

**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: «Середньомагістральний транспортний літак»

Виконав:

студент IV курсу, групи ВЛ-73

Торохтій Михайло Петрович _____

Керівник:

доцент кафедри АРБ, к.т.н.

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

№ з/п	Формат	Позначення		Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4			Завдання на дипломний проєкт	1	
2	A4	ВЛ7315.10.00.00.00ПЗ		Пояснювальна записка	99	
3	A1	ВЛ7315.10.00.00.01ІМ		Аналіз аналогів та постановка завдання на дипломний проєкт	1	
4	A1	ВЛ7315.10.00.00.02ВЗ		Загальний вигляд проєкту літака	1	
5	A1	ВЛ7315.10.00.00.03РР		Аеродинамічні та технічні характеристики проєкту літака	1	
6	A1	ВЛ7315.10.20.00.04РР		Розрахунок навантажень, що діють на крило	1	
7	A1	ВЛ7315.10.31.00.05РР		Розрахунок навантажень, що діють на горизонтальне оперення	1	
8	A1	ВЛ7315.10.00.00.06ІМ		Порівняння проєкту літака з літаками аналогами.	1	
		П.І.Б.	Підп.	Дата	ВЛ7315.10.00.00.00	
Розробив		Торохтій М.П.				
Перевірів		Бондар С.А			Відомість дипломного проєкту	Аркушів
						1
Н. контр.		Поваров С.А.				КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-73
Зав. каф.		Кабанячий В.В.				

**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

Торохтію Михайлу Петровичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «Середньомігстральний транспортний літак», керівник проєкту Бондар Юрій Іванович, к.т.н, доцент кафедри АРБ, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. № 1061-с

2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту: _____

3.1 Висота польоту $H=11000$ м.

3.2 Крейсерська швидкість польоту $V=810$ км/год.

3.3 Максимальна злітна вага $m_{\text{пол}} = 145000$ кг.

3.4 Характеристики компоновальних складових та матеріалів.

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1. Аналіз існуючих конструктивно-силових схем середньомігстральних транспортних літаків та літератури по сучасним аналогам. Постановка завдання.

4.2. Вибір схеми та визначення основних параметрів планера літака.

4.3. Визначення аеродинамічних характеристик.

4.4. Визначення основних технічних характеристик.

4.5. Розрахунок навантажень, що діючих на агрегати літака.

4.6. Проектування конструкції агрегатів літака.

4.7. Проектний розрахунок кесону крила.

5. Перелік графічного (ілюстраційного) матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо):

5.1 Аналіз аналогів та постановка завдань на дипломний проект.

5.2 Загальний вигляд проекту літака.

5.3 Аеродинамічні та технічні характеристики проекту літака .

5.4 Розрахунок навантажень, що діють на крило.

5.5 Розрахунок навантажень, що діють на горизонтальне оперення.

5.6 Порівняння проекту літака з літаками аналогами.

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.	Аналіз існуючих конструктивно-силових схем середньомісцевих транспортних літаків та літератури по сучасним аналогам. Постановка завдання.	до 9.03.2021 р.	
2.	Вибір схеми та визначення основних параметрів планера літака.	до 16.03.2021 р.	
3.	Визначення аеродинамічних характеристик.	до 21.03.2021 р.	
4.	Визначення основних технічних характеристик	до 28.03.2020 р.	
5.	Розрахунок навантажень, що діють на агрегати літака.	до 5.04.2020 р.	
6.	Опис конструкції агрегатів планеру середньомісцевих транспортного літака.	до 12.04.2020 р.	
7.	Проектний розрахунок жорсткісних параметрів кесону консольної частини крила	до 26.04.2020 р.	
8.	Підготовка публікації по темі проекту	до 10.05.2020 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 27.05.2020 р.	
10.	Перевірка на плагіат	до 10.06.2020 р.	
11.	Захист	з 14.06.2020 р. по 30.06.2020 р	

Студент

(підпис)

Михайло ТОРОХТІЙ

(ініціали, прізвище)

Керівник проекту

(підпис)

Юрій БОНДАР

(ініціали, прізвище)

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту

на тему: «Середньомігистральний транспортний літак»

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до ДП «Середньомагістаральний транспортний літак» містить 99 сторінок, 53 ілюстрації та 8 бібліографічних посилання.

Метра проєкту – розробка середньомагістрального транспортного літака.

В ході роботи було проведено аналіз існуючих аналогів середньомагістральних транспортних літаків. Проаналізувавши зібрану інформацію про аналоги було сформовано вимоги до компоновання літака та виставлені основні тактико-технічні характеристики. Відповідно до статистичних даних та висунутих вимог було знайдено геометричні характеристики агрегатів планеру, масу агрегатів. Відповідно до геометричних характеристик було створено просторову модель. Визначено аеродинамічні, технічні характеристики. Описано конструкцію агрегатів планеру літака. Розраховано навантаження на крило та горизонтальне оперення та визначено геометричні характеристики кесону крила.

Ключові слова: середньомагістральний транспортний літак, проектування, крило, горизонтальне оперення, вертикальне оперення, конструктивно-силова схема, навантаження, кесон.

ABSTRACT

The explanatory note to the State Enterprise "Medium-Highway Transport Plane" contains 99 pages, 53 illustrations and 8 bibliographic references.

The project meter is the development of a medium-haul transport aircraft.

In the course of the work the analysis of existing analogues of medium-haul transport planes was carried out. After analyzing the collected information about analogues, the requirements for the layout of the aircraft were formed and the main tactical and technical characteristics were set. According to the statistical data and the requirements, the geometrical characteristics of the glider units and the mass of the units were found. According to the geometric characteristics, a spatial model was created. Aerodynamic, technical characteristics are determined. The design of aircraft glider units is described. The load on the wing and horizontal plumage is calculated and the geometric characteristics of the wing caisson are determined.

Key words: medium-haul transport aircraft, design, wing, horizontal plumage, vertical plumage, structural-power scheme, load, caisson.

ЗМІСТ	
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ ТЕРМІНІВ.....	6
ВСТУП.....	7
1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВИХ СХЕМ СЕРЕДЬОМАГІСТРАЛЬНИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ АНАЛОГАМ. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ.....	8
1.1. Аналіз існуючих аналогів.....	8
1.1.1. Airbus A400M Atlas.....	8
1.1.2. Ан-178.....	12
1.1.3. С 390	15
1.1.4. Boeing 737-800BCF	18
1.1. Аналіз аеродинамічних схем літаків та конструктивно-силових схем агрегатів.....	21
1.1.1. Аеродинамічні схеми літаків.	21
1.2. Аналіз літератури.	22
1.3. Постановка завдання.	23
1.4. Вхідні дані до проекту літака.	24
Висновок до розділу	24
2. ВИБІР СХЕМИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПЛАНЕРУ ЛІТАКА.....	25
2.1. Вибір схеми агрегатів літака.....	25
2.1.1. Крило.	25
2.1.2. Фюзеляж.....	25
2.1.3. Оперення.....	27
2.1.4. Шасі.....	28
2.1.5. Вибір типу маршового двигуна та розташування двигунів.....	28
2.2. Визначення основних геометричних параметрів планеру.....	30
2.2.1. Крило.	30
2.2.2. Фюзеляж.....	32
2.2.3. Оперення.	33

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ									
Змн.	Лист	№ докум	Підпис	Дата	Середньомаягістральний транспортний літак					Літ.		Арк.	Аркушів	
Разраб	Торохтій М.П											4	99	
Перевір.	Бондар Ю.І													
Н. Контр.	Поваров С.А									НТУУ «КПІ» ІАТ Каф. АРБ ВЛ-73				
Затв.	Кабанячий В.В													

2.3. Визначення маси конструкції та агрегатів.	35
2.4. Вибір аеродинамічного профілю.	39
2.5. Визначення положення центру мас літака.....	45
Висновок до розділу	48
3. ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	49
3.1. Визначення аеродинамічних характеристик при малих числах Маху та при злітно-посадковій конфігурації.	49
3.2. Визначення аеродинамічних характеристик при крейсерському режимі польоту.	59
Висновок до розділу	61
4. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК	62
4.2. Розрахунок перевантажень при польоті в неспокійному повітрі....	63
4.3. Розрахунок злітно-посадкових характеристик.....	66
Висновок до розділу	67
5. РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА АГРЕГАТИ ЛІТАКА	68
5.1. Визначення аеродинамічного навантаження	68
5.2. Горизонтальне оперення	76
Висновок до розділу	82
6. ОПИС КОНСТРУКЦІЇ АГРЕГАТІВ ПЛАНЕРУ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА.....	83
6.1. Крило.....	83
6.2. Фюзеляж.	85
6.3. Оперення.	87
Висновок до розділу	88
7. ПРОЄКТНИЙ РОЗРАХУНОК ЖОРСТКІСНИХ ПАРАМЕТРІВ КЕСОНУ КОНСОЛЬНОЇ ЧАСТИНИ КРИЛА.....	90
Висновок до розділу	96
ВИСНОВОК	98
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	99

**ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ
ТЕРМІНІВ**

ДСУ – допоміжна силова установки;

КСС – конструктивно-силова схема;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

КЧК – консольна частина крила;

					<i>ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ</i>	Арк.
						6
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

ВСТУП

Галузь перевезень вантажу повітряним транспортом стрімко розвивається з розвитком людства. Причинами стрімкого розвитку є:

- Швидка доставка;
- Широка географія польотів;
- Можливість здійснювати доставку вантажу на великі відстані за короткий термін часу порівняно з іншими видами транспорту.

Парк транспортних компаній переважно складається з пасажирських літаків які були перероблені в транспортні. Вантажний відсік в таких літаках розташовується там де раніше були пасажирські крісла, а рампа для завантажування розташовується з боку. Негабаритні вантажу наприклад як пошта і тп розміщуються в спеціальних контейнерах і їх легко завантажувати у вантажний відсік. Якщо ж говорити про габаритні вантажі наприклад як авто чи спец техніку то виникають деякі труднощі. Так як вантажний люк розташовується з боку фюзеляжу то потрібно спеціальна платформа яка піднімає вантаж на рівень з вантажним люком, а потім персонал розміщує її у вантажному відсіку. Таке розташування вантажного люку є незручним порівняно з хвостовою чи носовою вантажною рампою.

Метою даного дипломного проекту створення середньоміагістрального транспортного літака який би мав змогу перевозити габаритні вантажі на відстані 2500 – 6000 км. При розробці нового літака потрібно виконати наступні пункти:

1. Зібрати інформацію по існуючим аналогам літаків потрібного класу;
2. Проаналізувавши статистичні дані по аналогам визначити основні критерії яким повинен відповідати майбутній літак;
3. Визначити масу літака та агрегатів.
4. Визначити геометричні характеристики планеру літака;
5. Розрахувати тактико-технічні характеристики;
6. Виконати розрахунок навантажень що діють на агрегати літака;
7. Виконати проектний розрахунок.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						7
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВИХ СХЕМ СЕРЕДГЬОМАГІСТРАЛЬНИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ АНАЛОГАМ. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ.

1.1. Аналіз існуючих аналогів.

1.1.1. Airbus A400M Atlas

A400M – це чотирьох моторний військово-транспортний літак розроблений компанією Airbus Military (рис 1.1.1).



Рис 1.1.1 Airbus A400M

Літка A400M являє собою моноплан, що побудований за нормальною аеродинамічною схемою з Т-подібним хвостовим оперенням.

Крило кесонної схеми, що складається з двох лонжеронів, обшивки та набору нервюр. В кесонні розташовуються паливні баки, частина проводки для керування елеронами, тримерами, закрилками, інтерцепторами та двигунами. До кесону крила кріпиться секції передкрилків. До задньої частини кесону кріпляться секції закрилків, інтерцепторів та елеронів з тримерами. В крилі є вузли кріплення чотирьох двигунів та двох підвісних баків для

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		8

дозаправки літаків в повітрі. Для дозаправки літаків використовується система «шланга».

Фюзеляж літака побудований за полумонококовою схемою (рис 1.1.2.). Конструкція фюзеляжу сформована повздовжніми силовими елементами, поперечними силовими елементами, обшивки, підлогою, люками та дверями. До верхньої частини фюзеляжу кріпиться центроплан крила. До хвостової частини кріпиться Т-подібне оперення.



Рис 1.1.2. Фюзеляж А400М.

В фюзеляжі знаходиться кабіна екіпажу та вантажний відсік. В кабіні екіпажу знаходяться органи керування літаком, локатор РЛС під носовим обтічником, засоби радіозв'язу та ін. У вантажному відсіку знаходяться вузли кріплення для вантажів, від'ємні крісла для солдатів, від'ємні лежачки. Для завантаження вантажного відділу в фюзеляжі є одностворчаста рампа. Одностворчаста рампа на літаку розташовується в хвостовій частині та призначена для завантаження та розвантаження літака. Також рампа може використовуватися для десантування вантажів.

У вантажному відсіку літака може розміщуватися:

- військова техніка,
- десант,
- контейнери з вантажем,

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		9

- поранених.

Також є варіант комбінованого завантаження вантажного відсіку. На рисунку 1.1.3 проілюстровано варіанти завантажень літака.

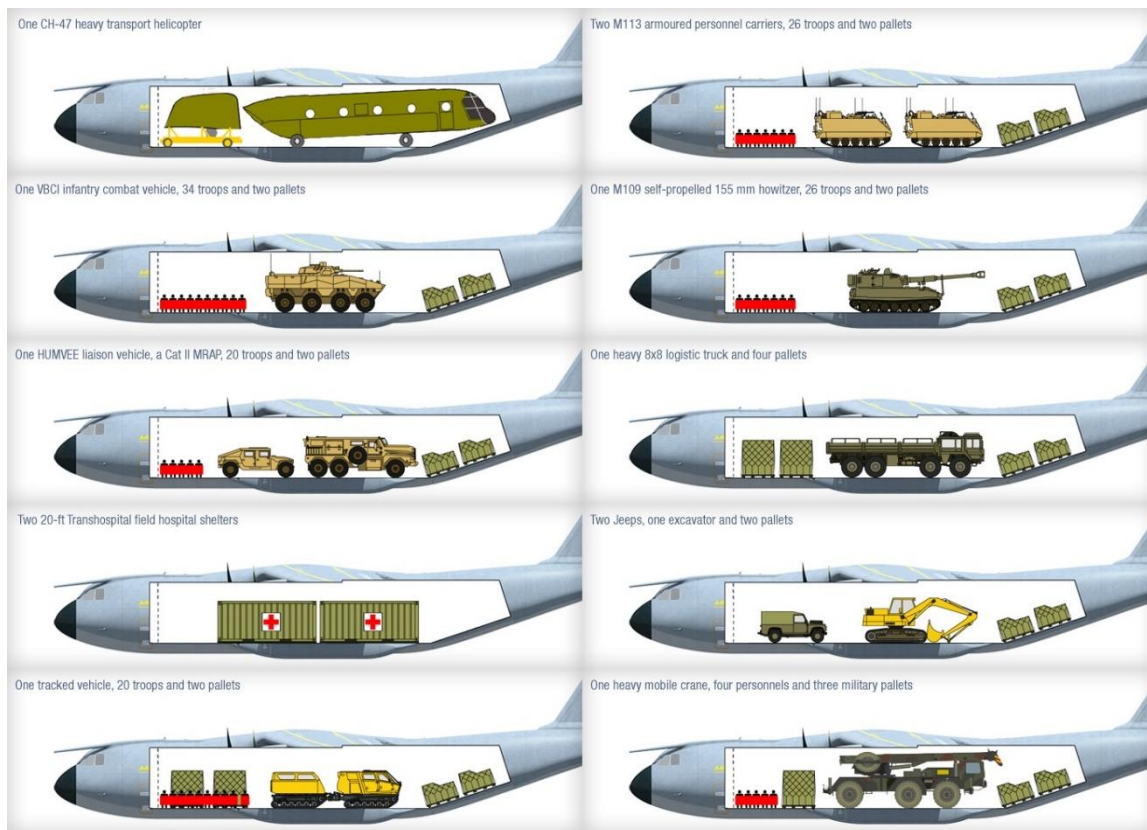


Рис 1.1.2 Варіанти завантажень літака А400М.

Для розміщення контейнерів чи військової техніки у вантажному відсіку є спеціальні вузли для закріплення. Солдати можуть розміщуватися по бокам та на з'ємних кріслах. Максимальна кількість солдат – 120 чоловік.

Силова установка представлена у вигляді чотирьох турбогвинтових двигунів Europrop ТВ-400-D6 (рис 1.1.3). Двигуни розроблені компанією Europrop International спеціально для літака А400М.

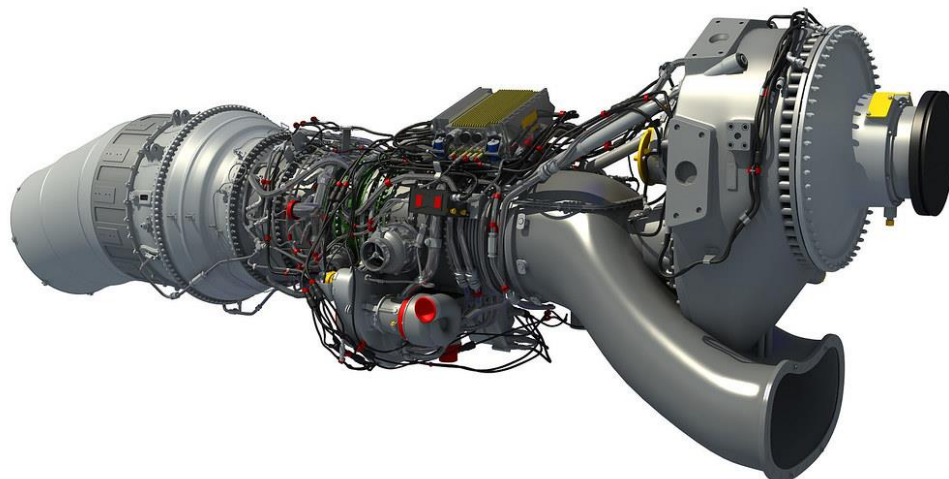


Рис 1.1.3. Двигун Europrop ТВ-400-D6.

ТВ-400-D6 є одним з найпотужніших турбогвинтових двигунів у світі. Його потужність 8251 кВт. До двигуна кріпиться восьми лопатевий гвинт, що розроблений компанією Ratier-Figeac. Лопаті виготовлені з композитних матеріалів. Турбогвинтовий двигун є більш економічним ніж турбореактивний двигун на швидкостях менше чиста Маху але при роботі двигуна лопаті створюють високий рівень шуму.

В таблиці 1.1.1 наведено тактико-технічні характеристики літака.

Таблиця 1.1.1.

Технічні характеристики

Загальні характеристики	
Кількість пасажирів. чол.	120
Геометричні характеристики	
Розмах крила, м	42,4
Площа крила, м ²	221,5
Довжина, м	40
Висота, м	14,7
Масові характеристики	
Маса пустого літака, кг	70000
Маса корисного навантаження, кг	37000

Маса злітна, кг	141000
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	780
Максимальна швидкість польоту, км/год	802

1.1.2. Ан-178

Ан-178 – військово-транспортний літак середньої дальності (рис 1.2.1), розроблений ДП Антонов на базі пасажирського літака Ан-158. Розробка літака розпочалась в 2010 році. Літак був створений для заміни Ан-26 та Ан-32. Перший політ відбувся 7 травня 2015 року.



Рис 1.2.1. Загальний вигляд Ан-178.

Літак побудований за нормальною аеродинамічною схемою.

Крило стрілоподібне з кутом 27° побудоване за кесонною схемою який утворюється завдяки двом лонжеронам та верхньої і нижньої обшивки та набором нервюр. В кесоні розташовуються паливні баки. В носовій частині крила розміщені передкрилки, а на задній кромці розміщені закрилки, інтерцептори та елерони. На закінцівках крила по обидва боки є вінглети для

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		12

зменшення витрати палива. Майже все крило виготовлено з алюмінієвих сплавів і тільки закрилки, елерони та вінглети виготовлені з вузглепластику.

Фюзеляж виготовлений за полумонококовою схемою та призначений для розміщення екіпажу, вантажу, важливих пристроїв та систем, а також до фюзеляжу кріпиться крило, гондоли, шасі та стабілізатор. У фюзеляжу є виріз під одностворчасту рампу для завантаження та розвантаження літака. При виготовленні фюзеляжу використовуються алюмінієві сплави та композити. З композитів виготовлені зализи, гондоли шасі, частина рампи, двері, задній обтічник, що прикриває ДСУ та носовий обтічний на радар. Всі інші деталі виготовлені з алюмінієвих сплавів. Вантажний відсік може вміщувати в собі різні типи вантажу. Зокрема у вантажному відсіку можуть розміщуватися солдати, контейнери, техніку. На рисунку 1.2.2. зображено можливі варіанти завантажень літака.

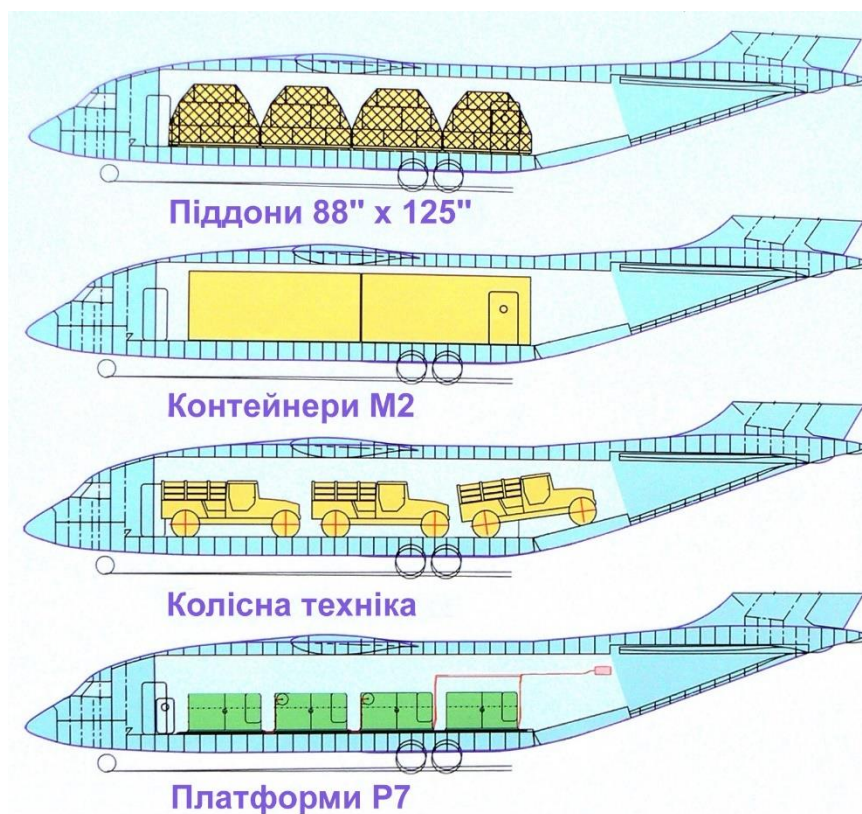


Рис 1.2.2. Варіанти завантажень вантажного відсіку.

Хвостове оперення Т-подібне та включає в себе киль та стабілізатор. Кіль та стабілізатор двохлонжеронні та мають кесонну конструкцію. Кіль кріпиться до хвостової частини фюзеляжу за допомогою стикових вузлів та болтів. Кіль

виготовлений з алюмінієвих сплавів для формування кесону на носовій частини, а з композитів виготовлені рулі управління та тримери. Стабілізатор кріпиться перпендикулярно до кіля. За конструкцією він схожий до конструкції крила і виготовлена з алюмінієвих та композитних матеріалів. Як і в конструкції кіля композитні матеріали використані тільки в конструкції рулів висоти та тримера, а всі інші складові стабілізатора виготовлені з алюмінієвих сплавів.

Силова установка представлена у вигляді двох турбореактивних двигунів Д-436-148ФМ (рис 1.2.3) розроблених ВАТ «Мотор Січ» та «Івченко-Прогрес». Двигун був розроблений спеціально для літака Ан-178 і має збільшену тягу на відміну від першого прототипу двигуна. Даний двигун має ряд переваг, а саме:

- Низький рівень шуму;
- Низька витрата палива;
- Зручність в обслуговуванні;
- Економічність;
- Можливість встановлення на інші літаки завдяки універсальній підвісці.



Рис 1.2.3. Двигун Д-436-148ФМ

Технічні характеристики літака наведені в таблиці 1.2.1.

Таблиця 1.2.1.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

Технічні характеристики

Загальні характеристики	
Кількість пасажирів, чол.	100
Геометричні характеристики	
Розмах крила, м	38
Площа крила, м ²	87,32
Довжина, м	30,52
Висота, м	9,65
Масові характеристики	
Маса пустого літака, кг	
Маса корисного навантаження, кг	18000
Маса злітна, кг	51000
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	
Максимальна швидкість польоту, км/год	825

1.1.3. C 390

C 390 – середньомагістральний військово-транспортний літак розроблений Бразильською компанією Embraer (рис 1.3.1).



Рис 1.3.1. Загальний вигляд C 390.

					<i>ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

Літак являє собою високоплан, що побудований за нормальною аеродинамічною схемою і з Т-подібним хвостовим оперенням.

Крило стрілоподібне з кутом 30° . По конструкції побудоване за кесонної кесонною схемою. Кесон формується двома лонжеронами, набором нервюр та обшивкою. Спереду кесону кріпиться передкрилки, а позаду кріпляться секції закрилків, інтерцепторів та елеронів. Крило поділяється на дві від'ємні частини та центроплан і стикуються вони між собою за допомогою фітингових з'єднань. До крила прикріплені два пілони для навіски двох двигунів.

