

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ

**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено

В. о. завідувач кафедри

_____ Олександр Бондаренко

«___» _____ 2023 р.

Дипломний проект

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Легкий багатоцільовий літак. Конструкція планера і загальне
компонування»**

Виконав:

студент IV курсу, групи АЛ-91

Воробей Роман Федорович _____

Керівник:

Асистент кафедри.,

Поваров Сергій Анатолійович _____

Рецензент:

Доцент, к.т.н., доц.

Бурнашев Віталій Віталійович _____

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

Студент _____

Київ 2023

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий 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 кафедрою
_____ Олександр БОНДАРЕНКО
« ____ » _____ 2023 р.

ІНДИВІДУАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ
на переддипломну практику студенту

Воробею Роману Федоровичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1 Тема переддипломної практики: «Легкий багатоцільовий літак. Конструкція планера і загальне компонування літака»,

керівник Поваров Сергій Анатолійович, асистент,

затверджені наказом по університету від « ____ » _____ 2023 р. №

2 Термін подання студентом завдання: _____

3 Вихідні дані до завдання:

3.1 Максимальне корисне навантаження $m_{кор} = 820$ кг

3.2 Крейсерська швидкість польоту $V_{кр} = 340$ км/год

3.3 Крейсерська висота польоту $H_{кр} = 1500$ м

3.4 Максимальна дальність польоту $L_{max} = 700$ км

4 Зміст пояснювальної по дипломному проектуванню:

4.1 Аналіз конструктивно-силових схем та компонування літаків аналогічного класу.

4.2 Аналіз існуючих конструктивно-силових схем фюзеляжів та крил.

4.3 Проектування крила літака.

4.4 Проектування фюзеляжу літака.

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

5.1 Кресленик загального виду літака.

5.2 Конструктивно-силова схема крила.

5.3 Теоретичний контур фюзеляжу.

6 Консультанти розділів проекту

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

7 Дата видачі завдання: 19 лютого 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1	Підбір, аналіз літератури та програмного забезпечення.	до 15.03.2023 р.	
2	Аналіз конструктивно-силових схем та компоновання літаків аналогічного класу.	до 25.03.2023 р.	
3	Проектування фюзеляжу літака.	до 10.04.2023 р.	
4	Проектування крила літака.	до 20.04.2023 р.	
5	Компоновання основних агрегатів та систем літака.	до 19.05.2023 р.	
6	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів.	до 27.05.2023 р.	
7	Перевірка оформленого дипломного проекту керівником та надання ним відгуку.	до 01.06.2023 р.	
8	Подання дипломного проекту на рецензування.	до 03.06.2023 р.	
9	Перевірка ПЗ до дипломного проекту на академічну доброчесність (плагіат).	до 07.06.2023 р.	
10	Захист дипломного проекту.	з 14.06.2023 р. по 17.06.2023 р.	

Студент

Роман ВОРОБЕЙ

Керівник

Сергій ПОВАРОВ

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

<i>№ з/п</i>	<i>Формат</i>	<i>Позначення</i>	<i>Найменування</i>	<i>Кількість</i>	<i>Примітка</i>
<i>1</i>	<i>A4</i>		<i>Завдання на дипломний проект</i>	<i>1</i>	
<i>2</i>	<i>A2</i>	<i>АЛ9104.10.00.00 ПЗ</i>	<i>Пояснювальна записка</i>	<i>62</i>	
<i>3</i>	<i>A2</i>	<i>АЛ9104.10.00.01 ІМ</i>	<i>Структурна схема проекту</i>	<i>1</i>	
<i>4</i>	<i>A2</i>	<i>АЛ9104.10.00.02 ІМ</i>	<i>Вибір схеми</i>	<i>1</i>	
<i>5</i>	<i>A2</i>	<i>АЛ9104.10.00.03 ІМ</i>	<i>Загальний вигляд літака</i>	<i>1</i>	
<i>6</i>	<i>A2</i>	<i>АЛ9104.10.00.04 ІМ</i>	<i>Загальне компоування</i>	<i>1</i>	
<i>7</i>	<i>A2</i>	<i>АЛ9104.10.00.05 ІМ</i>	<i>Розрахунки</i>	<i>1</i>	
			<i>АЛ9104.10.00.01 СБ</i>		
	<i>П.І.Б.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дата</i>		
<i>Розробив</i>	<i>Воробей Р.Ф.</i>			<i>Відомість дипломного проекту</i>	<i>Аркуш</i> <i>1</i>
<i>Перевірів</i>	<i>Поваров. С.А.</i>				
<i>Н. контр.</i>	<i>Бондаренко О.М.</i>				<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського</i> <i>Каф. АРБ Гр. АЛ-91</i>
<i>Зав. каф.</i>					

Зміст

АНОТАЦІЯ.....	7
ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1. ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ЛІТАКІВ ЗІ СХОЖИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ.....	11
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ.....	16
РОЗДІЛ 2. ВИБІР КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРУ, КРИЛА, ЇХ КОМПОНУВАННЯ.....	17
Огляд аеродинамічних схем.....	17
Вибір типу фюзеляжу.....	24
Підбір конструкції крила.....	27
Вибір оперення літака. Основні вимоги.....	29
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ.....	34
РОЗДІЛ 3. ЕСКІЗ ЛІТАКА.....	35
Ескіз.....	35
Технічні вимоги.....	38
Компонувальна схема літака.....	38
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ.....	40
РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНОК І ВИЗНАЧЕННЯ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ КРИЛА.....	41
Визначення розподіленого навантаження на крило.....	42
Визначення зусиль, що діють у розрахункових перерізах консолі.....	43
Вибір та обґрунтування конструктивно-силової схеми крила.....	47
Визначення навантажень на елерон і реакцій у вузлах навіски.....	50
Проектувальний розрахунок силових нервюр.....	54
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ.....	59
РОЗДІЛ 5. РОЗРАХУНОК І ВИЗНАЧЕННЯ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ФЮЗЕЛЯЖУ.....	60
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ.....	64
ЗАГАЛЬНИЙ ВИСНОВОК.....	65
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	66

АНОТАЦІЯ

Метою роботи є аналіз існуючих конструктивно-силових схем літаків, їхнього компонування.

