

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

До захисту допущено
В. о. завідувача кафедри
_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Аванпроєкт далекомагістрального літака»**

Виконав:
студент IV курсу, групи ВЛ-73
Пушкар Владислав Володимирович _____

Керівник:
к.т.н., доцент кафедри АРБ
Бондар Юрій Іванович _____

Рецензент:
асистент
Петренко Олексій Володимирович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному
проєкті немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Київ – 2021 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проект	1	
2	A4	ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Пояснювальна записка	75	
3	A1	ВЛ7310.10.00.00.01 ІМ	Огляд аналогів	1	
4	A1	ВЛ7310.10.00.00.02 РР	Розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів	1	
5	A1	ВЛ7310.10.20.00.03 РР	Розрахунок зовнішніх навантажень на крило	1	
6	A1	ВЛ7310.10.30.00.04 РР	Розрахунок зовнішніх навантажень на горизонтальне оперення	1	
				ВЛ7310.10.00.00.00	
	П.І.Б.	Підп.	Дата		
Розробив	Пушкар В.В.			Відомість дипломного проекту	Аркуш
Перевірив	Бондар Ю.І.				1
Н. контр.	Поваров С.А.				1
Зав. каф.	Кабанячий В.В.				1
				КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. <u>АРБ</u> Гр. ВЛ-73	

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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир
КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Пушкарю Владиславу Володимировичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «**Аванпроєкт далекомагістрального літака**», керівник проєкту Бондар Юрій Іванович к.т.н, доцент кафедри АРБ, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 року №1061-с
2. Термін подання студентом проєкту 10 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту: _____

3.1 Максимальна злітна вага 520000кг; Крейсерська швидкість 850км/год.

3.2. Дальність польоту 13000км.

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1. Аналіз існуючих конструктивно-силових схем далекомагістральних літаків.

4.2. Вибір схеми та визначення основних параметрів планера літака.

4.3. Визначення основних технічних характеристик.

4.4. Розрахунок аеродинамічних характеристик літака.

4.5. Розрахунок навантажень діючих на агрегати літака.

4.6. Проектний розрахунок кесону.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових

креслеників, плакатів, презентацій тощо):

5.1 Аналіз аналогів.

5.2 Розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів.

5.3. Розрахунок зовнішніх навантажень на крило.

5.4. Розрахунок зовнішніх навантажень на горизонтальне оперення.

6. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання: 25 лютого 2021 р

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	<i>Аналіз існуючих конструктивно-силових схем далекомагістральних літаків.</i>	<i>до 9.03.2021 р.</i>	
2.	<i>Вибір схеми та визначення основних параметрів планера літака.</i>	<i>до 23.03.2021 р.</i>	
3.	<i>Визначення основних технічних характеристик</i>	<i>до 8.03.2020 р.</i>	
4.	<i>Розрахунок аеродинамічних характеристик літака.</i>	<i>до 22.03.2020 р.</i>	
5.	<i>Розрахунок навантажень діючих на агрегати літака.</i>	<i>до 12.04.2020 р.</i>	
6.	<i>Проектний розрахунок кесону.</i>	<i>до 26.04.2020 р.</i>	
7.	<i>Підготовка публікації по темі проекту</i>	<i>до 10.05.2020 р.</i>	
8.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 27.05.2020 р.</i>	
9.	<i>Перевірка на плагіат</i>	<i>до 10.06.2020 р.</i>	
10.	<i>Захист</i>	<i>з 14.06.2020 р. по 30.06.2020 р</i>	

Студент

_____ (підпис)

Владислав Пушкар

Керівник проекту

_____ (підпис)

Юрій Бондар

**Пояснювальна записка
до дипломного проєкту**

на тему: «Аванпроект далекомагістрального літака»

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до ДП «Аванпроект далекомагістрального літака» містить 75 аркуші тексту, 31 ілюстрації та 10 бібліографічних посилань.

Мета проекту - розробка аванпроекту далекомагістрального літака.

В результаті виконаний огляд аналогів та проаналізовано характеристики, сформовано критерії для проектування. Виконано розрахунок мас конструкції та обладнання літака. Розглянуто особливості конструктивно-силової схеми планеру, викладені результати розрахунків основних геометричних параметрів та аеродинамічних характеристик літака. Проведено розрахунки зовнішніх навантажень на крило та горизонтальне оперення літака, побудовані епюри.

В роботі використані методи комп'ютерного моделювання.

Результати роботи можуть бути використані для визначення зовнішніх навантажень на крило при проектуванні далекомагістрального літака.

Ключові слова: далекомагістральний літак, крило, аеродинамічні коефіцієнти, зовнішні навантаження, оперення.

ABSTRACT

Explanatory Note to DP "Pre-project of the long-haul aircraft" contains 75 pages of text, 31 illustrations and 10 references.

The purpose of the project is to develop a Pre-project of a long-haul aircraft.

As a result, the review of analogues was performed and the characteristics were analyzed, the criteria for design were formed. The calculation of the masses of the aircraft structure and equipment is performed. The peculiarities of the structural-power scheme of the glider are considered, the results of calculations of the basic geometrical parameters and aerodynamic characteristics of the plane are stated. Calculations of external loads on the wing and horizontal empennage of the aircraft, plots are constructed.

The methods of computer modeling are used in the work.

The results can be used to determine the external loads on the wing when designing a long-haul aircraft.

Keywords: long-haul aircraft, wing, aerodynamic coefficients, external loads, empennage.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ.....	6
ВСТУП.....	7
1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВИХ СХЕМ ДАЛЕКОМАГІСТРАЛЬНИХ ЛІТАКІВ.....	8
1.1. Збір і аналіз статистичних даних.....	8
1.2. Призначення та загальні вимоги до літака.	13
1.3. Вхідні дані.....	16
Висновки по розділу.....	16
2. ВИБІР СХЕМИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПЛАНЕРУ ЛІТАКА.....	17
2.1. Вибір схеми літака.....	17
2.2. Визначення основних геометричних параметрів планеру.	20
2.2.1. Визначення геометричних параметрів крила.....	20
2.2.2. Визначення геометричних параметрів фюзеляжу.	21
2.2.3. Визначення геометричних параметрів оперення.	22
2.3. Визначення маси конструкції та агрегатів.	24
2.4. Вибір аеродинамічного профілю.	28
Висновки до розділу.....	32
3. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	33
3.1. Визначення експлуатаційних маневрених перевантажень.	33
3.2. Визначення розрахункових повітряних швидкостей.	33
3.2.1. Розрахункова крейсерська швидкість V_c.....	33
3.2.2. Розрахункова швидкість пікірування V_D.....	35
3.2.3. Розрахункова маневрена швидкість V_A.	35
3.3. Визначення перевантажень при польоті в неспокійному повітрі....	36
3.5. Злітно-посадкові характеристики.....	42
Висновки до розділу.....	43

Підп. і дата		.№		Инв. № дубл.		Підп. і дата		Инв. №		
<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>										
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	Аванпроект далекомагістрального літака			Літ	Аркуш	Аркушів
Розробив		Пушкар В.В.						4	75	
Перевірив		Бондар Ю.І.								
Т. контр.										
Н. контр.		Поваров С.А.								
Затв.		Кабанячий В.В.			КПИ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-73					

4. АЕРОДИНАМІЧНИЙ РОЗРАХУНОК.....	44
4.1. Визначення аеродинамічних характеристик при крейсерському режимі польоту.....	44
4.2. Визначення аеродинамічних характеристик при малих числах Маху та при злітно-посадковій конфігурації.....	46
Висновки до розділу.....	55
5. РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ НА АГРЕГАТИ ЛІТАКА.....	56
5.1. Крило.....	56
5.2. Горизонтальне оперення.....	62
Висновки до розділу.....	66
6. ПРОЕКТНИЙ РОЗРАХУНОК КЕСОНУ.....	67
Висновки до розділу.....	73
ВИСНОВКИ	74
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	75

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		5

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

ТРДД – турбореактивний двоконтурний двигун;

КСС – конструктивно-силова схема;

СУ – силова установка;

ТЗ – технічне завдання;

ДП – дипломний проект;

b – хорда, м;

G – маса, Н;

l – розмах, м;

S – площа, м²;

Q – перерізуюча сила;

$M_{згин.}$ – момент згину;

$M_{кр.}$ – момент кручення.

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						6
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Безумовно розвиток літальних апаратів та людства має стрімкий характер, адже потреби сучасного суспільства в авіації постійно зростають з кожним роком.

До основних переваг авіації відносять:

- Велику відстань польотів в порівнянні з іншими видами транспорту;
- Велику швидкість польотів;

В сучасному суспільстві час має дуже важливу роль, за яку має хтось платити. Тому для здійснення міжконтинентальних пасажирських чи вантажних перельотів потрібні літаки, які можуть долати величені відстані з жаданим вантажем та рідними людьми на борту. Основними центрами польотів далекомагістаральних літаків є країни Південно-Східної Азії, Північної та Південної Америки, Європи та Африки.

В даній дипломній роботі метою є створення аванпроекту далекомагістарального літака, який може використовуватись як для пасажирської або транспортної категорії з дальністю польоту 12 000 – 15 000 км.

Завдання:

- Аналіз інформації по літкам-аналогах;
- Вибір критеріїв для проектування літака;
- Визначення вагових та геометричних характеристик;
- Визначення основних технічних характеристик
- Виконати аеродинамічний розрахунок;
- Визначення навантаження на агрегати;
- Виконати проектний розрахунок кесону.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
						7
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВИХ СХЕМ ДАЛЕКОМАГІСТРАЛЬНИХ ЛІТАКІВ.

1.1. Збір і аналіз статистичних даних.

Для розробки дипломного проекту я використавував дослідно-статистичний метод проектування, який має складові оптимального проектування.

Безпосередньо аналіз статистичних даних дозволяє в повній мірі сформулювати тактико-технічні параметри та вимоги до літака, також можна прогнозувати розвиток багатьох параметрів літака в майбутньому і оцінювати досягнення в літакобудуванні.

Для статистичного аналізу використовуються характеристики літаків-аналогів, які схожі до літака, що проектується.

До особливостей обробки статистичних даних можна віднести те, що деякі аналоги можуть мати меншу злітну вагу ніж проєктований літак, тому я використовував метод екстраполяції для отримання початкових даних.

Статистичні дані наведені в таблиці 1.

Boeing-777 – це двохмоторний, широкофюзеляжний, далекомагістральний літак одноіменню компанії (Рис. 1.1).

Літак виконаний за схемою низькоплан, побудований за нормальною аеродинамічною схемою з хвостовим оперенням типу однокільовий з нижнім розміщенням горизонтального оперення. Літак пілотується двома пілотами.

Оснащений двома турбовентиляторними двигунами General Electric GE90. Двигуни сімейства GE90 – мають одині з найбільших розмірів вентилятора (діаметр 3,25 м) та одну з найбільших тягу (569 кН), хоча номінальна тяга становить 513 кН.

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						8
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

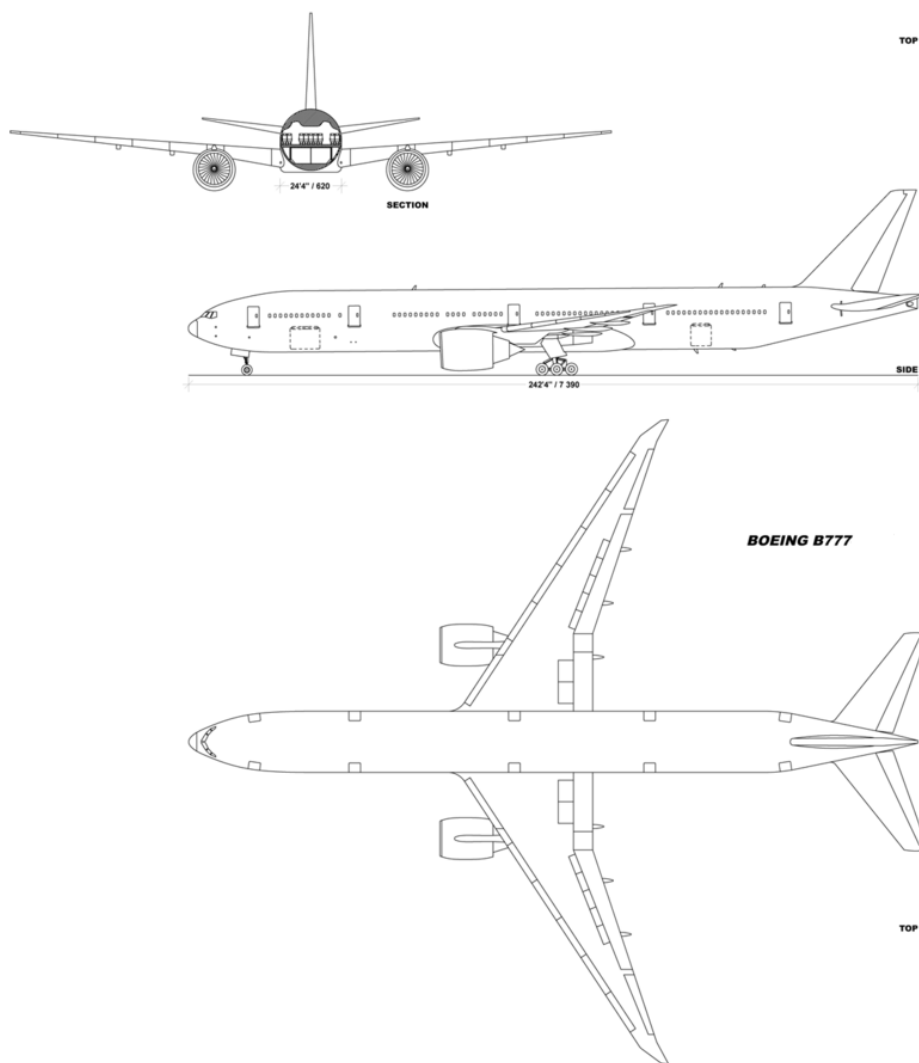


Рис. 1.1. Схема літака Boeing-777.