Фюзеляж за конструктивною схемою напівмонокок. Складається з повздовжнього силового набору, поперечного силового набору, обшивки. Фюзеляж розділений на три відсіки носову, середню та хвостову. Носова і хвостова частина виконана з алюмінієвого сплаву, а середня частина фюзеляжу виготовлена з композитних матеріалів що дає змогу набагато зменшити вагу літака. У фюзеляжі розміщується кабіна екіпажу та вантажний відсік. Вантажний відсік може бути завантажений військовою технікою, технікою спеціального призначення, контейнерами, солдатами. Також є можливість розмістити хворих чи поранених на навісних ліжках які кріпляться по лівому та правому бортах. Геометричні параметри вантажного відсіку наведено на рисунку 1.3.2.

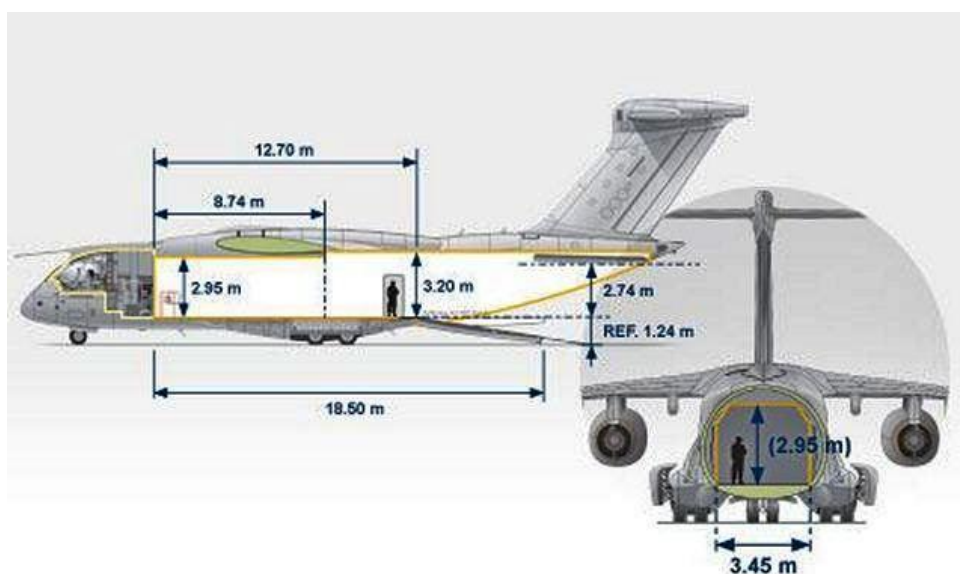


Рис 1.3.2. Параметри вантажного відсіку.

Завантаження та розвантаження вантажного відсіку відбувається через односторчасту рампу.

Зону кріплення крила до фюзеляжу закриті доволі плавними напливами та зализми, що позитивно впливає на обтікання повітрям фюзеляжу.

Хвостове оперення Т-подібне. Стикується зверху хвостової частини фюзеляжу за допомогою вузлів кріплення кіля. Стабілізатор в свою чергу кріпиться до кіля. Кіль та стабілізатор побудоване за кесонною схемою та складаються з двох лонжеронів, набору нервюр та обшивкою. На задній кромці стабілізатора розміщені рулі висоти, а на задній кромці стабілізатора розміщені рулі висоти.

На С390 в якості силової установки використовується два двоконтурний двоконтурних турбовентиляторних двигуни IAE V2500-E5 (рис 1.1.3) тягою 155 кН кожний. Двигуни кріпляться на пілони які в свою чергу прикріплені до крила.



Рис 1.1.3 Двигун IAE V2500-E5.

Технічні характеристики С390 наведені в таблиці 1.3.1.

Таблиця 1.3.1. Технічні характеристики

Загальні характеристики	
Кількість пасажирів, чол.	80
Геометричні характеристики	
Розмах крила, м	33,9
Площа крила, м ²	128,25

Довжина, м	22,5
Висота, м	11,4
Масові характеристики	
Маса порожнього літака, кг	
Маса корисного навантаження, кг	26000
Маса злітна, кг	86999
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	870
Максимальна швидкість польоту, км/год	870

1.1.4. Boeing 737-800BCF

Літак розроблений компанією Boeing і є модифікацією пасажирського літака Boeing B737-800. Перший політ відбувся в 2016 році. B737-800BCF є одним з кількох типів літаків компанії Boeing які були перероблені в транспортні літаки з пасажирських.



					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

Рис 1.4.1. Загальний вигляд Boeing B737-800BCF

Як було згадано вище літак був перероблений з пасажирського літака B737-800BCF у вантажний. Літак B737-800BCF є низькопланом що побудований за нормальною аеродинамічною схемою.

Крило стрілоподібне, побудоване за кесонною схемою. На передній кромці розміщена передкрилки, а на задній кромці розміщені закрилки, інтерцептори та елерони. На кінцях крил розміщені вінглети. До нижньої поверхні крила кріпляться два пілона підвіски двигуна. Також до заднього лонжерону кріпляться основні опори шасі.

Хвостове оперення нормальної схеми. По конструкції киль і стабілізатор побудований за кесонною схемою.

Основні зміни в конструкції зачепили фюзеляж, а саме пасажирське відділення яке переробили у вантажне. З салону було видалено пасажирські крісла, а на ілюмінатори поставили заглушки. По лівому борту після дверей для членів екіпажу розмістили вантажний люк (рис 1.4.2). Бокове розташування люку потребує додаткових засобів для завантаження. Параметри вантажного відділу наведено на рисунку 1.4.2. Варто зазначити, що вантажний відділ розділяється на дві частини, а саме: нижню та верхню (головну). В свою чергу нижня частина розділена ще на дві частини носову та хвостову. Розділяє нижній вантажний відсік центроплан крила.



					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

Рис 1.4.2. Відкритий вантажний люк літака B737-800BCF.

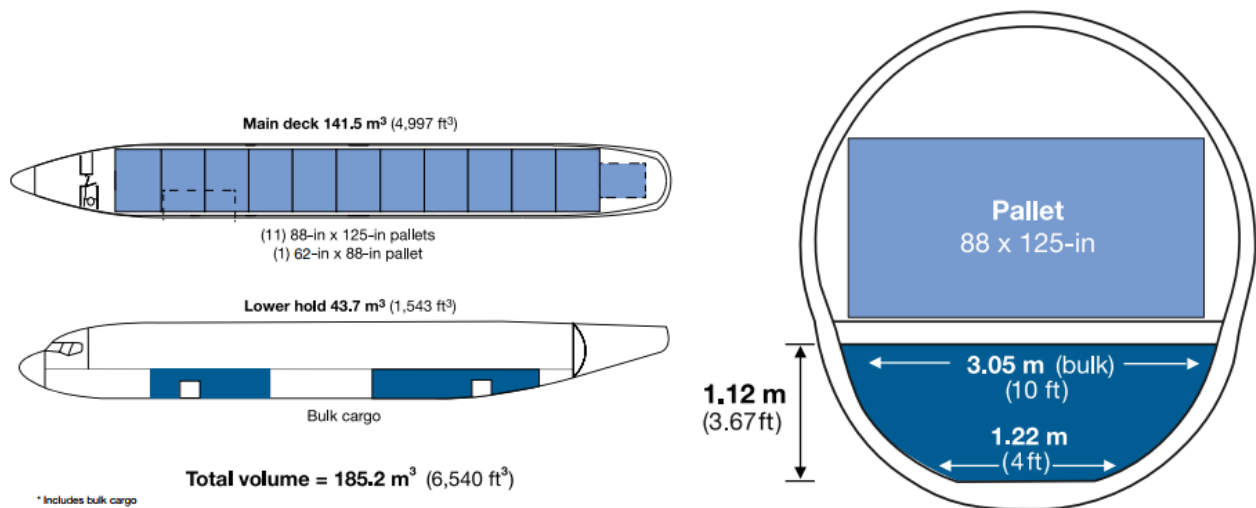


Рис 1.4.3. Схема вантажного відсіку з геометричними розмірами.

Технічні характеристики наведені в таблиці 1.4.1.

Таблиця 1.4.1.

Технічні характеристики літака Boeing 737-800BCF.

Загальні характеристики	
Кількість пасажирів. чол.	-
Геометричні характеристики	
Розмах крила, м	35,8
Площа крила, м ²	124,6
Довжина, м	39,5
Висота, м	12,54
Масові характеристики	
Маса пустого літака, кг	41460
Маса корисного навантаження, кг	26000
Маса злітна, кг	79000
Льотні характеристики	
Крейсерська швидкість польоту, км/год	925

Максимальна швидкість польоту, км/год	970
--	-----

1.1. Аналіз аеродинамічних схем літаків та конструктивно-силових схем агрегатів.

1.1.1. Аеродинамічні схеми літаків.

Під аеродинамічною схемою літака розуміють взаємне розташування несучих поверхонь літака.

Існують наступні аеродинамічні схеми:

- Нормальна (класична);
- Безхвостка;
- Качка;
- Літаюче крило;
- Тандем;
- З переднім та заднім ГО;
- Конвертована.

На рисунку 1.2.1.1. наведено зображення існуючих аеродинамічних схем.

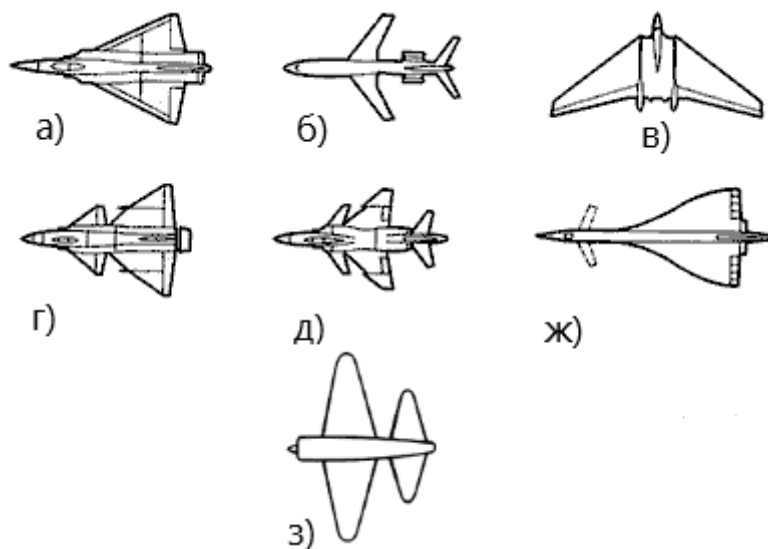


Рис 1.2.1.1. Аеродинамічні схеми літака.

а) – безхвостка; б) – класична; в) – качка; д) – з переднім та заднім ГО;
ж) – комбінована; з) – тандем.

Сучасні транспортні та пасажирські літака побудовані з нормальною аеродинамічною схемою через ряд переваг. Перевагами такої схеми є:

- Хороший огляд для екіпажу у передній напівсфері;
- Крило знаходиться в чистому незбуреному потоці і не затіняється іншими агрегатами літака;
- Дає можливість отримати найбільший діапазон центровки, що є важливо для пасажирських та транспортних літаків;
- Немає ефекту «клювання» як на схемі качка;
- Є можливість використовувати потужну механізацію крила.

Але така схема має свої недоліки:

- ГО може знаходитись в збуреному потоці від крила, що знижує його ефективність. Для уникнення такого ефекту потрібно збільшити площу ОГ, що призведе до збільшення ваги або винести ГО вгору або вниз, що теж призведе до збільшення ваги;
- Порівняно зі схемою «безхвостка» літаки нормальної схеми мають більший опір так як площа поверхні обтікання більша.

1.2. Аналіз літератури.

Для виконання дипломної роботи буде використана необхідна література в якій є необхідна інформація.

Для визначення оптимальної аеродинамічної схеми літака, конструктивно-силової схеми агрегатів використано наступні джерела: Житомирский Г.И. Конструкция самолетов; С.М. Егер «Проектирование самолетов»; Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. «Проектирование самолетов» – М.: Машинстроение, 1978. А.Н. Арапьев «Проектирование легких пассажирских самолетов»

При визначенні геометричних та вагових характеристики літака буде використовуватися інформація з: А.Н. Арапьев «Проектирование легких пассажирских самолетов», С.М. Егер «Проектирование самолетов».

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		22

1.3. Постановка завдання.

Літак, що проектується в даній дипломній роботі, відноситься до транспортного класу літаків тому він повинен мати можливість перевозити наступні вантажі:

- Контейнери;
- Обладнання;
- Пошта;
- Транспорт;
- перевезення пального.

Конструкція літака має відповідати наступним вимогам:

- Технологічність деталей та агрегатів;
- Мала вартість виробництва;
- Взаємозамінність;
- Високі експлуатаційні характеристики,

Літак повинен мати змогу злітати і приземлятися з бетонних і з ґрунтових злітно-посадкових смуг. Стан злітно посадкової смуги:

- суха
- волога
- мокра
- засніжена

Умови польоту:

- політ по приборам та по візуальним правилам
- день і ніч
- в складних метеоумовах (сніг, дощ тощо)
- політ над рівниною та гірською місцевістю
- політ при обледенінні
- політ в нештатних ситуаціях(відмова системи, відмова двигуна тощо)

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		23

Зберігання літака повинно відбуватися на відкритому просторі або при довгому простої в ангарі.

1.4. Вхідні дані до проекту літака.

Виходячи з першого розділу де було розглянуто сучасні аналоги транспортних літаків як можуть перевозити вантажі на середньоміжконтинентальні відстані та їх тактико-технічні характеристики було сформовано деякі основні характеристики яким має відповідати літак, а саме:

- Крейсерська швидкість - 810 км/год;
- Максимальна злітна вага – 145000 кг;
- Висота польоту – 11000 м;

Висновок до розділу

В даному розділі спочатку було розглянуто аналоги літаків які близькі по призначенню та характеристикам. Далі було проаналізовано існуючі схеми літаків. Проаналізувавши інформацію було прийнято рішення, що літак буде мати нормальну аеродинамічну схему так як вона переважно використовується на транспортних літаках та є найбільш оптимальною. Потім були розглянуто та проаналізовано відповідну літературу. Після вищеперерахованих етапів було висунуто основні вимоги до літака.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		24

2. ВИБІР СХЕМИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ПЛАНЕРУ ЛІТАКА.

2.1. Вибір схеми агрегатів літака.

2.1.1. Крило.

Вибір конструктивно-силової схеми крила є одним з важливих аспектів при проектуванні літака так як крило генерує найбільший відсоток підйомної сили. При проектуванні літака потрібно спершу чітко окреслити для яких цілей літак буде використовуватись так як від цього буде залежати параметри та конструкція крила.

Для того щоб у фюзеляжі було якомога максимально вільного місця для корисного вантажу, паливо потрібно розміщувати в крилі. Розміщення палива в крилі дасть наступні переваги:

- Більше місця у фюзеляжі;
- Зменшення згинального моменту крила за рахунок маси палива;
- Високий рівень живучості;
- Заміна деталей кесону легша.

Для забезпечення максимальної масової ефективності та розташування палива в крилі доцільно використати кесонну конструктивно-силову схему крила.

Кесон крила складатиметься з двох лонжеронів, панелей обшивки та набором нервюр. Між двома лонжеронами будуть розташовуватися паливні баки.

За формою в плані крило стрілоподібне так як таке крило дозволяє розвивати більшу швидкість польоту.

2.1.2. Фюзеляж.

У фюзеляжі розміщується кабіна екіпажу, вантажна кабіна, радіоелектронне обладнання, засоби завантаження вантажного відсіку тощо. Також до фюзеляжу кріпиться: крило, хвостове оперення, шасі.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						25
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

До фюзеляжу висуваються наступні вимоги:

- Надійність та міцність конструкції;
- Багато вільного об'єму;
- Герметичність не тільки у кабіні екіпажу але і у вантажній кабіні;
- Хороша обтічність поверхні щоб аеродинамічний супротив був малий;
- Для хороших характеристик стійкості найбільш тяжкий вантаж повинен розміщуватись поблизу центру мас.

При виборі КСС слід визначитися де найбільше навантаження діятиме на фюзеляж. Так як літак відноситься до транспортної категорії то найбільш навантаженою білянкою буде вантажний відсік який охоплює частину носового відсіку, весь середній відсік та частину хвостового відсіку. Тому раціональніше буде використати окремі КСС для кожного відсіку фюзеляжу. Так при виготовленні фюзеляжу буде менше витратиться матеріалу та маса такого фюзеляжу буде меншою ніж якби було використано якусь одну КСС на весь фюзеляж.

Частина носового відсіку, а саме носовий обтічник буде виготовлений за монококовою КСС так як на неї діє малі навантаження порівняно з іншими частинами фюзеляжу.

Частина носового відсіку, а саме від кабіни пілотів та середня частина буде за балочно-лонжеронною напівмонококовою схемою. В цих частинах фюзеляжу зосереджене корисне навантаження, шасі та кабіна пілотів з приладами. Балочно-лонжеронна напівмонококова схема дає наступні переваги:

- Внутрішній об'єм великий;
- Є можливість робити великі вирізи під двері, люки;
- Спрощена стиковка відсіків;

До недоліків можна віднести:

- Більша вага конструкції на відміну від балочно-стрингерних КСС;

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						26
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Хвостовий відсік має балочно-стрингерну напівмонококову КСС. Така КСС має наступні переваги:

- Має хорошу аеродинамічну поверхню;
- Має мінімальну масу серед балочних фюзеляжів;
- Великий внутрішній об'єм.

До недоліків можна віднести:

- Великий об'єм клепаних з'єднань відповідно багато концентраторів напруження;
- Нема можливість зробити великі вирізи тому потрібно підсилювати обрамленням або закривати силовими криками;

У носовій частині фюзеляжу знаходиться кабіна екіпажу. Технічний відсік розташовується під підлогою кабіни членів екіпажу. Під підлогою також знаходиться ніша передньої опори шасі. У передньому відділі носової частини знаходиться антена РЛС та необхідне електротехнічне обладнання.

Після кабіни екіпажу йде вантажний відсік який охоплює частково носову частину, всю середню та частково хвостову частину фюзеляжу. В середній частині крила зверху розташовані вузли кріплення центроплану крила. До нижньої частини кріпляться основні опори шасі.

У хвостовій частині є вантажний люк (рампа) та вузли кріплення хвостового оперення.

Кабіна екіпажу та вантажний відділ є герметичним.

2.1.3. Оперення.

Оперення за схемою Т-подібне та складається з кіля та стабілізатора.

Стабілізатор складається з двох консолей. Конструкція кожної з консолей складається з: носової частини, кесону, хвостової частини та рулів висоти.

Кесон консолей складається з двох лонжеронів, верхньої та нижньої панелі та набору нервюр. До кореневої нервюри та лонжерону кріпляться

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		27

вузли кріплення іншої консолі стабілізатора та частина вузлів кріплення до стабілізатора.

В носовій частині передбачене розміщення системи запобігання обігріву.

Хвостова частина складається з панелі, профілів та кронштейнів навісти рулів висоти, що виготовлені з композиційних матеріалів.

Кіль складається з носової частини, кесону та рулів напрямку.

Носова частина складається з обшивки та поперечного набору які формують аеродинамічну форму носової частини профілю кіля.

Кесон складається з двох лонжеронів, панелей обшивки та набору нервюр. До стінки заднього лонжерону кріпляться кронштейни навіски секцій рулів напрямку.

Руль напрямку складається з двох секцій та виготовлені з композитних матеріалів.

2.1.4. Шасі.

В даному літакові буд використовуватися багато-опорна схема шасі. Дана схема дає можливість біль рівномірно розподілити навантаження від літака на ЗПС. Також багато-опорне шасі дає можливість збільшити прохідність літака при маневрування на аеродромі. Передня опора складатиметься у носову частину фюзеляжу, а основні опори складатимуться в гондоли шасі, що прикріплюються до фюзеляжу.

2.1.5. Вибір типу маршового двигуна та розташування двигунів.

Маршовий двигун - це основний двигун літака який приводить його в рух. Маршовий двигун є складовою силової установки до якої також входять:

- агрегати;
- протипожежна система;
- система запобігання обледенінню;
- система кріплення двигунів;
- гондоли двигунів;

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		28

- паливні та масляні баки;
- система заправки.

Вибір типу двигуна залежить від необхідних характеристик яким повинен відповідати літак та пов'язаних з цим факторами. В сучасних середньомагістральних транспортних та пасажирських літаках використовують переважно турбовентиляторні двигуни з великим ступенем двоконтурності. Також використовуються турбогвинтові та гвинтовентиляторні двигуни. Такі двигуни використовуються на літаках А400М та Ан-70. Такі типи двигунів мають меншу витрату палива на швидкостях 700...800 км/год але вони генерують більше шуму, мають меншу тягу порівняно з турбовентиляторними а для того щоб збільшити тягу такого двигуна потрібно збільшувати розміри що веде за собою збільшення не тільки габаритів але і маси. Гвинтовентиляторний двигун має кращу паливну ефективність, більшу тягу порівняно з турбогвинтовими але є проблеми з високим рівнем шуму і такі двигуни мало використовуються в авіації та потребують покращень конструкторської.

На літаку буде використовуватись два турбовентиляторних двигуна

На сучасних транспортних літаках двигуни розташовуються на пілонах що кріпляться під крилом літака. Перевагою такої схеми є:

- Двигуни розвантажують крило в польоті;
- Зручний підхід для обслуговування двигунів;
- Може відігравати роль протифлатеного балансиру та демпфувати коливання крила в турбулентній атмосфері;
- При пожежі двигуна крило може бути ізольоване за допомогою протипожежних перегородок в пілонах.

До недоліків такої схеми відносять наступне:

- Є потреба у захисних пристроях на повітрязбірнику так як двигун розташовується близько до поверхні землі;

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		29

- При зупинці одного з двигунів в польоті утворюється момент обертання в горизонтальній площині;
- Необхідно збільшити поперечний кут V крила для того щоб при посадці з креном виключити можливість дотику двигуна до поверхні

2.2. Визначення основних геометричних параметрів планеру.

Льотно-технічні характеристики по більшій мірі залежать від аеродинамічних, вагових, технологічних, міцнісних та аеропружних характеристик. Геометричні характеристики агрегатів літака були розраховані відповідно до [1].

2.2.1. Крило.

Для визначення геометричних параметрів будемо опиратись на певні статистичні данні крила, саме:

- Питоме навантаження на крило $p_0 - 662.4$ даН;
- Подовження $\lambda = l^2/S_{кр} - 8.6$;
- Видовження $\eta = b_o/b_k - 3.2$;
- Стрілоподібність по передній кромці $X_{np} - 19^\circ$
- Стрілоподібність по лінії $1/4$ хорди $X_{0.25} - 16^\circ$
- Стрілоподібність по задній кромці $X_{зк} - 6^\circ$

Площа крила визначається з рівняння:

$$S_{кр} = \frac{m_0 g}{10 p_0} \text{ м}^2 \quad (2.1)$$

де m_0 – злітна вага, кг;

g – прискорення вільного падіння м/с².

Відповідно площа крила дорівнює:

$$S_{кр} = \frac{145000 * 9.8}{10 * 662.4} = 214.54 \text{ м}^2$$

Розмах крила:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = 42.952 \text{ м} \quad (2.2)$$

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						30
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Визначення довжини хорд:

- Кінцева хорда

$$b_{\text{кц}} = \frac{2 \cdot S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}} \cdot (1 + \eta_{\text{кр}})} = 2.378 \text{ м.} \quad (2.3)$$

- Коренева хорда

$$b_o = \eta_{\text{кр}} \cdot b_{\text{кц}} = 7.611 \text{ м.} \quad (2.4)$$

Відповідно маючи основні геометричні данні було побудовано ескіз крила (рис 2.2.1.1).

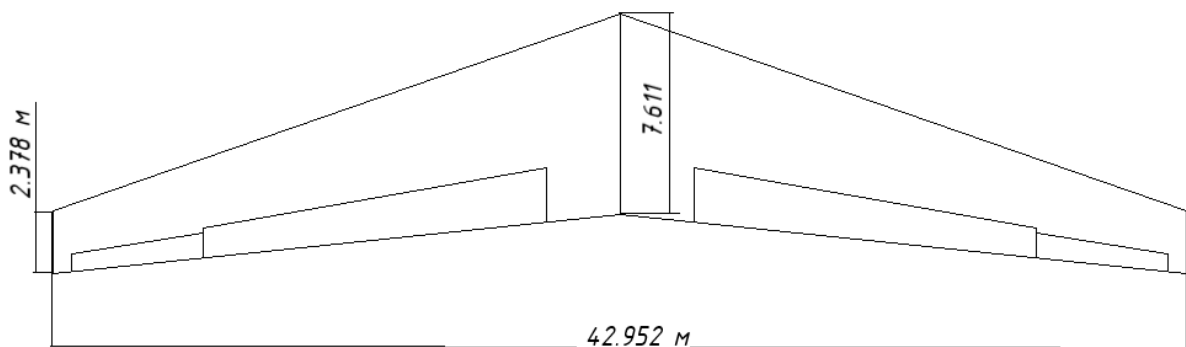


Рис 2.2.1.1. Ескіз крила.

Визначення геометричних параметрів механізації крила.