У пояснювальній записці представлені результати аналізу різних конструкцій на літаках-аналогах, дослідження особливостей, різновидів типів і конфігурацій їх будови. В роботі представлено розрахунки центрів мас при першому наближенні.

В процесі виконання роботи використано програмне забезпечення: AutoCAD, Creo Parametric, LibreOffice Calc.

Записка складається з 62 сторінок, 29 рисунків, 9 використаних джерел.

ABSTRACT

The purpose of the thesis "Light multirole aircraft with short take-off and landing" is analysis of existing structural and power schemes of aircraft, their layout.

The report presents the results of the analysis of various structures on similar aircraft, the study of features, types and configurations of their structure. The work presents the calculations of the centers of mass.

In the process of work, the following software was used: AutoCAD, Creo Parametric, LibreOffice Calc.

The report consists of 62 pages, 29 figures, 9 used sources.

ВСТУП

Світ з давніх-давен цікавився небом. Ще з часів середньовіччя люди хотіли навчитися літати небом. Проекти аеродинамічних конструкцій мав ще винахідник та науковець часів Ренесансу Леонардо да Вінчі (1452-1519), а відомий письменник Жюль Верн (1828-1905), в своїй художній роботі “Володар світу” вперше описав обриси механізму, схожого на літак, сучасником створення якого став випадково. До цього було створено повітряну кулю братами Монгольф’є - аеродинамічний об’єкт більш примітивної конструкції, ще наприкінці 18 століття. З часом, брати Райт, натхненні працями Да Вінчі та художніми творами Жуля Верна, спромоглися створити перший в світі літак, що міг піднятися в небо.

Аерокосмічна галузь зазнала змін з тих часів: було створено безліч конструктивних схем літаків; окремо крил, оперень; розроблено створено велику кількість інших аеродинамічних об’єктів. На літаки й нині гострий попит. Легкі багатоцільові літаки - одні із основних видів транспорту в віддалених районах з важкодоступною місцевістю.

Особливий інтерес викликають літаки короткого зльоту і посадки (ЛКЗП), які мають здатність експлуатуватися на невеликих злітно-посадкових смугах і непідготовлених аеродромах. Такі літаки можуть успішно виконувати завдання у віддалених районах, обслуговувати маленькі аеропорти, а також забезпечувати підтримку в екстремальних умовах, де доступність і мобільність є критично важливими факторами.

Метою цього дипломного проєкту є розробка конструкторно-силової схеми літака, компонування для нового легкого багатоцільового літака, що відповідає його характеристикам, габаритам і вимогам. У процесі роботи буде проведено аналіз наявних конструкторно-силових схем, вивчено принципи і методи проектування планеру, а потім буде розроблено оптимальне рішення, що враховує специфічні потреби і вимоги нового літака.

Результати цієї роботи матимуть практичну цінність, надаючи виробникам легких багатоцільових літаків наочний приклад щодо вибору типу планера, матеріалів та розроблення літаків. Це дасть змогу підвищити ефективність, надійність і безпеку експлуатації нових літаків, а також розширити їхні можливості в різних сферах застосування.

Проектування зазначеного літака розподілене між чотирма студентами та розбите на декілька ключових пунктів:

- Загальне проектування літака та аеродинамічний розрахунок
- Конструкція планера та загальне компоновання
- Силова установка
- Шасі

В даній роботі проектується планер та виконується загальне компоновання.

РОЗДІЛ 1. ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ЛІТАКІВ ЗІ СХОЖИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ.

У цьому розділі ми розглянемо різні літаки короткого зльоту та посадки та їх конструктивні особливості.

Найбільш близьким до нашого проекту є літак сімейства Cessna 337 Skymaster. Являє собою моноплан з двобалковим оперенням. Крила розташовані високо. Має схему будови з штовхальним гвинтом, при цьому в наявності два поршневі двигуна: один в передній частині фюзеляжу, інший - в задній.



рис. 1.1 Cessna 337 Skymaster

таблиця 1.1

Екіпаж, <i>чол</i>	1
Пасажиромісткість, <i>чол</i>	5
Швидкість звалювання, <i>км/год</i>	111
Крейсерська швидкість, <i>км/год</i>	232

Максимальна швидкість, км/год	320
Практична стеія, м	4586
Дальність польоту, км	1553
Максимальна злітна маса, кг	1996
Маса корисного навантаження, кг	792

De Havilland Canada DHC-2 Beaver - одномоторний суцільнометалевий підкісний високоплан класичної схеми з неприбираючим шасі.

Фюзеляж - суцільнометалевий високоплан-напівмонокок прямокутного перерізу.

Оперення - однокілеве з вільнонесучим стабілізатором. Стабілізатор однолонжеронний трацепевидний в плані з закругленими кінцями.

Колісне шасі може замінитись на поплавки для посадки на водойми при необхідності, що робить його літаком-амфібією. Літак короткого зльоту та посадки, вважається одним з кращих легких літаків для роботи з необладнаними аеродромами.

