доречності виконання елементів конструкції літака та вибору проектних даних, з урахуванням параметрів літаків подібного призначення та величин дальності здійснення польотів, типу встановлених двигунів, злітної маси та комерційного навантаження

					НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		19

## 2. АВАНПРОЕКТ БЛИЖНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

### 2.1. Визначення характеристик проектованого літака

#### 2.1.1. Геометричні параметри крила та засобів механізації

В першому приближенні, отримати значення геометричних параметрів крила є змога алгебраїчним шляхом:

1) Потрібне значення площі крила:

$$S_{\text{кр.}} = \frac{m_0 \cdot g}{P_0} [\text{м}^2]$$

де  $m_0$  – злітна маса літак, кг;  $g$  – показник прискорення вільного падіння;

$P_0$  – питома навантаження на крило, під час зльоту (максимальне), кг/м<sup>2</sup>.

$$S_{\text{кр.}} = \frac{25177 \cdot 9.81}{2687} = 91.92 [\text{м}^2],$$

2) Розмах крила:

$$L_{\text{кр}} = \sqrt{S_{\text{кр.}} \cdot \lambda_{\text{кр}}}$$

де  $\lambda_{\text{кр}}$  – показник подовження крила.

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<b>Проектна частина</b>					
<i>Розробив</i>	<i>Дорошенко В. І.</i>							<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Щепак С. В.</i>							<i>К</i>	20	75
<i>Рецензент</i>								<b>403 АКФ 134</b>		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Хижняк С. В.</i>									
<i>Зав. каф.</i>	<i>Юцкевич С. С.</i>									

$$L_{кр} = \sqrt{91.92 \cdot 11} = 31.8 \text{ [м]},$$

3) Коренева хорда:

$$b_0 = \frac{2 \cdot S_{кр} \cdot \eta_{кр}}{(1 + \eta_{кр}) \cdot L_{кр}} \text{ [м]},$$

де  $\eta_{кр}$  – показник звуження крила.

$$b_0 = \frac{2 \cdot 91.92 \cdot 3}{(1 + 3) \cdot 31.8} = 4.34 \text{ [м]}.$$

4) Кінцева хорда:

$$b_{к} = \frac{b_0}{\eta_{кр}} \text{ [м]},$$

$$b_{к} = \frac{4.34}{3} = 1.45 \text{ [м]}.$$

5) Середня хорда крила:

$$b_{сер} = \frac{b_0 + b_{к}}{2} \text{ [м]}.$$

$$b_{сер} = \frac{4.34 + 1.45}{2} = 2.9 \text{ [м]}.$$

б) Бортова хорда крила:

$$b_{\delta} = b_0 \cdot \left( 1 - \frac{D_{\phi}(\eta_{кр} - 1)}{L_{\phi} \cdot \eta_{кр}} \right) [\text{м}].$$

$$b_{\delta} = 4.34 \cdot \left( 1 - \frac{2.7 \cdot (3 - 1)}{31.8 \cdot 3} \right) = 4.09 [\text{м}].$$

7) Значення САХ прямого крила, без напливів, в першому приближенні:

$$b_{САХ} = \frac{2}{3} \cdot \left( \frac{b_0^2 \cdot b_0 + b_{\kappa} \cdot b_{\kappa}^2}{b_0 + b_{\kappa}} \right) [\text{м}].$$

$$b_{САХ} = \frac{2}{3} \cdot \left( \frac{4.34^2 + 4.34 \cdot 1.45 + 1.45^2}{4.34 + 1.45} \right) = 3.14 [\text{м}].$$

Графічно величину середньої аеродинамічної хорди для прямого крила, можна визначити, згідно до рис. 2.1.



Геометричні параметри елеронів:

1) Площа елерона:

$$S_{\text{ел}} = \bar{S}_{\text{ел}} \cdot \frac{S_{\text{кр}}}{2} [\text{м}^2].$$

де  $\bar{S}_{\text{ел}} = 0.05 \dots 0.08$  – відносне значення площі елеронів, м.

$$S_{\text{ел}} = \bar{S}_{\text{ел}} \cdot \frac{S_{\text{кр}}}{2} = 0.05 \cdot \frac{91.92}{2} = 2.3 [\text{м}^2].$$

2) Розмах елерона:

$$l_{\text{ел}} = \bar{l}_{\text{ел}} \cdot \frac{L_{\text{кр}}}{2} [\text{м}],$$

де  $\bar{l}_{\text{ел}} = 0.3 \dots 0.4$  - відносне значення розмаху елеронів, м.

$$l_{\text{ел}} = 0.3 \cdot \frac{31.8}{2} = 4.77 [\text{м}].$$

3) Хорда елеронів:

$$b_{\text{ел}} = (0.22 \dots 0.26)b_i = 0.26 \cdot b_i [\text{м}].$$

4) Осьова аеродинамічна компенсація:

$$S_{\text{комп. ел.}} = (0.25 \dots 0.28) \cdot S_{\text{ел.}}$$



де  $\bar{S}_{ел} = 0.05 \dots 0.08$  – відносне значення площі елеронів, м.

$$\bar{S}_{комп. ел.} = 0.25 \cdot 2.3 = 0.58 \text{ [м}^2\text{]}.$$

5) Внутрішня аеродинамічна компенсація:

$$S_{комп. ел.вн.} = (0.3 \dots 0.31) \cdot S_{ел.} = 0.31 \cdot 2.3 = 0.71 \text{ [м}^2\text{]}.$$

6) Площа тримерів елеронів, для літака з двома двигунами:

$$S_{тр. ел.} = \bar{S}_{тр. ел.} \cdot S_{ел.} = (0.04 \dots 0.06) S_{ел.} = 0.06 \cdot 2.3 = 0.14 \text{ [м}^2\text{]}.$$

де  $\bar{S}_{тр. ел.}$  – відносне значення площі тримерів елеронів.

Значення хорд двоцілинних закрилків:

$$b_{закр} = \bar{b}_{закр} \cdot b_i = (0.28 \dots 0.3) \cdot b_i = 0,28 \cdot b_i \text{ [м]}.$$

де  $\bar{b}_{закр}$  – відносне значення хорди закрилків.

### 2.1.2. Параметри фюзеляжу

З огляду на те, що довжина НЧ фюзеляжу, для дозвукових літальних апаратів, зі значенням числа Маха, меншим від 0,7, подовження НЧ має перебувати в діапазоні 1,2...1,5, а ХЧ – 2...2,5.

Геометричні параметри фюзеляжу:

1) Подовження середньої частини фюзеляжу:

$$\lambda_{нчф} = 1.2 \dots 1.5 = 1.2.$$

2) Подовження середньої частини фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{хчф}} = 2 \dots 2,5 = 2.$$

3) Подовження середньої частини фюзеляжу:

$$\lambda_{\text{счф}} = \lambda_{\text{ф}} - (\lambda_{\text{нчф}} + \lambda_{\text{хчф}}).$$

$$\lambda_{\text{счф}} = 9 - (1.2 + 2) = 5.8.$$

4) Довжина фюзеляжу:

$$L_{\text{ф}} = \lambda_{\text{ф}} \cdot D_{\text{ф}} [\text{м}].$$

$$L_{\text{ф}} = 9 \cdot 2.7 = 24.3 [\text{м}].$$

5) Довжина НЧ фюзеляжу:

$$l_{\text{нчф}} = \lambda_{\text{нчф}} \cdot D_{\text{ф}} [\text{м}].$$

$$l_{\text{нчф}} = 1.2 \cdot 2.7 = 3.24 [\text{м}].$$

6) Довжина ХЧ фюзеляжу складає:

$$l_{\text{хчф}} = \lambda_{\text{хчф}} \cdot D_{\text{ф}} [\text{м}].$$

$$l_{\text{хчф}} = 2 \cdot 2,7 = 5.4 [\text{м}].$$





$$L_{\text{каб}B} = 1.2 + \left(\frac{52}{4} - 1\right) \cdot 0.78 + 0.25 = 10.81 \text{ [м]}$$