Площу елеронів визначають з відношення

$$\bar{S}_{\text{ел}} = \frac{S_{\text{ел}}}{S_{\text{кр}}} = 0.03 \dots 0.08 \quad (2.5)$$

де $\bar{S}_{\text{ел}}$ – відносна площа елеронів. Приймаю $\bar{S}_{\text{ел}} = 0.36$.

$$S_{\text{ел}} = 7.85 \text{ м}^2$$

Хорди елеронів визначаються з співвідношення:

$$\bar{b}_{\text{ел}} = \frac{b_{\text{ел}}}{b} = 0.25 \dots 0.3 \quad (2.6)$$

Приймаю що $\bar{b}_{\text{ел}} = 0.25$ тоді:

$$b_{\text{ел.к}} = \bar{b}_{\text{ел}} \cdot b = 0,25 \cdot 2.54 = 0.635 \text{ м}$$

$$b_{\text{ел.0}} = \bar{b}_{\text{ел}} \cdot b = 0,25 \cdot 3.76 = 0.94 \text{ м.}$$

Довжина елерону визначається з співвідношення:

$$\bar{L}_{ел} = \frac{L_{ел}}{L} = 0.2 \dots 0.4 \quad (2.7)$$

Приймаю що $\bar{L}_{ел}=0.233$ тоді розмах одного елерону рівний:

$$L_{ел} = 0,5 * L * 0.265 = 5 \text{ м.}$$

Закрилок

Хорди елеронів визначаються з співвідношення:

$$\bar{b}_{зк} = \frac{b_{зк}}{b_i} = 0.3 \quad (2.6)$$

тоді:

$$b_{зк.к} = \bar{b}_{зк} * b = 0,3 * 3.76 = 1.128 \text{ м}$$

$$b_{зк.0} = \bar{b}_{зк} * b = 0,3 * 6.93 = 2.08 \text{ м.}$$

Розмах закрилка займає в межах 60...70 % від розмаху крила.

$$L_{зк} = 0.6 * L_{кр} = 0.6 * 42.95 = 12.886 \text{ м.} \quad (2.7)$$

2.2.2. Фюзеляж.

При визначенні геометричних параметрів введемо початкові значення для їх визначення, а саме:

- Діаметр міделя фюзеляжу 5.6 м;
- Відносне подовження фюзеляжу – 7.8;

Площа міделя:

$$S_m = \frac{\pi}{4} * D^2 = 26.618 \text{ м}^2 \quad (2.8)$$

Довжина фюзеляжу у першому наближенні розраховується за формулою:

$$l_{\phi}^I = D_{\phi} * \lambda_{\phi} = 43.68 \text{ м} \quad (2.9)$$

Довжина носової та хвостової частини в першому наближенні визначається з використанням інформації по статистичним даним.

Довжина носової частини:

$$l_{н.ч}^I = D_{\phi} * \lambda_{н.ч} = 8.4 \text{ м} \quad (2.10)$$

Довжина хвостової частини:

$$l_{хв.ч}^I = D_{\phi} * \lambda_{хв.ч} = 14.56 \text{ м} \quad (2.11)$$

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

Довжина середньої частини визначається за формулою:

$$l_{\text{св.ч}}^I = l_{\text{ф}}^I - (l_{\text{н.ч}}^I + l_{\text{хв.ч}}^I) = 43.68 \text{ м} \quad (2.12)$$

Виходячи з вище наведених геометричних параметрів було створено ескіз (рис 2.2.2.1).

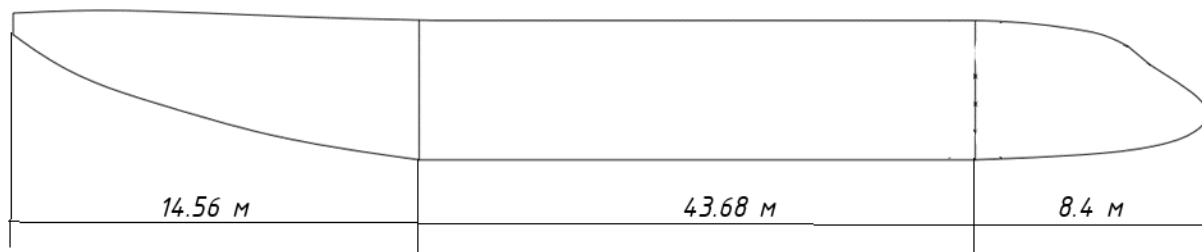


Рис 2.2.2.1 Ескіз фюзеляжу літака.

2.2.3. Оперення.

При визначенні геометричних параметрів горизонтального та вертикального оперення задаються певними значеннями які були виведені з статистичних даних.

В першому наближенні площа горизонтального оперення становить 15...30 % від площі крила. Для визначення основних геометричних характеристик приймемо наступні вхідні дані:

- Коефіцієнт статичного моменту $\bar{A}_{\Gamma.0} - 0,6$;
- Видовження $\eta_{\Gamma.0} - 2,9$;
- Подовження $\lambda_{\Gamma.0} - 7$;
- Коефіцієнт плеча оперення $\bar{L}_{\Gamma.0} = \frac{L_{\Gamma.0}}{b_a} = 2,5$;

Площа горизонтального оперення визначається за наступною формулою;

$$S_{\Gamma 0} = \bar{S}_{\Gamma.0} * S_{\text{кр}} = 51,48 \text{ м}^2 \quad (2.13)$$

де $\bar{S}_{\Gamma.0} = \bar{A}_{\Gamma.0} * \bar{L}_{\Gamma.0}$ – відносна площа горизонтального оперення.

Розмах;

$$l_{\Gamma 0} = \sqrt{\lambda_{\Gamma.0} \cdot S_{\Gamma.0}} = 18.984 \text{ м} \quad (2.14)$$

Кінцева хорда

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		33

$$b_{\text{кц}} = \frac{2 \cdot S_{\text{кр}}}{l_{\text{г.о}} \cdot (1 + \eta_{\text{г.о}})} = 1.391 \text{ м} \quad (2.15)$$

Коренева хорда

$$b_o = \eta_{\text{г.о}} * b_{\text{кц}} = 4.033 \text{ м} \quad (2.16)$$

Для визначення геометричних параметрів руля висоти можна задатися наступними статистичними даними:

$$\bar{S}_{\text{кр}} = \frac{S_{\text{рв}}}{S_{\text{го}}} = 0.3 - \text{відносна площа руля висоти.}$$

Відповідно площа рулів висоти рівна:

$$S_{\text{рв}} = 0.3 * S_{\text{го}} = 15.446 \text{ м}^2 \quad (2.17)$$

Розмах рулів висоти рівний $L_{\text{рв}} = 17.984 \text{ м}$.

Довжина хорди визначається за рівняннями:

$$b_{\text{рв.к}} = \bar{b}_{\text{зк}} * b = 0,3 * 1.39 = 0.417 \text{ м} \quad (2.18)$$

$$b_{\text{рв.о}} = \bar{b}_{\text{зк}} * b = 0,334 * 3.89 = 1.3 \text{ м} \quad (2.19)$$

Для визначення геометричних характеристик у першому наближенні можна задати площу вертикального оперення в проміжку від 9-10 % від площі крила, звуження 1.2.

Для визначення основних геометричних характеристик приймемо наступні вхідні дані:

- Коефіцієнт статичного моменту $\bar{A}_{\text{в.о}} - 0,06$;
- Подовження $\lambda_{\text{в.о}} - 1.6$;
- Коефіцієнт плеча оперення $\bar{L}_{\text{в.о}} = \frac{L_{\text{в.о}}}{b_a} = 2,7$;

Площа вертикального оперення визначається за наступною формулою;

$$S_{\text{во}} = \frac{\bar{A}_{\text{в.о}} * b_a}{\bar{L}_{\text{в.о}}} S_{\text{к.р}} = 25,987 \text{ м}^2 \quad (2.20)$$

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

- Розмах;

$$l_{\text{во}} = \sqrt{\lambda_{\text{в.о}} \cdot S_{\text{в.о}}} = 6.448 \text{ м} \quad (2.21)$$

- Кінцева хорда

$$b_{\text{кц}} = \frac{2 \cdot S_{\text{в.о}}}{l_{\text{в.о}} \cdot (1 + \eta_{\text{в.о}})} = 4,75 \text{ м} \quad (2.22)$$

- Коренева хорда

$$b_o = \eta_{\text{в.о}} * b_{\text{кц}} = 6,649 \text{ м} \quad (2.23)$$

При визначення геометричних параметрів руля напрямку можна задатися наступними статистичними даними:

$$\bar{S}_{\text{кр}} = \frac{S_{\text{рв}}}{S_{\text{го}}} = 0.3 - \text{відносна площа руля висоти.}$$

Відповідно площа рулів висоти рівна:

$$S_{\text{рн}} = 0.3 * S_{\text{го}} = 11.694 \text{ м}^2 \quad (2.24)$$

Розмах рулів висоти рівний $L_{\text{рв}} = 17.984 \text{ м}$.

Довжина хорди визначається за рівняннями:

$$b_{\text{рн.к}} = \bar{b}_{\text{рн.к}} * b = 0,3 * 4.924 = 1.477 \text{ м} \quad (2.25)$$

$$b_{\text{рн.о}} = \bar{b}_{\text{рн.о}} * b = 0,384 * 6.518 = 2.509 \text{ м} \quad (2.26)$$

2.3. Визначення маси конструкції та агрегатів.

При визначенні маси літака використовують метод ітерацій. Тобто на початку розрахунку беруть приблизні значення маси, а потім поступово застосовують більш точніші методи і формули для розрахунку. Для визначення злітної маси або маси конструкції, палива і тп використовують наступну формулу:

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{с.у}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{п}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}} \quad (2.27)$$

Для того аби зменшити вплив значення m_0 на значення $m_{\text{кон}}$, $m_{\text{с.у}}$, $m_{\text{об.упр}}$, $m_{\text{п}}$ розділяють обидві частини рівняння на m_0 :

$$1 = \bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{об.упр}} + \bar{m}_{\text{п}} + \bar{m}_{\text{ц.н}} + \bar{m}_{\text{с.н}} \quad (2.28)$$

При першому наближенні можна приймати масу спираючись на статистичні данні. В другому та наступних наближеннях використовують вже більш точніші формули які враховують фактори що впливають на масу. Розрахунок повторюється до тих пір поки в рівнянні значення m_0 та сума з права не буда рівна з можливими незначними похибками.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		35

Маса конструкції літака складається з суми маси крила, фюзеляжу, оперення, шасі у відносних величинах. Масу конструкції можна представити наступною формулою:

$$\bar{m}_{\text{кон}} = \frac{m_{\text{кон}}}{m_0} = \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}} \quad (2.29)$$

де $m_{\text{кон}}$ – маса конструкції;

m_0 – максимальна злітна маса;

$\bar{m}_{\text{кр}}$ – відносна маса крила;

$\bar{m}_{\text{ф}}$ – відносна маса фюзеляжу;

$\bar{m}_{\text{оп}}$ – відносна маса оперення;

$\bar{m}_{\text{ш}}$ – відносна маса шасі.

Визначимо масу крила:

Маса крила літака в середньому складає 30...40 % від маси конструкції літака. Для визначення маси крила в другому наближенні використаємо формулу:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{7k_1 n_p \varphi \lambda \sqrt{m_0}}{10^4 p_0 (\bar{c}_0)^{0.75} \cos^{1.5} \chi} * \frac{\eta + 4}{\eta + 1} * \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4.5k_2 k_3}{p_0} + 0.015 \quad (2.30)$$

де k_1 - коефіцієнт що залежить від ресурсу, $k_1 = 1$ при ресурсі 30000 годин;

Розрахувавши рівняння отримаємо:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 0.074$$

Визначимо масу фюзеляжу:

Маса фюзеляжу за статистикою становить 30...40 % від маси конструкції літака. Маса фюзеляжу складається з маси складових, що в ходять в конструкцію фюзеляжу, вікон, ліхтаря кабіни, люків, дверей, цільового навантаження і вузлів кріплення крила та оперення. Для визначення маси фюзеляжу у другому наближенні використаємо емпіричну формулу Шеймана:

$$\bar{m}_{\text{ф}} = k_1 * \lambda_{\text{ф}} * d_{\text{ф}}^2 * m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4 \quad (2.31)$$

Тоді відносна маса фюзеляжу становить:

$$\bar{m}_{\text{ф}} = 0.114$$

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		36

Визначимо масу оперення:

При визначенні маси оперення в першому наближенні можна припустити що вона становить 1,5 - 2,5 % від злітної маси літака.

$$\bar{m}_{оп} = \frac{0,85k_{MT}}{m_0} k_{\Pi} k_{оп}^{cx} p_o^{0.6} (S_{Г.о} + S_{В.о})^{1.16} \quad (2.32)$$

Відносна маса оперення становить:

$$\bar{m}_{оп} = 0.012$$

Визначимо масу шасі:

Відносна маса шасі літака в середньому складає 0.03...0.05.

$$\bar{m}_{ш} = \bar{m}_{ГЛ.ш} + \bar{m}_{Н.ш} + \frac{m_{КОЛ}}{m_0} \quad (2.33)$$

Відносна маса шасі становить:

$$\bar{m}_{ш} = 0.03$$

Відповідно формулі 2.29 відносна маса конструкції становить $\bar{m}_{кон} = 0.233$.

Визначення маси силової установки:

Проаналізувавши статистичні данні про злітну вагу, витрату палива, потужність двигуна літаків-аналогів було вирішено використати два турбовентиляторних двигуна General Electric GENx – 2B64B (рис 2.3.1) тягою 296 кН. Маса одного двигуна становить 5360 кг. Відповідно маса двигунів становить:

$$m_{с.у} = 5360 \cdot 2 = 10720 \text{ кг} \quad (2.34)$$



Рис 2.3.1. Двигун General Electric GE9x – 2B64B

Визначення відносної маси палива:

Для середньомагістральних транспортних та пасажирських літаків відносна маса палива становить 0,25...0,30. Відносна маса палива становить:

$$\bar{m}_{\text{п}} = 0.3$$

Визначення відносної маси обладнання:

$$\bar{m}_{\text{обл}} = (0,2345 + 5 * 10^{-4}m_0^0 + 1,9 * 10^{-6}(m_0^0)^2)(m_0^0)^{0,7622-4,37*10^{-4}m_0^0} (2.35)$$

$$\bar{m}_{\text{обл}} = 0,09$$

Визначення відносної маси службового навантаження:

Вага пілотів та обслуговуючого персоналу для вантажних літаків приймається 80 кг. Відповідно відносна маса службового навантаження становить:

$$\bar{m}_{\text{с.н}} = 0.02$$

Визначення відносної маси цільового навантаження:

$$\bar{m}_{\text{ц.н}} = 0.3$$

Відповідно до формули всі значення відносних мас повинні в сумі дати 1 відповідно знаючи відносні маси всіх основних складових літака можна визначити реальні значення мас складових. В таблиці 2.3.1 зведені всі значення маси складових літака.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		38

Вагові характеристики літака

Назва	\bar{m}	m т
Крило	0,074	10,73
Фюзеляж	0,114	16,53
Оперення	0,012	1,74
Шасі	0,03	4,35
Силова установка	0,11	15,95
Паливо	0,3	43,5
Обладнання	0,09	13,05
Службове навантаження	0,02	2,9
Цільове навантаження	0,3	43,5

2.4. Вибір аеродинамічного профілю.

Вибір аеродинамічного профілю крила є одним з найважливіших етапів при проектуванні крила літака так як від аеродинамічного профілю будуть залежати несучі параметри крила літака.

Аеродинамічний профіль – це форма поперечного перетину аеродинамічної поверхні. Відповідно до призначення літака обирають відповідний аеродинамічний профіль який забезпечить найбільш оптимальні льотно-технічні характеристики літака. Аеродинамічний профіль має геометричні характеристики від яких залежить його аеродинамічні характеристики. Геометричними характеристиками аеродинамічного профілю є:

- Хорда – відрізок що сполучає дві найбільш віддаленні точки профілю.
- Відносна товщина профілю – це відношення максимальної товщини профілю до хорди профілю.

- Відносне положення максимальної товщини – це відношення положення максимальної товщини профілю вздовж осі абсцис до хорди профілю.
- Відносна кривизна профілю – це відношення максимальної кривизни профілю до його хорди.
- Відносне положення кривизни профілю – відношення положення максимальної кривизни профілю по осі абсцис до хорди профілю.
- Відносний радіус носка – це відношення радіусу носка до хорди профілю.

Для визначення найбільш оптимального профілю потрібно визначити коефіцієнт підйомної сили при крейсерській швидкості та при крейсерській висоті. Профіль з максимальним значенням коефіцієнта підйомної сили і з мінімальним значенням коефіцієнта опору буде найбільш оптимально підходити для літака.

Визначення коефіцієнта підйомної сили при крейсерській швидкості та висоті.

$$Y_k = C_{yк} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S_k \quad (2.36)$$

Так як $Y_k = G = m_0 \cdot g$ ма'ємо:

$$C_{yк} = \frac{2 \cdot m_0 \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S_k} = 0.644 \quad (2.37)$$

Для вибору аеродинамічного профілю було підібрано профілі які використовуються на літаках аналогах та їм подібні профілі. Розглянемо наступні аеродинамічні профілі:

- NACA SC(2)-0412

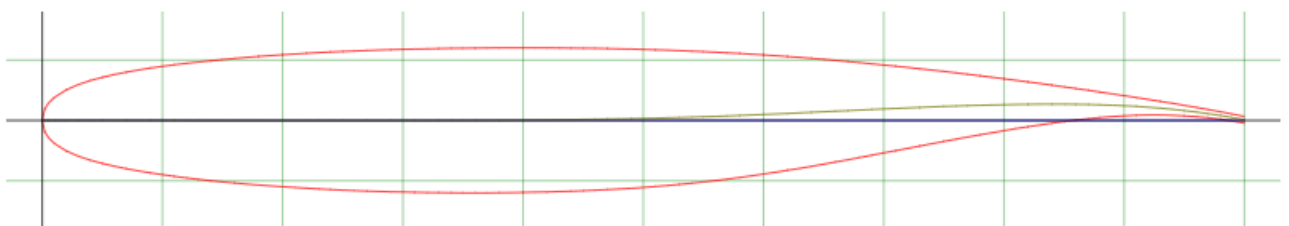


Рис 2.4.1. Аеродинамічний профіль NACA SC(2)-0412

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		40

Відносна товщина профілю – 12%

Положення відносної товщини профілю – 37%

Відносна кривизна – 1,3%

Положення максимальної кривизни – 83%

- NACA SC(2)-0612

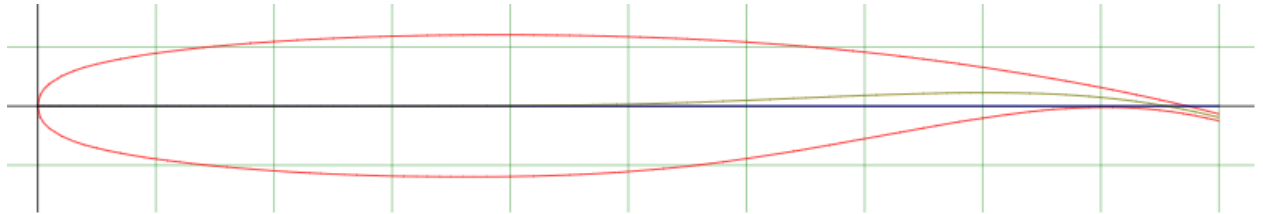


Рис 2.4.2. Аеродинамічний профіль NACA SC(2)-0612

Відносна товщина профілю – 12%

Положення відносної товщини профілю – 37%

Відносна кривизна – 1,9%

Положення максимальної кривизни – 81%

- Boeing 737 Midspan

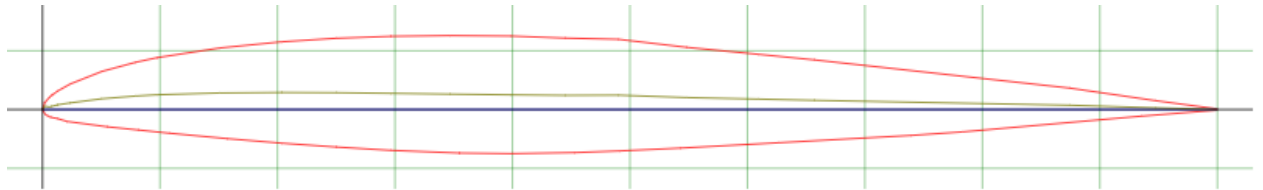


Рис 2.4.3. Аеродинамічний профіль Boeing 737 Midspan

Відносна товщина профілю – 12,5%

Положення відносної товщини профілю – 29,7%

Відносна кривизна – 0,8%

Положення максимальної кривизни – 10%

- Boeing commercial airplane company BACXX

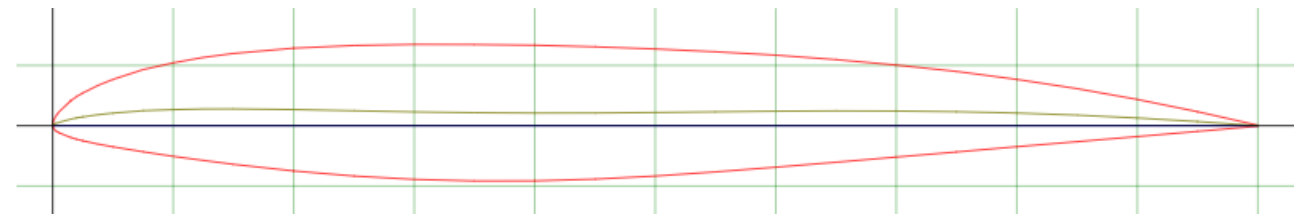


Рис 2.4.4. Аеродинамічний профіль Boeing commercial airplane company
BACXX

Відносна товщина профілю – 11,3%

Положення відносної товщини профілю – 35%

Відносна кривизна – 1,4%

Положення максимальної кривизни – 15%

- LOCKHEED C-5A BL0

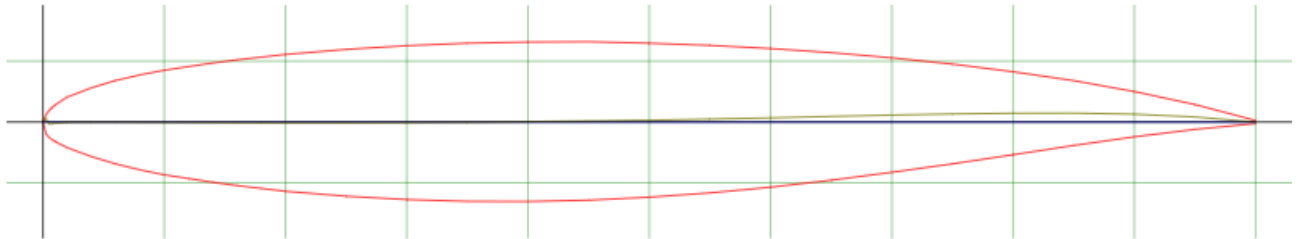


Рис 2.4.5. Аеродинамічний профіль LOCKHEED C-5A BL0

Відносна товщина профілю – 13,1%

Положення відносної товщини профілю – 40%

Відносна кривизна – 7%

Положення максимальної кривизни – 85%

Для вибору найбільш оптимального варіанту потрібно розрахувати коефіцієнт підйомної сили крила на крейсерській висоті та число Рейнольдса.

Розрахуємо Коефіцієнт підйомної сили крила при крейсерській швидкості та на крейсерській висоті за наступною формулою:

Розрахуємо число Рейнольдса:

$$Re = \frac{V \cdot b}{\nu} = 32426000 \quad (2.38)$$

В програмному середовищі Profili 2 проводжу обдуг профілів при крейсерському значенні числа Re .