Цей літак був створений для вантажопасажирського обслуговування віддалених північних, гірських і лісових пунктів. Крім того, машина була створена для санітарної служби, патрулювання лісів, пожежогасіння, пошуково-рятувальних робіт, аерофотозйомки, сільськогосподарських робіт.



рис. 1.2 DHC-2 Beaver під час польоту з поплавками

Під час розробки літак мав замінити вже існуючі на той час літаки Noorduyn Norseman та Fairchild 82 ще довоєнної побудови. До роботи проявило інтерес лісове господарство Ontario Provincial Air Service, що субсидіювало розробку і зробило перше замовлення. Спеціалісти компанії консультували конструкторів.

таблиця 1.2

Екіпаж, <i>чол</i>	1
Пасажиромісткість, <i>чол</i>	6
Швидкість звалювання, <i>км/год</i>	108
Крейсерська швидкість, <i>км/год</i>	230
Максимальна швидкість, <i>км/год</i>	255
Практична стеля, <i>м</i>	4586
Дальність польоту з резервом 30 хв, <i>км</i>	1173
Максимальна злітна маса, <i>кг</i>	2313
Маса корисного навантаження, <i>кг</i>	793

Cessna 172 Skyhawk - суцільнометалевий чотиромісткий однодвигунний високоплан з однобалковим оперенням. Є одним з найпоширеніших літаків короткого зльоту та посадки в світі. Багато конструктивних особливостей взято з попередника - моделі Cessna 170.

Конструкція фюзеляжа є балково-стрінгерною, що дає нам зрозуміти що цей літак має схему напівмонокок. Основні елементи конструкції - передня і задня несучі балки з прикріпленим крилом. шпангоут і штамповки для кріплення основних опор шасі у самої шасі у кінцівці задніх дверних стійок, а також шпангоут зі з'єднувальними елементами у кінцівці передніх дверних стійок для нижнього кріплення підкосів крила.

Крило з зовнішніми підкосами мають вбудовані паливні баки, складається з переднього і заднього лонжеронів, нервюр, дублерів, стрінгерів. Обшивка з алюмінію. Має механізацію:

- елерони, що складаються з переднього лонжерону з балансуєчими вантажами, нервюр із штампованого листового металу і V-подібної обшивки
- закрилки, що мають майже подібну до елеронів конструкцію, проте в них відсутня передня кромка і балансуєчі вантажі

Хвостове оперення складається із стандартного вертикального стабілізатора, руля направлення, горизонтального стабілізатора, руля висоти.

Літак було спроектовано з урахуванням класичної аеродинамічної схеми.



рис. 1.3 Cessna 172R Skyhawk

таблиця 1.3

Екіпаж, чол	1
Пасажиромісткість, чол	3
Швидкість звалювання, км/год	87
Крейсерська швидкість, км/год	226
Максимальна швидкість, км/год	302
Практична стеля, м	4100 (в залежності від модифікації)
Максимальна злітна маса, кг	2313

ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

В цьому розділі було розглянуто легкі літаки короткого злету та посадки з аналогічними тактико-технічними характеристиками. Особливу увагу було приділено до:

- конструктивно-силових схем літаків-аналогів
- огляду будови планеру
- компонування планеру з іншими агрегатами літаків

Набуто теоретичних знань з будови деяких літаків цього класу.

РОЗДІЛ 2. ВИБІР КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРУ, КРИЛА, ЇХ КОМПОНУВАННЯ.

Огляд аеродинамічних схем

В основу класифікації аеродинамічних схем літаків покладено взаємне розміщення несущих та стабілізуючих аеродинамічних поверхонь, а також органів управління та балансування. В основному аеродинамічні схеми поділені на:

- нормальну схему
- схему “качка”
- тандемну схему
- “безхвістку”

Нормальна схема літака характеризується розположенням горизонтального оперення позаду крила. Більшість літаків мають саме нормальну схему оперення, через що носять саме таку назву. Ця схема задовольняє в більшій мірі комплексу вимог, що виставляються до легких літаків (що важливо для літаків типу STOL).



рис. 2.1 Cessna Caravan - представник класичної аеродинамічної схеми

Основні плюси класичної схеми:

- завдяки розвиненій хвостовій частині фюзеляжу без зусиль забезпечується необхідна поздовжня і шляхова витривалість і керованість
- збереження безперервного обтікання горизонтального оперення в деякій області закритичних кутів атаки крила забезпечує достатню ефективність поздовжнього керування на великих кутах атаки.

гарантований від зриву в штопор, але якщо все-таки літак по якійсь причині потрапляє в штопор, то для виходу потрібні додаткові засоби

- підйомна сила несучого ПГО розвантажує носову частину фюзеляжу, що добре відображається на ресурсних характеристиках цієї частини фюзеляжу
- завдяки дестабілізуючому ефекту ПГО, що розміщений спереду центру тяжкості, маневренні характеристики літаків цієї схеми кращі, за літаки класичної схеми.



рис. 2.2 МиГ-8 - схема “качка”

Схема “качка” має здвинутий назад центр тяжкості, а для боротьби з розкачуванням і тенденцією до задирання носа були введені відхиляючі носки і аеродинамічні гребні.

Принципова особливість цієї схеми заключається в тому, що його горизонтальне оперення, що знаходиться спереду крила, є несучим, тобто утворює підйомну силу, напрямлену вгору.

Перевагами цієї схеми є:

- підйомна сила ПГО складається разом з підйомною силою літака
- при встановленні штовхаючого гвинта кількість частин літака, що потрапляє в струю від гвинта, мінімальна.