Сумарна довжина пасажирської кабіни:

$$L_{\text{каб}} = l_{\text{каб}A} + l_{\text{каб}B} \text{ [м]}.$$

$$L_{\text{каб}} = 1.45 + 10.81 = 12.26 \text{ [м]}.$$

Ширина пасажирської кабіни в зоні розташування крісел економ-класу:

$$B_{\text{каб}} = n_{\text{кр}} \cdot b_{\text{кр}} + n_{\text{п}} \cdot n_{\text{п}} + n_{\text{позд. пр}} \cdot b_{\text{позд. пр}} + 2\delta \text{ [м]}.$$

$$B_{\text{каб}} = 4 \cdot 0.45 + 6 \cdot 0.05 + 1 \cdot 0.38 + 2 \cdot 0.03 = 2.54 \text{ [м]}.$$

Діаметр фюзеляжу в зоні розташування крісел економ-класу:

$$D_{\phi} = b_{\text{каб}} + 2\delta_{\text{ст.}} \text{ [м]}.$$

$$D_{\phi} = 2.54 + 2 \cdot 0.08 = 2.7 \text{ [м]}.$$

де  $\delta_{\text{ст.}}$  – товщина стінки фюзеляжу, м.

Об'єм кабіни в зоні розташування пасажирських крісел економ-класу:

$$V_{\text{каб}} = L_{\text{каб}A} \frac{\pi(D_{\phi} - 2\delta_{\text{ст.}})^2}{4}$$

$$V_{\text{каб}} = 10.81 \cdot \frac{3.14(2.7 - 2 \cdot 0.08)^2}{4} = 54.75 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Питомий об'єм кабіни в зоні розташування крісел економ-класу:

$$v_{\text{каб}} = \frac{V_{\text{каб}}}{n_{\text{пас.}}}$$

$$v_{\text{каб}} = \frac{54.75}{52} = 1.05 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Розрахункове значення висоти пасажирської кабіни, для вузькофюзеляжного літака, за кількості крісел у ряді, що не перевищує шести:

$$H_{\text{каб}} = 1.48 + 0.17B_{\text{каб}} \text{ [м]}.$$

$$H_{\text{каб}} = 1.48 + 0.17 \cdot 2.54 = 1.91 \text{ [м]}.$$

Товщина підлоги становить 5% від величини ширини кабіни, тобто:

$$\delta_{\text{підл}} = 0.05 \cdot B_{\text{каб}} = 0.05 \cdot 2.54 = 0.13 \text{ [м]}.$$

Сумарна вага багажу пасажирів та пошти:

$$m_{\text{б. \& вант.}} = m_{\text{к.н.}} - 77 \cdot n_{\text{пас.}} \text{ [кг]},$$

де  $m_{\text{к.н.}}$  – маса комерційного навантаження.

$$m_{\text{б. \& вант.}} = 6156 - 77 \cdot 54 = 1998 \text{ [кг]}.$$

Маса багажу пасажирів:

$$m_{\text{б.}} = v_{\text{б.п.}} \cdot n_{\text{пас.}} [\text{кг}],$$

де  $v_{\text{б.п.}}$  – вага багажу, що припадає на одного пасажирів.

$$m_{\text{б. \& вант.}} = 15 \cdot 54 = 810 [\text{кг}].$$

Маса вантажу (пошти):

$$m_{\text{вант.}} = m_{\text{б. \& вант.}} - m_{\text{б.}} [\text{кг}].$$

$$m_{\text{вант.}} = 1998 - 810 = 1188 [\text{кг}].$$

Потрібне значення площі багажного відсіку, необхідного для розміщення багажу пасажирів, розташованих на підлозі пасажирської кабіни:

$$S_{\text{б.}} = \frac{m_{\text{б.}}}{0.4K} [\text{м}^2],$$

$$S_{\text{б.}} = \frac{810}{0.4 \cdot 600} = 3.375 [\text{м}^2].$$

де  $K$ , кгс/м<sup>2</sup> – питоме навантаження багажного відсіку на підлогу.

Потрібний об'єм багажного відсіку, необхідного для розміщення вантажу, на підлозі пасажирської кабіни:

$$S_{\text{вант.}} = \frac{m_{\text{вант.}}}{0.6K} [\text{м}^2].$$

$$S_{\text{вант.}} = \frac{1188}{0.6 \cdot 600} = 3.3 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Підсумкове значення сумарного потрібного об'єму багажних приміщень, розташованих над підлогою пасажирської кабіни:

$$S_{\text{б.п.}} = S_{\text{б.}} + S_{\text{вант.}} \text{ [м}^3\text{]}.$$

$$S_{\text{б.п.}} = 3.375 + 3.3 = 6.675 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Загальний об'єм кухонних приміщень:

$$V_{\text{к}} = \bar{V}_{\text{к}} \cdot n_{\text{пас.}} \text{ [м}^3\text{]},$$

де  $\bar{V}_{\text{к}} = 0.1 \dots 0.12$  – числовий коефіцієнт співвідношення об'єму кухні, розрахованої на одного пасажир.

$$V_{\text{к}} = 0.1 \cdot 54 = 5.4 \text{ [м}^3\text{]}.$$

Висота кухні є еквівалентною за своїм абсолютним значенням висоті пасажирської кабіни:

$$h_{\text{к.}} = H_{\text{каб.}} = 1.91 \text{ [м]}.$$

Площа кухонних приміщень:

$$S_{\text{к}} = \frac{V_{\text{к}}}{h_{\text{к}}} = \frac{5.4}{1.91} = 2.83 \text{ [м}^2\text{]}.$$







Загальний запас води та хімічної рідини, у випадку тривалості польоту в межах 2-4 годин, має складати 1 кг на пасажера:

$$\Sigma m_{\text{рід}} = q_{\text{рід}} \cdot n_{\text{пас}} = 1 \cdot 54 = 54 \text{ [кг]},$$

де  $q_{\text{рід}}$  – маса води, розрахована на одного пасажера, у випадку тривалості польоту від 2 до 4 годин.

Табл. 2.5

**Мінімальна кількість та типи аварійних виходів за кількості пасажирських місць меншої від 179**

Кількість пасажирських місць	Кількість аварійних виходів на кожному борті фюзеляжу			
	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV
1...9	–	–	–	
10...19	–	–	1	–
20...39	–	1	1	–
40...79	1	–	1	–
80...109	1	–	2	–
110...139	2	–	1	–
140...179	2	–	2	–

У відповідності до аеродинамічних вимог щодо підходів до аварійних виходів, згідно до яких, за пасажиромісткості літака в межах – 40...79 місць, літальний апарат має бути обладнаний парами виходів типу I та III, розташованих з кожного борту фюзеляжу.

Проходи між окремими салонами та проходами, що ведуть до аварійних виходів типу I, повинні бути безперешкодними і мати ширину не менше 0,51 м.



де  $\bar{N}_T = 0,02$  – числовий коефіцієнт співвідношення числа бортпроводників, яке припадає на одного пасажира.