Іл-96 – це широкофюзеляжний, чотирьохмоторний літак для авіаліній великої протяжності, спроектований в КБ Ілюшина (Рис. 1.2.).

Літак представляє собою низькоплан, побудований за нормальною аеродинамічною схемою та хвостовим оперенням нормальної компоновки.

Іл-96 обладнаний чотирма турбовентиляторними двигунами з високим ступенем двоконтурності (5) ПС-90А з тягою на максимальному режимі роботи двигуна 16 000 кгс.

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		9

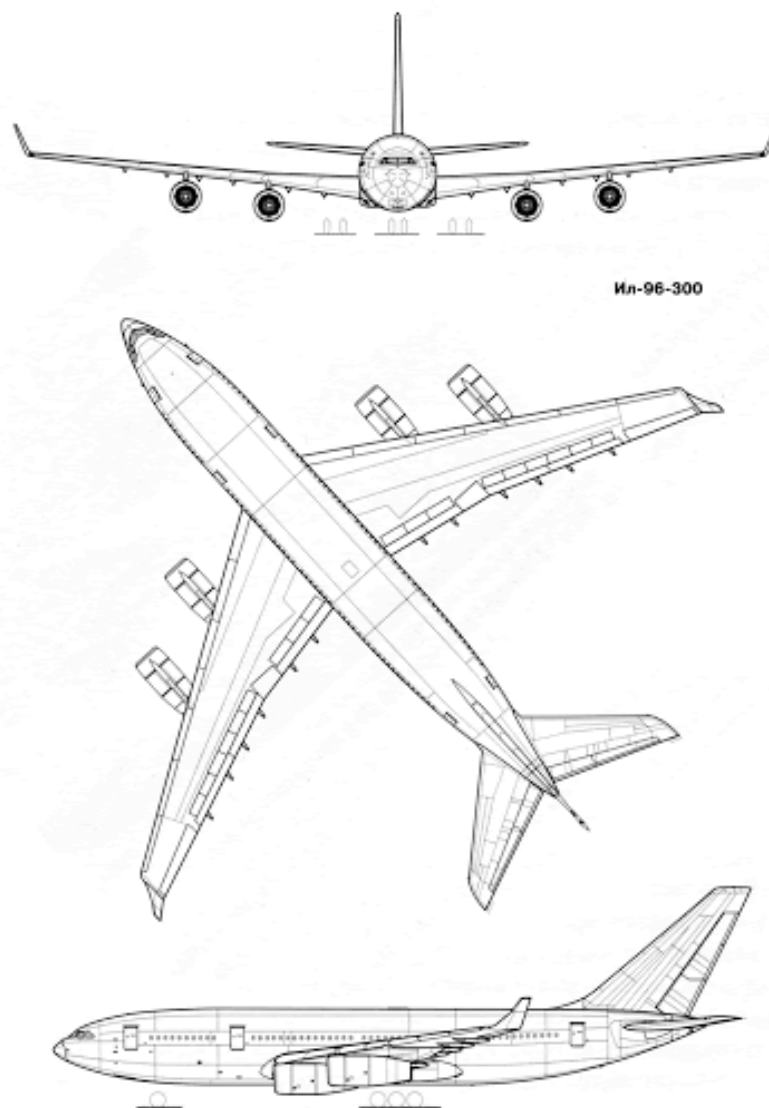


Рис. 1.2. Схема літака Іл-96.

Boeing-747 – це чотирьохмоторний далекомагістральний двопалубний широкофюзеляжний літак, що випускається американською компанією Boeing, також він має імена «Джамбо Джет» (англ. Jumbo Jet), або просто «747» (Рис. 1.3.).

Літак має схему низькоплан, побудований за нормальною аеродинамічною схемою, оперенням якого теж виконано за нормальною схемою.

Boeing 747 має двохпалубну компоновку, при тому що верхня палуба має значно менші розміри по довжині від нижньої. Jumbo Jet є одним з найбільш впізнаваніших літаків в світі через своєрідний «горб» верхньої палуби.

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

ванні А380, яке частково відбилося і на конструкції двигунів. Обидва типи двигунів дозволяють літаку задовольняти обмеженням по шумності QC/2 та QC/0.5.

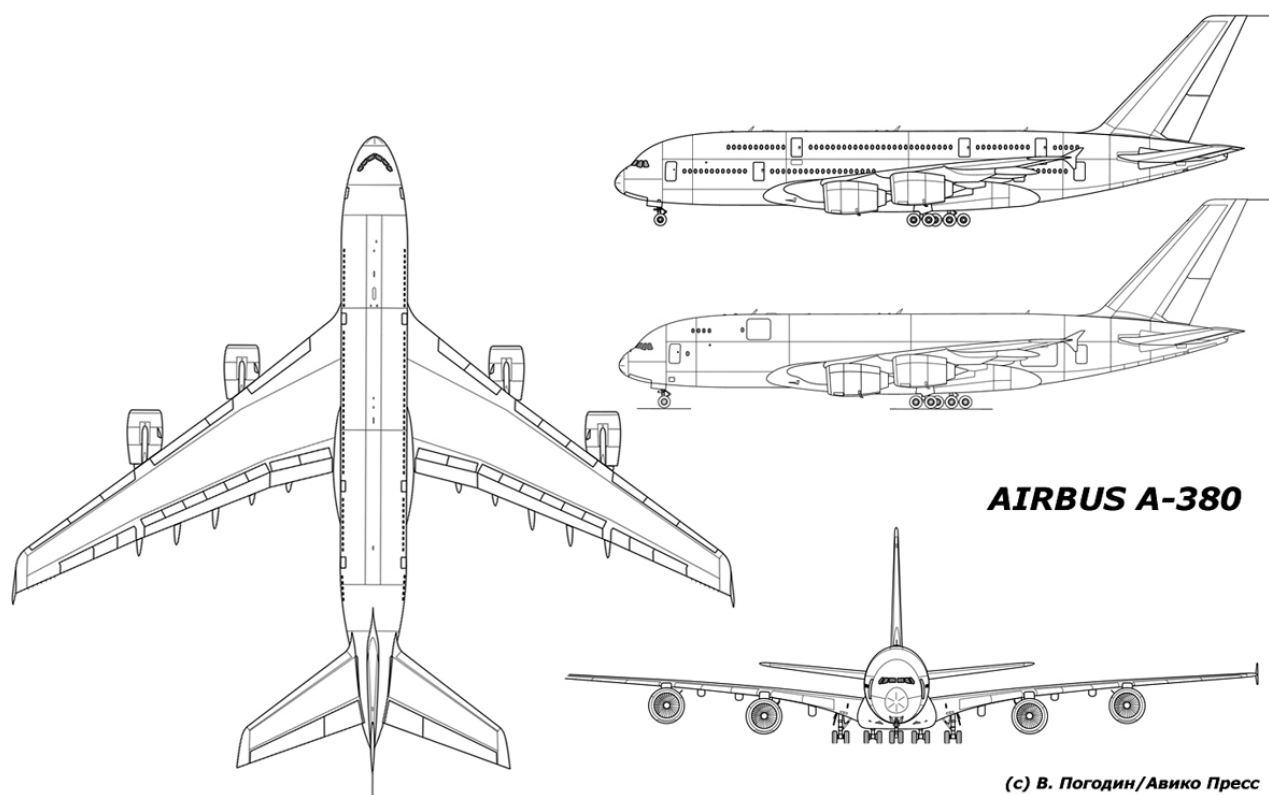


Рис. 1.4. Схема літака А380.

Таблиця 1

Характеристики аналогів

		Boeing-777	Іл-96	Boeing-747	А380
Льотні дані	$V_{кр.мах}, \frac{км}{год}$	950	940	990	1020
	$V_{кр}, \frac{км}{год}$	900	870	947	930
	$V_{пос}, \frac{км}{год}$	225	231	262	230
	$H_{пратк}, км$	12,4	12,2	13	13
	$H_{кр}, км$	10,2	11	15	15
	$L_{розб}, м$	3300	2600	3200	2050
	$L_{проб}, м$	1800	1930	2190	2900
	$L_{ГТмах}, км$	11,5	11	14,5	15

<i>Продовження таблиці 1</i>					
Ваг. дані	$G_0, \text{Т}$	360	280	445	560
	$G_{\text{п}}, \text{Т}$	160	130	213	276
	$G_{\text{т}}, \text{Т}$	65	60	78	84
	$n_{\text{ек}}$	2,5	2,5	2,5	2,5
Дані СУ	Число і тип СУ	2хТРДД	4хТРДД	4хТРДД	4хТРДД
	$P_0, \text{т. с.}$	2х18,6	4х9,525	4х19,75	4х15
	C_p	0,605	0,605	0,605	0,605
	Степінь ДВОХКОНТ.	8	5	8	8
	$G_{\text{ДВ}}, \text{КГ}$	2х7500	4х4100	4х5840	4х6300
Геом. дані	$S, \text{М}^2$	467	392	550	845
	$L_{\text{пов}}, \text{М}$	77	64	75	73
	$L_{\text{к}}, \text{М}$	72	60	69	79
	$\chi_{0,25}$	31,5°	25°	31,5°	35°
	$\bar{c}_e, \%$	12	13	13	11
	$b_0, \text{М}$	13,2	10,5	13,3	11,5
Похідн. Велич.	$P, \frac{\text{КГ}}{\text{М}^2}$	600	480	630	725
	t_0	0,215	0,264	0,234	0,24
	$\gamma_{\text{ДВ}}$	0,175	0,182	0,197	0,169
	$K_{\text{пюн.}}$	0,345	0,221	0,246	0,302
	$K_M = \frac{G_0}{\sum S_m}$	5000	4600	5200	5100

1.2. Призначення та загальні вимоги до літака.

Літак, що проектується в моїй дипломній роботі, відноситься до далекомагістрального класу і може використовуватися як для пасажироперевезень та вантажоперевезень.

До основних вимог проектуемого літака можна віднести:

- Конкурентну вартість виробництва;
- Відповідність до класу за призначенням;
- Високу ступінь надійності та безпеки польоту, що є складовими експлуатаційної якості;
- Високий рівень технологічності.

Крива 1 описує використання більш вартісного та більш продуктивного обладнання та дає розуміння, що при малій кількості виготовлених одиниць збільшується їх вартість. Крива 2 характеризує використання менш дорожчого та менш продуктивного обладнання, але після збільшення кількості виготовлених одиниць до певного моменту можна побачити, що більш продуктивне обладнання дає меншу вартість.

Вибір високих, в порівнянні з аналогами, геометричних параметрів та ЛТХ впливає на ступінь відповідності проектуємого літака до свого класу. До геометричних параметрів відносять: видовження, стріловидність крила, розміри фюзеляжу, схема і параметри шасі. До льотно-технічних характеристик відносять: крейсерську швидкість, злітно-посадочні характеристики, висоту і дальність польоту.