Попри це, існують і негативні сторони цієї схеми:

- Різкий “клювок” літака схеми “качка”, довершений при його зльоті та посадці, може призвести до втрати висоти польоту і подальшим ударом об землю, що є головним недоліком схеми “качка”

- На літаках цієї схеми розміщення вантажів реалізується спереду центру тяжкості, що призводить до більш передніх центровок, що збільшує витрату аеродинамічних якостей на балансування та призводить до труднощів балансування пікіруючого моменту від механізації крила. Але навіть при нормальній для цієї схеми центровці (-10% *всах*) центр тяжкості знаходиться спереду крила і плече підйомної сили від механізації крила і пікіруючий момент значн більші, ніж при звичайній схемі.

- Враховуючи вищевказані причини, за наявності поздовжньої статичної стійкості ефективність продольного управління швидко втрачається зі збільшенням кута атак і цим обмежується використання великих α та, виходячи з цього, коефіцієнта підйомної сили C_y .

- Наявність дестабілізуючого плеча носової частини фюзеляжу і малого плеча вертикального оперення зумовлюють, для забезпечення літака достатньою шляховою витривалістю і керованістю, збільшену площу ВО і збільшення ваги

- Внаслідок скосу потоку за ПГО змінюється закон розподілу аеродинамічного навантаження по розмаху крила таким чином, що індуктивний спротив крила збільшується. Скіс потоку від ПГО зменшує місцеві кути атаки в кореневій частині крила

- Вихрева зона від ПГО, що знаходиться спереду, може викликати вплив на вертикальне оперення, погіршуючи шляхову витривалість на великих кутах атаки при польоті з ковзанням

Тандемна схема має два крила, що знаходяться один за іншим. По способу балансування схема не відрізняється від схеми “качка”, хоча можливі варіанти ближчі до класичної схеми.

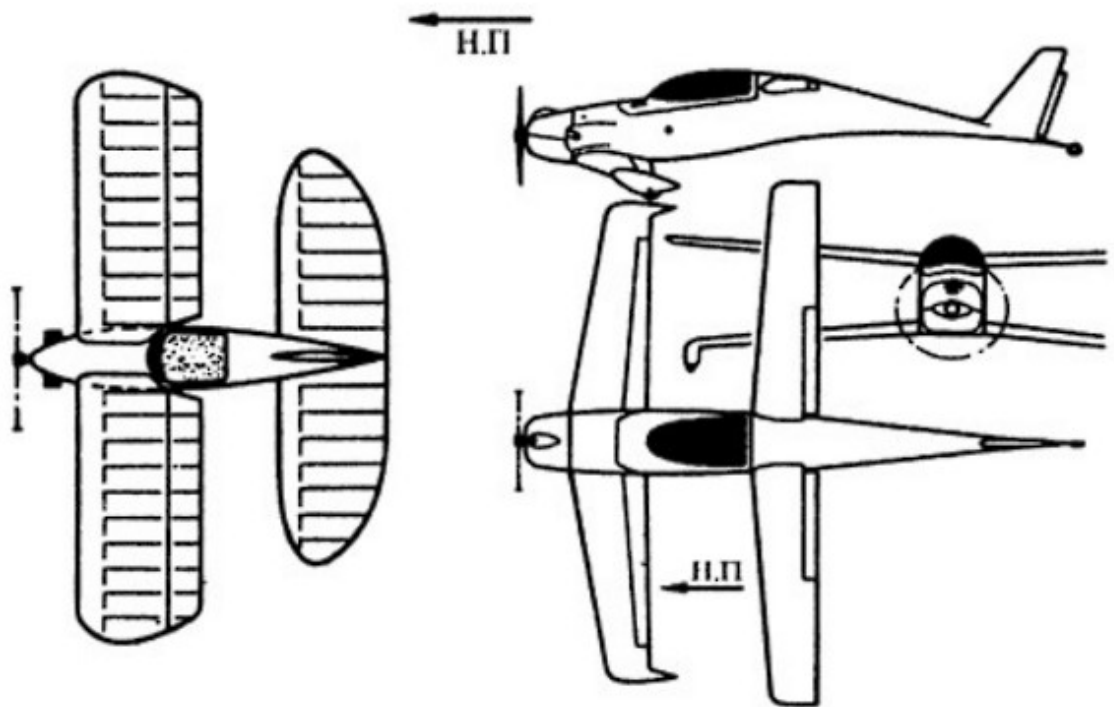


рис. 2.3 Літаки типу тандем

Центр тяжкості літака за цією схемою орієнтують відносно відстані між фокусами переднього і заднього крил. За однакових крил центр тяжкості розміщується приблизно біля задньої кромки переднього крила. Для забезпечення шляхової стійкості має нормальне ВО або кінцеві шайби на задньому крилі. Кінцеві шайби, крім того, дозволяють підвищити ефективність заднього крила за рахунок зменшення індуктивного спротиву.

Поперечна керованість забезпечується елеронами, встановленими на обох крилах.

Аеродинамічною особливістю схеми є те, що при малих кутах атаки S_x заднього крила менше, ніж того ж крила, взятого ізольовано. На великих кутах атаки S_x заднього крила в тандемній комбінації більше, а S_u менше, ніж у ізольованого.

Тандемна схема має менші габарити і вагу, в порівнянні з класичною.

Основними перевагами тандемної схеми є:

- компактність
- менша вага
- підвищена поперечна керованість
- менший розніс мас в напрямку поперечної осі
- широкий діапазон центровок

До недоматків можна включити:

- меншу аеродинамічну якість
- необхідність посилення фюзеляжу
- ускладнення установки і прибирання основних стійок шасі, розніс мас в

напрямку поздовжньої осі і можливе затінення переднім крилом огляду вперед.