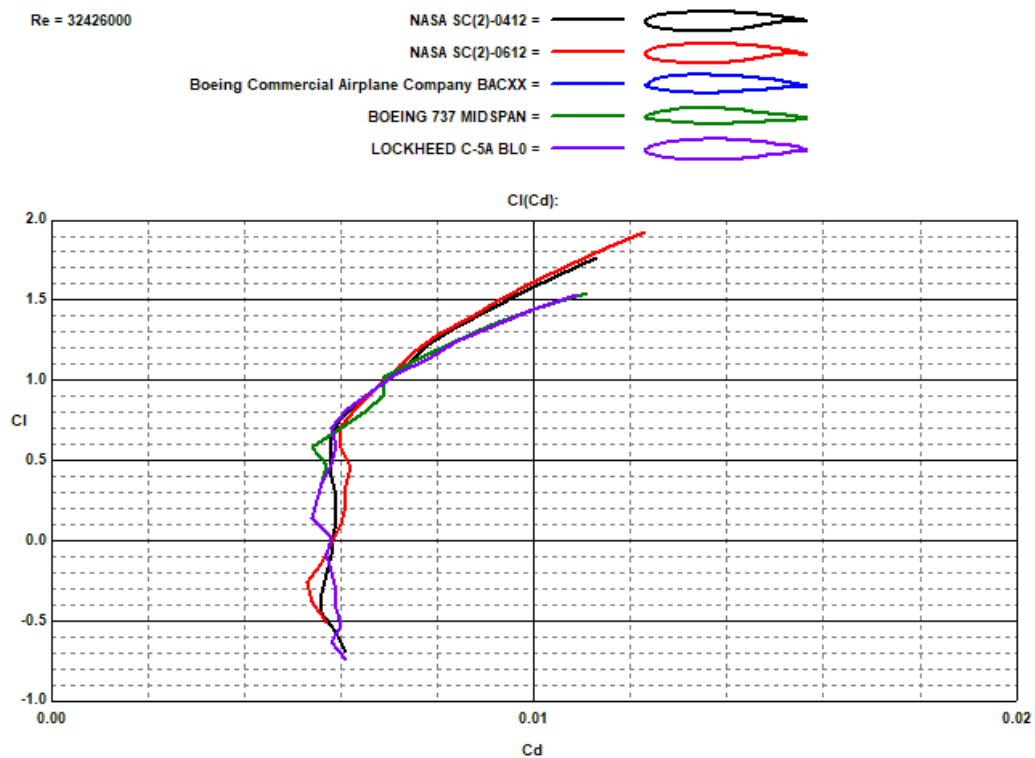


Рис 2.4.6. Поляри профілів

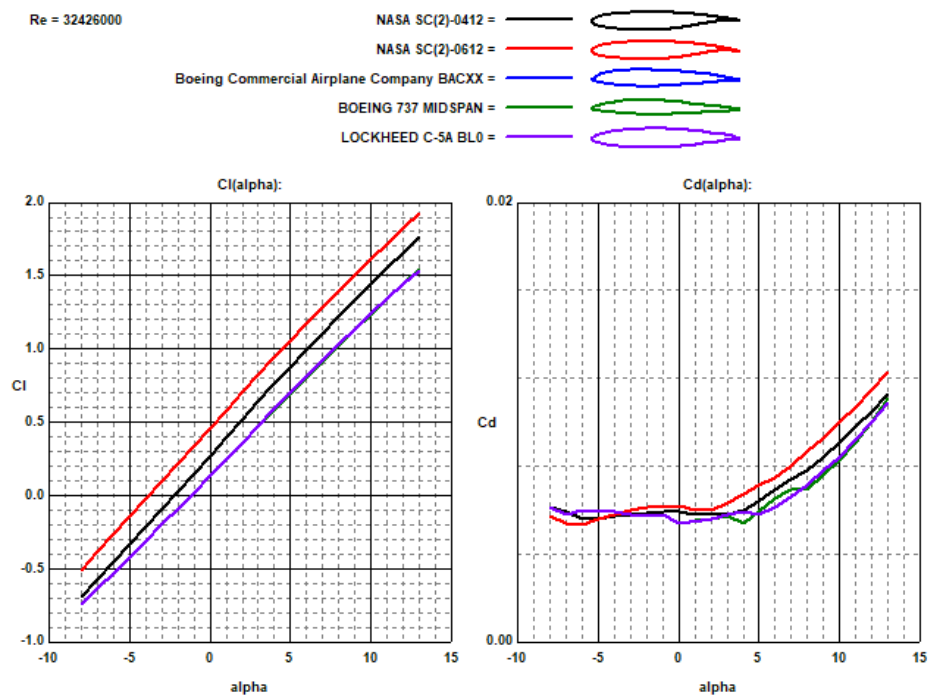


Рис 2.4.7. Графік залежності $C_y(\alpha)$ (ліворуч) та графік залежності $C_x(\alpha)$ (праворуч)

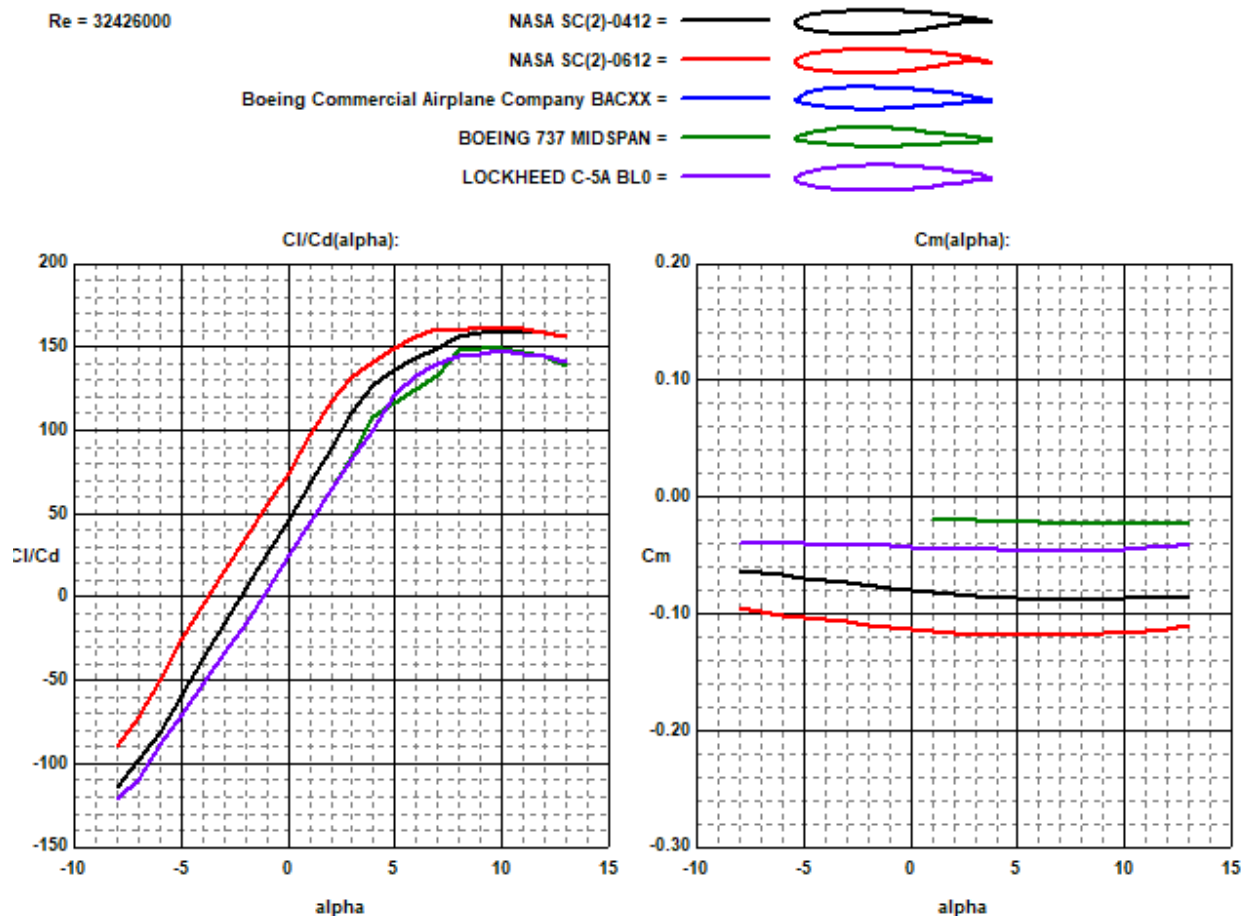


Рис 2.4.7. Графік залежності $K(\alpha)$ та $C_m(\alpha)$.

Аеродинамічні профілі NASA SC(2) – 0412 та NASA SC(2) – 0612 є суперкритичними. Суперкритичний аеродинамічний профіль – це аеродинамічний профіль в якому точка переходу з ламінарної течії в турбулентну зміщена ближче до середини хорди, що дає можливість збільшити критичне значення числа Маху при фіксованому значенні підйомної сили. Такий тип профілів часто використовують на пасажирських та транспортних літака які літають при $M=0,7-0,9$.

З поляри на рисунку видно що при значенні коефіцієнту підйомної сили 0.633 мінімальний опір має профіль Boeing 737 Midspan але має мале значення коефіцієнта підйомної сили. Якщо ж дивитись на значення графіку C_u/a то профіль NASA SC(2) – 0612 має найбільше значення підйомної сили при критичному куті атаки. Коли дивитись на графік C_m/a то бачимо що суперкритичні профілі NASA SC(2) – 0412 та NASA SC(2) – 0612 мають

велике значення коефіцієнту C_m , що може призвести до збільшення маси. Профіль Boeing 737 Midspan та Boeing commercial airplane company BAXX не підходять так як порівняно з іншими профілями мають гірші аеродинамічні характеристики окрім значення коефіцієнта C_m . Профіль Lockheed C-5A BL0 має найменше значення коефіцієнту підйомної сили відносно кута атаки. Провівши аналіз представлених аеродинамічних профілів було обрано профіль NASA SC(2) – 0412 так як він найбільш оптимальним для літака.

2.5. Визначення положення центру мас літака.

Всі аеродинамічні схеми літаків повинні бути збалансовані і зберігати стійкість. Умова повздовжнього балансування забезпечується тоді коли коефіцієнт моменту тонгажу рівний нулю відносно поперечної осі.

Розрахунок положення центру мас літака виконується в наступній послідовності [1]:

- 1) На кресленні літака визначити середню аеродинамічну хорду крила, горизонтального оперення, вертикального оперення. Визначити координати по осі OX та OY. Вісь OX проходить вздовж середньої лінії фюзеляжу.
- 2) Розмістити крило так аби $0.25b_{CAH}$ співпадала з очікуваним центром мас.
- 3) На боковому вигляду виділити якомога більше агрегатів та визначити їх положення відносно початку координат (рис 3.4.1).
- 4) З точки очікуваного положення центру мас проводимо лінію під кутом $\gamma=10...13^\circ$. Далі провести лінію опрокидування під контуру ϕ і так щоб вона була на відстані 50 мм до хвостової частини. Через перетин цих ліній проводимо лінію ЗПС по горизонталі.

$$\phi = \alpha_{сумах} - \Delta\alpha - \alpha_{закл},$$

де $\Delta\alpha$ – кут запасу, рівний $1...2^\circ$;

$\alpha_{закл}$ – кут закладки крила, рівний $4...-4^\circ$;

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		45

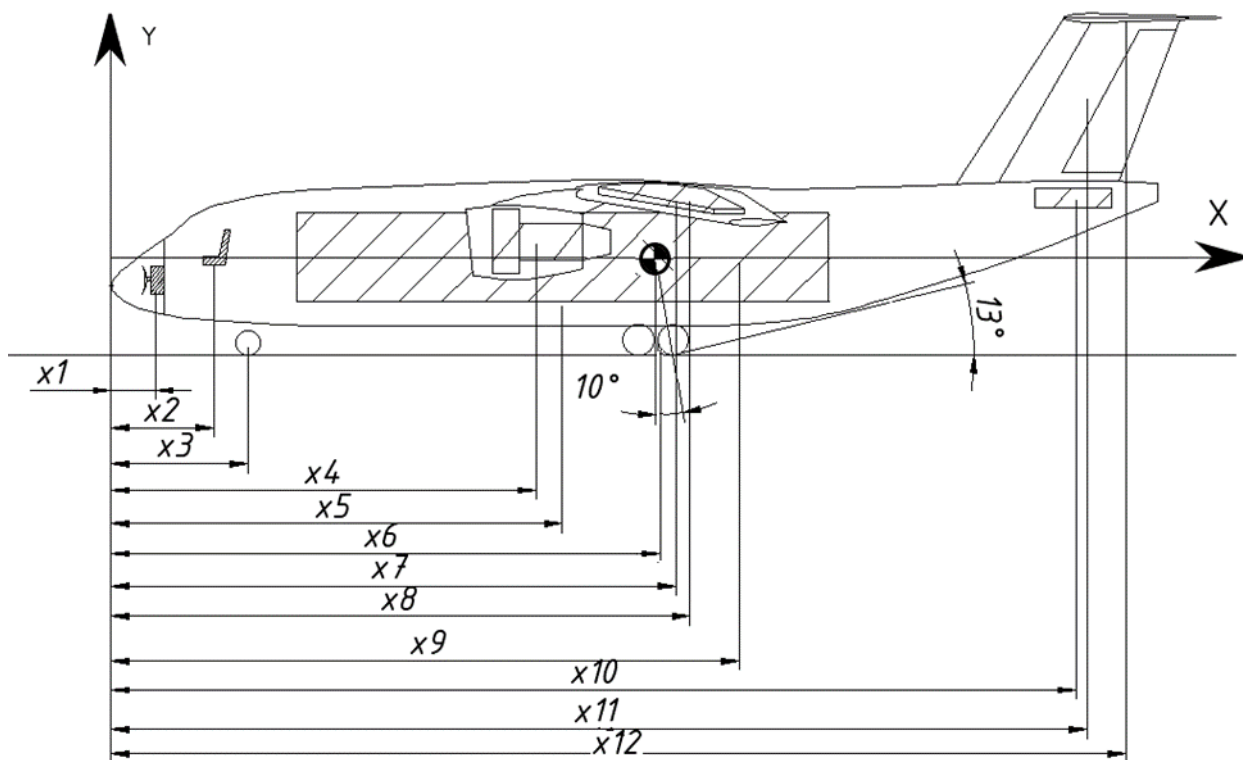


Рис 3.4.4 Схема центрування літака

Таблиця 3.4.1

Положення та маса агрегатів літака

№	Назва	Кількість	X, м	Вага, кг
1	Бортова РЛС	1	1,737	60
2	Пілоти	2	4,235	80
3	Носова стійка шасі	1	5,616	1500
4	Двигуни	2	17,889	5360
5	Вантаж	1	18,565	43500
6	Основна опора шасі	1	23	2750
7	Крило	1	23,403	10730
8	Паливо	1	23,644	43500
9	Фюзеляж	1	26,208	16530
10	ДСУ	1	39,176	250

11	Вертикальне оперення	1	39,85	1000
12	Горизонтальне оперення	1	41,692	1030

Положення координати центру мас визначається за формулою:

$$x_m = \frac{\sum_{i=1}^n (mgx)_i}{\sum_{i=1}^n (mg)_i} \quad (2.39)$$

де m – маса вантажу;

x – положення вантажу на осі абсцис;

g – прискорення вільного падіння.

Підставивши всі значення в формулу () отримав значення $x_m = 25,97$ м, що входить межі допустимого.

Визначивши геометричні характеристики основних агрегатів та керуючих поверхонь, підібравши профіль крила було створено просторову модель літака (рис 2.4.8)

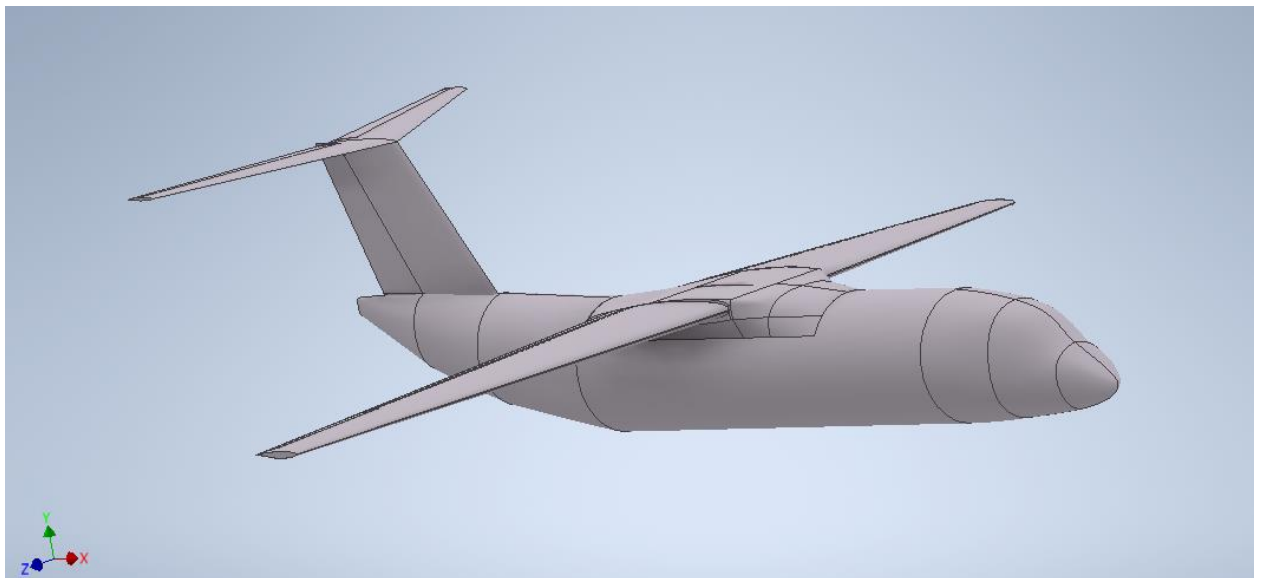


Рис 2.4.8. Просторова модель літака.

Висновок до розділу

В даному розділі було проведено аналіз існуючих КСС агрегатів планеру літака. Відповідно розглянувши всі схеми було обрано найбільш оптимальні для кожного агрегату типи КСС. Задавшись певними вхідними статистичними даними було знайдено геометричні параметри агрегатів планеру літака. Створено просторову модель по визначеним геометричним параметрам. Підібрано профіль крила. Також розраховано масові характеристики літака, та визначено центровку літака.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		48

3. ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.

3.1. Визначення аеродинамічних характеристик при малих числах Маху та при злітно-посадковій конфігурації.

Для подальших розрахунків характеристик літака, зокрема при зльоті та посадці, потрібно визначити аеродинамічні характеристики.

Розрахунок аеродинамічних характеристики, що наведені в цьому розділі, виконані відповідно до [2].

При значенні $\lambda > 4$ коефіцієнт підйомної сили C_{ya} лінійно залежить від кута атаки α до значень $C_{ya} = 0.8C_{yamax}$. Після значення $C_{ya} = 0.8C_{yamax}$ зазвичай починається відрив потоку з поверхні крила. C_{ya} визначається за формулою (3.1):

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha}(\alpha - \alpha_o) \quad (3.1)$$

де C_{ya}^{α} – похідна коефіцієнту підйомної сили за кутом атаки крила;

α – поточне значення кута атаки;

α_o – кут атаки при $C_{ya} = 0$. Залежить від кривизни профілю та крутки крила і визначається за формулою (3.2)

$$\alpha_o = \alpha_{of} + \alpha_{офкр} \quad (3.2)$$

де α_{of} – кут атаки, що залежить від кривизни профілю крила і визначається за формулою:

$$\alpha_{of} = -65\bar{f}[1,165 - 1,534(\bar{x}_f - \bar{c})] \quad (3.3)$$

де \bar{f} – відносна кривизна профілю крила;

\bar{x}_f – положення максимальної відносної кривизни профілю по осі абсцис;

$\bar{c} = c / b$ – відносна товщина профілю;

$\alpha_{офкр}$ – кут атаки, котрий залежить від крутки крила і визначається за формулою (3.4).

$$\alpha_{офкр} = -1,1(1 - \bar{D}_{\phi})\varphi_{кр} \left[\frac{\eta - \bar{D}_{\phi}(\eta - 1)}{\eta + 1} - \frac{\lambda tg\chi_{п.к}(1 - \xi)(1 - \bar{D}_{\phi})}{6} \right] \quad (3.4)$$

$\bar{D}_{\phi} = d_{\phi}/l_{\phi}$ – відносний діаметр фюзеляжу у місці становлення крила;

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		49

$\eta = d_0/l_k$ – звуження крила;

$\lambda = l^2/S$ – відносне подовження крила;

$\xi = \text{tg}\chi_{з.к}/\text{tg}\chi_{п.к}$ – параметр, який залежить від стрілоподібності передньої $\chi_{п.к}$ і задньої $\chi_{з.к}$ кромки крила.

Похідна C_{ya}^α для стрілоподібних крил (важких літаків) визначається за формулою

$$C_{ya}^\alpha = \frac{4\pi\lambda_{\text{еф}}}{\sqrt{D^2 + \beta^2\lambda_{\text{еф}}^2} + \sqrt{D^2\xi^2 + \beta^2\lambda_{\text{еф}}^2} + D\frac{1-\xi}{\eta-1} + 4} \quad (3.5)$$

де $\lambda_{\text{еф}}$ – ефективне відносне подовження крила:

$$\lambda_{\text{еф}} = \lambda \frac{k_\chi^1}{1 + \frac{S_i}{S}} \quad (3.6)$$

де $k_\chi^1 = 0,9$ – коефіцієнт, котрий враховує стрілоподібність крила.

S_i – площа крила, зайнята фюзеляжем;

$D = \frac{4(\eta-1)}{(\eta+1)(\xi+1)} = 1,59$ – параметр, який залежить від звуження й стрілоподібності крила;

β – коефіцієнт, що залежить від числа β незбуреного потоку:

$$\beta = \sqrt{1 - (M_\infty \cdot M_\infty)} = \sqrt{1 - 0,26} \quad (3.7)$$

де $M_\infty = V_{\text{пос}}/a_{H=0}$,

$V_{\text{пос}}$ – посадкова швидкість, м/с;

$$V_{\text{пос}} = 3 \sqrt{\frac{m_{\text{пос}}}{S}} \quad (3.8)$$

де $m_{\text{пос}}$ – посадкова маса літака

$$m_{\text{пос}} = m_{\text{зл}} - 0,8 m_{\text{п}} \quad (3.9)$$

$m_{\text{п}} = m_{\text{зл}} * 0,3$ - маса палива може бути прийнята:

$m_{\text{зл}}$ – злітна маса літака.

Максимальний коефіцієнт підйомної сили визначається за формулою (1.7)

$$C_{y\text{amax}} = C_{y0} k_\eta k_\chi k_{Re} \quad (3.10)$$

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		50

де C_{y0} – експериментальний максимальний коефіцієнт підйомної сили профіля крила для заданого числа Re_o .

k_η – поправочний коефіцієнт, який залежить від звуження крила (1.8):

$$k_\eta = 0,91 \eta^{0,017} 0,017(0,95 + 0,057\eta^2 - 0,018\eta^2) \quad (3.11)$$

k_χ – поправочний коефіцієнт, який залежить від стрілоподібності й звуження крила (1.9):

$$k_\chi = \frac{(0,09 + 0,51\eta + (0,91 + 0,49\eta)\cos^2\chi^{1/4})}{(\eta + 1)} \quad (3.12)$$

де $\cos\chi^{1/4}$ – косинус кута стрілоподібності за лінією $1/4$ хорд;

k_{Re} – поправочний коефіцієнт, який залежить від числа Рейнольдса (1.10):

$$k_{Re} = \lg \frac{(\lg Re / \lg(10 * 10^6))^{1,62}}{\lg Re_0} e^{\left(\frac{-0,35 * \log(\lg Re)}{\lg Re_0}\right)}$$

$b_{\text{сер.г}} = \frac{l}{S}$ – середня геометрична хорда крила .

$v = 1.46 \cdot 10^2$ м/с – кінематична в'язкість повітря

Критичний кут атаки визначається з формули (1.1)

$$\alpha_{\text{кр}} = \frac{57,3 C_{y\text{amax}}}{C_{ya}^a + \alpha_0 + \Delta\alpha} \quad (3.15)$$

де $\Delta\alpha$ – приймаємо 1° .

Значення $C_{y\text{адоп}}$ визначається таким чином:

$$C_{y\text{адоп}} = \frac{C_{y\text{amax}}}{K_{\text{доп}}} \quad (3.16)$$

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

Значення допустимого кута атаки визначається за формулою (3.17),

$$\alpha_{\text{доп}} = \frac{57,3 C_{y\text{адоп}}}{C_{ya}^a + \alpha_0} \quad (3.17)$$

Будуємо графік залежності $C_{ya} = f(\alpha)$ (рис. 3.1.1).

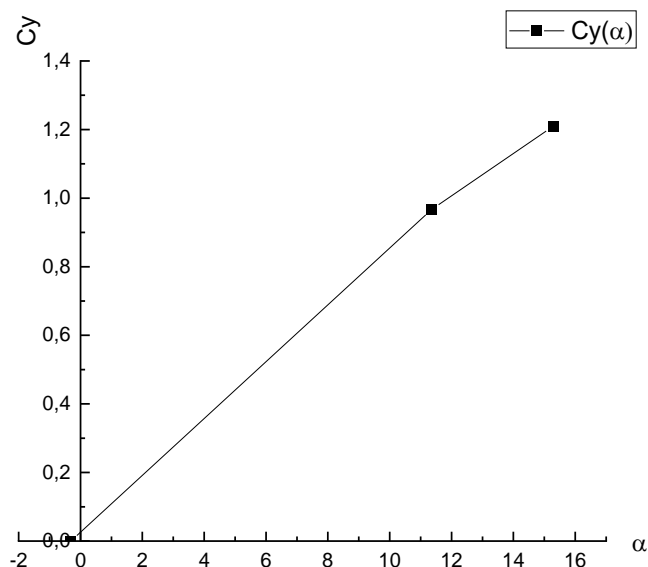


Рис 3.1.1. Залежність $C_{ya} = f(\alpha)$ для малих чисел M польоту на висоті $H=0$

Далі проводжу розрахунок коефіцієнтів аеродинамічного опору та побудова поляри. При малих числах маху ($M \approx 0.2$) коефіцієнт опору літака можна визначити за формулою (3.17)

$$C_{xa} = C_{xa0} + C_{xai} + \Delta C_{xp} \quad (3.17)$$

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, обумовлену перерозподілом тиску на поверхні крила при $\alpha \neq \alpha_{доп}$.

Коефіцієнт лобового опору літака C_{xa0} при нульовій підйомній силі $C_{ya} = 0$ визначається за формулою (3.18).

$$C_{xa0} = \frac{\sum X_{aok}}{\frac{\rho V}{2} S} \quad (3.18)$$

де $\sum X_{aok}$ – сумарна сила лобового опору елементів літака, котрі знаходиться у потоці повітря з урахуванням їхньої інтерференції;

Лобовий опір крилового елемента або тіла обертання при малих числах M польоту визначаються за формулою:

$$X_{aok} = 2C_F \frac{\rho V_{\text{пос}}^2}{2} S_k K_c \quad (3.19)$$

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

$$2C_F = \frac{0,148 \left(\text{Re} - \text{Re}_{\text{кр}} + 3,7 \text{Re}_{\text{кр}}^{\frac{5}{8}} \right)^{\frac{4}{5}}}{\text{Re}} \quad (3.20)$$

де $\text{Re}_{\text{кр}} = 40000$

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

$S_{\text{зм}} = 2.5 l_{\text{ф}} d_{\text{ф}}$ – 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 , котрий визначається залежністю

$$K_i = \frac{1 - K \cdot S_k}{S} \quad (3.21)$$

Коефіцієнт $K = 0,25$ - 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

$$X_{aok} = 2C_F \frac{\rho V_{\text{пос}}^2}{2} S_k K_c K_i \quad (3.22)$$

З урахуванням вище наведених формул формула для визначення C_{xao} набуває вигляду:

$$C_{xao} = (1,03 \dots 1,05) \frac{\sum n c_{xak} S_k}{S} \quad (3.23)$$

де n – кількість елементів;

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

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		53

$$C_{xak} = 2C_F K_c K_i \quad (3.24)$$

При малих числах M польоту коефіцієнт лобового опору визначають за залежністю (5). Відомо, що 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, і визначається за формулою

$$C_{xai} = \frac{C_{ya}^2 (1 + \delta)}{\pi \lambda_{ef}} \quad (3.25)$$

де коефіцієнт δ може бути визначений за наступною формулою:

$$\delta = \frac{0,02\lambda_{ef}}{\cos\chi_{\frac{1}{4}}} \left(3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right) \quad (3.26)$$

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

$$\Delta C_{xp} = \{1 - e^{[-0,1(\overline{C_{ya}} - 0,4)^2]}\}(\overline{C_{ya}})^4 \quad (3.27)$$

Розрахунок поляр $C_{ya} = f(C_{xa})$ наведено в табл. 3.1.1.