Відтак, необхідна кількість крісел бортпроводників складає:

$$n_{\text{бпА}} = 2.$$

#### 2.1.4. Визначення параметрів оперення

Звуження ГО та ВО, для літака з дозвуковою швидкістю здійснення польотів ( $M_{\text{кр}} = 0,3942 < 1$ ), мають відповідати діапазону значень: 2...3 – для ГО; 1...1,33 – для ВО.

Параметри оперення:

1) Звуження ГО:

$$\eta_{\text{ГО}} = 2 \dots 3 = 2.$$

2) Звуження ВО:

$$\eta_{\text{ВО}} = 1 \dots 1,33 = 1,33.$$

3) Розмах ГО, складає 32% від показника розмаху крила, для літаків з турбогвинтовими двигунами:

$$L_{\text{ГО}} = 0.32 \cdot L_{\text{кр}} [\text{м}].$$

$$L_{\text{ГО}} = 0.32 \cdot 31.8 = 10.18 [\text{м}].$$

4) Площа ГО:

$$S_{\text{ГО}} = \bar{S}_{\text{ГО}} \cdot S_{\text{кр}}$$

де  $\bar{S}_{\text{ГО}}$  – коефіцієнт співвідношення площі ГО до площі крила.

$$S_{\text{ГО}} = 0.25 \cdot 91.92 = 16,55 \dots 22,98 \text{ [м}^2\text{]},$$

де  $A_{\text{ГО}} = 0.8 \dots 1.1$  – коефіцієнт статичних моментів ГО, для магістрального пасажирського літака з ТГД.

$$S_{\text{ГО}} = \frac{b_A \cdot S_{\text{кр}}}{l_{\text{ГО}}} \cdot A_{\text{ГО}},$$

де  $A_{\text{ГО}} = 0.8 \dots 1.1$  – коефіцієнт статичних моментів ГО, для магістрального пасажирського літака з ТГД.

$$S_{\text{ГО}} = \frac{3.14 \cdot 91.92}{10.18} \cdot 0.8 = 22.68 \text{ [м}^2\text{]}.$$

5) Подовження ГО:

$$\lambda_{\text{ГО}} = \frac{l_{\text{ГО}}^2}{S_{\text{ГО}}}.$$

$$\lambda_{\text{ГО}} = \frac{10.18^2}{22.68} = 4.57.$$

- 6) Висота вертикального оперення, для високопланів, оснащених двигунами розташованими в кореневій частині крилі, становить 16,5% від величини розмаху крила:

$$h_{\text{во}} = 0,165 \cdot l_{\text{кр}} = 0.165 \cdot 31.8 = 5.25 \text{ [м]}.$$

- 7) Величина розмаху вертикального оперення пов'язана з САХ крила статистичною залежністю, й може сягати від 20% до 350%:

$$l_{\text{во}} = (0.2 \dots 3.5)b_{\text{сах}} = 3 \cdot 3.14 = 0.63 \dots 10.99 = 9.42 \text{ [м]}.$$

- 8) Площа ВО:

$$S_{\text{во}} = \bar{S}_{\text{во}} \cdot S_{\text{кр}} \text{ [м}^2\text{]}.$$

$$S_{\text{во}} = (0.12 \dots 0.2) \cdot 91.92 = 16.55 \dots 22.98 = 18.38 \text{ [м}^2\text{]}.$$

де  $\bar{S}_{\text{во}} = 0.12 \dots 0.2$  – коефіцієнт співвідношення площі ВО до площі крила.

$$S_{\text{во}} = \left( \frac{l_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}}}{l_{\text{во}}} \right) \cdot A_{\text{во}} \text{ [м}^2\text{]}.$$

$$S_{\text{во}} = \left( \frac{31.8 \cdot 91.92}{9.42} \right) \cdot 0.055 = 17.07 \text{ [м}^2\text{]}.$$

де  $A_{\text{го}} = 0.05 \dots 0.08$  – коефіцієнт статичних моментів ВО, для магістрального пасажирського літака з ТГД.

9) Подовження ВО:

$$\lambda_{\text{ВО}} = \frac{l_{\text{ВО}}^2}{S_{\text{ВО}}},$$

$$\lambda_{\text{ВО}} = \frac{9.42^2}{17.07} = 5.2.$$

10) Величини хорд ГО:

- кінцева:

$$b_{\text{кГО}} = \frac{2S_{\text{ГО}}}{(\eta_{\text{ГО}} + 1) \cdot l_{\text{ГО}}} \text{ [м]}.$$

$$b_{\text{кГО}} = \frac{2 \cdot 22.68}{(2 + 1) \cdot 10.18} = 1.485 \text{ [м]}.$$

- коренева:

$$b_{\text{оГО}} = b_{\text{кГО}} \cdot \eta_{\text{ГО}} \text{ [м]}.$$

$$b_{\text{оГО}} = 1.485 \cdot 2 = 2.97 \text{ [м]}.$$

11) Величини хорд ВО:

- кінцева:

$$b_{\text{кВО}} = \frac{2 \cdot S_{\text{ВО}}}{(\eta_{\text{ВО}} + 1) \cdot h_{\text{ВО}}} \text{ [м]}.$$

					НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ	Лист
						40
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		



$$b_{\text{кво}} = \frac{2 \cdot 17.07}{(1.33 + 1) \cdot 5.25} = 2.78 \text{ [м]}.$$

- коренева:

$$b_{0\text{во}} = b_{\text{кво}} \cdot \eta_{\text{во}}$$

$$b_{0\text{во}} = 2.78 \cdot 1.33 = 3.7 \text{ [м]}.$$

12) САХ горизонтального оперення:

$$b_{\text{САХго}} = \frac{2}{3} \cdot \left( \frac{\eta_{\text{го}}^2 + \eta_{\text{го}} + 1}{\eta_{\text{го}} + 1} \right) \cdot b_{\text{кго}} \text{ [м]}.$$

$$b_{\text{САХго}} = \frac{2}{3} \cdot \left( \frac{2^2 + 2 + 1}{2 + 1} \right) \cdot 1.485 = 2.31 \text{ [м]}.$$

13) САХ вертикального оперення:

$$b_{\text{САХво}} = \frac{2}{3} \cdot \left( \frac{\eta_{\text{во}}^2 + \eta_{\text{во}} + 1}{\eta_{\text{во}} + 1} \right) \cdot b_{\text{кво}} \text{ [м]}.$$

$$b_{\text{САХво}} = \frac{2}{3} \cdot \left( \frac{1.33^2 + 1.33 + 1}{1.33 + 1} \right) \cdot 2.3 = 2.7 \text{ [м]}.$$

14) Площа КВ:

$$S_{\text{КВ}} = \bar{S}_{\text{КВ}} \cdot S_{\text{ГО}} \text{ [м}^2\text{]},$$

де  $\bar{S}_{\text{КВ}} = 0.3 \dots 0.4$  – відносне значення площі КВ.

$$S_{\text{КВ}} = 0.4 \cdot 31.19 = 9.36 \text{ [М}^2\text{]}.$$

15) Площа КН:

$$S_{\text{КН}} = \bar{S}_{\text{КВ}} \cdot S_{\text{В0}} \text{ [М}^2\text{]},$$

де  $\bar{S}_{\text{КН}} = 0.3 \dots 0.4$  – відносне значення площі КН.

$$S_{\text{КН}} = 0.4 \cdot 24.82 = 9.93 \text{ [М}^2\text{]}.$$

16) Площа аеродинамічної компенсації КВ:

$$S_{\text{КВ}} = \bar{S}_{\text{КВ}} \cdot S_{\text{КВ}} \text{ [М}^2\text{]},$$

де  $\bar{S}_{\text{акрв}} = 0.22 \dots 0.25$  – відносне значення площі аеродинамічної компенсації КВ.