Для *схеми “безхвістка”* характерна відсутність горизонтального оперення. Вертикальне оперення знаходиться на фюзеляжі або заміняючі його шайби не є обов’язковим признаком цієї схеми.

Літак цієї схеми має багато переваг в порівнянні з нормальною схемою, які зумовлені значним зниженням ваги конструкції, аеродинамічного спротиву і вартості завдяки виключенню хвостової частини фюзеляжу і аеродинамічних поверхонь вертикального і горизонтального оперень. Внаслідок меншої інерційності підвищується маневреність літака. В більшості побудованих літаків цієї схеми двигун екіпаж і т.п. розміщуються в скороченому фюзеляжі, який часто називають гондолою.

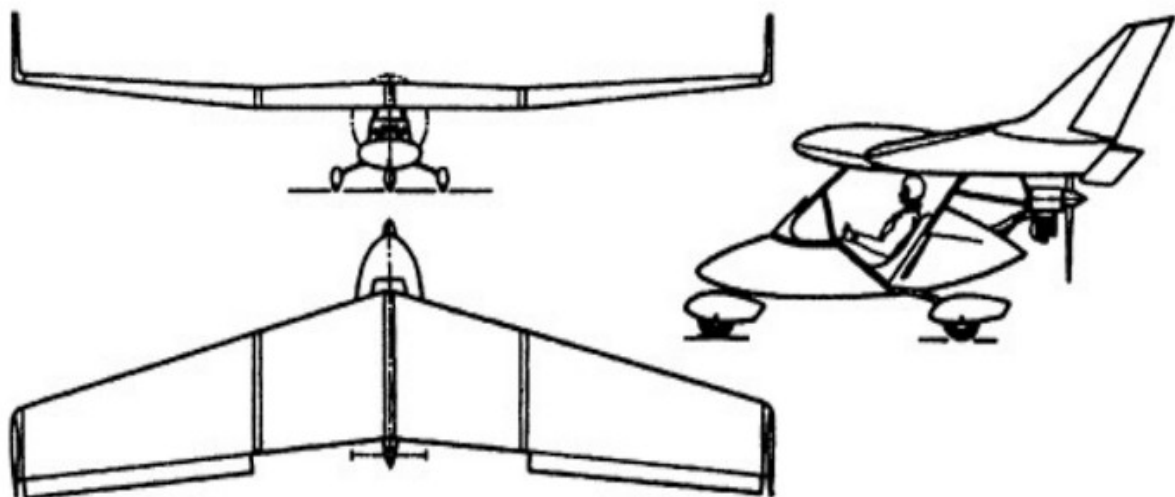


рис. 2.4 “Вінг” Т-10 в проєкціях - наочний приклад “безхвостки”

Як правило рульовими поверхнями є елевони, що діють на рулі висоти і як елерони. Тим не менш, досить суттєвим недоліком є мале плече органів поздовжнього управління, що знижує ефективність і вимагає значних кутів відхилення, збільшуючих їх аеродинамічних спротив.

Крило не допускає ефективної механізації. Закрилки, що знаходяться в хвостовій частині крила забезпечують при відхиленні пікіруючий момент і для поздовжнього балансування літака необхідно відхиляти в сторону, протилежну відхиленню закрилків. Таким чином, підйомна сила крила з випущеними закрилками і відхиленими для балансування елевонами практично не міняється. Тому необхідна під’ємна сила для зльоту та посадки досягається шляхом збільшення площі крила і ваги. В результаті, пустої вага літака “безхвостки” збільшується на 15...18% в порівнянні з класичною схемою. Також безхвостка чутлива до турбулентності не стільки через міцність конструкції, скільки з точки зору навантаження на екіпаж і комфорт пасажирів.

Вивченню схеми багато уваги приділялось в 30-40-ві роки минулого століття. Були знайдені ефективні способи забезпечення стійкості і керованості лише на певних типах літаків з обмеженим діапазоном застосування. В основному використовується на надлегких літаках.

Існують також і інші т.з. “нетрадиційні” види аеродинамічних схем, але в основному виділяють саме ці чотири типи аеродинамічних схем.

З огляду на всі факти вище подані факти, гадаю що кращим варіантом для проекту легкого літака короткого зльоту і посадки буде обрати саме *традиційну* аеродинамічну схему.

Вибір типу фюзеляжу

Фюзеляж слугує для розміщення пілота, двигуна, палива, обладнання, проводки управління тощо. З точки зору будівельної механіки він є силовим елементом, що сприймає навантаження від усіх частин літака.