Таблиця 3.1.1

Значення кутів атаки, коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору

α	-0,3	0	2	4	6	8	10	12	14	15,2 7
C_{ya}	0	0,04	0,19	0,36	0,54	0,69	0,86	1,01	1,07	1,14
C_{xa}	0,037 38	0,037 46	0,039 27	0,04 41	0,05 26	0,06 25	0,07 85	0,09 98	0,111 46	0,12 8

Маючи значення коефіцієнтів лобового опору побудовано поляр C_{ya} яка наведена на рисунку 3.1.2.

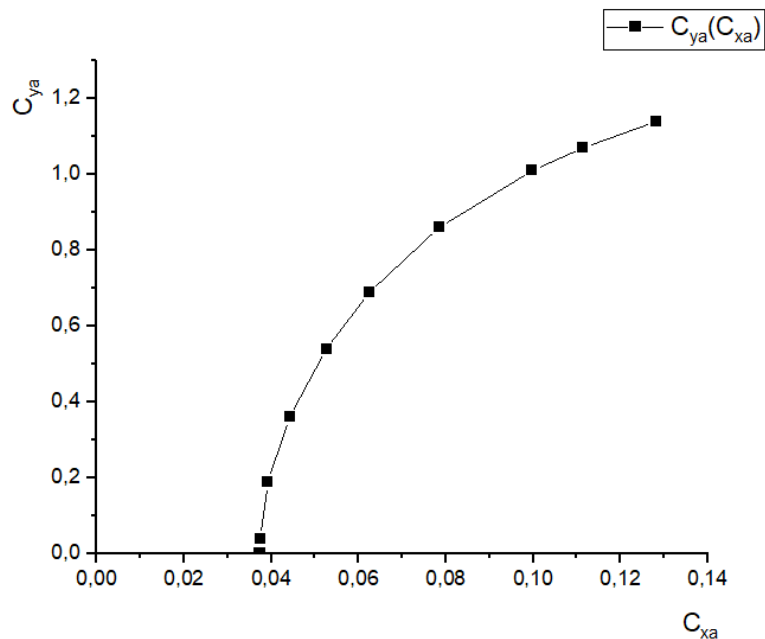


Рис. 3.1.2. Поляра літака для малих чисел M на $H = 0$

Розрахунок злітно-посадкових характеристик.

Залежність $C_{ya} = f(\alpha)$ для літака з механізацією може бути отримана на засадах залежності $C_{ya} = f(\alpha)$, отриманої раніше (рис. 3.1.1). Побудова поляри ґрунтується на наступних припущеннях:

- Швидкість зміни коефіцієнта підйомної сили по куту атаки $C_{ya\alpha}$ на лінійній ділянці залишається незмінною при зльоті і посадці;
- відхилення механізації задньої кромки призводить до збільшення як максимального коефіцієнта підйомної сили, так і коефіцієнта підйомної сили в експлуатаційному діапазоні кутів атаки, а також суттєво змінює кут атаки нульової підйомної сили на $\Delta \alpha_0$;
- відхилення механізації передньої кромки призводить до збільшення лише максимального коефіцієнта підйомної сили.

При випущеній механізації значення α_0 змінюється і знайти зміну кута атаки нульової підйомної сили $\Delta \alpha_0$ можна визначити за графіком (рис. 3.2.1).

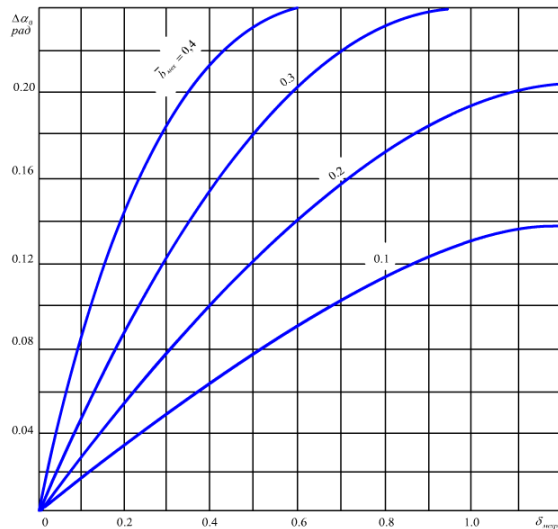


Рис 3.1.3. До визначення $\Delta \alpha_0$

Для механізованого крила приріст максимального коефіцієнту підйомної сили

$\Delta \alpha_0 = 12.25^\circ$ – зміна кута атаки нульової підйомної сили при посадці

$\Delta \alpha_0 = 10.25^\circ$ – зміна кута атаки нульової підйомної сили при злеті

$$\Delta C_{y_{атахмех}}^{\text{зліт}} = \Delta C_{y_{атах}} * \cos\left(\chi_{\frac{1}{4}}\right) * \frac{\delta'_{мех}}{\delta_{мех}} * \frac{\bar{b}'_{мех}}{b_{мех}} * \frac{\lambda'_{мех}}{\lambda_{мех}} * \frac{\bar{S}'_{мех}}{S_{мех}} * \frac{l'_{мех}}{l_{мех}} \quad (3.28)$$

$$\Delta C_{y_{атахмех}}^{\text{пос}} = \Delta C_{y_{атах}} * \cos\left(\chi_{\frac{1}{4}}\right) * \frac{\delta'_{мех}}{\delta_{мех}} * \frac{\bar{b}'_{мех}}{b_{мех}} * \frac{\lambda'_{мех}}{\lambda_{мех}} * \frac{\bar{S}'_{мех}}{S_{мех}} * \frac{l'_{мех}}{l_{мех}} \quad (3.29)$$

Значення максимального коефіцієнту підйомної сили літака у посадковій конфігурації

$$\Delta C_{y_{атахмех}}^{\text{пос}} = C_{y_{атах}} + \Delta C_{y_{атахмех}}^{\text{пос}} = 1.038 + 0.397 = 1.435 \quad (3.30)$$

Значення максимального коефіцієнту підйомної сили літака у злітній конфігурації

$$\Delta C_{y_{атахмех}}^{\text{зліт}} = C_{y_{атах}} + \Delta C_{y_{атахмех}}^{\text{зліт}} = 1.038 + 0.298 = 1.336 \quad (3.31)$$

Визначення зміни значення максимальної підйомної сили з урахуванням впливу землі.

В експлуатаційному діапазоні кутів атаки $\alpha_0 < \alpha < \alpha_{\text{доп}}$ коефіцієнт підйомної сили збільшується на

$$\Delta C_{y_{аз}} = 0,3 \exp(-1.03 * \bar{h}'_3) = 0.3 * \exp(-1.03 * 0.548) = 0.17 \quad (3.32)$$

де $\Delta C_{yаз}$ – приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок екранного ефекту поверхні землі;

$h'_3 = h_3/b_{мех} = 4.05/7.4=0.548$ – відносна відстань від задньої крайки закрилка, відхиленого на $\delta_{пос}$, до поверхні землі:

$$\bar{h}'_3 = h - b_{мех} \sin(\delta_{пос}) = 4.05 - 2.22 * \sin(40) = 4.5\text{м} \quad (3.33)$$

h - відстань від задньої крайки закрилка, відхиленого на $\alpha_{пос}$, до поверхні землі

Максимальний коефіцієнт підйомної сили крила з механізацією зменшується на

$$\Delta C_{yазmax} = -0,115 \exp(-0.5 * \bar{h}'_3) C_{yаmax}^{пос} \quad (3.34)$$

В результаті розрахунків було отримано значення коефіцієнтів підйомної сили при злітній та посадковій конфігурації. На рисунку 3.1.4 показано графік $C_{ya}(\alpha)$ для літака з прибраною механізацією та при злітно-посадковій конфігурації.

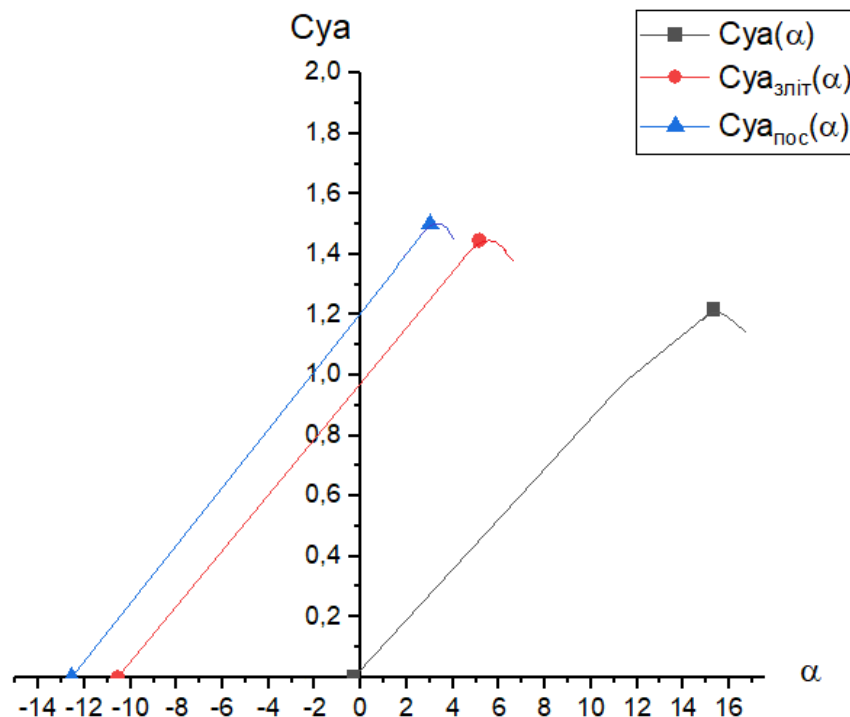


Рис 3.1.4. Графік залежності $C_{ya}(\alpha)$ при злітній та посадковій конфігурації

Для розрахунку посадкової полярї проводяться ті ж розрахунки що і для крила з прибраною механізацією при малих числах маху.

Значення приросту коефіцієнта лобового опору від випущеної механізації при зльоті та посадці визначається за формулою

$$\Delta C_{\text{хамех}} = \Delta C'_{\text{хамех}} * \bar{S}_{\text{мех}} \quad (3.35)$$

де $\Delta C'_{\text{хамехзл}} = 0.09$, $\Delta C'_{\text{хамехпос}} = 0.16$ - приріст коефіцієнту лобового опору від механізації при зльоті та посадці.

Опір від шасі можна визначити за формулою

$$\Delta C'_{\text{хаш}} = (0,5 \dots 0,6) * C_{\text{ха0}} \quad (3.36)$$

Тут $C_{\text{ха0}} = 0,0368$ – значення коефіцієнту лобового опору при $C_{\text{ya}} = 0$ для літака без механізації.

Також необхідно врахувати вплив землі при розрахунку індуктивного опору. Для цього в розрахунках використовують подовження, що визначається за формулою:

$$\lambda_z = \frac{\lambda_{\text{еф}}}{2.25} \left(\frac{\pi l}{8h} + 8 \right) \quad (3.37)$$

де $\lambda_{\text{еф}} = 6.4$ – ефективне відносне подовження крила;

$l = 42.952$ - розмах крила;

$h = 5.9$ м - висота від крила до поверхні землі.

Повний коефіцієнт лобового опору літака у посадковій конфігурації визначається як сума

$$C_{\text{хапос}} = C_{\text{ха0}} + C_{\text{хай}} + \Delta C_{\text{хамехпос}} + \Delta C_{\text{хаш}} \quad (3.37)$$

В результаті розрахунків отримано коефіцієнти лобового опору при зльоті та посадці. На рисунку 3.1.5. наведено графік поляр при злеті та посадці.

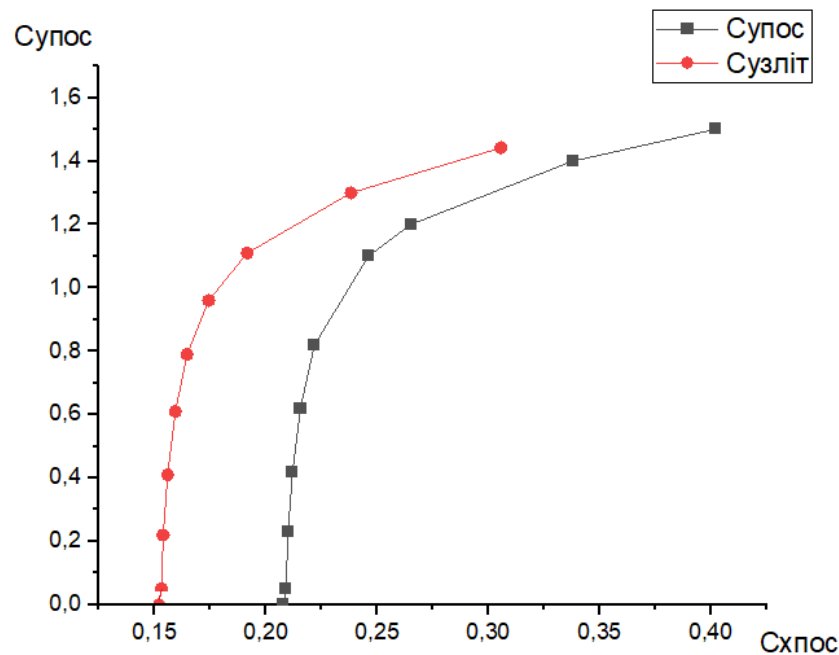


Рис 3.1.5. Графік поляри при злеті та посадці.

3.2. Визначення аеродинамічних характеристик при крейсерському режимі польоту.

Визначення аеродинамічних характеристик літака відбувається при висоті польоту $H=11$ км та з крейсерською швидкістю 810 км/год. Аналіз відбувався при кутах атаки від -5° до 18° . Аеродинамічні розрахунки виконано за допомогою числового моделювання (панельно-вихровий метод).

На рисунках 3.2.1, 3.2.2, 3.2.3, 3.2.4 наведено графіки аеродинамічних коефіцієнтів які були отримані.

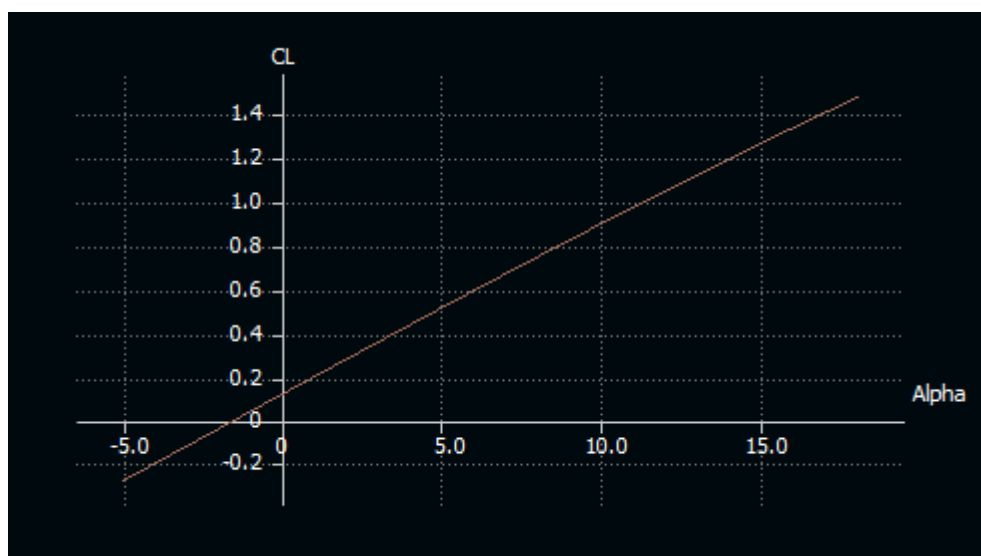


Рис 3.2.1 Графік залежності підйомної сили від кута атаки.

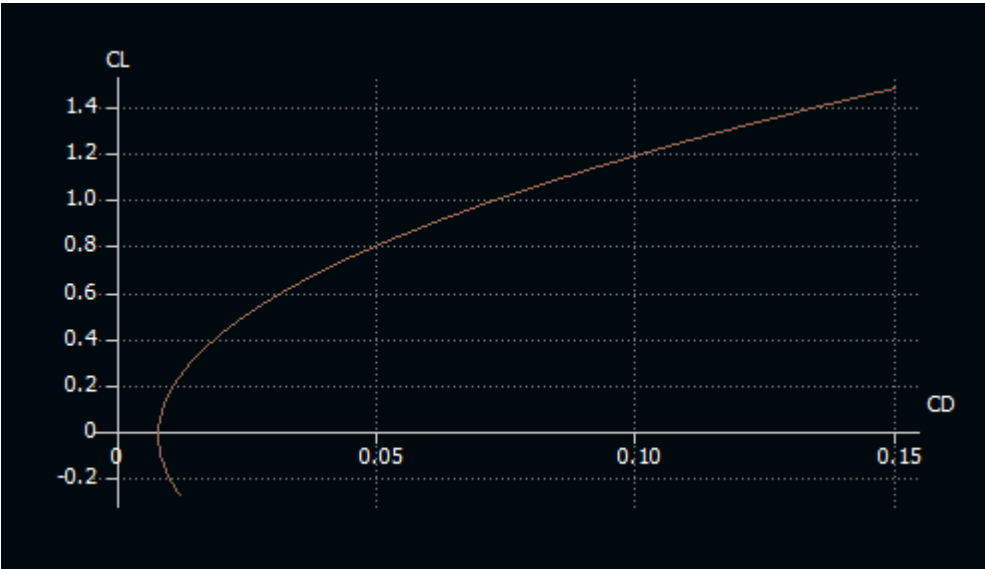


Рис 3.2.2 Поляра.

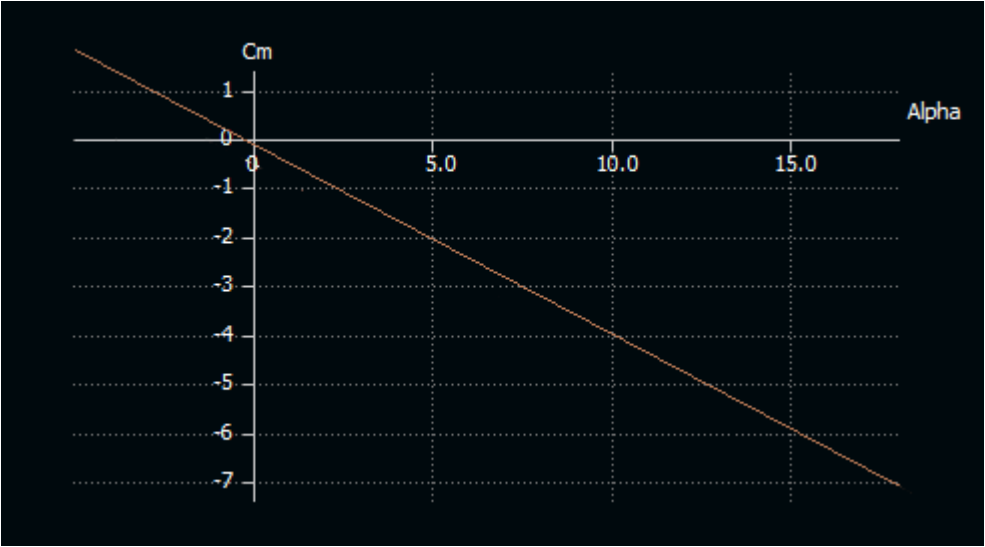


Рис 3.2.3 Графік залежності моменту тонгажу від кута атаки

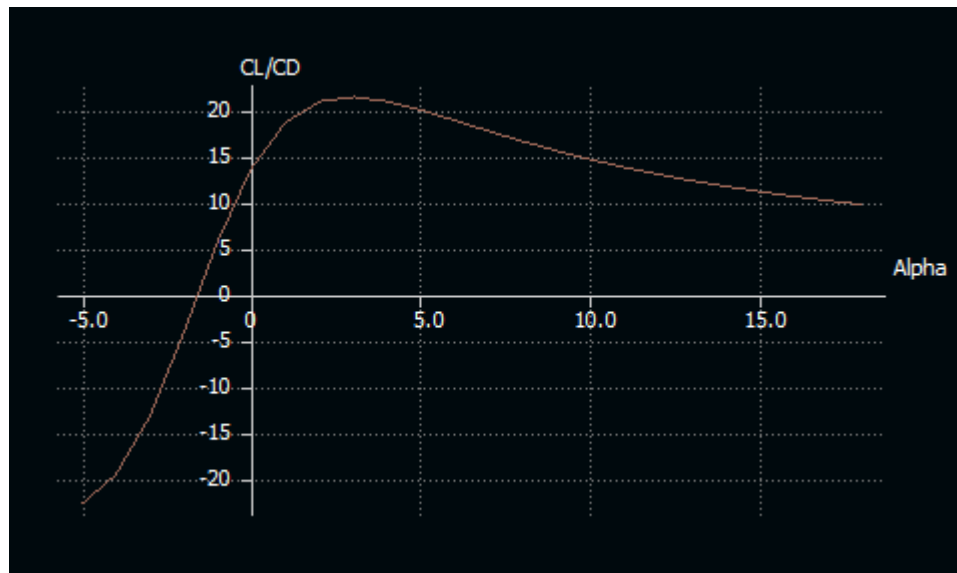


Рис 3.2.4 Графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки

Висновок до розділу

В даному розділі було проведено роботи по визначенню аеродинамічних характеристик при злітно-посадковій конфігурації крила та при крейсерському режимі польоту. Ці розрахунки допоможуть в наступному розділі розрахувати технічні характеристики літака.

4. ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

4.1. Визначення повітряних швидкостей

Визначення експлуатаційних маневрених перевантажень.

$$n_{\max(a)}^{\text{э}} = 2.1 + \frac{10890}{G + 4540} = 2.1 + \frac{10890}{145000 + 4540} = 2.18 \quad (4.1)$$

Так як повинна виконуватись умова $2.5 \leq n_{\max(a)}^{\text{э}} \leq 3.8$ приймаю
 $n_{\max(a)}^{\text{э}} = 2.5$

$$n_{\min(a)}^{\text{э}} = -1$$

Розрахунок швидкості пікірування V_D

$$V_D = 1.25 * V_C = 1012.5 \frac{\text{км}}{\text{год}} \quad (4.2)$$

Визначення маневреної швидкості V_A

Відповідно АП25

(1) Швидкість V_A не може бути менше, ніж, $V_{S1}\sqrt{n}$ де

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

(ii) V_{S1} - швидкість зриву (звалювання) при прибраних закритках.

Спочатку визначимо швидкість звалювання

$$m_0 g = Y = c_{y \max} \frac{\rho_0 V_{S1}^2}{2} S \quad (4.3)$$

де S - площа крила.

Звідси отримаємо формулу для швидкості звалювання:

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2 * m_0 * g}{C_{y \max} * S * \rho_0}} \quad (4.4)$$

де ρ_0 - щільність повітря біля землі, кг/м^3 .

Відповідно до даних вище рекомендацій, швидкість V_A :

$$V_A = V_{S1} * \sqrt{n_{\max(a)}^{\text{э}}} \quad (4.5)$$

В таблиці 4.1.1 наведено значення швидкостей та перевантажень.

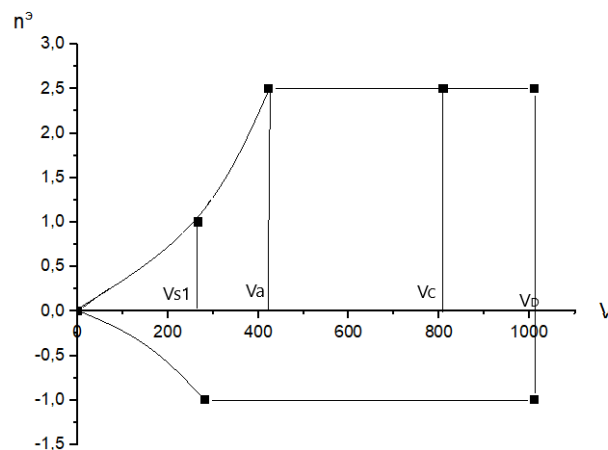
					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		62

Таблиця 4.1.1

Значення швидкостей та перевантажень

Позначення	Величина, км/год	n^3
V_{S1}	266,79	1
V_A	421,84	2,5
V_C	810	2,5
V_1	421,84	2,5
$V_2 = V_D$	1012,5	2,5
$V_3 = V_D$	1012,5	-1
V_4	281.8	-1

На рисунку 4.1.1 наведено графік обвідної перевантажено при $H_{\text{крей}}=11$ км.

Рис 4.1.1 Обвідна перевантажень при маневрі на висоті $H_{\text{крей}}=11$ км

4.2. Розрахунок перевантажень при польоті в неспокійному повітрі.