Експлуатаційні вимоги також мають дуже важливе значення при проектуванні. Певні експлуатаційні принципи наведені нижче:

- Під час відмови будь-якого агрегату або прибору не повинно призводити до катастрофи. Для виконання цього принципу в системах літака повинно бути дублювання важливих систем, аварійних та резервних пристроїв;
- Необхідність забезпечення положення деталей під час заміни та встановлення на літак тільки в одному правильному положенні;
- Проектування та розрахунок деталей потрібно проводити на максимальні із можливих умов експлуатації такі як: знакозмінні перевантаження, різкі зміни температури, вплив ваги та фізичних пошкоджень, недостатність або відсутність змащення, відсутність огляду і т. д.;
- Під час проектування потрібно передбачати можливі дефекти та недоліки деталі на виробництві таких як: поява напруг від зварки, від механічної обробки, від перепаду температур, від прикладених навантажень, які діють на деталі;

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

- Розрахунок та проектування вузлів та агрегатів необхідно проводити так, щоб вони максимально об'єднували в собі та виконували кілька функцій, адже декілька окремих деталей, що виконують ті ж самі функції будуть складнішими у виробництві та більшими за вагою, ніж одна багатофункціональна деталь.

На ступінь технологічності літака впливають такі вагомні фактори:

- Необхідність в кваліфікованих працівниках будь-якої ланки ;
- Вартість виробництва;
- Темпи побудови та опанування масштабного виробництва.

Літак повинен експлуатуватися на бетонних злітно-посадкових смугах. Повинен вдало виконувати зліт і посадку в різних кліматичних умовах, адже стан злітно-посадкової смуги може бути кардинально різним. Літак повинен залишатися керованим при складних метеорологічних умовах, при обледенінні, при нештатних ситуаціях таких як: відмова одного або двох двигунів, відмова системи і тд. Програма технічного обслуговування і ремонту літака повинна відповідати вимогам сучасних норм для відповідного класу літаків.

1.3. Вхідні дані

Під час розгляду аналогів сформовано основні характеристики до проектуємого літака:

- $V_{\text{крейс}} - 850 \text{ км/год}$;
- $m_{\text{зліт}} - 520000 \text{ кг}$;
- $H_{\text{крейс}} - 11000 \text{ м}$;
- $L_{\text{розрах}} - 13000 \text{ км}$.

Висновки по розділу.

В першому розділі було зібрано та проаналізовано статистичні дані по аналогам проектуємого літака, визначено основні вимоги до літака. Сформовані критерії для ефективного проектування літака.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
						16
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2. ВИБІР СХЕМИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПЛАНЕРУ ЛІТАКА

2.1. Вибір схеми літака

Під час проектування потрібно чітко розуміти цільове призначення літака, тому що від цього будуть залежати загальна форма та конструкція.

Літак являє собою низькоплан, побудований за нормальною аеродинамічною схемою з хвостовим оперенням типу однокільовий з нижнім розміщенням горизонтального оперення. Така схема є основною для далекомагістральних пасажирських літаків. Нормальна схема забезпечує необхідне балансування і керуваність. Низькоплан широко використовують для пасажирських літаків.

До переваг низькоплану можна віднести :

- Кращий доступ для обслуговування двигунів, огляду та ремонту крила.
- Колія шасі більша, ніж у літаків з середнім та високим розташуванням крила так, як шасі кріпиться в крилі. Це покращує шляхову стійкість при посадці та зльоті.

До недоліків :

- Мала відстань між крилом, двигунами та смугою збільшується вірогідність пошкодження органів управління, частин двигуна від сторонніх предметів розміщених на смузі при зльоті та посадці.

Нормальна аеродинамічна схема має і переваги, і недоліки.

До перевагами відносять:

- Достатня оглядовість для екіпажу;
- Потік, що огинає крило, знаходиться незбуреному стані і це сприяє діє на органи керування, що знаходяться на крилі;
- Така аеродинамічна схема дозволяє використовувати потужну механізацію крила;
- Розширений діапазон центровки, що для літаків такого класу є необхідністю.

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

До недоліки відносять:

- На певних кутах атаки горизонтальне та вертикальне оперення знаходиться в збурених потоках від консолей крила, що погано впливає оперення, а саме, знижуючи його ефективність;
- Нормальна аеродинамічна схема має відносно великий лобовий опір.

Крило стрілоподібне, побудоване за кесонною схемою, розташоване у нижній половині фюзеляжу. Всередині кесон поділений на герметичні баки-відсіки для палива. Розміщення палива в крилі дає важливі переваги такі як: розвантажує консолі крила під час польоту (зменшення згинального моменту за рахунок маси палива), збільшення корисного об'єму в фюзеляжі. Кесон складається з чотирьох лонжеронів. Стрілоподібне крило дозволить злегкістю розвивати задану крейсерську швидкість (850 км/год). Під крилом встановлені чотири пілони для кріплення двигунів.

Фюзеляж літака типу напівмонокок. Силовий набір складається із шпангоутів, працюючої обшивки, балок.

Фюзеляж розбивається на чотири частини, а саме: Φ_1 – носова частина фюзеляжу, Φ_2 – силовий відсік від переднього лонжерону до кінця кабіни, Φ_3 – хвостова частина фюзеляжу. У фюзеляжі розміщується кабіна екіпажу, вантажна та пасажирська кабіни, різного роду обладнання та засоби і тд. Фюзеляж з'єднує та кріпить до себе основні агрегати (крило, хвостове оперення, шасі).

В носовій частині фюзеляжу знаходиться технічний відсік, який розташовується під підлогою кабіни екіпажу. Також ніша носової опори шасі розміщена під підлогою кабіни екіпажу. Антена РЛС та електротехнічне обладнання розташоване під обтічником носової частини фюзеляжу. В кабіні екіпажу, пасажирській та вантажній кабіні на протязі всього польоту підтримується нормальна температура і тиск не менший тиску чим на висоті 2000 м, для цього фюзеляж обладнаний системою наддуву.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

Горизонтальне оперення складається з двох консолей. Консолі складається з таких частин: носова частина, кесон, рулі висоти.

Кесон консолей утворений з трьох лонжеронів, верхньої та нижньої панелі, набору нервюр. Носова частина виконана із композитного матеріалу і наповнювачів. Також носова частина обладнана системою протиобледеніння.

До кесону кріпиться кронштейн навіски рулів висоти і бустерів керування. З композитних матеріалів виготовлені рулі висоти.

Кіль складається з носової частини, кесону та рулів напряду. Вертикальне оперення також кесонного типу, утворене з трьох лонжеронів.

Кіль стикується з трьома шпангоутами фюзеляжу за допомогою гребінчастого з'єднання. В носовій частині кіля розміщені дві аварійні насоси з електроприводом для живлення бустерів керування при виході із ладу гідросистеми.

З композитних матеріалів виготовлені дві секції рулів напряду.

Шасі літака виконано за багато-опорною схемою, так як така схема більш рівномірно розподіляє навантаження від літака. Чотири основні стійки, кожна із них обладнана чотирьохколісними тележками. Носова поворотна стійка має спарені колеса. Прибирання носової та основних стійок приводиться гвинтовим механізмом. Колеса основних стійок обладнані дисковими гальмами з приводом від гідросистеми.

Вибір типу двигуна залежить від великої кількості характеристик. В сучасних далекомагістральних літаках використовують турбовентиляторні двигуни з великим ступенем двохконтурності.

На літаку, що проектується, вирішено використовувати чотири ТРДД, які розміщуються на чотирьох пілонах під крилом. Таке розміщення двигунів має ряд переваг, тому що двигуни розвантажують консолі крила та виконують роль протифлотерного балансиру, зручніший доступ для огляду та обслуговування. Також для того щоб виключити можливість зіткнення двигуна та поверхні аеродрому необхідно збільшити поперечний кут V крила.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

2.2. Визначення основних геометричних параметрів планеру.

2.2.1. Визначення геометричних параметрів крила.

Для визначення основних геометричних параметрів візьмемо початкові данні крила:

Питоме навантаження $p_0 = 7000 \text{ кг/м}^2$;

Видовження $\lambda_{\text{кр}} = 7$;

Звуження $\eta_{\text{кр}} = 3,5$;

Стріловидність крила $\chi = 30^\circ$

Знаходимо площа крила:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m_0 g}{p_0} \quad (2.1)$$

де m_0 – злітна вага, кг;

g – прискорення вільного падіння, м/с^2 .

Тоді площа крила:

$$S_{\text{кр}} = \frac{520000 \cdot 9.8}{7000} = 728 \text{ м}^2 \quad (2.2)$$

Знаходимо розмах крила:

$$l_{\text{кр}} = \sqrt{\lambda_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}}} = 71,4 \text{ м} \quad (2.3)$$

Знаходимо довжину кінцевої хорди:

$$b_{\text{кц}} = \frac{2 \cdot S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}} \cdot (1 + \eta_{\text{кр}})} = 5,7 \text{ м} \quad (2.4)$$

Знаходимо довжину кореневої хорди:

$$b_o = \eta_{\text{кр}} \cdot b_{\text{кц}} = 18,5 \text{ м} \quad (2.5)$$

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		20

2.2.2. Визначення геометричних параметрів фюзеляжу.

До основних параметрів фюзеляжу включають такі: довжину, діаметр, площу міделя; відносні величини: подовження фюзеляжу, подовження носової частини, подовження хвостової частини.

Для свого проектуємого літака я обираю круглий переріз, так як фюзеляж з круглою формою поперечного перерізу має найменший опір тертя, найкраще працює на кручення. Круглий переріз краще застосовується для герметичних частин фюзеляжу, які можуть навантажуватись надлишковим тиском. Такий переріз забезпечує найменшу масу конструкції, тому що нівелює появу вагомих згинальних напружень в фюзеляжі, що підкріплені шпангоутами.

Приймаємо діаметр міделя фюзеляжу $D_{\phi} = 6,1$ м

Площа міделя визначається:

$$S_{\text{м}} = \frac{\pi}{4} \cdot D_{\phi}^2 = 29,2 \text{ м}^2 \quad (2.6)$$

Довжина фюзеляжу визначається:

$$l_{\phi} = D_{\phi} \cdot \lambda_{\phi} = 73 \text{ м} \quad (2.7)$$

Де видовження фюзеляжу λ_{ϕ} приймаємо рівним 12.

Знаходимо довжину носової частини фюзеляжу:

$$l_{\text{н.ч.}} = D_{\phi} \cdot \lambda_{\text{н.ч.}} = 10,3 \text{ м} \quad (2.8)$$

Знаходимо довжину хвостової частини фюзеляжу :

$$l_{\text{хв.ч.}} = D_{\phi} \cdot \lambda_{\text{хв.ч.}} = 15,2 \text{ м} \quad (2.9)$$

Значення $\lambda_{\text{н.ч.}}$ та $\lambda_{\text{хв.ч.}}$ є статичними даними аналогів.

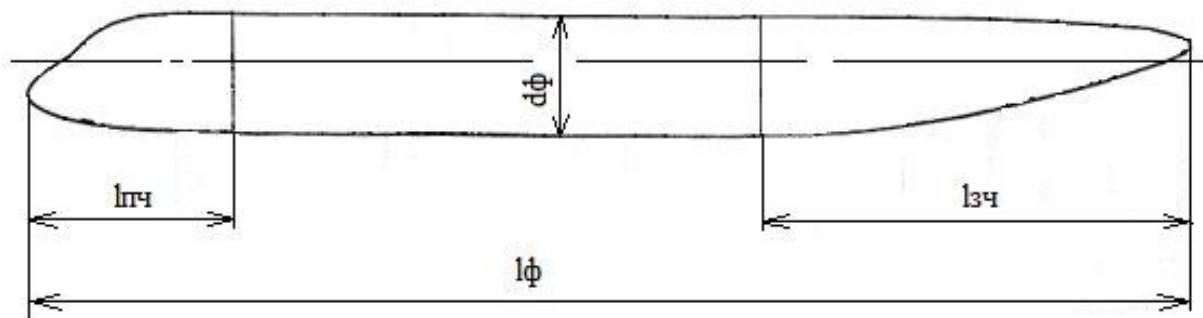


Рис. 2.0. Розміри фюзеляжу.

										Арк.
										21
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ					

2.2.3. Визначення геометричних параметрів оперення.

Для розрахунку площа горизонтального оперення приймається 15...30 % від площі крила.