$$\bar{S}_{\text{акрв}} = 0.25 \cdot 9.36 = 2.34 \text{ [М}^2\text{]}.$$

17) Площа аеродинамічної компенсації КН:

$$S_{\text{акрн}} = \bar{S}_{\text{КН}} \cdot S_{\text{КН}} \text{ [М}^2\text{]},$$

де  $\bar{S}_{\text{КН}} = 0.2 \dots 0.22$  – відносне значення площі аеродинамічної компенсації КН.

$$\bar{S}_{\text{КН комп.}} = 0.23 \cdot 9.93 = 2.28 \text{ [м}^2\text{]}.$$

18) Площа тримерів КВ:

$$S_{\text{тр. кв}} = \bar{S}_{\text{тр. кв}} \cdot S_{\text{КВ}} \text{ [м}^2\text{]},$$

де  $\bar{S}_{\text{КН}} = 0.08 \dots 0.12$  – відносне значення площі тримерів КН.

$$S_{\text{тр. кв}} = 0.12 \cdot 9.36 = 1.12 \text{ [м}^2\text{]}.$$

19) Площа тримерів КН:

$$S_{\text{тр. кн}} = \bar{S}_{\text{тр. кн}} \cdot S_{\text{КН}} \text{ [м}^2\text{]},$$

де  $\bar{S}_{\text{тр. кн}} = 0.04 \dots 0.06$  – відносне значення площі тримерів КН.

$$S_{\text{тр. кн}} = 0.06 \cdot 9.93 = 0.6 \text{ [м}^2\text{]}.$$

Враховуючи те, що товщина оперення має становити 80% від аналогічного показника для крила, в першому приближенні значення відносної товщини профілю хвостового оперення, одержується з виразу:

$$\bar{C}_{\text{оп}} = 0.8 \cdot \bar{C}_{\text{кр}}$$

$$\bar{C}_{\text{оп}} = 0.8 \cdot 0.12 = 0.1.$$

Уточнюючи значення даного показника, відносна товщини профілю оперення, має становити:

$$\bar{C}_{оп} = 0.08 \dots 0.1 = 0.1.$$

Показники стрілоподібності оперення літака за  $\frac{1}{4}$  лінії хорди крила, задля забезпечення його керованості у випадку виникнення явища хвильової кризи на крилі, є наступними:

- стрілоподібність ГО (обрано у відповідності до вихідних даних, наведених у додатку А):

$$\chi_{го} = \chi_{кр} + 13 [^\circ],$$

де  $\chi_{кр}, ^\circ$  – кут стрілоподібності крила (за вихідними даними, наведеними в додатку А).

$$\chi_{го} = 7^\circ + 13^\circ = 20 [^\circ],$$

- стрілоподібність ВО (обрано у відповідності до вихідних даних, наведених у додатку А):

$$\chi_{во} = \chi_{кр} + 38 [^\circ]$$

$$\chi_{во} = 7^\circ + 38^\circ = 45 [^\circ].$$





### 2.1.6. Вибір двигунів для силової установки

Виходячи з можливих для застосування сумісних типів двигунів, таких як: ТВЗ-117ВМА-СБМ1, Pratt Whitney Canada PW127А, їх швидкісних, тактико-технічних і масово-габаритних характеристик, зупиняємо свій погляд і робимо вибір на користь двигунів типу ТВЗ-117ВМА-СБМ1, враховуючи такі притаманні для них переваги, як висока надійність функціонування, ремонтпридатність та відносно низька собівартість виготовлення.

Довжину та діаметр гондол двигуна, можна визначити, за характерними залежностями:

$$l_{\text{гонд. дв.}} = (1.2 \dots 1.5) \cdot L_{\text{дв}} = 1.5 \cdot 2.86 = 4.29 \text{ [м]}.$$

$$d_{\text{гонд. дв.}} = (1.05 \dots 1.15) \cdot D_{\text{дв}} = 0.88 \cdot 1.15 = 1.01 \text{ [м]}.$$

Табл. 2.8.

#### Параметри двигунів

Параметр двигуна	Значення	Один. вим.
1	2	3
Марка двигуна	ТВЗ-117ВМА-СБМ1	-
Чисельність двигунів	2	к-сть
Суха маса двигуна	570	кг
Довжина двигуна	2.86	м
Діаметр двигуна	0.88	м
Висота двигуна	1.2	м
Довжина гондол двигуна	4.29	м
Діаметр гондол двигуна	1.01	м
Ступінь підвищення тиску	9.5	-
Злітний режим польоту		
Потужність	1838	кВт

## Параметри двигунів

Параметр двигуна	Значення	Один. вим.
1	2	3
Питома витрата палива	0,199	кг/кВт*год
Температура на вході в турбіну	1293	К
Крейсерський режим польоту		
Потужність	1278	кВт
Питома витрата палива	0.188	кг/кВт*год

## 2.2. Центрувальний розрахунок літака

## 2.2.1. Визначення ЦМ спорядженого крила

Табл. 2.9

## Зведена відомість ЦМ спорядженого крила

№	Найменування об'єкту	Координата ЦМ, м		Координата ЦМ, м	Момент мас, кгм
		Відносна	Загальна, кг		
1.	Конструкція крила	0.14000	3524.78	1.32	4652.71
Системи та обладнання					
2.	Системи управління (30%)	0.00294	74.02	1.88	139.16
3.	Гідравлічна система (70%)	0.01694	426.5	1.88	801.82
4.	Електрообладнання (10%)	0.00300	75.53	0.31	23.41
5.	Протиобліднювальна система (70%)	0.00157	39.48	0.31	12.24
Силова установка					
6.	Основні двигуни	0.04528	1140	-0.83	-946.2
7.	Оснащення двигунів	0.04173	1050.7	-0.11	-115.58
8.	Паливна система	0.0037	93.16	0.91	84.78
9.	Протипожежна система (70%)	0.00829	208.67	1.32	275.44
Споряджене крило без палива та шасі		0.26345	6632.84	0.74	4927.78
Паливо та шасі					
10.	Основні опори шасі (90 %)	0.03774	950.18	1.57	1491.78
11.	Носова опора шасі (10%)	0.00419	105.49	-7.42	-782.74
12.	Паливо	0.12949	3260.17	1.32	4303.42
Загалом		0.43487	10948.68	0.91	9940.24



Взаємозалежність величин маси окремих компонентів, від злітної ваги літака та відносного показника маси, відповідного агрегату:

$$m_i = m_0 \cdot \bar{m}_i = 25177 \cdot \bar{m}_i.$$

Місцерозташування координати ЦМ спорядженого крила:

$$X_k = \frac{\sum m_{кр} x_{кр}'}{\sum m_{кр}} \text{ [м]}.$$

$$X_k = \frac{9940.24}{10948.68} = 0.91 \text{ [м]}.$$

### 2.2.2. Визначення ЦМ спорядженого фюзеляжу

Табл. 2.10.