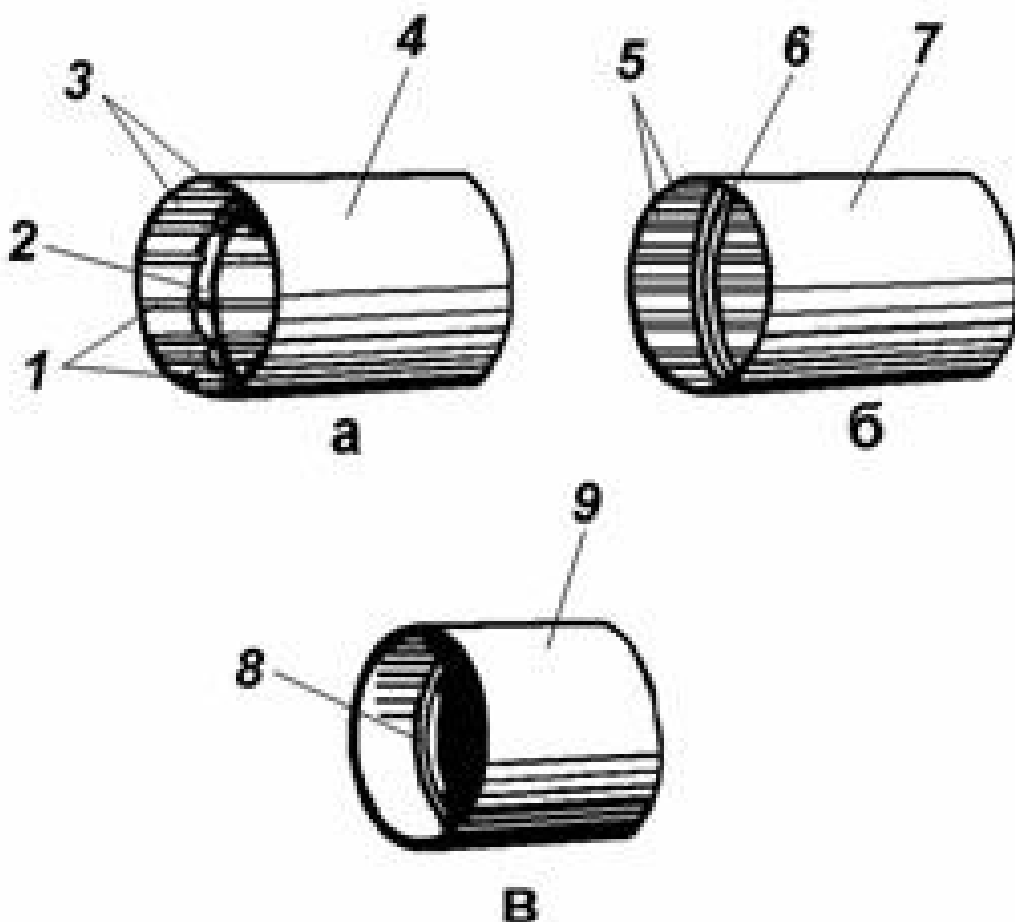


рис. 2.5 Типи фюзеляжів:

а) - лонжеронний, б) - стрингерний, в) - монококовий;

1, 5 - стрингери, 2,6,8 - шпангоути, 3 - лонжерони, 4, 7, 9 - обшивка.

Фюзеляж навантажений поперечними силами та згинаючими моментами, а також обертаючим моментом. За ці навантаження відповідають просторові балки. Такі фюзеляжі називають *балочними*. В них оболонки мають підкріплення в вигляді каркасу, що складається з поздовжніх і поперечних силових елементів. Підкріплюючий оболонку каркасу може включати в себе всі ці елементи або частину з них, звідси велике різноманіття конструкцій та КСС такого типу фюзеляжей. Забезпечуючи достатню міцність і жорсткість при найменших затратах маси, конструкція бакових фюзеляжей дозволяє:

- надавати їм найбільш вигідні аеродинамічні форми
- добиватись отримання гладкої поверхні
- отримувати найкращі умови для більш повного використання внутрішніх об'ємів фюзеляжу
- розміщувати в них герметизовані кабіни тощо

Розділяють балкові фюзеляжі на: лонжеронні, стрингерні, обшивочні.

Лонжеронний фюзеляж складається з потужних лонжеронів, набору шпангоутів та тонкої обшивки. Ця конструкція є вигідною для літаків, в фюзеляжі яких необхідно робити велику кількість вирізів без руйнування основних силових елементів.

Стрингерний фюзеляж має набір стрингерів, шпангоутів та відносно тонку обшивку. Їх виконують у вигляді тонкостінної підкріпленої оболонки. Стрингерний фюзеляж має:

- підвищену живучість;
- великі внутрішні об'єми та припускає задовільне їх використання.

При цьому вирізи під двері, люки, ілюмінатори порушують цілісність основних силових елементів конструкції, що одночасно її послаблює. Для підсилення вирізів застосовується більш товста обшивка по краях, місцеві лонжерони та підсилені стрингери, рами тощо.

Обшивочний фюзеляж (відомий також як монокок) складається з товстої обшивки, що підкріплена шпангоутами, також в схемі наявні місцеві повздовжні елементи. Основні силові фактори сприймаються лише обшивкою.

Шпангоути є невід'ємною частиною кожного балкового фюзеляжу поділяють на нормальні та підсилені. Нормальні фюзеляжі забезпечують збереження форми поперечного перерізу фюзеляжу, а підсилені встановлюють в місцях передачі великих зосереджених навантажень.