Приймаємо такі початкові дані:

- Звуження $\eta_{г.о} = 3$;
- Видовження $\lambda_{г.о} = 5$;
- Коефіцієнт плеча оперення $\bar{L}_{г.о} = \frac{L_{г.о}}{b_a} = 3$;

За ефективність горизонтального оперення відповідає величина коефіцієнта статичного моменту площі горизонтального оперення $\bar{A}_{г.о} = \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{S_{кр} b_{сах}}$ величина якого може бути в діапазоні 0,5 – 0,8. Якщо значення не входить в необхідний діапазон, потрібно збільшувати площу або плече горизонтального оперення для отримання задовільних характеристик поздовжньої стійкості.

Приймаємо коефіцієнт статичного моменту $\bar{A}_{г.о} = 0,5$.

Площа горизонтального оперення визначається:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{г.о} * S_{кр} = 242,7 \text{ м}^2 \quad (2.10)$$

де $\bar{S}_{г.о} = \frac{\bar{A}_{г.о}}{\bar{L}_{г.о}}$ – відносна площа горизонтального оперення.

Розмах горизонтального оперення знаходиться:

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{г.о} \cdot S_{г.о}} = 31,8 \text{ м} \quad (2.11)$$

Визначаємо значення кінцевої хорди:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{г.о}}{l_{г.о} \cdot (1 + \eta_{г.о})} = 3,5 \text{ м} \quad (2.12)$$

Визначаємо значення кореневої хорда:

$$b_o = \eta_{г.о} * b_{кц} = 10,5 \text{ м} \quad (2.13)$$

Для визначення геометричних параметрів руля висоти, його площа повинна складати 30 – 40% площі горизонтального оперення, тоді приймемо що:

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						22
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

відносна площа руля висоти становить $\bar{S}_{рв} = \frac{S_{рв}}{S_{го}} = 0,4$.

Площа рулів висоти знаходиться:

$$S_{рв} = 0,4 * S_{го} = 95,8 \text{ м}^2 \quad (2.14)$$

Для розрахунку в першому наближенні площа вертикального оперення становить 8...12 % від площі крила.

Приймаємо такі початкові дані:

- Звуження $\eta_{в.о} = 2$;
- Видовження $\lambda_{в.о} = 3$;
- Коефіцієнт плеча оперення $\bar{L}_{в.о} = \frac{L_{в.о}}{b_a} = 3$;

Коефіцієнт статичного моменту площі вертикального оперення $\bar{A}_{в.о} = \frac{S_{в.о}L_{в.о}}{S_{кр}L_{кр}}$ має бути в діапазоні 0,08 – 0,12.

Коефіцієнт статичного моменту $\bar{A}_{в.о} = 0,09$ для нашому випадку прийнятний.

Площа вертикального оперення знаходиться:

$$S_{в.о} = \bar{S}_{в.о} \cdot S_{кр} = 27,9 \text{ м}^2 \quad (2.15)$$

Де відносна площа вертикального оперення становить $\bar{S}_{в.о} = \frac{\bar{A}_{в.о}}{\bar{L}_{в.о}}$.

Висота вертикального оперення:

$$l_{в.о} = \sqrt{\lambda_{в.о} \cdot S_{в.о}} = 9,5 \text{ м} \quad (2.16)$$

Кінцева хорда:

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{в.о}}{l_{в.о} \cdot (1 + \eta_{в.о})} = 2,5 \text{ м} \quad (2.17)$$

Коренева хорда:

$$b_o = \eta_{в.о} \cdot b_{кц} = 5 \text{ м} \quad (2.18)$$

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		23

Знаходимо відносну масу шасі:

$$\overline{m}_{ш} \approx 0,03 \div 0,05$$
$$\overline{m}_{ш} = \overline{m}_{гл.ш} + \overline{m}_{н.ш} + \frac{m_{кол}}{m_0} \quad (2.27)$$

↓

$$\overline{m}_{ш} = 0,04$$

В таблиці 2.1. показані вагові характеристики основних елементів конструкції:

Таблиця 2.1.

Вагові характеристики

Крило	0,101	52,52 т
Фюзеляж	0,109	56,68 т
Оперення	0,02	10,4 т
Шасі	0,04	20,8 т

Знаходимо масу силової установки:

Було вирішено, що літак буде комплектуватись чотирма двигунами Rolls-Royce Trent 970. Маса одного двигуна складає 6,3 т, загальна маса силової установки буде складати:

$$m_{с.у} = 6,3 \cdot 4 = 25,2 \text{ т}$$

Знаходимо відносну масу обладнання управління:

$$\overline{m}_{об.упр} = \left(\frac{1}{m_0}\right) (250 + 30n_{пас}) + 0,06 \quad (2.28)$$

↓

$$\overline{m}_{об.упр} = 0,07$$

2.4. Вибір аеродинамічного профілю.

Головним завданням крила є створення підйомної сили. Це завдання виконує аеродинамічний профіль, який створює форму поперечного перерізу крила. Вибір аеродинамічного профілю крила є важливим етапом під час проектування крила літака.

Безумовно призначення літака відіграє важливу роль під час вибору аеродинамічного профілю крила, тому обирають відповідний аеродинамічний профіль, який забезпечить оптимальні ЛТХ літака. Для далекомагістального літака з крейсерською швидкістю 850 км/год потрібно використовувати суперкритичний аеродинамічний профіль, який має зміщену до середини хорди точку переходу з ламінарної в турбулентну течію. Така форма аеродинамічного профілю дозволяє збільшити критичне число Маху при сталому значенні підйомної сили.

Кожен аеродинамічний профіль має геометричні параметри, які створюють його аеродинамічні характеристики. До геометричних параметрів відносять такі:

- Хорда – це відрізок, що сполучає найбільш віддаленні точки верхньої та нижньої поверхонь профілю.
- Товщина профілю – це відношення максимальної товщини профілю до хорди профілю, виражене у відсотках від хорди.
- Точка максимальної товщини – це відношення координати максимальної товщини профілю вздовж осі абсцис до хорди профілю, виражене у відсотках від хорди.
- Середня лінія – сполучає верхню та нижню поверхні профілю та рівновіддалена від них.
- Кривизна профілю – це відношення максимальної відстані між хордою та середньою лінією профілю до хорди, виражене у відсотках від хорди.

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						28
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- Точка максимальної кривизни – відношення координати максимальної кривизни профілю по осі абсцис до хорди профілю, виражене у відсотках від хорди.

Під час вибору аеродинамічного профілю було використано три суперкритичних аеродинамічних профілів. Нижче показані ескізи аеродинамічних профілів та основні геометричні параметри:

NACA SC(2)-0612

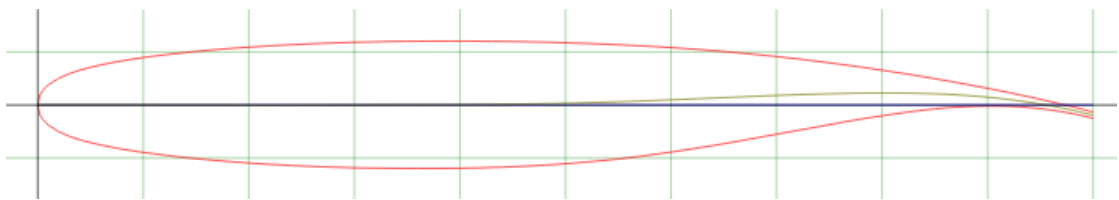


Рис. 2.2. NACA SC(2)-0612

Відносна кривизна – 1,9%

Розміщення відносної кривизни – 81%

Відносна товщина профілю – 12%

Розміщення відносної товщини профілю – 37%

NPL 9510

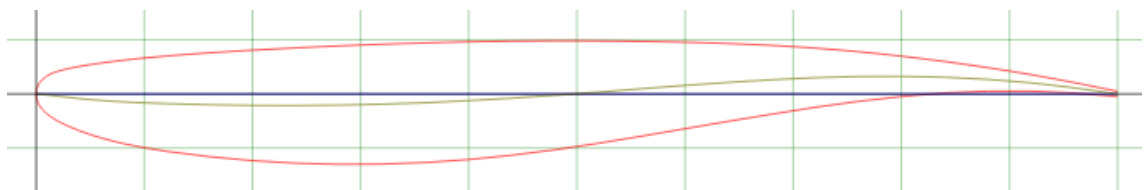


Рис. 2.3. NPL 9510

Відносна кривизна – 1,6%

Розміщення відносної кривизни – 80%

Відносна товщина профілю – 11%

Розміщення відносної товщини профілю – 32%

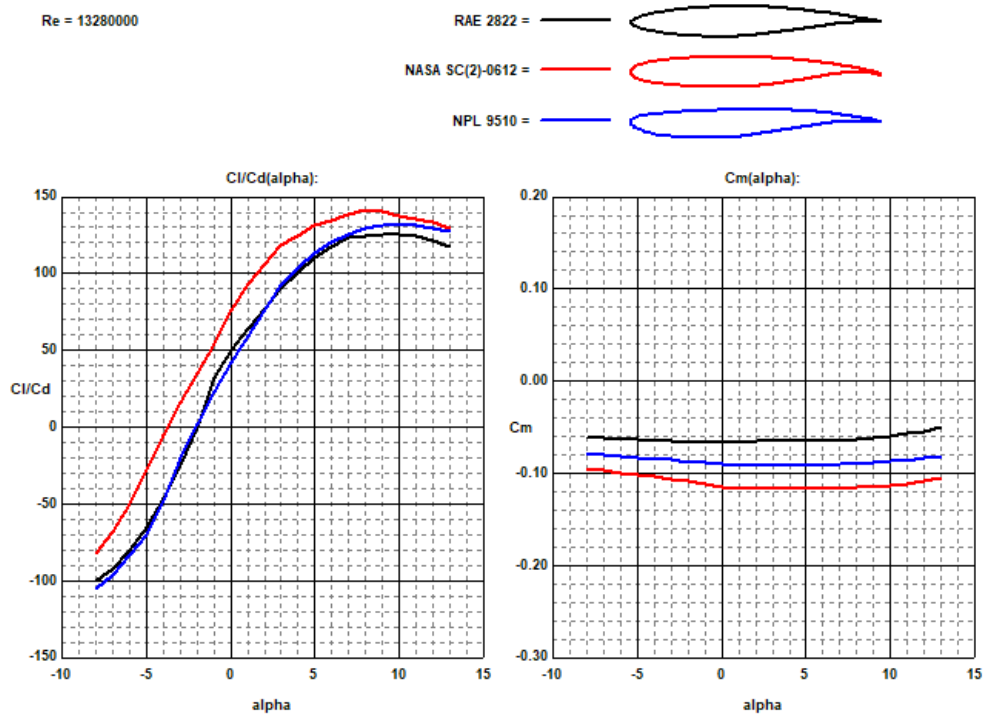


Рис. 2.6. Залежності $K(\alpha)$ та $C_m(\alpha)$.

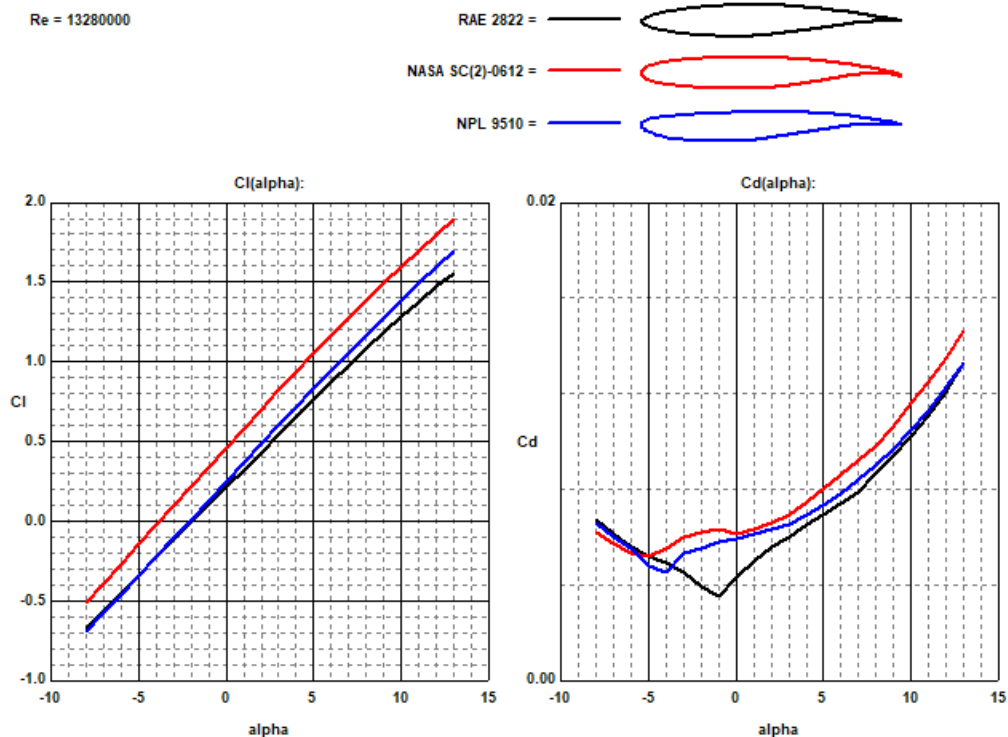


Рис. 2.7. Залежності $C_y(\alpha)$ та $C_x(\alpha)$.