#### Зведена відомість ЦМ спорядженого фюзеляжа

№	Найменування об'єкту	Маса		Координата ЦМ, м	Момент мас, кгм
		Відносна	Загальна, кг		
1	2	3	4	5	6
Планер					
1.	Фюзеляж	0.12566	3163.74	12.15	38439.44
2.	ГО	0.01578	397.29	22.57	8966.84
3.	ВО	0.01778	447.65	20.85	9333.5
Обладнання та керування					
4.	Висотне обладнання	0.02313	582.34	12.15	7075.43
5.	Протиобліднювальна система (30%)	0.00067	16.92	19.44	328.92
6.	Пасажирське обладнання	0.0178	448.15	11.67	5229.91
7.	ДО та ТЗІ салонів	0.0105	264.4	12.15	3212.46
8.	Побутове обладнання	0.0041	103.23	8.85	913.59
9.	Управління (70%)	0.00686	172.71	12.15	2098.43
10.	Гідросистеми (30%)	0.00726	182.78	17.01	3109.09
11.	Електрообладнання (90%)	0.0270	679.77	12.15	8259.21
12.	Локаційне обладнання	0.0045	113.3	0.47	53.25

## Зведена відомість ЦМ спорядженого фюзеляжа

1	2	3	4	5	6
13.	Навігаційне обладнання	0.0068	171.2	2.09	357.81
14.	Обладнання радіозв'язку	0.0034	85.6	2.09	178.9
15.	Приладове обладнання	0.0079	198.9	1.84	365.98
Силова установка					
16	Допоміжна силова установка	0.01589	400	24.1	9640
17	Протипожежна система (30%)	0.00355	89,43	22.3	1994.29
Порожній фюзеляж		0.29858	7517.41	13.21	99283.7
Спорядження					
18	Екіпаж	0.00596	150	2.09	313.5
19	Бортпроводники	0.00596	150	11.86	1779
20	Документи й інструменти	0.00798	200,91	3.54	711.22
21	Хімічна рідина	0.00214	54	18.43	995.22
Порожній споряджений фюзеляж		0.32062	8072.32	12.77	103082.64
Комерційне навантаження					
22	Пасажири	0.16086	4050	11.67	47263.5
23	Багаж і пошта	0.03217	810	19.46	15762.6
24	Вантаж	0.04719	1188	19.46	23118.48
25	Продукти харчування	0.00429	108	4.57	493.56
Загалом		0.56513	14228.32	13.33	189720.8

Координата ЦМ спорядженого фюзеляжу:

$$x_{\phi} = \frac{\sum m_{\phi} x_{\phi}}{\sum m_{\phi}} = \frac{189720.8}{14228.32} = 13.33 \text{ [м]}.$$

Рівняння рівноваги моментів відносно НЧ фюзеляжу:

$$m_{\phi} x_{\phi} + m_{кр} x_{кр}' (x_a + x_{кр}') = m_0 (x_a + C).$$

Відстань від початку САХ до ЦМ літака:

$$C = \bar{C} \cdot b_{САХ} \text{ [м]}.$$

де  $\bar{C} = 0.28 \dots 0.32$  - відносна координата положення ЦМ літака відносно НЧ фюзеляжу (для високопланів).

$$C = 0.32 \cdot 3.14 = 1 \text{ [м]}.$$

Координата початку САХ крила відносно НЧ фюзеляжу:

$$x_a = \frac{\Sigma m_{\phi} x_{\phi} + \Sigma m_{кр} x_{кр}' - m_0 C}{m_0 - m_{кр}} \text{ [м]}.$$

$$x_a = \frac{189720.8 + 9940.24 - 25177 \cdot 1}{25177 - 9940.24} = 12.26 \text{ [м]}.$$

Координата ЦМ літака:

$$x_T = \frac{\Sigma m_{\phi} x_{\phi} + m_{кр} \cdot (x_a + x_{кр}')}{m_0} \text{ [м]}.$$

$$x_T = \frac{189720.8 + 9940.24 \cdot (12.26 + 1)}{25177} = 13.26 \text{ [м]}.$$

Відносна координата положення ЦМ літака відносно початку САХ крила:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_a}{b_A} \cdot 100\%.$$



## Зведена центральна відомість

1	2	3	4	5
8.	Багаж	810	19.46	15762.6
9.	Вантаж (пошта)	1188	19.46	23118.48
10.	Продукти харчування	108	4.57	493.56
11.	Передня опора шасі (прибрана)	105.49	4.21	444.11
12.	Основні опори шасі (прибрані)	950.18	13.83	13140.99

Координата ЦМ літака для різних варіантів центрування літака, одержується на підставі однотипних виразів, подібного виду:

$$x_{Ti} = \frac{\sum m_{\phi_i} \cdot x_{\phi_i} + m_{кр_i} (x_a + x_{кр_i})}{\sum m_i}, [M]$$

Табл. 2.12.

**Варіанти центрування літака для п'яти основних варіантів експлуатації**

№	Найменування об'єкта	Маса $m_i$ , кг	Координата ЦМ $x_i$ , м	Статичний момент маси $m_i x_i$ , кг*м	Центрування (15...33), %
1	Злітна маса (шасі випущене)	25177	13.26	333847.02	31.85
2	Злітна маса (шасі прибране)	25177	13.26	333847.02	31.85
3	Посадкова маса (шасі випущене)	22523.09	13.22	297755.25	30.57
4	Перегінний (без комерційного навантаження, шасі прибране)	19021	12.99	247082.79	23.25
5	Стоянковий (без палива, комерційного навантаження, води, екіпажу, шасі випущене)	15556.83	12.96	201616.52	22.29

## Висновки

Проектна частина складається з послідовних етапів виконання розрахункових операцій, спрямованих на визначення тих чи інших параметрів агрегатів проектованого повітряного судна, виходячи з характерних співвідношень залежності шуканих величин від відомих. На підставі одержаних результатів розрахунків отримується змога виконати центрувальний розрахунок споряджених конфігурацій крила та фюзеляжу, й у підсумку літака загалом.

Одержані значення центрування літака для п'яти основних варіантів експлуатації, відповідають допустимому діапазону центрувань, для літаків-високопланів з прямим крилом.

					НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		54

### 3. Конвертація пасажирського літака у вантажну модифікацію

#### 3.1. Обґрунтування доцільності конвертації

Доцільність конвертації повітряних суден пасажирського призначення у вантажну модифікацію може бути зумовлена, низкою виникаючих проблем з придатністю старих авіаційних транспортних засобів до успішного проходження процедур сертифікації. Подібне рішення дозволяє продовжувати життєвий цикл експлуатації літального апарату, знаходячи нові спрямування для застосування повітряних суден, не здатних задовільняти вимогам до початкової версії. Крім того, потреба в переобладнанні може виникати, також у випадку виникнення ситуації пріоритетності здійснення вантажних перевезень над пасажирськими авіарейсами, конкретним літаком, питання можливості переобладнання якого постає.

При виконанні конвертації пасажирського літака у вантажний слід дотримуватися вимог щодо:

- проведення наземних і льотних випробувань з перевірки крила на міцність і фюзеляжу на стійкість до деформацій;
- проектування модифікованої конструкції обладнання вантажної кабіни, на підставі застосування моделі скінченних елементів;
- проходження процедури сертифікації запропонованих впроваджень на відповідність стандартизованим документаціям в авіаційної галузі, які стосуються розділів безпеки, інтер'єру, апаратного й програмного забезпечення, систем й обладнання літаків.