Відповідно до АП-25:

(а) Передбачається, що в горизонтальному польоті літак піддається впливу симетричних вертикальних поривів. Виникаючі в результаті цього перевантаження повинні відповідати умовам, які визначаються наступним чином:

(1) При швидкості польоту V_B на висотах від рівня моря до 6096м - індикаторна швидкість позитивних (висхідних) і негативних (низхідних)

поривів U_{de} 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.

(а) Передбачається, що в горизонтальному польоті літак піддається впливу симетричних вертикальних поривів. Виникаючі в результаті цього перевантаження повинні відповідати умовам, які визначаються наступним чином:

(1) При швидкості польоту V_B на висотах від рівня моря до 6096м - індикаторна швидкість позитивних (висхідних) і негативних (низхідних) поривів U_{de} 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 6096м - індикаторна швидкість позитивних (висхідних) і негативних (низхідних) поривів U_{de} 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 U_{de} 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.

Графічно залежність індикаторної швидкості пориву від висоти і швидкості польоту представлена на рис. 4.2.1.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						64
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

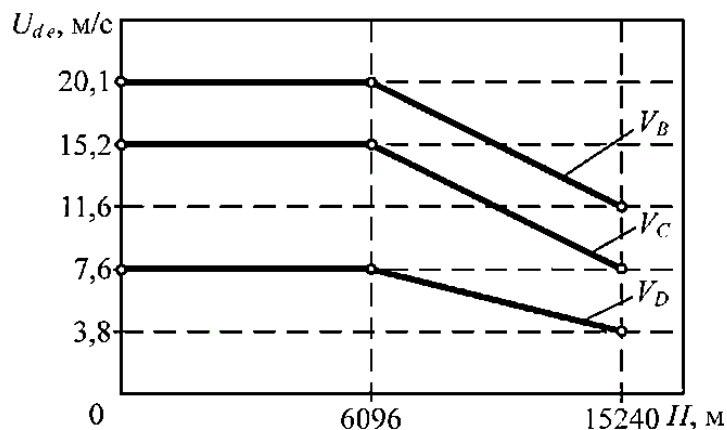


Рис. 4.2.1. До визначення індикаторної швидкості пориву при польоті в неспокійному повітрі.

Величина перевантаження при польоті в неспокійному повітрі визначається по АП-25 наступним методом:

(с) При відсутності більш точного методу розрахунку перевантаження при польоті в неспокійному повітрі повинні визначатися за такою формулою:

$$n^3 = 1 + \frac{k_g U_{dв} V_i c_y^\alpha}{16 \cdot \frac{G}{S}} \quad (4.6)$$

де $k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$ – коефіцієнт ослаблення пориву;

$\mu_g = \frac{2 \cdot G/S}{b \rho c_y^\alpha g}$ – масовий параметр літака;

U_{de} – ефективна швидкість пориву відповідно до пункту (а), м/с;

ρ – щільність повітря, $\frac{кгс \cdot с^2}{м^4}$;

G - вага літака, кгс;

S - площа крила, м²;

b - середня геометрична хорда крила, м;

g - прискорення вільного падіння, м/с²;

V_i - індикаторна швидкість польоту, м/с;

c_y^α - похідна коефіцієнта нормальної аеродинамічної сили крила по куту атаки, 1/рад.

Оскільки використовувана вище розмірність індикаторної швидкості польоту являє собою км/год, то зручніше буде відразу ввести відповідний коефіцієнт у формулу (3.10), яка прийме вигляд:

$$n^3 = 1 + \frac{k_g U_{de} c_y^\alpha g}{57,6 p_0} V_i \quad (4.7)$$

де V_i - індикаторна швидкість польоту, км/ч.

Для того, щоб розрахувати перевантаження n^e для відповідної швидкості польоту, необхідно задатися ефективною швидкістю пориву U_{de} , яка також залежить від швидкості і висоти польоту. В якості висоти польоту візьмемо крейсерську висоту H_0 та $H_{крейс.}$

4.3. Розрахунок злітно-посадкових характеристик.

$$V_{пос} = 3 \sqrt{\frac{m_{пос}}{S}} = 244,7 \frac{\text{км}}{\text{год}} \quad (4.8)$$

де $m_{пос}$ – посадкова маса літака

$$m_{пос} = m_{зл} - 0,8 * m_{п} \quad (4.8)$$

$m_{п} = m_{зл} * 0,3 = 43500$ кг маса палива може бути прийнята:

$m_{зл}$ – злітна маса літака, кг.

Швидкість відриву;

$$V_{відр} = 1,1 * V_{s1} = 283,06 \frac{\text{км}}{\text{год}} \quad (4.9)$$

Довжина розбігу:

$$l_{розб} = \frac{V_{отр}^2}{2g} \frac{1}{\left(\frac{10P}{m_0 g}\right)_{ср} - \frac{3}{2} f_{розб} - \frac{1}{2K_{розб}}} \quad (4.10)$$

де P – сумарна тяга двигунів;

$\left(\frac{10P}{m_0 g}\right)_{ср} = \overline{P_{ср}}$ – середня тяго озброєність літака за час розбігу, $\overline{P_{ср}} \approx$

$0,95 \overline{P_0}$,

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

$f_{розб}$ – коефіцієнт тертя коліс шасі при розбігу.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						66
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$l_{\text{розб}} \approx \frac{1,2}{c_{y \text{ max зл}}} \frac{p_0}{\overline{P}_{\text{ср}} - \frac{1}{2} \left(3f_{\text{розб}} + \frac{1}{K_{\text{розб}}} \right)} = 1753 \text{ м} \quad (4.11)$$

Посадка літака:

$$l_{\text{пр}} \approx \frac{2,5p_0}{c_{y \text{ max зл}} \frac{1}{2} \left(\frac{1}{K_{\text{пр}}} + 2f_{\text{пр}} \right)} = 1041 \text{ м} \quad (4.12)$$

Розрахункова дальність польоту:

$$L \approx 1020 \frac{KM}{C_p} \ln \frac{1}{1 - \overline{m}_{\text{Т.К}}} = 5549 \text{ км} \quad (4.13)$$

Висновок до розділу

В цьому розділі перш за все було визначено аеродинамічні характеристики літака. Потім було визначено тактико технічні характеристики літака, визначено діапазон перевантажень та швидкостей роботи літака. Розраховано швидкість при посадці та злеті, а також розраховано довжини розбігу та пробігу і дальність польоту при злітній масі 145000 кг. Варто зазначити що дальність польоту порівняно з аналогами є найбільшою.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		67

5. РОЗРАХУНОК НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА АГРЕГАТИ ЛІТАКА

В польоті на крило літака діють аеродинамічні, масові, зосереджені навантаження від двигуна що кріпиться за допомогою пілона до крила. Всі розрахунки, що наведені в даному розділі були виконані відповідно до [5],

5.1. Визначення аеродинамічного навантаження

Значення повітряного навантаження у напрямку осі ОУ

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

де m_0 – злітна маса літака, кг;

n^e – експлуатаційне перевантаження;

f – коефіцієнт безпеки.

Для транспортних літаків $n^e=3$. Коефіцієнт безпеки $f=1.5$, а максимальна злітна маса літака $m_0=145000$ кг.

Відповідно

$$Y^p = 145000 * 3 * 1,5 = 652500 \text{ Н} \quad (5.2)$$

Масове розрахункове навантаження від крила:

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

де $m_{кр}$ – маса крила, кг;

$m_{кр} = 10730$ кг

$$m_{кр}^p = 10730 * 3 * 1,5 = 48285 \text{ кг} \quad (5.4)$$

Знаходимо розрахункові навантаження від силової установки:

$$m_{cy}^p = m_{cy} n^e f \quad (5.5)$$

$$m_{кр}^p = 10730 * 3 * 1,5 = 48285 \text{ кг}$$

Для проведення розрахунків використовують розрахункову схему крила. На розрахунковій схемі крило має бути прямим або мати кут стрілоподібності по передній кромці не більше 15° . Схема еквівалентного крила наведена на рисунку 5.1.1.

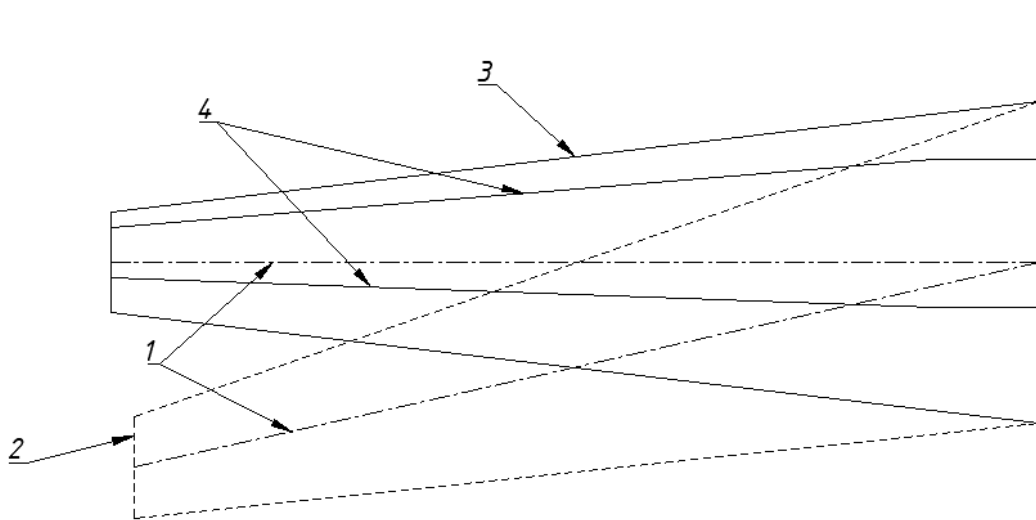


Рис. 5.1.1. Перетворення стрілоподібного крила

1-середня лінія; 2-контур крила; 3-контур еквівалентного крила; 4-лінія першого та другого лонжерону;

Після перетворення крило його потрібно розділити на n -ну кількість сегментів. В моєму випадку еквівалентний розмах крила.

$$L_{\text{екв}} \frac{L}{\cos \alpha_{0.5}} = 49.288 \text{ м} \quad (5.6)$$

Для розрахунку використовується половина крила. Напів крило розділене на 23 частини з кроком $\Delta Z = 0.958 \text{ м}$.

Визначимо положення центру жоркості в перерізі крила з двома та трьома лонжеронами. Для цього нам потрібно знати положення лонжеронів і їх висоту (рис. 5.1.3.).

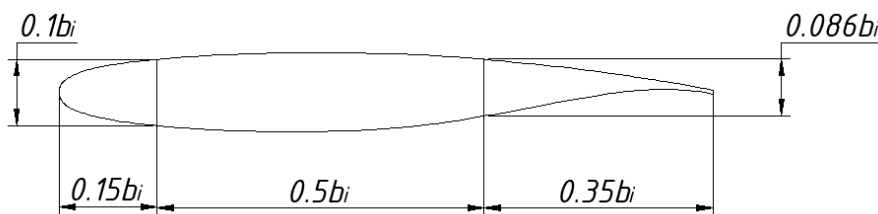


Рис 5.1.2. Положення лонжеронів та їх висоти.

Положення лонжеронів відносно носка профілю:

$$X_1 = 0,15b_i, X_2 = 0,65b_i$$

Висота лонжеронів:

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		69

$$H_1 = 0,1b_i, H_2 = 0,086b_i$$

Положення центру жорсткості для частини крила з двома лонжеронами:

$$X_{ц.ж.} \approx \frac{H_1^2 * X_1 + H_2^2 * X_2}{H_1^2 + H_2^2} = 0,36b_i \quad (5.6)$$

Положення центру тиску:

$$X_T = 0,25b$$

Центр прикладання розподілених масових сил в перерізі крила:

$$X_M = 0,4b$$

Розподілене аеродинамічне навантаження визначається як:

$$q_{пов} = \frac{m_0 n^e f}{S} b \quad (5.7)$$

де b – хорда крила в даному перерізі, м;

S – площа крила, м²

Розподілене масове навантаження визначається:

$$q_{мас} = \frac{m_{кр} n^e f}{S} b \quad (5.8)$$

Значення навантаження на кожній ділянці від маси палива:

$$q_{пал} = \frac{m_{пал} n^e f}{S_{пал.б}} b_{б} \quad (5.9)$$

Паливні баки будуть розташовуватися в кесоні крила. Відповідно знаючи масу палива та густину можна розрахувати об'єм паливних баків.

$$V_{пал.б} = \frac{m}{\rho} = \frac{43500}{800} = 54,375 \text{ м}^3 \quad (5.10)$$

Паливні баки що розташовані в центроплані мають прямокутну форму в плані. Визначивши площу бокової сторони можна визначити скільки займає об'єм баливних баків в центроплані.

$$V_{пал.б.ц} = 12,98 \text{ м}^3$$

Тоді об'єм паливного баку в консолі крила рівний $V_{пал.б.к} = 20,69 \text{ м}^3$

Розмах паливного баку в консолі крила визначається за формулою:

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		70

$$l_{\text{пал.б.к}} = \frac{V_{\text{пал.б.к}} * (S_{\text{осн.0}} + \sqrt{S_{\text{осн.0}} * S_{\text{осн.к}}} + S_{\text{осн.к}})}{\frac{1}{3}} = 17.24 \text{ м.} \quad (5.11)$$

де $S_{\text{осн.0}}$, $S_{\text{осн.к}}$ – площі бокових сторін паливного баку

На рисунку наведено зображення крила та кесону крила.

Масові, аеродинамічні та вантажні навантаження замінюються одним еквівалентним навантаженням:

$$q = q_{\text{пов}} - q_{\text{мас}} - q_{\text{пал}} \quad (5.12)$$

Середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює:

$$q_{\text{ср } i}^p = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2} \quad (5.13)$$

Приріст поперечної сили в будь-якому перерізі крила (за виключенням кінцевої ділянки):

$$\Delta Q_i = q_{\text{ср } i}^p \Delta z \quad (5.14)$$

Приріст перерізувальної сили на кінцевій ділянці крила визначається $\Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z$, де q_1 – погонне навантаження в першому перерізі від кінця крила.

Величина поперечної сили в будь-якому перерізі крила:

$$Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i - m_{\text{ван } i}) \quad (5.15)$$

Приріст згинаючого моменту

$$\Delta M_{\text{згин } i} = Q_{\text{ср } i} \Delta z = \frac{Q_i + Q_{(i+1)}}{2} \Delta z \quad (5.16)$$

Величина згинаючого моменту в будь-якому перерізі крила

$$M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{згин } i} \quad (5.17)$$

Погонний крутний момент:

$$m_i = q_{\text{пов}} a_1 + q_{\text{мас}} a_2 + q_{\text{пал}} a_3 \quad (5.18)$$

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		71

де a – відстань від центру тиску до лінії центрів згину, $a_1 = 0.1b_i$;

a_2 – відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину, $a_2 = 0.04b_i$;

a_3 – відстань від лінії центру мас паливних баків до лінії центрів згину, $a_3 = 0.11b_i$

Загальний крутний момент:

$$M_{кр i} = M_{i-1} + \frac{m_{кри} + m_{кр(i11)}}{2} * \Delta z - \Delta M_{дв} \quad (5.19)$$

де $\Delta M_{дв} = P * h_{дв} - m_{дв} * a_2$, $P = 30164,22$ кг – тяга двигуна.

Переріз крила в місці кріплення двигуна наведено на рисунку 5.1.3.

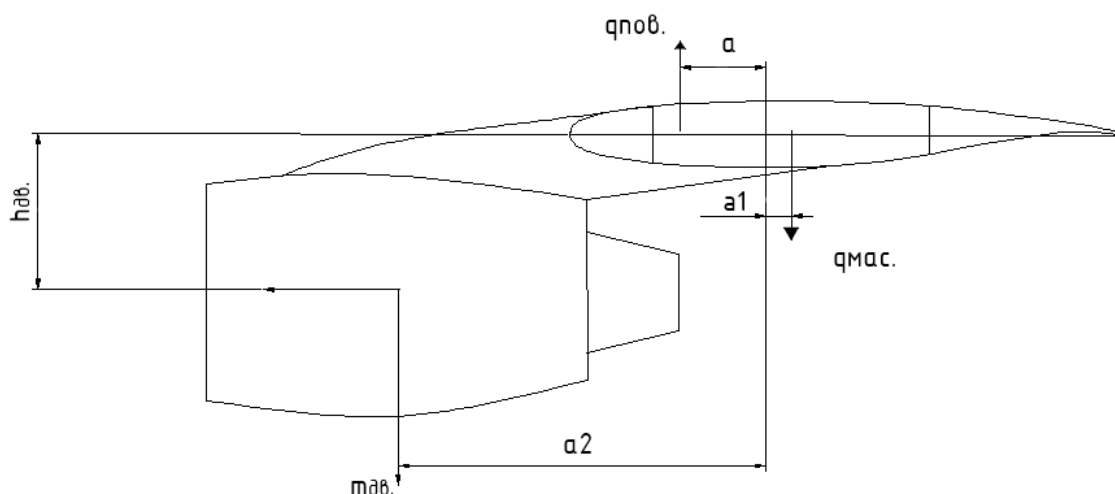


Рис 5.1.3. Переріз крила в місці кріплення двигуна.

Дані для розподіленого навантаження на крило наведені у таблиці 5.1.1. У таблиці 5.1.2 представлені результати розрахунку поперечної сили що діє на крило. У таблиці 5.1.3 наведено дані отримані в результаті розрахунку згинального моменту. Розрахунок крутних моментів наведені в таблиці 5.1.4. На рисунку 5.1.4 Зображено епюри діючих навантажень на крило.

Таблиця 5.1.1

Розподіл навантаження на крило

Номер перерізу	b_i , м	$q_{пов}$, кгс/м	$q_{мас}$, кгс/м	$q_{пал}$, кгс/м	q_i , кгс/м
0	2,38	7055,37	522,1		6533,27
1	2,61	7732,13	572,18		7159,95
2	2,83	8408,85	622,26	1306,585	6480,01
3	3,06	9085,64	672,34	1529,995	6883,31

Продовження таблиці 5.1.1

4	3,29	9758,25	722,11	1769,877	7266,26
5	3,52	10433,79	772,1	2027,685	7634
6	3,74	11108,56	822,03	2303,08	7983,44
7	3,97	11783,5	871,98	2595,981	8315,54
8	4,2	12458,36	921,92	2906,402	8630,04
9	4,43	13133,25	971,86	3234,35	8927,04
10	4,65	13808,11	1021,8	3579,819	9206,49
11	4,88	14482,97	1071,74	3942,81	9468,42
12	5,11	15157,83	1121,68	4323,329	9712,82
13	5,34	15832,69	1171,62	4721,374	9939,69
14	5,56	16507,55	1221,56	5136,947	10149,04
15	5,79	17182,43	1271,5	5570,06	10340,87
16	6,02	17857,29	1321,44	6020,692	10515,16
17	6,25	18532,15	1371,38	6488,846	10671,93
18	6,47	19207,01	1421,32	6974,526	10811,17
19	6,7	19881,87	1471,26	7477,733	10932,88
20	6,93	20556,73	1521,2	7998,467	11037,06
21	7,16	21231,62	1571,14	8131,182	11529,3
22	7,38	21906,48	1621,08	8131,18	12154,22
23	7,61	22581,33	1671,02	8131,18	12779,14

Таблиця 5.1.2

Поперечна сила

Номер перерізу	b_i	Δz	q_{cp}	ΔQ	Q , кгс
0	2,38	0	3266,636	0	0
1	2,61	0,9583	6846,611	6561,107	6561,107
2	2,83	0,9583	6819,982	6535,589	13096,7
3	3,06	0,9583	6681,662	6403,037	19499,73
4	3,29	0,9583	7074,784	6779,766	26279,5
5	3,52	0,9583	7450,131	7139,46	33418,96
6	3,74	0,9583	7808,723	7483,1	40902,06
7	3,97	0,9583	8149,494	7809,66	48711,72
8	4,2	0,9583	8472,794	8119,478	56831,2
9	4,43	0,9583	8778,542	8412,477	65243,67
10	4,65	0,9583	9066,767	8688,683	73932,36

Продовження таблиці 5.1.2

11	4,88	0,9583	9337,456	8948,084	82880,44
12	5,11	0,9583	9590,62	9190,691	92071,13
13	5,34	0,9583	9826,257	9416,502	101487,6
14	5,56	0,9583	10044,37	9625,517	111113,2
15	5,79	0,9583	10244,96	9817,743	120930,9
16	6,02	0,9583	10428,02	9993,17	130924,1
17	6,25	0,9583	10593,54	10151,79	127107,7
18	6,47	0,9583	10741,55	10293,62	137401,3
19	6,7	0,9583	10872,02	10418,66	147819,9
20	6,93	0,9583	10984,97	10526,9	158346,8
21	7,16	0,9583	11283,18	10812,67	169159,5
22	7,38	0,9583	11841,76	11347,95	180507,5
23	7,61	0,9583	12466,68	11946,82	192454,3

Таблиця 5.1.3

Згинальний момент

Номер перерізу	b_i	Δz	Q, кгс	ΔQ	ΔM_{згин}	M_{зг}, кгс*м
0	2,38	0	0	0	0	0
1	2,61	0,9583	6561,107	3280,553	3143,754	3143,754
2	2,83	0,9583	13096,7	9828,901	9419,036	12562,79
3	3,06	0,9583	19499,73	16298,21	15618,58	28181,37
4	3,29	0,9583	26279,5	19688,1	18867,1	47048,47
5	3,52	0,9583	33418,96	26459,35	25355,99	72404,46
6	3,74	0,9583	40902,06	37160,51	35610,92	108015,4
7	3,97	0,9583	48711,72	44806,89	42938,44	150953,8
8	4,2	0,9583	56831,2	52771,46	50570,89	201524,7
9	4,43	0,9583	65243,67	61037,44	58492,17	260016,9
10	4,65	0,9583	73932,36	69588,02	66686,19	326703,1
11	4,88	0,9583	82880,44	78406,4	75136,85	401839,9
12	5,11	0,9583	92071,13	87475,79	83828,05	485668
13	5,34	0,9583	101487,6	96779,38	92743,68	578411,7
14	5,56	0,9583	111113,2	106300,4	101867,7	680279,3
15	5,79	0,9583	120930,9	116022	111183,9	791463,2
16	6,02	0,9583	130924,1	125927,5	120676,3	912139,5

Продовження таблиці 5.1.3

17	6,25	0,9583	116955,9	123940	123635,9	1035775
18	6,47	0,9583	127249,5	122102,7	126739,5	1162515
19	6,7	0,9583	137668,1	132458,8	136663,7	1299179
20	6,93	0,9583	148195	142931,6	146699,8	1445878
21	7,16	0,9583	159007,7	153601,4	156924,7	1602803
22	7,38	0,9583	170355,7	164681,7	167542,9	1770346
23	7,61	0,9583	182302,5	176329,1	178704,6	1949051

Таблиця 5.1.4

Крутний момент

Номер перерізу	b_i	Δz	$m_{kpi},$ кгс·м	$m_{(i+1)},$ кгс·м	$\Delta M_{kpi},$ кгс·м	$M_{kpi},$ кгс·м
0	2,38	0	1917,632	958,816	0	0
1	2,61	0,9583	2303,158	2110,395	2022,392	2022,392
2	2,83	0,9583	3136,64	2719,899	2606,479	4628,871
3	3,06	0,9583	3702,219	3419,43	3276,839	7905,71
4	3,29	0,9583	4317,064	4009,642	3842,44	11748,15
5	3,52	0,9583	4988,494	4652,779	4458,758	16206,91
6	3,74	0,9583	5714,78	5351,637	5128,474	21335,38
7	3,97	0,9583	6498,034	6106,407	5851,77	27187,15
8	4,2	0,9583	7339,342	6918,688	6630,179	33817,33
9	4,43	0,9583	8240,158	7789,75	7464,917	41282,25
10	4,65	0,9583	9201,745	8720,951	8357,288	49639,54
11	4,88	0,9583	10225,47	9713,607	9308,549	58948,09
12	5,11	0,9583	11312,66	10769,07	10320	69268,08
13	5,34	0,9583	12464,67	11888,67	11392,91	80660,99
14	5,56	0,9583	13682,8	13073,73	12528,56	93189,55
15	5,79	0,9583	14968,47	14325,64	13728,26	106917,8
16	6,02	0,9583	16322,88	15645,68	14993,25	121911,1
17	6,25	0,9583	17747,44	17035,16	16324,79	81921,72
18	6,47	0,9583	19243,46	18495,45	17724,19	99645,91
19	6,7	0,9583	20812,28	20027,87	19192,7	118838,6
20	6,93	0,9583	22455,23	21633,76	20731,63	139570,2
21	7,16	0,9583	22026,57	22240,9	21313,45	160883,7
22	7,38	0,9583	21428,92	21727,74	20821,7	181705,4
23	7,61	0,9583	20763,61	21096,26	20216,55	201921,9

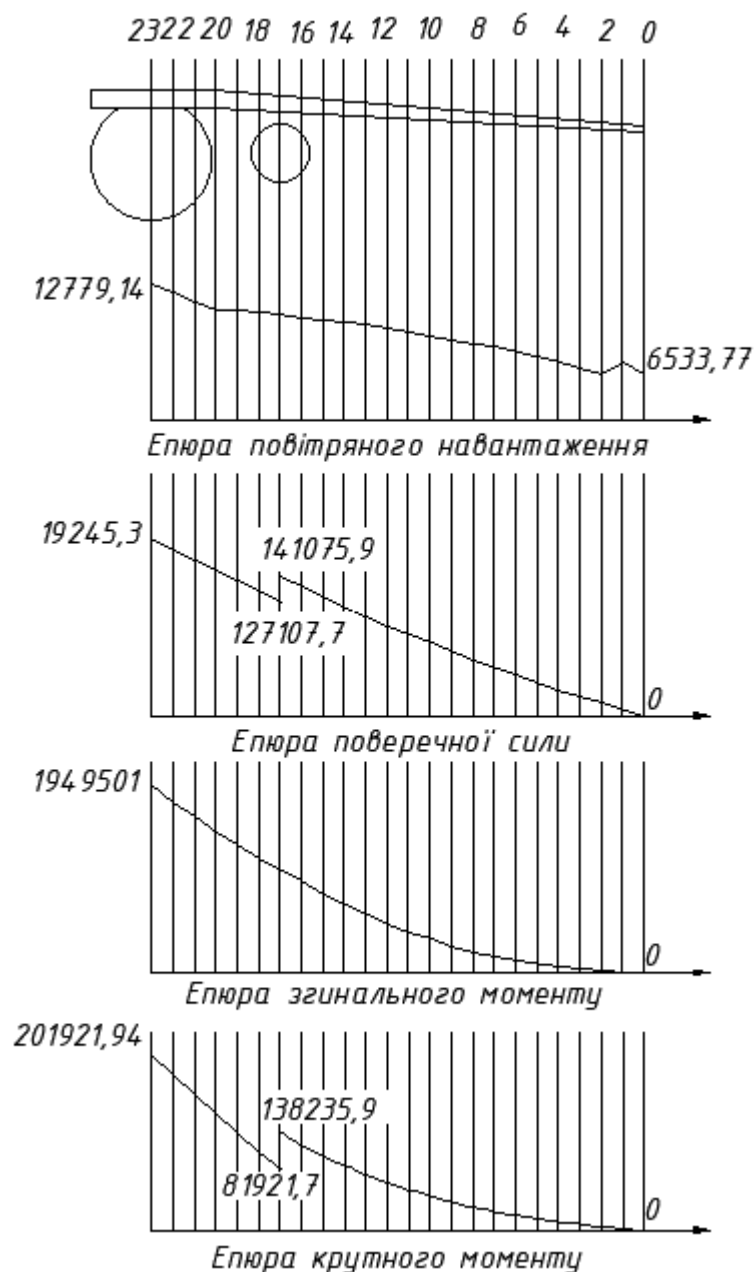


Рис 5.1.3. Епюри повітряного навантаження, поперечної сили, згинального моменту та крутного моменту.