Після проведення розрахунки в програмі Profili2, отримали графіки з яких можна зробити аналіз. Графік $C_y(\alpha)$ показує, що профіль NASA SC(2)-0612 має найбільший коефіцієнт підйомної сили, тоді як на графіку $C_x(\alpha)$ цей

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

профіль має найбільше значення опору, також на графіку $C_m(\alpha)$ профіль НАСА SC(2)-0612 має найбільший коефіцієнт крутного моменту. Профіль RAE 2822 має непогані значення коефіцієнтів, але значення коефіцієнт підйомної сили в нього найменше. Аеродинамічний профіль NPL 9510 має оптимальні значення аеродинамічних коефіцієнтів, тому цей профіль обрано для літака, що проектується.

Висновки до розділу.

В другому розділі вибрано конструктивно-силову схему планеру та агрегатів літака. Визначено геометричні параметри крила, фюзеляжу, оперення. Визначено вагові характеристики конструкції та агрегатів, а також вибрано оптимальний аеродинамічний профіль.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		32

3. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.

3.1. Визначення експлуатаційних маневрених перевантажень.

Експлуатаційні маневрені перевантаження визначаються згідно АП-25 за умов:

а) За винятком випадків польоту при максимальному (статичному) коефіцієнті підйомної сили, передбачається, що літак виконує симетричні маневри, при яких діють експлуатаційні маневрені перевантаження. Необхідно враховувати кутову швидкість тангажу, відповідну маневрам при виході з пікірування і при сталому віражі.

б) Максимальна експлуатаційна маневрена перевантаження для будь-якої швидкості аж до V_D повинна бути не менше, ніж

$$2,1 + \frac{10890}{G+4540} \quad (3.1)$$

величина $n_{\max(a)}^{\text{э}}$ має бути в апазоні від 2,5 до 3,8.

де G – максимальна розрахункова злітна вага, кг;

с) Мінімальне експлуатаційне маневрене перевантаження, аж до V_D повинна бути не менше -1,0.

Максимальне експлуатаційне маневрове перевантаження обчислюється:

$$n_{\max(a)}^{\text{э}} = 2,1 + \frac{10890}{m_0+4540} \quad (3.2)$$

де m_0 - максимальна злітна маса літака, кг.

Максимальне маневрове перевантаження приймаємо таким: $n_{\max(a)}^{\text{э}} = 2,5$.

Мінімальне маневрове перевантаження має значення: $n_{\min(a)}^{\text{э}} = -1,0$.

3.2. Визначення розрахункових повітряних швидкостей.

3.2.1. Розрахункова крейсерська швидкість V_c .

Для швидкості V_c згідно АП-25 прийняті умови:

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		33

а) Значення швидкості V_C має бути більше швидкості V_B , щоб мати можливість врахувати збільшення швидкості, яке може відбутися в через турбулентність атмосфери;

б) Швидкості V_C , приймають, за умови щоб значення $V_B + 81$ км/год, також не перевищувала максимальну швидкість в горизонтального польоту;

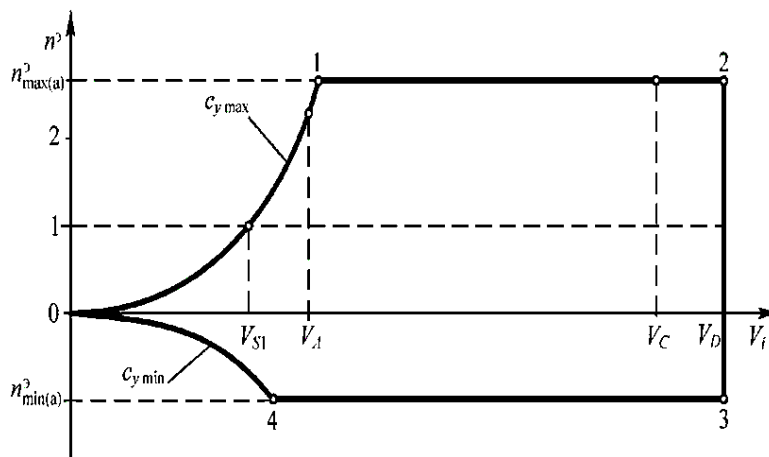


Рис. 3.1. Обвідна перевантажень при маневрі.

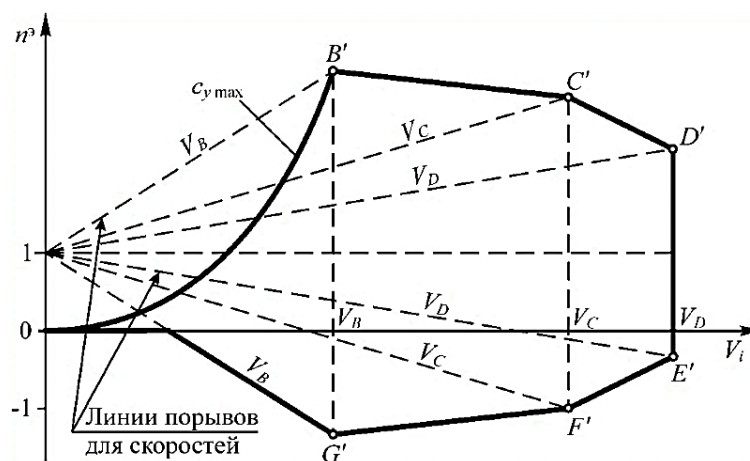


Рис. 3.2. Обвідна перевантажень при польоті в неспокійному повітрі.

в) На певних висотах, де значення швидкості V_D обмежене числом Маху, швидкість V_C , також обмежена числом M .

Знаходимо розрахункову крейсерську швидкість:

$$V_C = V_{кр} \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} \quad (3.3)$$

де ρ_H і ρ_0 – щільність повітря.

3.2.2. Розрахункова швидкість пікірування V_D .

Згідно до АП-25:

Для значення швидкості пікірування має виконуватись рівність $V_C \leq 0,8V_D$ або щоб мінімальний запас швидкості між V_C і V_D мав найбільше значення і визначаються:

а) Літак має бути виведений з усталеного режиму польоту на швидкості V_C і протягом $20c$ та летіти по траєкторії з нахилом на $7,5^\circ$ нижче первісної, а потім переведений на кабрирування з перевантаженням $1,5$. Зростання швидкості при виконанні маневру визначається розрахунковим шляхом, якщо використано аеродинамічні дані з відповідним запасом.

б) Мінімальний запас швидкості має бути достатнім на випадок зміни атмосферних умов (таких, як різного роду пориви, течії), для розрахунку та визначення похибок приладів і виробничих відхилень у конструкції планера літака.

Приймаємо значення швидкості V_D :

$$V_D = 1,25V_C \quad (3.4)$$

3.2.3. Розрахункова маневрена швидкість V_A .

Згідно до АП-25 швидкості V_A має умови:

а) Швидкість V_A не може бути менше, ніж, $V_{SI} \sqrt{n}$ де

(i) $n = n_{\max(a)}^3$;

(ii) V_{SI} – швидкість зриву (звалювання) при прибраних закрилках.

б) Швидкості V_A і V_{SI} повинні бути визначені при відповідній розрахунковій вазі і на певній висоті.

Швидкість звалювання V_{SI} має знаходитись при максимальному коефіцієнті нормальної аеродинамічної сили $c_{y \max}$:

$$m_0 g = Y = c_{y \max} \frac{\rho_0 V_{SI}^2}{2} S \quad (3.5)$$

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
						35
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

де S - площа крила.

Швидкість звалювання знаходять:

$$V_{S1} = 3,6 \sqrt{\frac{2p_0}{c_{y \max} \rho_0}}, \frac{\text{км}}{\text{год}} \quad (3.6)$$

де p_0 - питоме навантаження на крило, Н/м²;

ρ_0 - щільність повітря біля землі, кг/м³.

Швидкість V_A знаходять:

$$V_A = V_{S1} \sqrt{n_{\max}^2(a)} \quad (3.7)$$

3.3. Визначення перевантажень при польоті в неспокійному повітрі.

Згідно до АП-25 зазначено наступне:

(а) В горизонтальному польоті літак піддається впливу симетричних вертикальних поривів. Результуючі перевантаження мають відповідати умовам, які визначаються наступним чином:

(1) При швидкості польоту V_B на висотах від рівня моря до 6096 м - індикаторна швидкість позитивних (висхідних) і негативних (низхідних) поривів Ude приймається рівною 20,1 м/с. Швидкість поривів може зменшуватися лінійно від 20,1 м/с на висоті 6 096 м до 11,6 м/с на висоті 15 240 м.

(2) При швидкості польоту V_C на висотах від рівня моря до 6096 м - індикаторна швидкість позитивних (висхідних) і негативних (низхідних) поривів Ude приймається рівною 15,2 м/с. Швидкість поривів може зменшуватися лінійно від 15,2 м/с на висоті 6 096 м до 7,6 м / с на висоті 15 240 м.

(3) При швидкості польоту V_D на висотах від рівня моря до 6096 м - індикаторна швидкість позитивних (висхідних) і негативних (низхідних) поривів Ude приймається рівною 7,6 м/с. Швидкість поривів може зменшуватися лінійно від 7,6 м/с на висоті 6096 м до 3,8 м/с на висоті 15 240 м.

Залежність швидкості пориву від висоти і швидкості польоту (Рис. 3.3.)

									Арк.
									36
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					

Важливою умовою під час центровки є:

$$\overline{x_{Т.п.з}} = \overline{x_F} + m_{z_{доп}}^{c_y} \quad (3.10)$$

Де величина $m_{z_{доп}}^{c_y} < 0$.

Під час мого проектування приймаємо величину значення $m_{z_{доп}}^{c_y} = -0,15$:

За допомогою горизонтальної осі абсцис та вертикальної осі ординат визначається система початку координат центровки.

Зазвичай є два варіанти розміщення початку системи координат наведені далі:

- Якщо точка початку коренева хорда крила або вісь переднього чи заднього лонжерону. В такому розташуванні початку координат, вантажі, що розміщені лівіше від початку відліку, будуть мати негативне координати осі ОХ;
- Якщо точка початку координат розташована в носовій частині фюзеляжу, тепер маємо позитивні значення розміщення точок координат вантажів, і така методика дозволяє суттєво зменшити кількість помилки при розрахунках. Під час процесу центровки літака може з'явитись необхідність зміни положення центру початку координат, розміщеної на початку фюзеляжу, тоді точка що була вибрана за початок координат може знаходитись за межами конструкції літака.

Під час розрахунку центровки потрібне визначення вагових характеристик. Підраховуються статичні моменти маси основних елементів відносно початку координат.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
						39
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$K_{\text{розб}}$ – аеродинамічна якість літака при розбігу, приймаємо $K_{\text{розб}}=10$;

$f_{\text{розб}}$ – коефіцієнт тертя коліс шасі.

Приймають значення $f_{\text{розб}}$:

- Вкатаний сніг і лід – 0,02;
- Сухе бетонне покриття – 0,02;
- Мокре бетонне покриття – 0,03;

$$l_{\text{розб}} \approx \frac{1,2}{c_{y \text{ max зл}} \overline{P}_{\text{ср}}} \frac{p_0}{\frac{1}{2} \left(3f_{\text{розб}} + \frac{1}{K_{\text{розб}}} \right)} = 3127 \text{ м}$$

Знаходимо довжину пробігу:

$$l_{\text{пр}} \approx \frac{2,5p_0}{c_{y \text{ max зл}} \frac{1}{2} \left(\frac{1}{K_{\text{пр}}} + 2f_{\text{пр}} \right)} = 2398 \text{ м} \quad (3.21)$$

Висновки до розділу.

В третьому розділі визначено експлуатаційні маневрені перевантаження, обчислено розрахункові повітряні швидкості, центрову та злітно-посадкові характеристики.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		43

$$C_{yадоп} = \frac{C_{yаmax}}{K_{доп}} \quad (4.14)$$

де $K_{доп} = 1,25$ – коефіцієнт безпеки.