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<b>Спеціальна частина</b>					
<i>Розробив</i>	<i>Дорошенко В. І.</i>							<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Щепак С. В.</i>							<i>К</i>	55	75
<i>Рецензент</i>								<b>403 АКФ 134</b>		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Хижняк С. В.</i>									
<i>Зав. каф.</i>	<i>Юцкевич С. С.</i>									





**Порівняльна таблиця різних варіантів завантаження літака**

Параметр	Варіанти завантаження контейнерів ULD				
	LD-2x5	LD-2 + LD-8(x2)	LD-1(x2) + LD-2(x2)	LD-1(x3) + LD-2	LD-1 + LD-2 + LD-11
Потр. довжина вантажної кабіни, м	7.81	7.912	7.798	8.573	7.074
Сум. маса бруто контейнерів, кг	6125	6125	5626	5989	5989
Маса нетто вантажу, кг	5665	5779	5302	5687	5642
Внутрішній об'єм, м <sup>3</sup>	17.5	17.7	17	18.5	15.9
Максимальне погонне навантаження на підлогу, кг/м	784.25	774.14	721.47	698.59	846.62
Максимальне навантаження на підлогу, кг/м <sup>2</sup>	511.25	504.66	470.32	455.4	551.91

Згідно до даних наведених у табл. 3.2. найбільш доцільною комбінацією завантаження літака є ітерація з одного контейнеру LD-2 та двома LD-8, завдяки можливості забезпечення перевезення найбільшої фактичної маси вантажу, з поміж інших розглянутих варіантів, створюючи при тому менше навантаження на підлогу, в порівнянні з рівноцінними по вазі бруто варіантами завантаження.

### 3.3. Виконання конвертації

Процес здійснення конвертації повітряного судна супроводжується виконанням наступних дій:

- встановлення основної вантажної двері з правого борту в середній частині фюзеляжу;
- деактивація пасажирських дверей;
- позбавлення від пасажирського обладнання (крісла, багажні полиці);

- позбавлення від побутового обладнання (гардероби пасажирів, кухонні та туалетні приміщення);
- заміна ілюмінаторів;
- встановлення вантажних перегородок замість пасажирських;
- підсилення конструкції підлоги (встановлення роликів конвейерних доріжок);
- оснащення вантажної кабіни вантажним обладнанням (контейнерне швартувальне, завантажувальне);
- встановлення додаткового обладнання: виявлення диму, вологи, вентиляції, системи контролю середовища.

### 3.4. Розрахунок вантажної двері

Під час здійснення ПС польотів, вантажні двері підпадають під вплив на власну конструкцію, як надлишкового тиску, що підтримується всередині герметичної кабіни так і барометричного ззовні.

Відповідно до раніше обраного найбільш оптимального варіанту завантаження літака, постає задача вибору параметрів вантажної двері, призначеної для здійснення процедур завантаження та вивільнення спорядження з борту ПС, а також дібрання елементів силового набору, геометричні характеристики й матеріал виготовлення яких, були би достатніми для забезпечення достатньої міцності для сприйняття навантажень від дії аеродинамічних сил, попереджуючи виникнення деформацій конструкції вантажного люку.

Відтак, обрані розміри вантажної двері є наступними:

- Висота:

$$H = 1,8 \text{ [м];}$$



Розрідження герметичної кабіни:

$$\Delta p = p_{\text{надл}} - p_{\text{атм}} \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}^2} \right].$$

$$\Delta p = 7750 - 4813.06 = 2936.94 \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}^2} \right].$$

Зосереджене навантаження, що діє на двері:

$$P = \Delta p \cdot S = 2936.94 \cdot 6.12 = 17974.07 \text{ [кгс]}.$$

де  $P_{\text{надл}}$  – максимальний надлишковий тиск, який підтримується у герметичній кабіні літака, кгс/м<sup>2</sup>;  $P_{\text{атм}}$  – атмосферний тиск на висоті 6 км, кгс/м<sup>2</sup>.

Рівнодіюча зосереджених сил, що сприймаються окремими вертикальними ребрами жорсткості:

$$Q = \frac{P}{N_{\text{бал.}}} = \frac{17974.07}{4} = 4493.52 \text{ [кгс]},$$

де  $N_{\text{бал.}}$  – число балок, якими сприймається навантаження.

Інтенсивність навантаження, що діє на кожну балку:

$$q = \frac{Q}{L} = \frac{4493.52}{1.8} = 2496.4 \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}} \right],$$

де  $L$  – проліт головної балки, м.

Максимальний згинальний момент:

$$M_{\text{макс}} = \frac{q \cdot L^2}{8} = \frac{2496,4 \cdot 1,8^2}{8} = 1011,04 \text{ [кгс} \cdot \text{м]}.$$

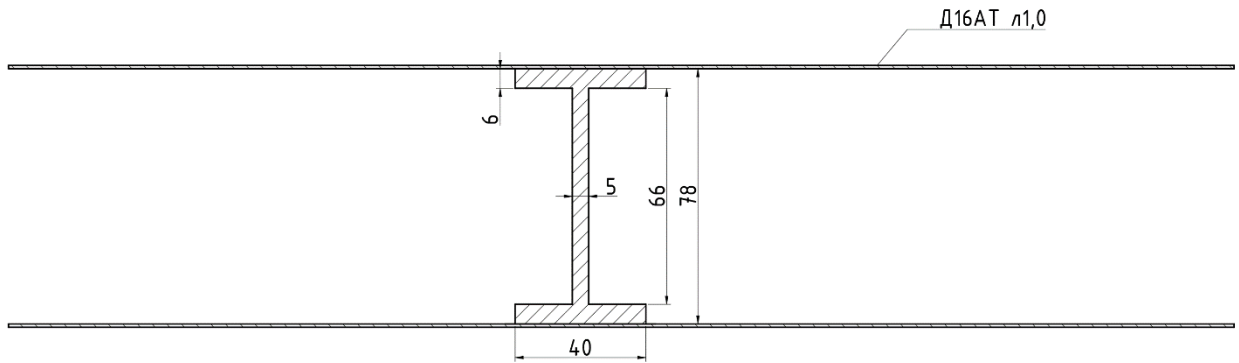


Рис. 3.2. Ребро жорсткості, типу двотавр

Площа поперечного перерізу:

$$F = 2bt + h_{\text{ст}} \cdot s = 2 \cdot 0,04 \cdot 0,006 + 0,066 \cdot 0,005 = 810 \cdot 10^{-6} \text{ [м}^2\text{]}.$$

Статичний момент напівперерізу (модуль згину):

$$S_x = \frac{bh^2}{6} - \frac{1}{6} \left( \frac{(b-s)h_{\text{ст}}^3}{h} \right) \text{ [м}^3\text{]};$$

$$S_x = \frac{0,04 \cdot 0,078^2}{6} - \frac{1}{6} \left( \frac{(0,04 - 0,005) \cdot 0,066^3}{0,078} \right) = 19,06 \cdot 10^{-6} \text{ [м}^3\text{]}.$$

Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата

Моменти інерції:

$$I_x = \frac{bh^3}{12} - \frac{(b-s)h_{\text{ст.}}^3}{12} [\text{м}^4].$$

$$I_x = \frac{0,04 \cdot 0,078^3}{12} - \frac{(0,04 - 0,005) \cdot 0,066^3}{12} = 743,31 \cdot 10^{-9} [\text{м}^4].$$

$$I_y = \frac{2tb^3}{12} + \frac{h_{\text{ст.}}s^3}{12} = \frac{2 \cdot 0,006 \cdot 0,04^3}{12} + \frac{0,066 \cdot 0,005^3}{12} = 64,69 \cdot 10^{-9} [\text{м}^4].$$

Радіуси інерції перерізу балки:

$$i_x = \sqrt{\frac{I_x}{F}} = \sqrt{\frac{743,31 \cdot 10^{-9}}{810 \cdot 10^{-6}}} = 0,03 [\text{м}];$$

$$i_y = \sqrt{\frac{I_y}{F}} = \sqrt{\frac{64,69 \cdot 10^{-9}}{810 \cdot 10^{-6}}} = 8,94 \cdot 10^{-3} [\text{м}].$$