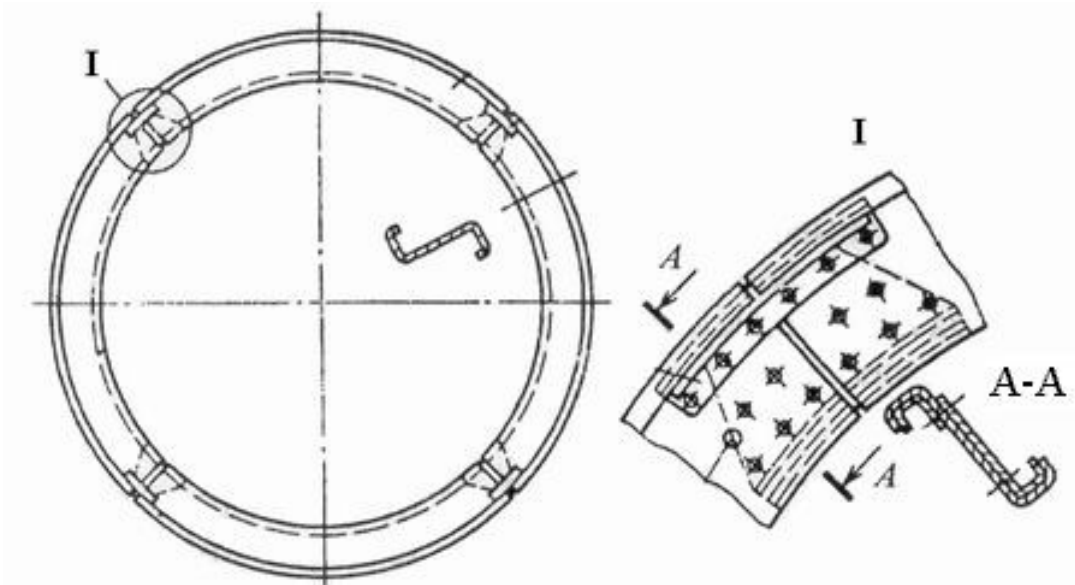


рис. 2.6 Нормальні шпангоути в розрізах

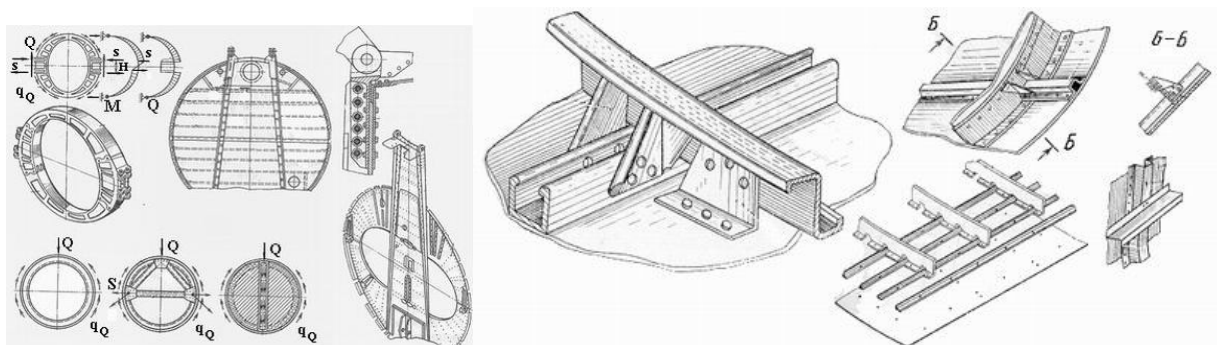


рис. 2.7 Підсилені шпангоути

На посилених шпангоутах розташовані стикові вузли агрегатів, вузли кріплення, перегородки тощо, вони розташовані по межах великих вирізів у фюзеляжі. Силові шпангоути виконуються у вигляді замкнутої рами твотаврового

або швелерного перерізу. Сама рама працює на згин, який в основному визначає її переріз. Конструктивно така рама є збірною або монолітною. В місцях установки перегородок сидлівий шпангоут повністю зашивається стінкою, підкріпленою вертикальними та горизонтальними профілями або сферичною оболонкою. На відміну від силових, нормальні мають звичайну рамну конструкцію та виготовляються штамповкою або гнуттям.

Також, крім балкових, раніше широко застосовувались і **ферменні** фюзеляжі, що здатні, як і балочні, сприймати всі навантаження і працювати від них.

Ферменні фюзеляжі являють собою просторові ферми, що складаються з двох вертикальних і двох горизонтальних ферм, елементи яких працюють на розтиск-стиск, а обшивка - на місцеве повітряне навантаження. Широко застосовувались в часи світових воєн. Нині, фермові фюзеляжі можна знайти на невеликих поршневих літаках, що літають на дозвукових швидкостях (Як-12, По-2) і на вертольотах. Фермові фюзеляжі не можуть нині конкурувати з балковими через витрату мас. Крім того, вони мають менші можливості по використанню внутрішніх об'ємів, що ускладнює компоновку фюзеляжу і літака в цілому. Поділяються на лонжеронні та геодезичні.

Також, ферменні фюзеляжі мають менший ресурс, через що переважна більшість літаків зараз мають саме балкову схему.

Підбір конструкції крила

Літаки з часу свого створення робили з різною кількістю крил. Розподіляють за кількістю крил літаки на безліч типів: полуплани, моноплани, півтораплани, біплани, триплани мультиплани, тощо. На сьогоднішній день переважна роль літаків робиться по схемі моноплану. Моноплани ж, в свою чергу діляться на: низькоплани, середньоплани, високоплани, “парасольку” тощо.. То ж розглянемо які переваги і недоліки мають деякі з цих типів.

Найбільшої уваги заслуговують питання розміщення пілота та силової установки. При передньому розміщенні двигуна центр тяги літака зміщується вперед і для забезпечення центрування потрібно зміщувати кабіну пілота до

лонжерона крила. Тоді доводиться відмовлятися від найбільш вигідного, з точки зору аеродинаміки, середнього місцезнаходження крила і переходити до його верхнього або нижнього положення.

Перевагами високоплану є:

- зменшення аеродинамічного спротиву від інтерференції поєднання “крило-фюзеляж”;
- покращення огляду поверхні землі з кабіни пілота;
- забезпечення можливості встановлення двигуна на крилі та використання підкісної схеми крила

Серед недомог слід зазначити зменшення ефективності вертикального оперення на великих кутах атаки крила, коли оперення потрапляє в супутню струю від крила.



рис. 2.8 Tecnam P92 - приклад високоплану

При нижньому розміщенні крила забезпечується можливість установки на ньому основних стійок шасі. Трохи зменшується маса фюзеляжу, бо передача

зусиль від мас пілота та двигуна на крило та шасі забезпечується по найбільш короткому шляху.



рис. 2.9 Supermarine Spitfire - приклад низькоплану

З огляду на всі перераховані вище факти, вважатимемо за доцільне використання в проекті схему високоплану, оскільки двигун літака знаходитиметься спереду.