Значення допустимого кута атаки знаходиться:

$$\alpha_{доп} = \frac{57,3 C_{yадоп}}{C_{ya}^a + \alpha_0} \quad (4.15)$$

Будуємо графік залежності $C_{ya} = f(\alpha)$ (рис. 4.6.).

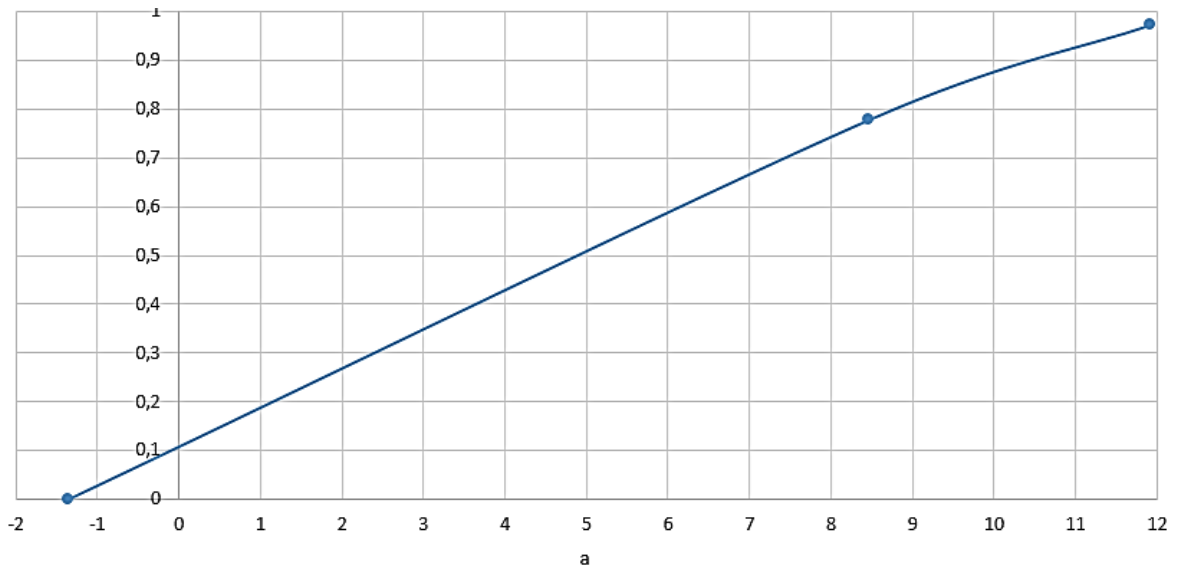


Рис 4.6. Залежність $C_{ya} = f(\alpha)$ для малих чисел M польоту на висоті $H=0$

Для малих чисел маху ($M \approx 0.2$) коефіцієнт опору літака знаходиться:

$$C_{xa} = C_{xa0} + C_{xai} + \Delta C_{xp} \quad (4.16)$$

де C_{xa0} – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій підйомній силі $C_{ya} = 0$;

C_{xai} – коефіцієнт індуктивного опору літака;

ΔC_{xp} – поправка, котра враховує зміну профільного опору, перерозподіл тиску на поверхні крила при $\alpha \neq \alpha_{доп}$.

Коефіцієнт лобового опору літака C_{xa0} при нульовій підйомній силі $C_{ya} = 0$ визначається:

$$C_{xao} = \frac{\sum X_{aok}}{\frac{\rho V}{2} S} \quad (4.17)$$

де $\sum X_{aok}$ – сумарна сила лобового опору елементів літака.

Лобовий опір крилового елемента або тіла обертання при малих числах M польоту знаходиться:

$$X_{aok} = 2C_F \frac{\rho V_{\text{пос}}^2}{2} S_k K_c \quad (4.18)$$

де $2C_F$ – сумарний коефіцієнт опору тертя, що дорівнює подвоєному значенню коефіцієнту опору тертя еквівалентної пластини

$$2C_F = \frac{0,148 \left(Re - Re_{\text{кр}} + 3,7 Re_{\text{кр}}^{\frac{5}{8}} \right)^{\frac{4}{5}}}{Re} \quad (4.19)$$

де $S_k = S_{\text{зм}} / 2$ – розрахункова площа елемента літака;

$S_{\text{зм}} = 2.5l_{\phi}d_{\phi}$ – повна бічна («змочена») площа циліндричного елемента літака;

$S_{\text{зм}} = 2S_{\text{пр}}$ – для крила та оперення;

K_c – коефіцієнт, котрий враховує вплив відносної товщини елемента на його опір.

Інтерференцію між крилом і фюзеляжем при дозвукових швидкостях польоту враховують коефіцієнтом K_i , визначається:

$$K_i = \frac{1 - K \cdot S_k}{S} \quad (4.20)$$

де $K = 0,25$ - враховує взаємне розташування крила і фюзеляжу.

З урахуванням інтерференції лобовий опір для крилових елементів або тіл обертання при $C_{ya} = 0$ визначають за формулою при малих числах M

$$X_{aok} = 2C_F \frac{\rho V_{\text{пос}}^2}{2} S_k K_c K_i \quad (4.21)$$

Формула для визначення C_{xao} набуває вигляду:

$$C_{xao} = (1,03 \dots 1,05) \frac{\sum n c_{xak} S_k}{S} \quad (4.22)$$

										Арк.
										50
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ					

де n – кількість елементів;

C_{xak} – коефіцієнт опору окремого елемента, котрий визначається залежністю:

$$C_{xak} = 2C_F K_c K_i \quad (4.23)$$

Коефіцієнт індуктивного опору C_{xai} залежить від коефіцієнту підйомної сили літака C_{ya} , ефективного відносного подовження крила λ_{ef} і коефіцієнту δ , який залежить від форми крила у плані:

$$C_{xai} = \frac{C_{ya}^2 (1 + \delta)}{\pi \lambda_{ef}} \quad (4.24)$$

де коефіцієнт δ може бути визначений за наступною формулою:

$$\delta = \frac{0,02 \lambda_{ef}}{\cos \chi_{\frac{1}{4}}} \left(3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right) \quad (4.25)$$

Коефіцієнт опору ΔC_{xp} при $C_{ya} > 0$ є функцією відносного коефіцієнта підйомної сили $\overline{C_{ya}} = \frac{C_{ya}}{C_{ya_{max}}}$ і визначається за формулою

$$\Delta C_{xp} = \{1 - e^{[-0,1(\overline{C_{ya}} - 0,4)^2]}\} (\overline{C_{ya}})^4 \quad (4.26)$$

Розрахунок полярів $C_{ya} = f(C_{xa})$ наведено в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1.

Розрахунок полярів

a	-1,36	0	1,83	3,67	5,5	7,33	9,17	11	11,91
C_{ya}	0	0,14	0,27	0,41	0,55	0,69	0,83	0,9	0,97
C_{xa}	0,038	0,039	0,043	0,049	0,058	0,072	0,094	0,116	0,135

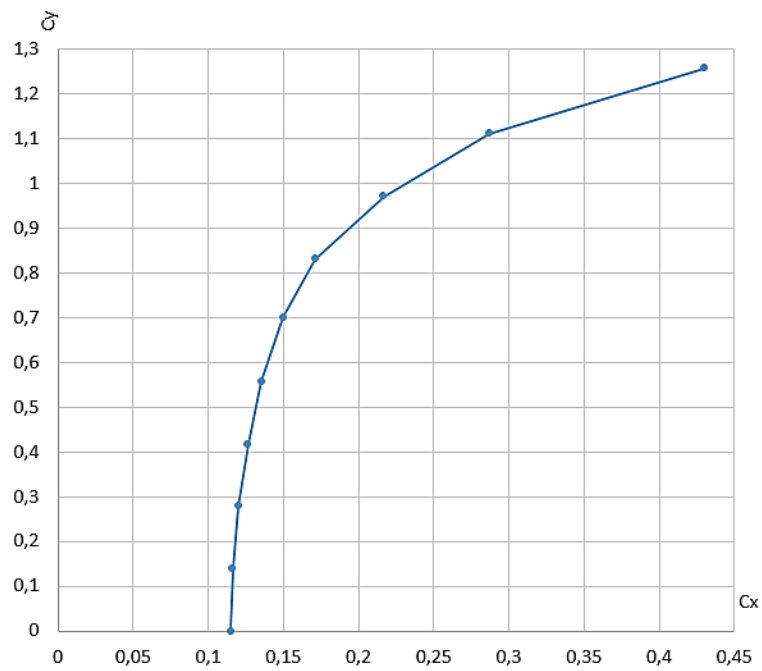


Рис. 4.12. Злітна поляра літака.

Висновки до розділу.

В четвертому розділі визначено аеродинамічні характеристики при крейсерському режимі польоту та при малих числах Маху та при злітно-посадковій конфігурації.

5. РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ НА АГРЕГАТИ ЛІТАКА.

5.1. Крило.

На крило літака при зльоті, посадці та в польоті діють зовнішні сили:

- Розподілені по поверхні аеродинамічні навантаження $q_{\text{пов}}$;
- Розподілені по поверхні масові навантаження $q_{\text{мас}}$;
- Зосереджені навантаження $P_{\text{агр}}$;

Знаходимо розрахункову підймальну силу крилу, знаючи масу літака, експлуатаційне перевантаження n^e , коефіцієнт безпеки f .

$$Y^p = Y^e = m_0 n^e f \quad (5.1)$$

де: m_0 – злітна маса літака, кг;

n^e – експлуатаційне перевантаження;

f – коефіцієнт безпеки.

Злітна маса дорівнює $m_0 = 520000$ кг. Експлуатаційне перевантаження приймаємо $n^e = 2.5$, коефіцієнт безпеки $f = 1.5$.

$$Y^p = 520000 * 2.5 * 1.5 = 1950000 \text{ кгс.}$$

Визначимо масове розрахункове навантаження від крила:

$$m_{\text{кр}}^p = m_{\text{кр}} n^e f \quad (5.2)$$

де: $m_{\text{кр}}$ – маса крила, кг.

Маса крила дорівнює $m_{\text{кр}} = 52520$ кг.

Отримаємо:

$$m_{\text{кр}}^p = 52520 * 2.5 * 1.5 = 196950 \text{ кг.}$$

Знаходимо розрахункові навантаження від силової установки:

$$m_{\text{су}}^p = m_{\text{су}} n^e f \quad (5.3)$$

$$m_{\text{су}}^p = 6300 * 2.5 * 1.5 = 23625 \text{ кг.}$$

Розподіл аеродинамічного навантаження за розмахом крила має складний характер. Для спрощення розрахунків потрібно побудувати еквівалентне крило в плані, шляхом його повороту.

Знаходимо еквівалентний розмах крила:

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						56
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$\Delta Q_i = q_{ср i} * \Delta Z \quad (5.12)$$

Значення поперечних сил (Таблиця 5.2.)

Момент згину M_i в кожному перерізі знаходять:

$$M_i = M_{i-1} + \Delta M_i = M_{i-1} + Q_{ср} * \Delta Z = M_{i-1} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} * \Delta Z \quad (5.13)$$

Крутний момент $M_{кр}$ в кожному перерізі знаходять:

$$M_{кр i} = M_{кр i-1} + \Delta M_{кр i} + \Delta M_{дв} = M_{i-1} + m_{ср} * \Delta Z + \Delta M_{дв} \quad (5.14)$$

де: $\Delta M_{дв} = P * h_{дв} - m_{дв} * a_2$, P – тяга двигуна, кгс.

Значення моментів згину та кручення (Таблиця 5.3, Таблиця 5.4.)

Схема сил в перерізі крила наведена на рис. 5.1.

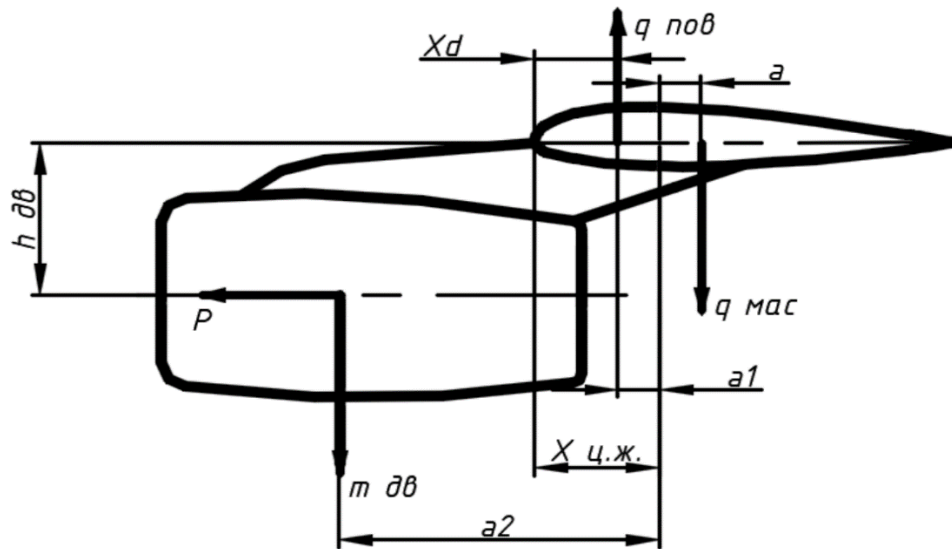


Рис. 5.1. Схема сил в перерізі крила

Таблиця 5.1.