Моменти опору:

$$W_x = \frac{I_x}{i_x} = \frac{743,31 \cdot 10^{-9}}{0,03} = 24,78 \cdot 10^{-6} [\text{м}^3];$$

$$W_y = \frac{I_y}{i_y} = \frac{64,69 \cdot 10^{-9}}{8,94 \cdot 10^{-3}} = 7,24 \cdot 10^{-6} [\text{м}^3].$$







Моменти інерції:

$$I_x = \frac{bh^3 - (b-t)h_{\text{ст}}^3}{12} \text{ [М}^4\text{]}.$$

$$I_x = \frac{0.04 \cdot 0.078^3 - (0.04 - 0.004) \cdot 0.07^3}{12} = 552.84 \cdot 10^{-9} \text{ [М}^4\text{]}.$$

$$I_y = \frac{2tb^3 + h_{\text{ст}}t^3}{12} = \frac{2 \cdot 0.004 \cdot 0.04^3 + 0.07 \cdot 0.004^3}{12} = 43.04 \cdot 10^{-9} \text{ [М}^4\text{]}.$$

Радіуси інерції перерізу діафрагми жорсткості:

$$i_x = \sqrt{\frac{I_x}{F}} = \sqrt{\frac{552.84 \cdot 10^{-9}}{600 \cdot 10^{-6}}} = 30.36 \cdot 10^{-3} \text{ [М]};$$

$$i_y = \sqrt{\frac{I_y}{F}} = \sqrt{\frac{43.04 \cdot 10^{-9}}{600 \cdot 10^{-6}}} = 8.47 \cdot 10^{-3} \text{ [М]}.$$

Моменти опору:

$$W_x = \frac{I_x}{i_x} = \frac{552.84 \cdot 10^{-9}}{30.36 \cdot 10^{-3}} = 18.21 \cdot 10^{-6} \text{ [М}^3\text{]};$$

$$W_y = \frac{I_y}{i_y} = \frac{43.04 \cdot 10^{-9}}{8.47 \cdot 10^{-3}} = 5.08 \cdot 10^{-6} \text{ [М}^3\text{]}.$$

Напруження всередині діафрагми:

$$\sigma_x = \frac{M_{\text{макс}}}{W_x} = \frac{808.83}{18.21 \cdot 10^{-6}} = 44,42 \cdot 10^6 \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}^2} \right];$$

$$\sigma_y = \frac{M_{\text{макс}}}{W_y} = \frac{808.83}{5.08 \cdot 10^{-6}} = 159,22 \cdot 10^6 \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}^2} \right].$$

Критичне значення напруження для розрахованих діафрагм жорсткості:

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot i_{\text{мін}}}{(\mu \cdot L)^2} = \frac{3.14^2 \cdot 7.24 \cdot 10^9 \cdot (8.47 \cdot 10^{-3})}{(1 \cdot 1.8)^2} = 186,61 \cdot 10^6 \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}^2} \right].$$

Перевірка діафрагм жорсткості, на достатню міцність:

$$\sigma_{\text{макс}} = 159.22 \cdot 10^6 \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}^2} \right] \leq \sigma_{\text{кр}} = 186.61 \cdot 10^6 \left[ \frac{\text{КГС}}{\text{М}^2} \right].$$

## Висновки

Зміст спеціальної частини стосується опису практичного аспекту виконання конвертації пасажирського літака у вантажний. Безпосередньо було виконано:

- 1) Обґрунтування доцільності конвертації у певних випадках;
- 2) Опис переліку дій, необхідних для повноцінного досягнення конвертації пасажирського літака у вантажну модифікацію;
- 3) Обрано контейнери ULD, для зберігання вантажу та розміри вантажної двері для їх завантаження всередину;
- 4) Розрахунок запропонованої для встановлення вантажної двері на стійкість до згинання.

					НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ	Лист
Зм.	Лист	№ Докум.	Підпис	Дата		67

## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

За підсумками виконання кваліфікаційною роботи було виконано поетапний процес проектування, спочатку пасажирського літака, з подальшим описом виконання процедур з його переобладнання у вантажну модифікацію.

Забезпечення вантажних перевезень потребує виконання ряду процедур з переобладнання літака, додаткового оснащення та встановлення основної вантажної двері, для постачання та вивільнення контейнерів з борту повітряного судна, яка має бути достатньо стійкою до впливу на неї зовнішніх сил в процесі виконання польотів на заданій висоті. З огляду на дані потреби було розглянуто можливі варіанти завантаження вантажної кабіни літака, з подальшим визначенням найбільш оптимального варіанту серед інших можливих для реалізації, в умовах заданих обмежень проектованого літака за максимальною масою комерційного навантаження та геометричними характеристиками фюзеляжу, й зокрема вантажної кабіни.

Відтак було доведено, що обрані геометричні характеристики та матеріали конструктивних елементів вантажного люку є достатніми для забезпечення їх достатньої міцності для чинення опору дії навантажень і збереження цілісності конструкції.

					<b>НАУ 24 05Д 00 00 00 17 ПЗ</b>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<b>Загальні висновки</b>					
<i>Розробив</i>	Дорошенко В. І.							<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Керівник</i>	Щепак С. В.							<i>К</i>	68	75
<i>Рецензент</i>								<b>403 АКФ 134</b>		
<i>Н. Контр.</i>	Хижняк С. В.									
<i>Зав. каф.</i>	Юцкевич С. С.									

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авіаційна та ракетно-космічна техніка: методичні рекомендації до виконання кваліфікаційної роботи / уклад. : С. В. Хижняк, М. М. Свирид, Т. П. Маслак, В. С. Краснопольський. – К. : НАУ, 2022. – 48 с.
2. Конструкція та міцність літальних апаратів (Ч.1): методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» / уклад.: С. Р. Ігнатович, М. В. Карускевич, Т. П. Маслак, С. В. Хижняк, С. С. Юцкевич. – К.: НАУ, 2018. – 91с.
3. Конструкція та міцність літальних апаратів (Ч.2): методичні рекомендації до виконання курсового проекту для студентів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» / уклад.: С. Р Ігнатович, Т. П. Маслак, С. В. Хижняк, С. С. Юцкевич. – К.: НАУ, 2018. – 48 с.
4. М. Н. Гребенніков, Н. І. Пекельний, Геометричні характеристики плоских перерізів: навчальний посібник. – Харків: “ХАІ”, 2015. – 94 с.
5. ОСТ 1 00223-87. Вантажі, що транспортуються на літаках і вертольотах.  
Загальні вимоги  
[https://dnaop.com/html/79587\\_3.html/](https://dnaop.com/html/79587_3.html/)
6. Easy Access Rules for Large Aeroplanes (CS-25) - Revision from January 2023 | EASA.  
<https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25?page=30/>
7. ГОСТ 2.106-96 Єдина система конструкторської документації. Текстові документи  
[https://online.budstandart.com/ua/catalog/doc-page?id\\_doc=24772/](https://online.budstandart.com/ua/catalog/doc-page?id_doc=24772/)

<b>НАУ 24 00Д 00 00 00 17 ПЗ</b>					
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ Докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	
		<i>Дорошенко В. І.</i>			<i>Список літературних джерел</i>
<i>Розробив</i>		<i>Щепак С. В.</i>			<b>403 АКФ 134</b>
<i>Керівник</i>					
<i>Рецензент</i>					
<i>Н. Контр.</i>		<i>Хижняк С. В.</i>			
<i>Зав. каф.</i>		<i>Юцкевич С. С.</i>			