5.2. Горизонтальне оперення

Відповідно до вище наведених розрахунків маємо наступні вхідні які наведені в таблиці 5.2.1.

Таблиці 5.2.1

Данні для розрахунку крила

V , м/с	$S_{ГО}$, м ²	$S_{СТ}$, м ²	m_{z0}	ρ , кг/м ³	$L_{Г.0}$, кг	$m_{ГО}$, кг	b_a , м
225	51,486	43,76	-0,0076	1.22	19,62	1005	5,4

Експлуатаційна зрівноважувальна сила при горизонтальному польоті рахується за формулою:

$$Y_{\text{зр Г.О}}^e = m_{z_0} q S_{\text{кр}} \frac{b_a}{L_{\text{Г.О}}} n^e \quad (5.20)$$

де m_{z_0} – значення коефіцієнта моменту крила, згідно моєму варіанту дорівнює: -0,0076;

q – швидкісний тиск, що діє на літак за розрахункових умов;

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{1.22 * 225^2}{2} = 31767.19 \frac{\text{кг}}{\text{м} * \text{с}^2} \quad (5.21)$$

b_a – середня аеродинамічна хорда крила;

$L_{\text{Г.О}}$ – відстань від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення;

$$Y_{\text{зр Г.О}}^e = -43160.35$$

Експлуатаційне навантаження на ГО в випадках маневрів літака може бути виражене через питоме навантаження на крило ($n^e m_0 / S_{\text{кр}}$) і визначено з формули:

$$Y_{\text{м}}^e = 0,33 n^e \frac{m_0}{S_{\text{кр}}} S_{\text{Г.О}} = 34452.32 \quad (5.22)$$

де n^e – експлуатаційне перевантаження;

m_0 – злітна маса літака;

$S_{\text{кр}}$ – площа крила;

$S_{\text{Г.О}}$ – площа горизонтального оперення.

Загальне навантаження на горизонтальне при маневрі визначається:

$$\text{експлуатаційне} - Y_{\text{сум}}^e = Y_{\text{зр.Г.О}}^e + Y_{\text{м}}^e$$

$$Y_{\text{сум}}^e = -8708.04$$

Розрахункова схема горизонтального оперення будується аналогічно, як і для крила.

Погонне навантаження від аеродинамічної сили:

$$q_{\text{аер}} = \frac{Y f}{S_{\text{ГО}}} b_i \quad (5.23)$$

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		77

Погонне навантаження від маси конструкції:

$$q_{\text{мас}} = \frac{m_{\text{ГО}} n^e f}{S_{\text{ГО}}} b_i \quad (5.24)$$

Масові та аеродинамічні навантаження замінюються одним еквівалентним навантаженням:

$$q_i = q_{\text{аер}} + q_{\text{мас}} \quad (5.25)$$

Середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжини Δz дорівнює:

$$q_{\text{ср}i} = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2} \quad (5.27)$$

Приріст поперечної сили в будь-якому перерізі горизонтального оперення (окрім кінцевої ділянки):

$$\Delta Q_i = q_{\text{ср}i} \Delta z \quad (5.28)$$

Приріст перерізувальної сили на кінцевій ділянці горизонтального оперення визначається:

$$\Delta Q_{\text{кінц}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z \quad (5.29)$$

де q_1 – погонне навантаження в першому перерізі від кінця горизонтального оперення.

Величина поперечної сили в будь-якому перерізі :

$$Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i - m_{\text{ван}i}) \quad (5.30)$$

Приріст згинаючого моменту:

$$\Delta M_{\text{згин}i} = Q_{\text{ср}i} \Delta z = \frac{Q_i + Q_{(i+1)}}{2} \Delta z \quad (5.31)$$

Величина згинального моменту в будь-якому перерізі горизонтального оперення:

$$M_{\text{згин}i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{згин}i} \quad (5.32)$$

Визначення координати центру жорсткості горизонтального оперення з двома лонжеронами:

$$X_{ц.ж} \approx \frac{H_1^2 * x_1 + H_2^2 * x_2}{H_1^2 + H_2^2} \quad (5.33)$$

Центр прикладення розподілених масових сил в даному перерізі $X_{ц.м} = 0.4b_i$.

Для розрахунків приймаємо значення центру тиску $X_{ц.т} = 0.25b_i$.

Погонний крутний момент:

$$m_i = q_{аер}a + q_{мас}a_1 \quad (5.34)$$

де a – відстань від центру тиску до лінії центрів згину, $a = 0.12b_i$; a_1 – відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину, $a_1 = 0.019b_i$

Приріс крутного моменту:

$$\Delta M_{кр i} = \frac{m_{кр i} + m_{кр(i+1)}}{2} \Delta z \quad (5.35)$$

Загальний крутний момент:

$$M_{кр i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{кр i} \quad (5.36)$$

В таблиці 5.2.2 приведені дані розподіленого навантаження. В таблиці 5.2.3 наведено розрахунок поперечної сили, що діють на горизонтальне оперення. Дані розрахунків згинального моменту наведені в таблиці 5.2.4. Розрахунок крутного моменту наведено в таблиці 5.2.5.

Таблиця 5.2.2

Розподілені навантаження, що діють на горизонтальне оперення

Номер перерізу	b_i , м	$q_{повн}$, кгс/м	$q_{мас}$, кгс/м	q кгс/м
11	4,033	1642,592	143,7469	1498,845
10	3,7931	1926,249	168,5704	1757,679
9	3,5529	2209,907	193,3939	2016,513
8	3,3127	2493,576	218,2184	2275,357
7	3,0725	2777,233	243,0419	2534,191
6	2,8323	3060,89	267,8654	2793,025

Продовження таблиці 5.2.2

5	2,5921	3344,547	292,6888	3051,858
4	2,3519	3628,216	317,5133	3310,703
3	2,1116	3911,873	342,3368	3569,536
2	1,8714	4195,53	367,1603	3828,37
1	1,6312	4479,188	391,9838	4087,204
0	1,391	4762,455	416,7731	4345,682

Таблиця 5.2.3

Поперечні сили

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	q_{cp}	ΔQ , кгс	Q , кгс
0	1,391	0,86	749,4227	0	0
1	1,6312		1628,262	1400,306	1400,306
2	1,8714		1887,096	1622,902	3023,208
3	2,1116		2145,935	1845,504	4868,712
4	2,3519		2404,774	2068,106	6936,818
5	2,5921		2663,608	2290,703	9227,52
6	2,8323		2922,441	2513,3	11740,82
7	3,0725		3181,28	2735,901	14476,72
8	3,3127		3440,12	2958,503	17435,22
9	3,5529		3698,953	3181,1	20616,32
10	3,7931		3957,787	3403,697	24020,02
11	4,033		4216,443	3626,141	27646,16

Таблиця 5.2.4

Згинальний момент

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	Q , кгс	$\Delta M_{згини}$, кгс*м	$M_{зги}$, кгс*м
0	1,391	0,86	0	0	0
1	1,6312		1400,306	602,1314	602,1314
2	1,8714		3023,208	1902,111	2504,242
3	2,1116		4868,712	3393,526	5897,768
4	2,3519		6936,818	5076,378	10974,15
5	2,5921		9227,52	6950,665	17924,81
6	2,8323		11740,82	9016,386	26941,2
7	3,0725		14476,72	11273,54	38214,74
8	3,3127		17435,22	13722,14	51936,88
9	3,5529		20616,32	16362,17	68299,04
10	3,7931		24020,02	19193,63	87492,67
11	4,033		27646,16	22216,46	109709,1

Крутний момент

Номер перерізу	b_i , м	ΔZ , м	m_i	$\Delta M_{крі}$, кгс*м	$M_{крі}$, кгс * м
0	1,391	0,86	134,24	0	0
1	1,6312		184,6	137,1	137,1
2	1,8714		242,98	183,86	320,96
3	2,1116		309,36	237,5	558,46
4	2,3519		383,74	298,03	856,5
5	2,5921		466,13	365,45	1221,94
6	2,8323		556,53	439,75	1661,69
7	3,0725		654,94	520,93	2182,62
8	3,3127		761,35	609	2791,62
9	3,5529		875,77	703,96	3495,58
10	3,7931		998,19	805,8	4301,38
11	4,033		1128,43	914,45	5215,83

На рисунку 5.2.1 зображено навантажень що діють на горизонтальне оперення.

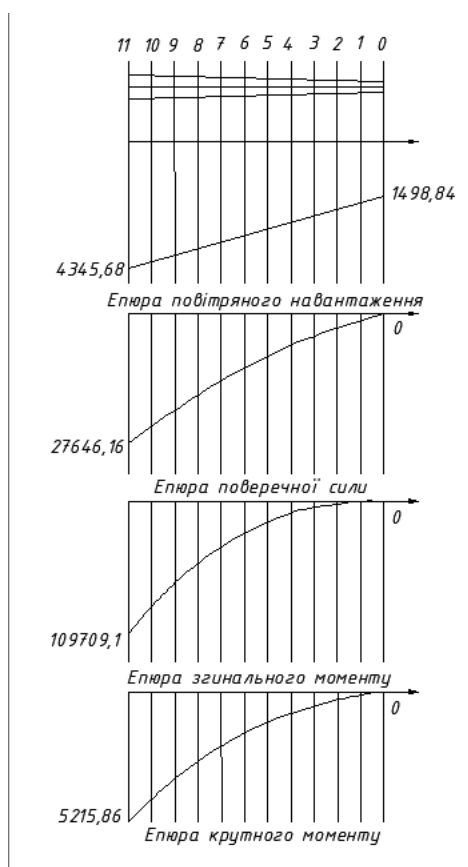


Рис. 5.2.1. Епюри повітряного навантаження, поперечної сили, згинального та крутного моменту горизонтального оперення.

Висновок до розділу

В цьому розділі було проведено розрахунок діючих навантажень на крило та горизонтальне оперення літака. При розрахунку було визначено повітряне навантаження, поперечну силу, крутний момент та згинальний момент крила та горизонтального оперення. З епюр навантажень на крило видно, що двигун розвантажує крило при польоті на крейсерському режимі.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		82

6. ОПИС КОНСТРУКЦІЇ АГРЕГАТИВ ПЛАНЕРУ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА.

6.1. Крило.

Крило літака складається з центроплану, лівої та правої консольних частин крила.

Кесон всіх трьох частин крила формується двома лонжеронами, двома панелями зверху і знизу та набором нервюр. За конструктивно-силовою схемою нервюри є балочного типу. В набір нервюр входять як типові так і силові. Нормальні нервюри забезпечують збереження потрібної форми профілю крила і сприймають аеродинамічне навантаження від панелей обшивки з стрингерами та передають її на лонжерон. Силові нервюри виконують ті ж самі функції що і нормальні нервюри але додатково сприймають зосереджені сили від вузлів кріплення двигунів, органів керування та вузлів кріплення інших агрегатів літака. На поясах бортових нервюр КЧК і центроплану розміщуються вирізи під фітингові з'єднання з центропланом (рис 6.1.1).

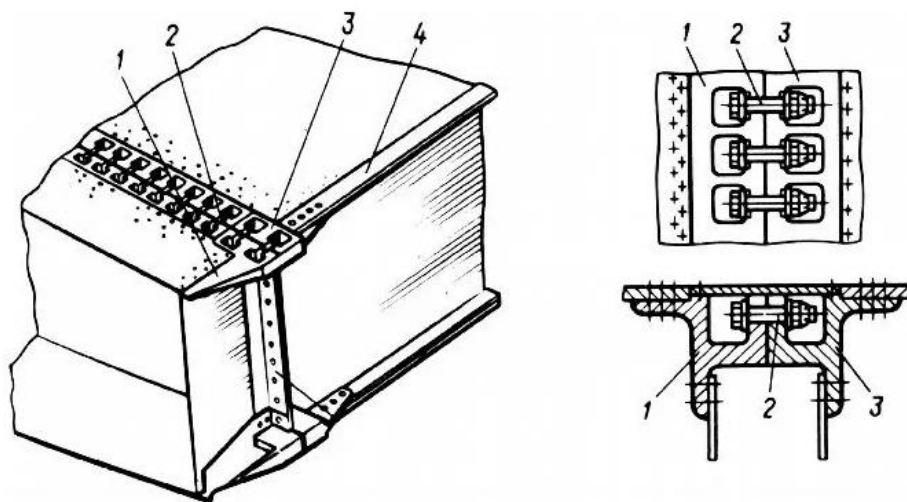


Рис 6.1.1. Фітингове з'єднання складових частин крила.

1,3-стикові частини; 2-стиковий болт; 4-пояс лонжерону.

Лонжерон складається з двох поясів та стінки яка підкріплена стійками. Під час польоту верхній пояс лонжерону стискається, а нижній пояс розтягується таким чином пояси сприймають згинальний момент крила. Стінка лонжерону сприймає поперечну силу та можуть сприймати крутний момент. В поперечному

перерізі зібраний лонжерон являє собою твутавр. З'єднання стінки та поясів здійснюється за допомогою заклепок. В місці кріплення з бортовою нервюрою до лонжерону кріпиться вузол з'єднання з лонжероном центроплану. Для з'єднання лонжеронів використовується фітинги (рис 6.1.2).

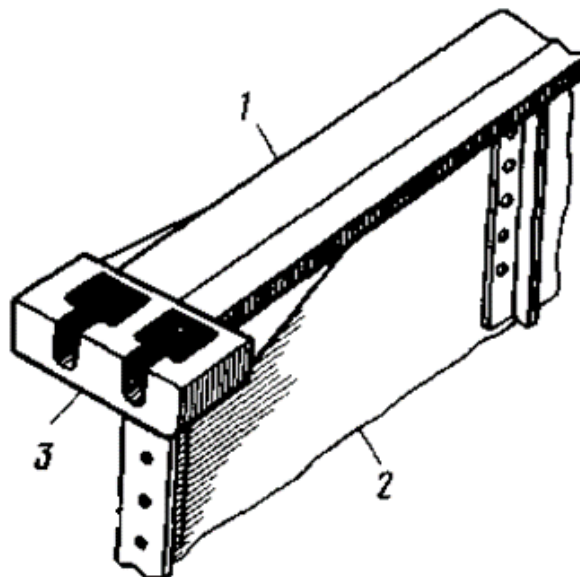


Рис 6.1.2. Фітингове з'єднання лонжерону.

1-верхній пояс; 2-стінка; 3-фітинг поясу лонжерона.

Між лонжеронами кріпляться паливні баки.

Центроплан формується лише кесоном на відміну він КЧК. До кесону КЧК з переді кріпляться секції носової частини крила. Вони складаються з обшивки та носової частини нервюр. В носовій частині розміщені засоби запобігання обледенінню.

До задньої частини кесону КЧК кріпиться хвостова частина яка включає в себе;

- Кронштейни навіски елеронів;
- Кронштейни навіски закрилків;
- Обтічники.

На рисунку 6.1.3 зображено просторову модель консолей крила та центроплан.

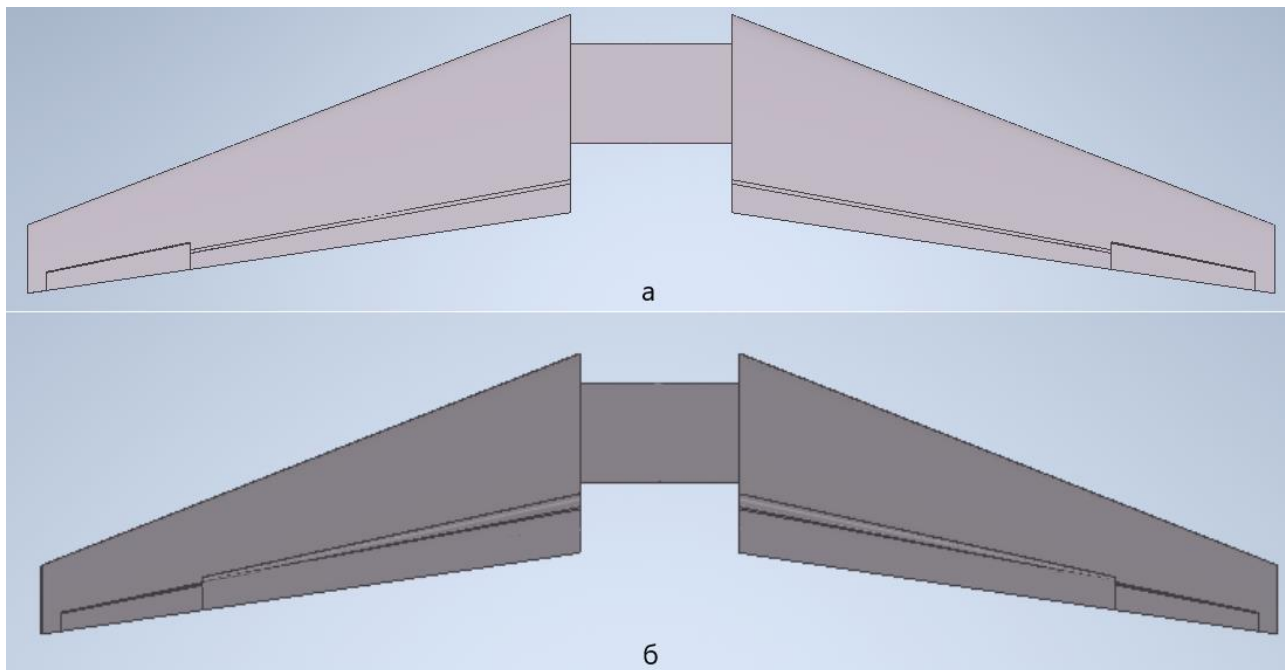


Рис 6.1.3. Просторова модель крила в плані.
а-вид зверху; б-вид знизу.

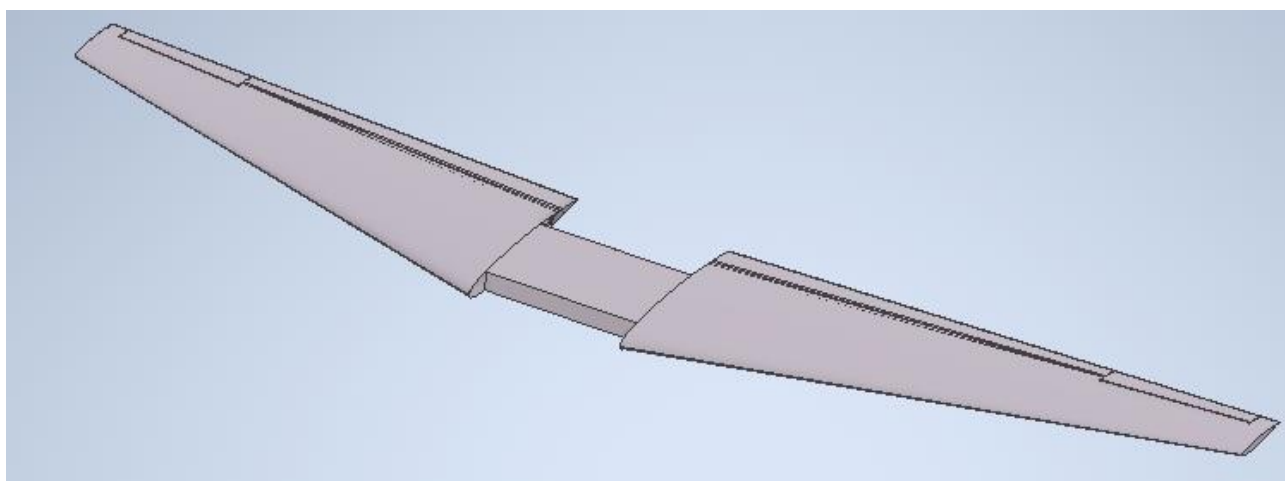


Рис 6.1.4 Просторова модель крила.

6.2. Фюзеляж.

Фюзеляж складається з носової, середньої і хвостової частин. В силовий набір входять шпангоути, стрингери, лонжерони та обшивка. У хвостовій частині є виріз під Вантажний люк (рампу) (рис 6.2.1). Контур вирізу підсилений як і інші отвори у фюзеляжі. В місцях кріплення крила, гондол шасі, оперення та в місцях стику з іншими агрегатами. На рисунку 6.2.2 зображено приклад стикування центроплану з силовим шпангоутом для високоплану.



Рис 6.2.1 Вантажний люк (рампа) який знаходиться у хвості літака.

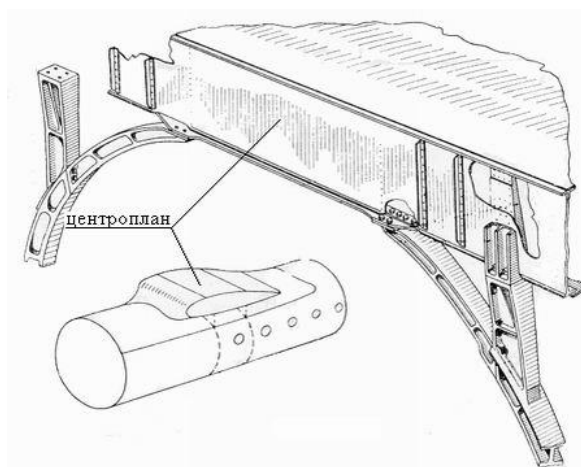


Рис 6.2.2. Кріплення центроплану до шпангоута фюзеляжу.

На рисунку 6.2.3 зображено конструкцію фюзеляжу транспортного літака.

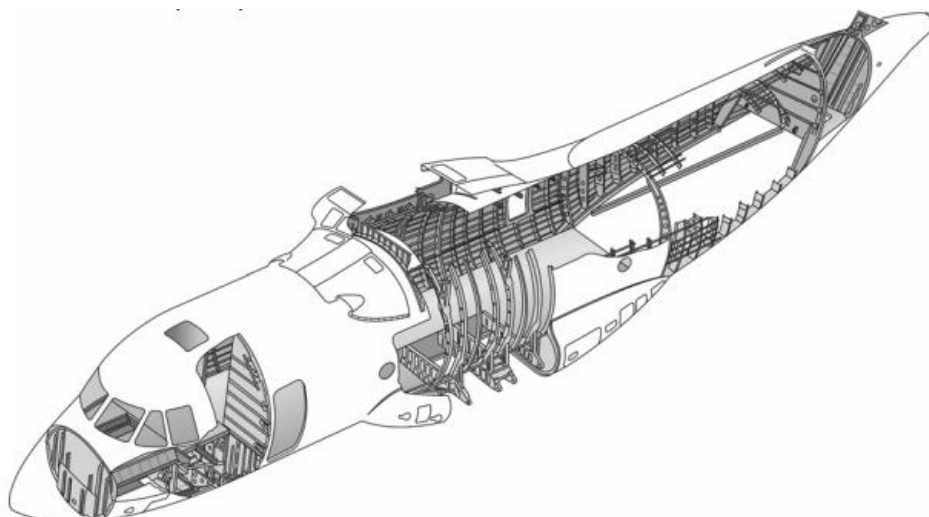


Рис 6.2.3 Конструкція фюзеляжу.