Розподілені навантаження

№	b_i	$q_{пов}$	$q_{мас}$	$q_{пал}$	q_i
0	18,8	50357,14	19072,77	9892,125	21392,25
1	17,4	46607,14	17652,46	9649,125	19305,56
2	16,8	45000	17043,75	9406,125	18550,13
3	16,2	43392,86	16435,04	8970,75	17987,06
4	15,5	41517,86	15724,89	8474,625	17318,34

Продовження таблиці 5.1.

5	15	40178,57	15217,63	8353,125	16607,81
6	14,3	38303,57	14507,48	8029,125	15766,97
7	13,7	36696,43	13898,77	7563,375	15234,28
8	13,1	35089,29	13290,07	7077,375	14721,84
9	12,5	33482,14	12681,36	6662,25	14138,53
10	11,8	31607,14	11971,21	6176,25	13459,69
11	11,3	30267,86	11463,95	5892,75	12911,16
12	10,7	28660,71	10855,25	5599,125	12206,34
13	10,1	27053,57	10246,54	5305,5	11501,53
14	9,4	25178,57	9536,384	5001,75	10640,44
15	8,8	23571,43	8927,679	4708,125	9935,625
16	8,1	21696,43	8217,522	4414,5	9064,406
17	7,5	20089,29	7608,817	4120,875	8359,594
18	6,8	18214,29	6898,661	3837,375	7478,25
19	6,3	16875	6391,406	3533,625	6949,969
20	5,7	15267,86	5782,701	3240	6245,156

Таблиця 5.2.

Поперечні сили

<i>№</i>	<i>b_i</i>	<i>q_{ср}</i>	<i>ΔQ</i>	<i>Q</i>	<i>Δz</i>
0	18,8	20348,91	41918,75	500619,8	2,06
1	17,4	18927,84	38991,36	458701,1	2,06
2	16,8	18268,59	37633,3	419709,7	2,06
3	16,2	17652,7	36364,57	382076,4	2,06
4	15,5	16963,08	34943,94	345711,9	2,06
5	15	16187,39	9721,025	287142,9	2,06
6	14,3	15500,63	31931,29	301064,1	2,06

Продовження таблиці 5.2.

7	13,7	14978,06	30854,81	269132,8	2,06
8	13,1	14430,19	29726,19	238278	2,06
9	12,5	13799,11	28426,17	208551,8	2,06
10	11,8	13185,42	27161,97	180125,7	2,06
11	11,3	12558,75	2246,025	129338,7	2,06
12	10,7	11853,94	24419,11	150717,7	2,06
13	10,1	11070,98	22806,23	126298,5	2,06
14	9,4	10288,03	21193,34	103502,3	2,06
15	8,8	9500,016	19570,03	82319,76	2,06
16	8,1	8712	17946,72	62761,99	2,06
17	7,5	7918,922	16312,98	44829,03	2,06
18	6,8	7214,109	14861,07	28531,26	2,06
19	6,3	6597,563	13590,98	13686,86	2,06
20	5,7	0	0	0	0

Таблиця 5.3.

Моменти згину

<i>N_z</i>	<i>b_i</i>	Δz	<i>Q</i>	<i>Q_{ср}</i>	ΔM_i	<i>M_i</i>
0	18,8	2,06	500619,8	479660,5	988100,6	8410548
1	17,4	2,06	458701,1	439205,4	904763,2	7422448
2	16,8	2,06	419709,7	400893,1	825839,8	6517685
3	16,2	2,06	382076,4	363894,2	749621,9	5691845
4	15,5	2,06	345711,9	316427,4	651840,4	4942223
5	15	2,06	287142,9	294103,5	605853,2	4290382
6	14,3	2,06	301064,1	285098,5	587302,8	3684529
7	13,7	2,06	269132,8	253705,4	522633,1	3097226
8	13,1	2,06	238278	223414,9	460234,7	2574593

Продовження таблиці 5.3.						
9	12,5	2,06	208551,8	194338,7	400337,8	2114359
10	11,8	2,06	180125,7	154732,2	318748,3	1714021
11	11,3	2,06	129338,7	140028,2	288458	1395272
12	10,7	2,06	150717,7	138508,1	285326,7	1106814
13	10,1	2,06	126298,5	114900,4	236694,9	821487,7
14	9,4	2,06	103502,3	92911,03	191396,7	584792,9
15	8,8	2,06	82319,76	72540,87	149434,2	393396,2
16	8,1	2,06	62761,99	53795,51	110818,7	243962
17	7,5	2,06	44829,03	36680,14	75561,09	133143,2
18	6,8	2,06	28531,26	21109,06	43484,66	57582,13
19	6,3	2,06	13686,86	6843,431	14097,47	14097,47
20	5,7	0	0	0	0	0

Таблиця 5.4.

Моменти кручення

№	b	$m_{кр}$	$m_{кр\text{ ср}}$	$\Delta M_{кр}$	$M_{кр}$
0	18,8	30804,22	121170	249610,1	2216251
1	17,4	29309,4	108022,6	222526,6	1966641
2	16,8	27851,75	100577,4	207189,3	1744114
3	16,2	25333,11	92823,73	191216,9	1536925
4	15,5	22608,51	85910,28	176975,2	1345708
5	15	21964,89	79307,05	98872,53	1168733
6	14,3	20293,99	72417,61	149180,3	1069861
7	13,7	18007,87	66346,19	136673,1	920680,2
8	13,1	15767,96	60540,67	124713,8	784007,1
9	12,5	13972,46	54563,42	112400,6	659293,3
10	11,8	12008,28	49289,7	101536,8	546892,7

Експлуатаційне навантаження на ГО при маневрах:

$$Y_M^e = 0,33n^e \frac{m_0}{S_{кр}} S_{Г.О.} = 0,33 * 2,5 * \frac{520\,000}{728} * 243 = 143901 \text{ (кгс)} \quad (5.16)$$

де: m_0 – злітна маса літака;

$S_{кр}$ – площа крила;

$S_{Г.О.}$ – площа ГО.

Визначаємо сумарну аеродинамічну силу, яка діє на ГО при маневрах:

$$Y_{сум}^p = Y_{сум}^e * f = (143901 - 155780) * 1,5 = -18585 \text{ (кгс)} \quad (5.17)$$

Маса ГО $m_{ГО} = 7800$ кг

ГО має кут стрілоподібності 30° , тоді будуємо еквівалентне ГО. Розіб'ємо консоль на 9 частин з кроком $\Delta Z = 1,9$ м.

Положення центрів жорсткості, тиску та мас для кожного перерізу ГО визначаємо:

$$X_{ц.ж.} \approx 0,3b;$$

$$X_T = 0,2b;$$

$$X_M = 0,4b;$$

Розподілене аеродинамічне навантаження:

$$q_{пов} = \frac{m_0 n^e f}{S} b \quad (5.18)$$

Розподілене масове навантаження:

$$q_{мас} = \frac{m_{кр} n^e f}{S} b \quad (5.19)$$

Аеродинамічні та масові навантаження замінюються еквівалентним навантаженням.

$$q = q_{пов} - q_{мас} \quad (5.20)$$

Значення розподілених навантажень (Таблиця 5.5.)

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						63
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Поперечна сила Q в кожному перерізі знаходиться:

$$Q_i = Q_{i-1} + \Delta Q_i - m_{cy}^p = Q_{i-1} + q_{cp\ i} * \Delta Z - m_{cy\ i}^p \quad (5.21)$$

Середнє значення погонного навантаження:

$$q_{cp\ i} = \frac{q_i + q_{i-1}}{2} \quad (5.22)$$

Приріст поперечної сили:

$$\Delta Q_i = q_{cp\ i} * \Delta Z \quad (5.23)$$

Значення поперечних сил (Таблиця 5.6.)

Момент згину M_i в кожному перерізі знаходять:

$$M_i = M_{i-1} + \Delta M_i = M_{i-1} + Q_{cp} * \Delta Z = M_{i-1} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} * \Delta Z \quad (5.24)$$

Крутий момент $M_{кр}$ в кожному перерізі знаходять:

$$M_{кр\ i} = M_{кр\ i-1} + \Delta M_{кр\ i} = M_{i-1} + m_{cp} * \Delta Z \quad (5.25)$$

Значення моментів згину та моментів кручення наведені в таблицях 5.7. та 5.8.

Таблиця 5.5.

Розподілені навантаження

№	b	$q_{пов}$	$q_{мас}$	q
1	3,5	4094,686	896,0699	3198,616
2	4,4	4435,909	970,7424	3465,167
3	5,3	5033,051	1101,419	3931,632
4	6,4	5647,254	1235,83	4411,424
5	7,3	6244,396	1366,507	4877,889
6	8,1	6841,537	1497,183	5344,354
7	8,9	7438,679	1627,86	5810,819
8	9,7	8018,759	1754,803	6263,956
9	10,5	8530,595	1866,812	6663,783

Таблиця 5.6.

Поперечні сили

№	b	Δz	q_{cp}	ΔQ	Q
1	3,5	0	1599,308	0	0
2	4,4	1,9	3331,891	2082,432	2082,432
3	5,3	1,9	3698,399	4622,999	6705,431
4	6,4	1,9	4171,528	5214,41	11919,84
5	7,3	1,9	4644,657	5805,821	17725,66
6	8,1	1,9	5111,121	6388,902	24114,56
7	8,9	1,9	5577,586	6971,983	31086,55
8	9,7	1,9	6037,387	7546,734	38633,28
9	10,5	1,9	6463,869	8079,837	46713,12

Таблиця 5.7.

Моменти згину

№	b	Δz	Q	$\Delta M_{зг}$	$M_{зг}$
1	3,5	0	0	0	0
2	4,4	1,9	2082,432	5492,415	5492,415
3	5,3	1,9	6705,431	11640,8	17133,21
4	6,4	1,9	11919,84	18528,44	35661,65
5	7,3	1,9	17725,66	26150,14	61811,79
6	8,1	1,9	24114,56	34500,69	96312,49
7	8,9	1,9	31086,55	43574,89	139887,4
8	9,7	1,9	38633,28	53341,5	193228,9
9	10,5	1,9	46713,12	58391,4	251620,3

Таблиця 5.8.

Моменти кручення

№	<i>b</i>	ΔZ	<i>m</i> кр	ΔM кр	<i>M</i> кр
1	3,5	0	1197,781	0	0
2	4,4	1,9	1405,729	1627,194	1627,194
3	5,3	1,9	1809,669	2009,624	3636,818
4	6,4	1,9	2278,301	2554,981	6191,799
5	7,3	1,9	2785,59	3164,932	9356,731
6	8,1	1,9	3343,827	3830,886	13187,62
7	8,9	1,9	3953,011	4560,524	17748,14
8	9,7	1,9	4593,575	5341,616	23089,76
9	10,5	1,9	5198,704	6120,174	29209,93

Висновки до розділу.

В п'ятому розділі розраховано діючі навантаження на крило та горизонтальне оперення, а саме: розподілені аеродинамічні навантаження, розподілені масові навантаження, зосереджені навантаження, поперечні сили, моменти згину та кручення.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		66

крила. Основною вимогою під час вибору матеріалу панелей є відношення ресурсу до маси. Для нижніх панелей раціонально використовувати матеріал Д16Т, який добре працює на розтяг. Для верхніх поверхонь доцільніше використовувати В95.

Під час розрахунку приймається те, що кесон повинен сприймати зовнішні навантаження, адже Мзг сприймається верхніми та нижніми панелями, Q – стінками лонжеронів і Мкр – замкнутим контуром.