## Додаток А

### ВИХІДНІ ДАНІ ТА ОБРАНІ ПАРАМЕТРИ

Кількість пасажирів	54
Кількість членів екіпажу	2
Кількість бортпровідників або супроводжувачів	2
Маса зняття та службового вантажу	554.96 кг
Маса комерційного навантаження	6156 кг
Крейсерська швидкість польоту	450 км/год.
Число "М" польоту з крейсерською швидкістю	0.3942
Розрахункова висота початку реалізації польотів з крейсерською економічною швидкістю	5 км
Дальність польоту з максимальним комерційним навантаженням	1500 км.
Довжина злітної смуги аеродрому базування	1.68 км.
Кількість двигунів	2
Оцінка за статистикою тягоозброєності в н/кг	0.22
Степінь підвищення тиску	9.5
Відносна маса палива за статистикою	0.3800
Подовження крила	11
Звуження крила	3
Середня відносна товщина крила	0.12
Стрілоподібність крила за 0.25 хорд	7 град.
Степінь механізованості крила	0.8
Відносна площа прикорневих напливів	0
Профіль крила – Ламінізований типу НАСА	
Шайби ВІТКОМБА - не застосовуються	
Спойлери - встановлені	

Діаметр фюзеляжу	2.7 м.
Подовження фюзеляжу	9
Стрілоподібність горизонтального оперення	20 град.
Стрілоподібність вертикального оперення	45 град.

## РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ

Значення оптимального коефіцієнту підйомної сили:	
в розрахунковій точці крейсерського режиму польоту	0.49437
Значення коефіцієнту	0.00994
ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТУ $D_M = M_{\text{крит}} - M_{\text{крейс}}$	
Число Маха крейсерське $M_{\text{крейс}}$	0.39421
Число Маха хвильової кризи $M_{\text{крит}}$	0.68336
Розраховане значення $D_M$	0.28914

Значення питомих навантажень на крило в кПА(за повною площею):	
при зльоті	2.687
в середині крейсерської ділянки	2.550
напочатку крейсерської ділянки	2.632
Значення коефіцієнту опору фюзеляжу та гондол	0.00732
Значення коеф. профіл. опору крила й оперення	0.00994
Значення коефіцієнту опору літака:	
напочатку крейсерського режиму	0.03096
в середині крейсерського режиму	0.03064
Середнє значення $C_y$ при умовному польоті по стелі	0.49437
Середня крейсерська якість літака	16.13453
Значення коефіцієнту $C_{y, \text{ пос.}}$	1.739
Значення коефіцієнту	
(при швидкості звалювання) $C_{y, \text{ пос. макс.}}$	2.608

Значення коефіцієнту (при швидкості звалювання) $C_{y,взл.макс.}$	2.226
Значення коефіцієнту $C_{y,отр.}$	1.603
Тягоозброєність на початку крейсерського режиму	0.091
Стартова тягоозброєність за умови крейс. режиму $R_{o.кр.}$	0.133
Стартова тягоозброєність за умови безпечного зльоту $R_{o.взл.}$	0.144
Розрахункова тягоозброєність літака $R_o$	0.148
Відношення $D_r = R_{o.кр.} / R_{o.зл.}$ $D_r$	0.921

#### ПИТОМІ ВИТРАТИ ПАЛИВА ( в кг/кН\*год ):

злітний	0.2902
крейсерський (характеристика двигуна)	0.2489
середній крейсерський при заданій дальності польоту	0.2503

#### ВІДНОСНІ МАСИ ПАЛИВА:

аеронавігаційний запас	0.02408
витрачена маса палива	0.10541

#### ЗНАЧЕННЯ ВІДНОСНИХ МАС ОСНОВНИХ ГРУП:

крила	0.14000
горизонтального оперення	0.01578
вертикального оперення	0.01778
шасі	0.04193
силової установки	0.11844
фюзеляжу	0.12566



обладнання й управління	0.14438
додаткового оснащення	0.00000
службове навантаження	0.02204
палива при $L_{\text{розр.}}$	0.12949
комерційного навантаження	0.24451

Злітна маса літака " $M_0$ " = 25177. кг.

Необхідна злітна тяга одного двигуна 1868.4 кВт

Відносна маса висотного обладнання та противообліднювальної системи літака	0.02537
Відносна маса пасажирського обладнання (або обладнання кабін вантажного літака)	0.0178
Відносна маса декоративної обшивки та ТЗІ	0.0105
Відносна маса побутового (або вантажного) обладнання	0.0041
Відносна маса управління	0.0098
Відносна маса гідросистем	0.0242
Відносна маса електрообладнання	0.0300
Відносна маса локаційного обладнання	0.0045
Відносна маса навігаційного обладнання	0.0068
Відносна маса радіозв'язного обладнання	0.0034
Відносна маса приладового обладнання	0.0079
Відносна маса паливної системи (належить до маси "СУ")	0.0037
Додаткове оснащення:	
Відносна маса контейнерного обладнання	0.0000
Відносна маса нетипового обладнання	0.0000
[вбудовані системи діагностики та контролю параметрів, додаткове оснащення салонів та ін.]	

## ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗЛІТНОЇ ДИСТАНЦІЇ

Швидкість відриву літака	185.08 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$
Прискорення при розбігу	1.69 $\frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \text{с}}$
Довжина розбігу літака	781. м.
Дистанція набору безпечної висоти	578. м.
Злітна дистанція	1359. м.

#### ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗЛІТНОЇ ДИСТАНЦІЇ ТРИВАЛОГО ЗЛЬОТУ

Швидкість прийняття рішень	175.82 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$
Середнє прискорення при довгому зльоті на мокрій ЗПС	0.14 $\frac{\text{м}}{\text{с} \cdot \text{с}}$
Довжина розбігу при тривалому зльоті на мокрій ЗПС	1630.17 м.
Злітна дистанція тривалого зльоту	2188.92 м.
Необхідна довжина злітної смуги за умов зірваного зльоту	2267.61 м.

#### ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДКОВОЇ ДИСТАНЦІЇ

Максимальна посадкова маса літака	23678. кг.
Час зниження з висоти ешелону до висоти польоту по колу	12.2 хв.
Дистанція зниження	15.28 км.
Швидкість заходу на посадку	186.58 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$ .
Середня вертикальна швидкість зниження	1.6 $\frac{\text{м}}{\text{с}}$
Дистанція повітряної ділянки	494. м.
Посадкова швидкість	171.28 $\frac{\text{км}}{\text{год}}$ .
Довжина пробігу	435. м.
Посадкова дистанція	930. м.
Необхідна довжина злітної смуги (ВПП + КПБ) для основного аеродрому	1552. м.

Необхідна довжина злітної смуги

для запасного аеродрому

1320. м.

### ПОКАЗНИКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ЛІТАКА

Відношення маси спорядженого літака

до маси комерційного навантаження

2.5603

Маса порожнього спорядженого літака на 1 пасажира

291.88  $\frac{\text{кг}}{\text{пас}}$ .

Відносна продуктивність при повному навантаженні

168.30  $\frac{\text{кг}}{\text{год}}$ .

Продуктивність літака

при максимальному комерційному навантаженні

2541.5  $\frac{\text{кг} \cdot \text{км}}{\text{год}}$

Середні годинні витрати палива

730.453  $\frac{\text{кг}}{\text{год}}$

Середні кілометрові витрати палива

1.77  $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$ .

Середні витрати палива на тонокілометр

287.414  $\frac{\text{г}}{\text{т} \cdot \text{км}}$

Середні витрати палива на пасажирокілометр

28.9104  $\frac{\text{г}}{\text{пас} \cdot \text{км}}$

Орієнтовна оцінка наведених витрат на тонокілометр

1.5713  $\frac{\$}{\text{т} \cdot \text{км}}$ .