На рисунку 6.2.6 зображено просторову модель фюзеляжу літака що проектується.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		86

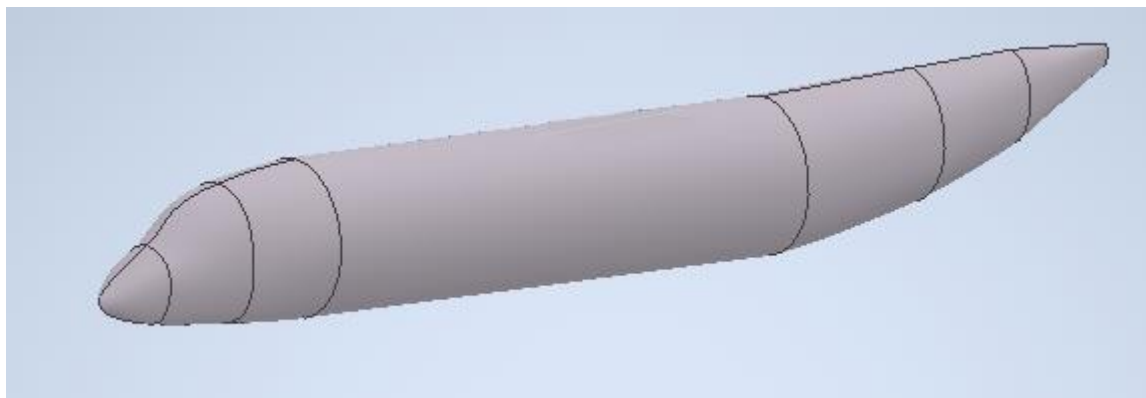


Рис 6.2.4. Просторова модель фюзеляжу.

6.3. Оперення.

Вертикальне оперення по конструкції подібне до крила і включає в себе два лонжерони, набір нервюр та обшивку. В нижній частині на кінцях лонжеронів та на бортовій нервюрі розміщені вузли кріплення до фюзеляжу, а у верхній частині також на кінцях лонжеронів та бортовій нервюрі розміщені вузли кріплення до стабілізатора. До задньої частини кесону кріпляться кронштейни навіски керма напряду.

Горизонтальне оперення складається з двох консолей. За конструкцією подібне до крила і включає в себе кесон, носову та хвостову частину. Кесон формується двома лонжеронами, набором нервюр та обшивкою. Хвостова частина включає в себе кронштейни навіски керма висоти та самі секції керма висоті. На рисунку 6.3.1 наведено просторову модель горизонтального оперення. На рисунку 6.3.2 наведено просторову модель вертикального оперення. На рисунку 6.3.3 наведено просторову модель зібраного хвостового оперення.

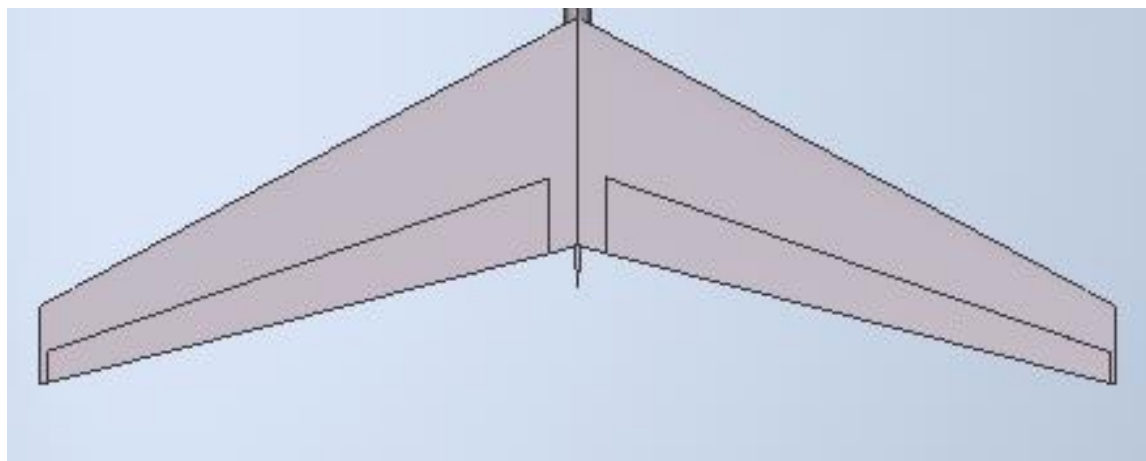


Рис 6.3.1 Просторова модель стабілізатора.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		87

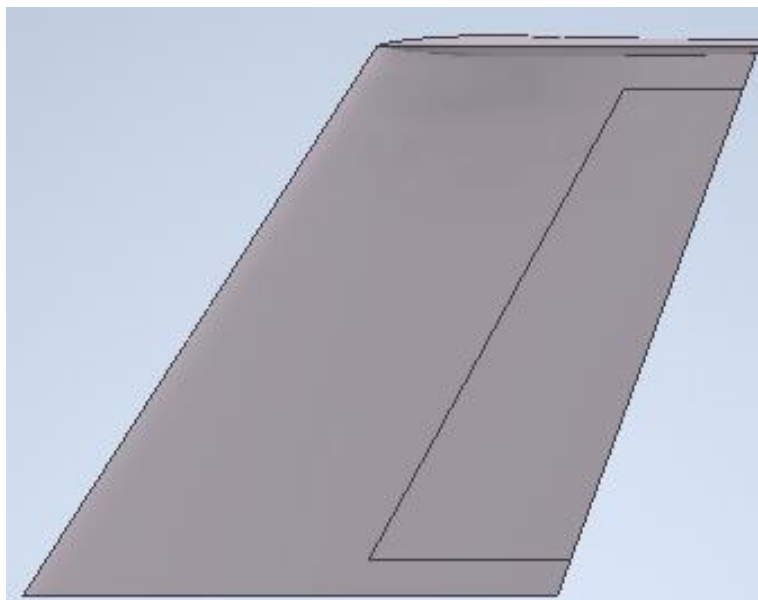


Рис 6.3.2. Просторова модель вертикального оперення.

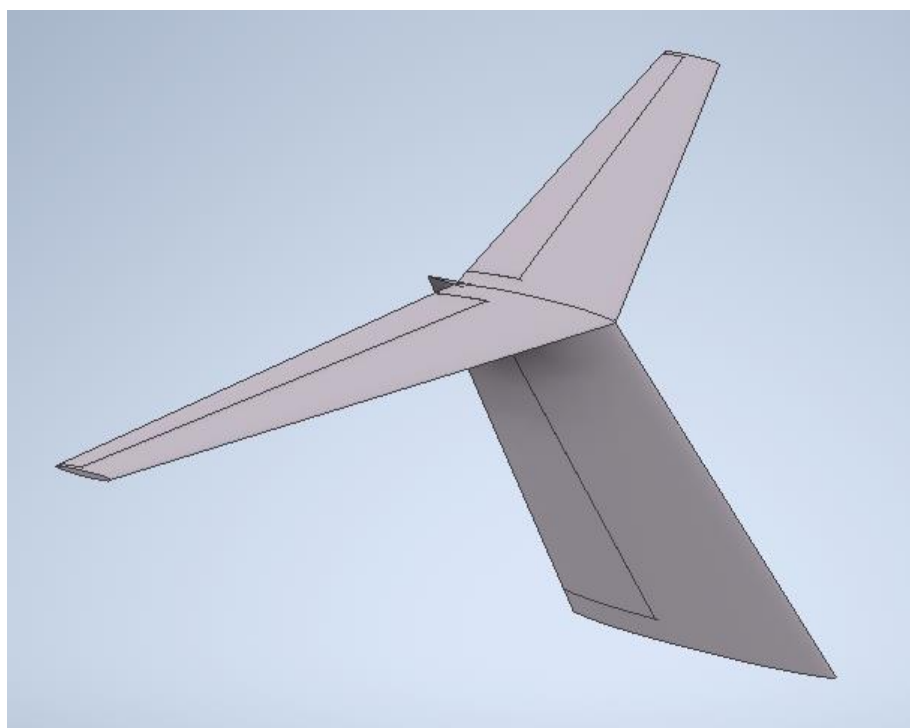


Рис 6.3.3. Просторова модель хвостового оперення.

Висновок до розділу

В розділі було визначено будову конструкції агрегатів літака. Детально описано будову складових елементів кесону крила, передньої та задньої частини крила. Кесон складається з двох лонжеронів, двох панелей та набору нервюр. В місцях стику КЧК з центропланом та пілонів використовується силові нервюри. В кесоні крила розташовані паливні баки. Потім описано

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		88

будову силових елементів фюзеляжу. В конструкцію фюзеляжу входять стрингери, шпангоути, лонжерони та нервюри. Конструкція хвостового оперення подібна до крила.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						89
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

7. ПРОЄКТНИЙ РОЗРАХУНОК ЖОРСТКІСНИХ ПАРАМЕТРІВ КЕСОНУ КОНСОЛЬНОЇ ЧАСТИНИ КРИЛА

Розрахувавши значення Q , M , $M_{кр}$ в 6 розділі (таб 7.1) можна розрахувати необхідні геометричні параметри кесону крила літака. В таблиці 7.2 наведено значення висоти лонжеронів та їх розташування[6].

Припустимо, що нижня панель буде виготовлятися з Д16Т, а верхня В95.

Приймаємо, що зовнішні навантаження сприймаються кесоном, тобто $M_{згин}$ сприймається верхніми та нижніми панелями, Q – стінками лонжеронів і $M_{кр}$ – замкнутим контуром між лонжеронними частинами.

Таблиця 7.1

Внутрішні силові фактори

Номер перерізу	b_i , м	Q , кг	$M_{зг}$, кг*м	$M_{крі}$, кг*м
0	2,38	0	0	0
1	2,61	6561,1	3143,754	2022,4
2	2,83	13097	12562,79	4628,9
3	3,06	19500	28181,37	7905,7
4	3,29	26280	47048,47	11748
5	3,52	33419	72404,46	16207
6	3,74	40902	108015,4	21335
7	3,97	48712	150953,8	27187
8	4,20	56831	201524,7	33817
9	4,43	65244	260016,9	41282
10	4,65	73932	326703,1	49640
11	4,88	82880	401839,9	58948
12	5,11	92071	485668	69268
13	5,34	101488	578411,7	80661
14	5,56	111113	680279,3	93190
15	5,79	120931	791463,2	106918
16	6,02	130924	912139,5	121911
17	6,25	116956	1030911	138236
18	6,47	127250	1147922	81922
19	6,70	137668	1274857	101114
20	6,93	148195	1411829	121846
21	7,16	159008	1559025	143160
22	7,38	170356	1716839	163981
23	7,61	182303	1885816	184198

Таблиця 7.2

Висота лонжеронів та координати їх розташування

$H_1, м$	$H_2, м$	X_1	X_2
0,24	0,20	0,357	1,546
0,26	0,22	0,391	1,694
0,28	0,24	0,425	1,842
0,31	0,26	0,459	1,990
0,33	0,28	0,493	2,138
0,35	0,30	0,528	2,286
0,37	0,32	0,562	2,434
0,40	0,34	0,596	2,582
0,42	0,36	0,630	2,729
0,44	0,38	0,664	2,877
0,47	0,40	0,698	3,025
0,49	0,42	0,732	3,173
0,51	0,44	0,766	3,321
0,53	0,46	0,800	3,469
0,56	0,48	0,835	3,616
0,58	0,50	0,869	3,764
0,60	0,52	0,903	3,912
0,62	0,54	0,937	4,060
0,65	0,56	0,971	4,208
0,67	0,58	0,813	4,356
0,69	0,60	0,877	4,504
0,72	0,62	0,877	4,504
0,74	0,63	0,877	4,504
0,76	0,65	0,877	4,504
0,24	0,20	0,357	1,546
0,26	0,22	0,391	1,694

Середню висота міжлонжеронної частини крила

$$H_{\text{ср}} = 0,95 \frac{H_1 + H_2}{2} \quad (7.1)$$

де H_1, H_2 висоти переднього та заднього лонжеронів в перерізі
редукційна площа панелі

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		91

$$F_{\phi}^6 = \frac{M_{изг}}{0,9H_{cp}\sigma_{кр.п.}} \quad (7.2)$$

де $\sigma_{кр.п.}$ – критичне напруження для поясу лонжерона. Приймаємо $\sigma_{кр.п.} = 1,1\sigma_p$. сумарна площа верхніх поясів лонжеронів

$$F_{\Pi}^B = 0,12F_{\phi}^B \quad (7.3)$$

Площа поясів лонжеронів наближено розподіляється пропорційно їхній висоті

$$F_{\Pi 1}^B = \frac{H_1 * F_{\Pi}^B}{H_1 + H_2 + H_2} \quad (7.4)$$

$$F_{\Pi 2}^B = \frac{H_2 * F_{\Pi}^B}{H_1 + H_2 + H_2} \quad (7.5)$$

Для визначення ширини поясів b (з конструктивних міркувань), потрібно задати їх товщину h . Співвідношення b/h обирають таким чином, щоб критичне напруження втрати стійкості пояса лонжерона було рівним розрахунковому напруженню матеріалу пояса $\sigma_{кр} = \sigma_v$.

Критичне напруження розраховують:

$$\sigma_{кр} = \frac{0,9kE}{\left(\frac{b}{2h}\right)^2}, \quad (7.6)$$

Приведена товщина стиснутої обшивки визначається

$$\delta_{пр}^B = \frac{F_{\phi}^B - F_{\Pi}^B}{B\varphi_{стр}^B} \quad (7.7)$$

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

$\sigma_{кр.стр}^B = 0,6\sigma_v$ – критичне напруження втрати стійкості стрингера верхньої панелі;

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

Товщина обшивки

$$\delta_v = 0,6\delta_{пр}^B \quad (7.8)$$

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		92

Визначаємо крок стрингерів згідно статистичних даних для кесонних крил стр в = 100 ... 150 мм. Крок стрингерів з умов технологічності постійний по розмаху крила, змінюється тільки кількість.

Кількість стрингерів на верхній панелі

$$n_{\text{стр}}^{\text{в}} = \frac{B - t_{\text{стр}}^{\text{в}}}{t_{\text{стр}}^{\text{в}}} \quad (7.9)$$

Площа стрингеру

$$F_{\text{стр}}^{\text{в}} = \frac{F_{\varphi}^{\text{в}} - F_{\text{п}}^{\text{в}} - B\delta_{\text{в}}}{n_{\text{стр}}^{\text{в}}} \quad (7.10)$$

Визначення розмірів елементів нижньої (розтягнутої) панелі.

Редукційна площа панелі

$$F_{\varphi}^{\text{в}} = \frac{M_{\text{изг}}}{0,9H_{\text{ср}}\sigma_{\text{в}}}, \quad (7.11)$$

де $\sigma_{\text{в}}$ – допустиме напруження для пояса лонжерона. в. сумарна площа верхніх поясів лонжеронів

$$F_{\text{п}}^{\text{в}} = 0,12F_{\varphi}^{\text{в}} \quad (7.12)$$

Площа поясів лонжеронів наближено розподіляється пропорційно їхній висоті

$$F_{\text{п}2}^{\text{в}} = \frac{F_{\text{п}}^{\text{в}}}{1 + H_1/H_2} \quad (7.13)$$

$$F_{\text{п}1}^{\text{в}} = F_{\text{п}}^{\text{в}} - F_{\text{п}2}^{\text{в}} \quad (7.14)$$

Приведена товщина розтягнутої обшивки визначається

$$\delta_{\text{пр}}^{\text{в}} = \frac{F_{\varphi}^{\text{в}} - F_{\text{п}}^{\text{в}}}{B\varphi_{\text{стр}}^{\text{в}}} \quad (7.15)$$

де $\varphi_{\text{стр}}^{\text{в}} = \varphi_{\text{п}}^{\text{в}} = \varphi_{\text{обш}}^{\text{в}} = 0,9$ – редукційний коефіцієнт.

Товщина обшивки

$$\delta_{\text{н}} = 0,6\delta_{\text{пр}}^{\text{в}} \quad (7.16)$$

Крок стрингерів розтягнутої панелі

$$t_{\text{стр}}^{\text{в}} = t_{\text{стр}}^{\text{в}} \quad (7.17)$$

Кількість стрингерів на верхній панелі

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		93

$$n_{\text{стр}}^{\text{в}} = n_{\text{стр}}^{\text{н}} \quad (7.18)$$

Площа стрингеру

$$f_{\text{стр}}^{\text{в}} = \frac{F_{\varphi}^{\text{н}} - F_{\text{п}}^{\text{н}} - B\delta_{\text{н}}}{n_{\text{стр}}^{\text{н}}} \#(6$$

Для врахування роботи верхньої та нижньої панелі обшивки на зсув від крутного моменту і на згин при передачі місцевого повітряного навантаження необхідно товщину, отриману під час розрахунку від згинаючого моменту збільшити на 25%. Таким чином, проектні значення товщин обшивок визначаються

$$\delta_{\text{в}} = 1,25 \cdot 0,6\delta_{\text{пр}}^{\text{в}} \quad (7.19)$$

$$\delta_{\text{н}} = 1,25 \cdot 0,6\delta_{\text{пр}}^{\text{н}} \quad (7.20)$$

Визначення товщини стінок лонжеронів. При розрахунку приймається припущення, що в передньому лонжероні дотичні потоки від Q та $M_{\text{кр}}$ підсумовуються, а в задньому – віднімаються

Приведена величина поперечної сили з урахуванням конусності крила

$$Q_{\text{пр}} = Q - \frac{M_{\text{изг}}}{H_{\text{ср}}} \gamma \quad (7.21)$$

де Q – поперечна сила в перерізі крила;

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

де $\overline{c_{\text{корн.}}}$, $\overline{c_{\text{конц.}}}$ – відносні товщини кореневого та кінцевого перерізу

крила; $\overline{b_{\text{корн.}}}$

$\overline{b_{\text{конц.}}}$ – коренева та кінцева хорди крила

Поперечна сила в лонжеронах розподіляється пропорційно квадрату висоти:

$$Q_i = Q_{\text{пр}} \frac{H_i^2}{H_1^2 + H_2^2 + H_3^2} \quad (7.22)$$

Дотичні потоки в стінках лонжерона

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		94

$$q_{\text{ст}i} = \frac{Q_i}{H_i} + \frac{M_{\text{кр}}}{(H_1 + H_2 + H_3)B} \quad (7.23)$$

Товщина стінок лонжеронів:

$$\delta_{\text{ст}i} = \frac{q_{\text{ст}i}}{\tau_{\text{кр}}} \quad (7.24)$$

де

$$\tau_{\text{кр}} \cong 0,65\sigma_B$$

Крок стійок лонжеронів

$$t_{\text{ст}i} = \delta_{\text{ст}i} \sqrt{\frac{5,04E}{\tau_{\text{кр}} - 3,4E \left(\frac{\delta_{\text{ст}i}}{H_i} \right)^2}} \quad (7.25)$$

Крок нервюр визначається

$$a = 3 \cdot t_{\text{стр}}^H \quad (7.26)$$

Таблиця 7.3

Параметри поясів та стінок лонжеронів

Номер перерізу	$b_i, \text{м}$	$F_{\text{п}1}^B$	$F_{\text{п}2}^B$	$F_{\text{п}1}^H$	$F_{\text{п}2}^H$	$\delta_{\text{ст}1}$	$\delta_{\text{ст}2}$
0	2,38	0,00	0,00	0	0	0.00	0.00
1	2,61	3,56	3,06	4,66	4,01	0.20	0.20
2	2,83	13,08	11,25	17,13	14,73	0.35	0.35
3	3,06	27,15	23,35	35,56	30,58	0.48	0.48
4	3,29	42,21	36,30	55,27	47,53	0.60	0.60
5	3,52	60,75	52,24	79,55	68,41	0.72	0.72
6	3,74	85,12	73,20	111,46	95,86	0.83	0.82
7	3,97	112,14	96,44	146,85	126,29	0.92	0.92
8	4,20	141,60	121,78	185,43	159,47	1.03	1.02
9	4,43	173,31	149,05	226,95	195,18	1.07	1.03
10	4,65	207,12	178,12	271,22	233,25	1.16	1.11
11	4,88	242,88	208,88	318,06	273,53	1.25	1.20
12	5,11	280,48	241,21	367,29	315,87	1.39	1.34
13	5,34	319,80	275,03	418,78	360,15	1.48	1.42
14	5,56	360,74	310,24	472,40	406,27	1.62	1.56
15	5,79	403,22	346,77	528,02	454,10	1.73	1.66
16	6,02	447,14	384,54	585,54	503,56	1.84	1.77

Продовження таблиці 7.3

17	6,25	486,96	418,78	637,68	548,41	1.94	1.87
18	6,47	523,18	449,93	685,11	589,19	2.07	1.99
19	6,70	561,30	482,72	735,04	632,14	2.18	2.09
20	6,93	601,20	517,04	787,29	677,07	2.13	2.04
21	7,16	642,78	552,79	841,74	723,90	2.06	1.98
22	7,38	686,04	590,00	898,39	772,62	2.05	1.96
23	7,61	731,05	628,70	957,32	823,30	2.03	1.95

Таблиця 7.4

Параметри стиснутої та розтягнутої панелей

№ перерізу*	$\delta_{пр}^B$, мм	δ_B , мм	$n_{стр}^B$	$\delta_{пр}^H$, мм	δ_H , мм	$n_{стр}^H$	$t_{стр}^B$, мм	$f_{стр}^B$, мм ²	$f_{стр}^H$, мм ²
0	0,00	0,0	7	0,00	0,00	7	150	0,00	0,00
1	0,14	0,1	8	0,14	0,08	8		0,32	0,41
2	0,48	0,3	8	0,46	0,27	8		1,06	1,38
3	0,92	0,6	9	0,88	0,53	9		2,01	2,63
4	1,34	0,8	10	1,27	0,76	10		2,89	3,78
5	1,80	1,1	11	1,71	1,03	11		3,86	5,06
6	2,37	1,4	11	2,26	1,35	11		5,05	6,62
7	2,94	1,8	12	2,80	1,68	12		6,25	8,18
8	3,51	2,1	13	3,35	2,01	13		7,43	9,72
9	4,08	2,4	14	3,89	2,33	14		8,59	11,25
10	4,64	2,8	15	4,42	2,65	15		9,73	12,74
11	5,18	3,1	15	4,94	2,96	15		10,84	14,19
12	5,72	3,4	16	5,45	3,27	16		11,93	15,62
13	6,24	3,7	17	5,95	3,57	17		12,99	17,00
14	6,76	4,1	18	6,43	3,86	18		14,02	18,35
15	7,25	4,4	18	6,91	4,15	18		15,02	19,66
16	7,74	4,6	19	7,37	4,42	19		15,99	20,93
17	8,12	4,9	20	7,74	4,64	20		16,75	21,93
18	8,42	5,1	21	8,02	4,81	21		17,33	22,69
19	8,25	5,0	23	7,86	4,72	23		16,92	22,15
20	8,64	5,2	23	8,23	4,94	23		17,68	23,15
21	9,23	5,5	23	8,79	5,28	23		18,90	24,75
22	9,85	5,9	23	9,38	5,63	23		20,18	26,41
23	10,50	6,3	23	10,00	6,00	23		21,50	28,15

Висновок до розділу

В даному розділі було проведено проектувальний розрахунок основних параметрів елементів кесону крила. А саме: поясів та стінок

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		96

лонжеронів, верхньої та нижньої панелі, крок нервюр та стрингерів. Вхідними даними для розрахунку були результати розрахунку навантажень на крило які були виконані в 6 розділі, а також значення висоти лонжеронів та їх положення. Виконавши розрахунок було отримано дані елементів кесону які відповідають вимогам міцності.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
						97
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВИСНОВОК

В дипломному проекті було проведено роботу по проектуванню середньомагістрального транспортного літака. При виконанні дипломного проекту було використано набуті під час навчання знання. При виконанні дипломного проекту було виконано наступне:

1. Проаналізовано сучасні аналоги літаків;
2. Вибір конструктивно-силових схема агрегатів планеру;
3. Визначено геометричні та масові характеристики;
4. Підібрано профіль крила та розраховано аеродинамічні характеристики літака;
5. Визначено основні технічні характеристики;
6. Розраховано діючі навантаження на крило та горизонтальне оперення;
7. Виконаний опис та вибір конструкції силових елементів агрегатів літака;
8. Розраховано геометричні характеристики кесону крила.

Даний проект літака має перспективи так як він має хороші масові та льотні характеристики порівняно з аналогами. До основних переваг над аналогами можна віднести масу корисного навантаження та дальність польоту. Маса корисного навантаження становить 43500 кг, що є кращим результатом ніж у аналогів до прикладу з розглянутих аналогів найбільше корисного навантаження може підняти А400М (маса корисного вантажу 37000 кг). Також проект літака при масі корисного навантаження в 43500 кг має дальність 5549 км, що теж є кращим результатом порівняно з аналогами. Це дає можливість брати більший вантаж та перевозити її на більші відстані, що зменшує час доставки вантажу.

					ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		98

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Разработка аванпроекта самолета / А. К. Мялица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
2. Аеродинаміка літака – 3. Курсове проектування: Курсова робота [Електронний ресурс]: навч. посіб. для студ. спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» спеціалізації «Літаки та вертольоти» / КПІ ім.Ігоря Сікорського; уклад.: В.В. Кабанячий – Електронні текстові дані (1файл: 1,177 Мбайт). – Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 85 с.).
3. АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА. Часть – 25 / Межгосударственный авиационный комитет, 2014. – 355.
4. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Москва: «Издательство Машиностроение», 1983. – 616 с.
5. 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.
6. 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.
7. Проектирование дозвуковых самолетов / Э.Торенбик. Перевод Е. П. Голубкова. – Москва: «Издательство Машиностроение» 1983 г. – 571 с.
8. Аэродинамика / Мхитарян А.М. 2-е изд., перераб. и доп. – Москва «Машиностроение», 1976. – 446с.

					<i>ВЛ7315.10.00.0000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		99