Розраховуємо середню висоту міжлонжеронної частини крила

$$H_{cp} = 0.95 \frac{H_1 + H_2 + H_3}{3} \quad (6.1)$$

де H_1 , H_2 та H_3 висоти лонжеронів в перерізі

Знаходимо редуційну площу панелі

$$F_{\phi}^6 = \frac{M_{изг}}{0,9H_{cp}\sigma_{кр.п.}}, \quad (6.2)$$

де $\sigma_{кр.п.}$ – критичне напруження для поясу лонжерона.

Приймаємо $\sigma_{кр.п.} = 1,1\sigma_p$.

Знаходимо сумарну площу верхніх поясів лонжеронів

$$F_{\Pi}^B = 0.12F_{\phi}^B$$

Відповідно до висот лонжеронів розподіляється площа поясів:

$$F_{\Pi 1}^B = \frac{H_1 * F_{\Pi}^B}{H_1 + H_2 + H_3} \quad (6.3)$$

$$F_{\Pi 2}^B = \frac{H_2 * F_{\Pi}^B}{H_1 + H_2 + H_3} \quad (6.4)$$

$$F_{\Pi 3}^B = \frac{H_3 * F_{\Pi}^B}{H_1 + H_2 + H_3} \quad (6.5)$$

Потрібно задати товщину h поясів для того, щоб визначити ширину b . Співвідношення b/h обирають так, щоб критичне напруження втрати стійкості пояса лонжерона було рівним розрахунковому напруженню матеріалу пояса $\sigma_{кр} = \sigma_{\phi}$.

									Арк.
									68
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ				

Критичне напруження знаходять:

$$\sigma_{кр} = \frac{0,9kE}{\left(\frac{b}{2h}\right)^2}, \quad (6.6)$$

Визначення приведеної товщини стиснутої обшивки

$$\delta_{пр}^B = \frac{F_{\varphi}^B - F_{\Pi}^B}{B\varphi_{стр}^B} \quad (6.7)$$

де $\varphi_{стр}^B = \frac{\sigma_{кр.стр}^B}{\sigma_{кр.п}^B}$ – редуційний коефіцієнт;

$\sigma_{кр.стр}^B = 0.6\sigma_B$ – критичне напруження втрати стійкості стрингера верхньої панелі;

$B = x_2 - x_1$ – відстань між стінками лонжеронів в перерізі.

Товщина обшивки

$$\delta_B = 0.6\delta_{пр}^B \quad (6.8)$$

Крок стрингерів завжди постійний по розмаху крила, змінюється тільки їх кількість. Приймаємо крок стрингерів для кесонних крил $\delta_{пр}^B = 150$ мм.

Знаходимо кількість стрингерів на верхній панелі:

$$n_{стр}^B = \frac{B - t_{стр}^B}{t_{стр}^B} \quad (6.9)$$

Знаходимо площу стрингера:

$$F_{стр}^B = \frac{F_{\varphi}^B - F_{\Pi}^B - B\delta_B}{n_{стр}^B} \quad (6.10)$$

Редуційна площа панелі

$$F_{\varphi}^B = \frac{M_{изг}}{0,9H_{ср}\sigma_B}, \quad (6.11)$$

де σ_B – допустиме напруження для пояса лонжерона.

Сумарна площа верхніх поясів лонжеронів

$$F_{\Pi}^B = 0.12F_{\varphi}^H \quad (6.12)$$

Площа поясів лонжеронів розподіляється пропорційно до висоти

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						69
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$\gamma \approx \frac{\overline{c_{\text{корн.}}} \cdot \overline{b_{\text{корн.}}} - \overline{c_{\text{конц.}}} \cdot \overline{b_{\text{конц.}}}}{L}, \quad - \text{кут конусності крила.}$$

де $\overline{c_{\text{корн.}}} \cdot \overline{c_{\text{конц.}}}$ – відносні товщини кореневого та кінцевого перерізу крила; $\overline{b_{\text{корн.}}} \cdot \overline{b_{\text{конц.}}}$ – коренева та кінцева хорди крила

Поперечна сила в лонжеронах розподіляється пропорційно квадрату висоти:

$$Q_i = Q_{\text{пр}} \frac{H_i^2}{H_1^2 + H_2^2 + H_3^2} \quad (6.23)$$

Дотичні потоки в стінках лонжерона

$$q_{\text{ст}i} = \frac{Q_i}{H_i} + \frac{M_{\text{кр}}}{(H_1 + H_2 + H_3)B} \quad (6.24)$$

Товщина стінок лонжеронів:

$$\delta_{\text{ст}i} = \frac{q_{\text{ст}i}}{\tau_{\text{кр}}} \quad (6.25)$$

$$\text{де } \tau_{\text{кр}} \cong 0.65\sigma_{\text{в}} \quad (6.26)$$

Крок стійок лонжеронів

$$t_{\text{ст}i} = \delta_{\text{ст}i} \sqrt{\frac{5.04E}{\tau_{\text{кр}} - 3.4E \left(\frac{\delta_{\text{ст}i}}{H_i}\right)^2}} \quad (6.27)$$

Крок нервюр визначається

$$a = 3 \cdot t_{\text{ст}p}^H \quad (6.28)$$

Таблиця 6.1.

Параметри поясів та стінок лонжеронів

№	b_i , м	$F_{\text{п}1}^B$	$F_{\text{п}2}^B$	$F_{\text{п}3}^B$	$F_{\text{п}1}^H$	$F_{\text{п}2}^H$	$F_{\text{п}3}^H$	$\delta_{\text{ст}1}$	$\delta_{\text{ст}2}$	$\delta_{\text{ст}3}$
20	5.7	0	0	0	0	0	0	0	0	0
19	6.3	6.11	7.30	6.65	7.99	9.56	8.71	0.21	0.21	0.22
18	6.8	23.13	27.48	25.19	30.29	35.99	32.98	0.40	0.40	0.42
17	7.5	49.95	59.86	54.39	65.41	78.39	71.23	0.57	0.57	0.61

Продовження таблиці 6.1.

16	8.1	81.29	102.6	88.51	106.4	134.48	115.91	0.70	0.68	0.74
15	8.8	122.4	154.6	133.3	160.3	202.54	174.57	0.85	0.82	0.90
14	9.4	171.1	216.1	186.2	223.9	282.95	243.88	1.00	0.96	1.05
13	10.1	234.4	296.2	255.3	307.1	387.94	334.37	1.19	1.14	1.26
12	10.7	299.5	378.4	326.2	392.2	495.60	427.17	1.34	1.29	1.42
11	11.3	382.5	483.2	416.5	500.9	632.82	545.44	1.55	1.48	1.64
10	11.8	469.3	593	511.1	614.6	776.55	669.32	1.72	1.65	1.82
9	12.5	545.3	688.9	593.7	714.1	902.14	777.57	1.51	1.45	1.60
8	13.1	621.1	784.5	676.2	813.2	1027.3	885.51	1.68	1.61	1.79
7	13.7	711.3	898.6	774.5	931.4	1176.7	1014.2	1.89	1.81	2.00
6	14.3	771.8	975.1	840.4	1010.7	1276.9	1100.6	2.01	1.93	2.13
5	15	744.92	941.08	811.13	975.48	1232.36	1062.20	1.60	1.53	1.70
4	15.5	780.37	985.87	849.73	1021.9	1291.01	1112.75	1.67	1.60	1.78
3	16.2	830.25	1048.8	904.05	1087.2	1373.54	1183.87	1.76	1.68	1.87
2	16.8	880.72	1112.6	959.01	1153.3	1457.04	1255.85	1.83	1.75	1.94
1	17.4	935.75	1182.1	1018.9	1225.3	1548.08	1334.32	1.90	1.81	2.02
0	18.8	1200.9	1517.1	1307.6	1572.6	1986.70	1712.37	2.35	2.25	2.50

Таблиця 6.2.

Параметри панелей, що працюють на розтяг-стиск

№	$\delta_{пр}^B$, мм	δ_B , мм	$n_{стр}^B$	$\delta_{пр}^H$, мм	δ_H , мм	$n_{стр}^H$	$F_{стр}^B$, мм ²	$F_{стр}^H$, мм ²
20	0	0	10	0	0	10	0	0
19	0.13	0.1	10	0.12	0.07	10	14.07	18.4
18	0.46	0.3	11	0.44	0.26	11	49.19	64.4
17	0.93	0.6	12	0.89	0.53	12	98.88	129.4
16	1.23	0.7	16	1.17	0.70	16	127.89	167.4

<i>Продовження таблиці 6.2.</i>								
15	2.18	1.3	13	2.08	1.25	13	230.53	301.7
14	2.87	1.7	14	2.73	1.64	14	301.80	394.9
13	3.71	2.2	15	3.53	2.12	15	388.49	508.5
12	4.49	2.7	16	4.28	2.57	16	468.62	613.3
11	5.45	3.3	17	5.19	3.11	17	566.75	741.7
10	6.38	3.8	17	6.08	3.65	17	661.72	866.1
9	6.87	4.1	19	6.54	3.93	19	709.69	928.8
8	7.37	4.4	20	7.02	4.21	20	758.45	992.6
7	7.89	4.7	22	7.52	4.51	22	810.31	1060.5
6	8.22	4.9	23	7.69	4.61	23	826.06	1081.1
5	8.55	5.1	24	7.13	4.28	24	764.92	1001.3
4	8.88	5.3	24	7.36	4.42	24	789.36	1033.25
3	9.21	5.5	26	7.40	4.44	26	791.54	1036.14
2	9.53	5.7	27	7.49	4.49	27	799.34	1046.3
1	9.86	5.9	28	7.75	4.65	28	827.13	1082.7
0	10.19	6.1	29	9.71	5.82	29	1034.69	1354.2

Висновки до розділу.

В шостому розділі проаналізовано особливості кесону та виконано проектний розрахунок елементів кесону крила, таких як: пояси, стінки лонжеронів, панелі, стрингери.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		73

ВИСНОВКИ

В першому розділі було зібрано та проаналізовано характеристики аналогів літака, що проектується, прийнято основні вимоги до літака, також сформовані критерії для ефективного проектування літака

В другому розділі вибрано конструктивно-силову схему планеру та агрегатів літака. Визначено геометричні параметри крила, фюзеляжу, оперення. Визначено вагові характеристики конструкції та агрегатів, а також вибрано оптимальний аеродинамічний профіль.

В третьому розділі було визначено експлуатаційні маневрені характеристики та перевантаження, знайдено розрахункові повітряні швидкості, проведено розрахунок центровок та злітно-посадкових характеристик.

В четвертому розділі було визначено аеродинамічні характеристики при крейсерському режимі польоту та при малих числах Маху та при злітно-посадковій конфігурації.

В п'ятому розділі було розраховано діючі навантаження на крило та горизонтальне оперення, а саме: розподілені аеродинамічні навантаження, розподілені масові навантаження, зосереджені навантаження, поперечні сили, моменти згину та кручення, а також побудовані епюри.

В шостому розділі було проаналізовано особливості кесону та виконано проектний розрахунок елементів кесону крила, таких як: пояси, стінки лонжеронів, панелі, стрингери.

					<i>ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ</i>	Арк.
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		74

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Глаголев А. Н. Конструкция самолетов.-М.: Машиностроение,1975.- 480 с.
2. Егер С. М. Проектирование самолетов: Учебник / С. М. Егер и др., 1983.-616 с.
3. Авіаційні правила. Частина – 25.
4. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів" для студентів за фахом 6.100101 кваліфікації «Бакалавр» кафедри приладів та систем керування літальними апаратами / В. В. Сухов. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 66 с.
5. Проектування та конструювання ЛА. Проектування та конструювання ЛА-2. Конструювання ЛА: [текст]: метод. вказівки до виконан. курс. проекту для студ. за напрямом підготов. 6.051101 «Авіа- та ракетобудування» / Уклад. – В. В. Сухов, О. М. Масько. – К. : НТУУ «КПІ», 2011. – 76 с.
6. Гиммельфарб А. Л. Основы конструирования в самолетостроении :учеб. пособ. / ред. А. В. Кожина. - 2-е изд., перераб. и доп. - М. :Машиностроение, 1980. - 367 с.
7. Зайцев В. // Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев,В. Л. Рудаков. - 2-е изд. - К. : Вища шк., 1978. - 488 с.
8. Воскобойник М. С. Конструкция, прочность самолетов и вертолетов /М. С. Воскобойник и др. - М.: Транспорт, 1972. - 440 с.
9. Гребеньков О. А. Конструкция самолетов : учеб. пособ. - М. :Машиностроение, 1984. - 240 с.
- 10.Житомирский Г. И. Конструкция самолетов : учебник / М. : Машиностроение, 1991. - 400 с.

					ВЛ7310.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		75