Вибір оперення літака. Основні вимоги

Аеродинамічні поверхні, що утворюють оперення призначені для забезпечення стійкості і керованості літака. Важливі технічні вимоги, що висуваються до оперення розподіляються на наступні групи:

- Аеродинамічні вимоги
- Міцнісні вимоги
- Експлуатаційні вимоги

Аеродинамічні вимоги поділяються на:

1. виключення взаємного аеродинамічного впливу ГО і ВО і затінення їх іншими частинами літака. В повній мірі ці вимоги не задовольняються;
2. забезпечення монотонного приросту поздовжнього моменту по куту відхилення органів керування у всьому експлуатаційному діапазоні кутів атаки і швидкостей польоту;
3. мінімальний спротив при балансуванні літака;
4. забезпечення аеродинамічної ефективності на закритичних кутах атаки, достатніх для виводу літака з цієї області на безпечні режими польоту

Міцнісні на:

1. достатню міцність, довговічність, жорсткість при найменшій вазі конструкцій і балансирів рулів;
2. забезпечення експлуатаційної живучості

Експлуатаційні вимоги потребують технологічної конструкції, що мають забезпечити просте і швидке проведення всіх операцій по контролю і обслуговуванню, включаючи хороший доступ до всім відповідальних деталей і вузлів навіски. Поверхня конструкції має бути захищена від дії зовнішнього середовища і від випадкових пошкоджень при експлуатації.

Оперення літака класифікується за кількістю кілей - однокілеве, рознесене вертикальне оперення і V-подібне хвостове оперення. Найбільш розповсюдженою є схема з одним кілевим стабілізатором, що встановлено на фюзеляжі або на кілі. Вона забезпечує конструктивну простоту і жорсткість, у випадку T-подібного хвостового оперення необхідно приймати міри, що попереджують його флаттер.

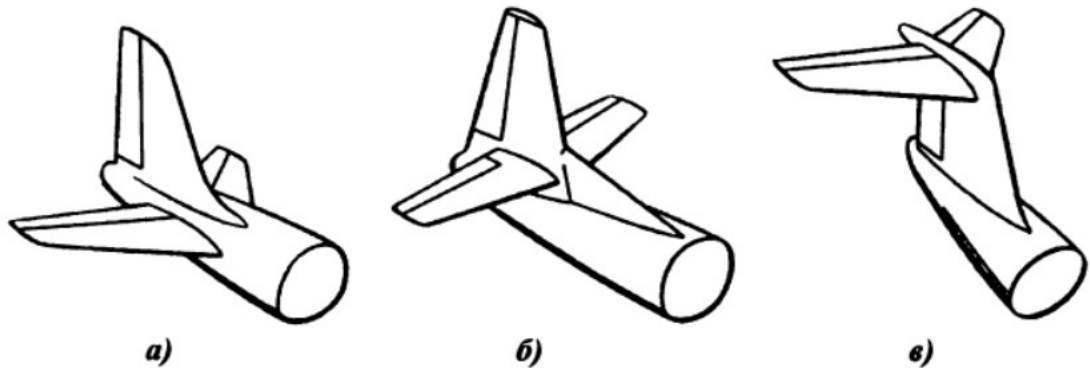


Рис. 4.6.1. Однокилевое оперение

рис. 2.10 Однокілеве оперення:

б) з малою боковою площею хвостової частини фюзеляжу; в) Т-подібне.

Схема Т-подібного оперення має ряд переваг. Місцезнаходження горизонтального оперення в верхній частині кіля дозволяє створити для останнього ефект кінцевої шайби, що може сприяти для останнього ефект кінцевої шайби, що, вже в свою чергу, сприяти зменшенню потребуваної площі вертикального оперення. Крім того, горизонтальне оперення знаходиться в зоні невеликого скосу потоку від крила при середніх кутах атаки, що дозволяє зменшити потребу площу горизонтального оперення. Таким чином, площа Т-подібного оперення може бути менше площі оперення з низьким розположенням ГО.

Рознесене вертикальне оперення характеризується тим, що кілі можуть знаходитись на крилі, фюзеляжі, на кінцях стабілізатора або хвостових балок.

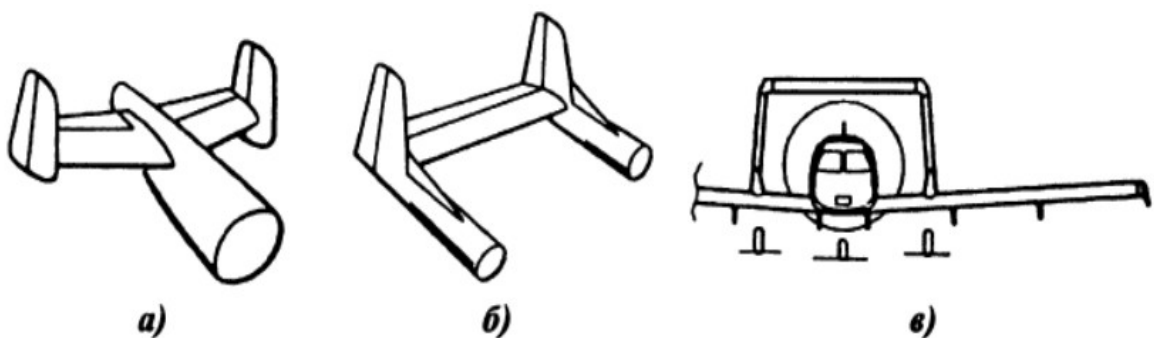


Рис. 4.6.2. Разнесенное вертикальное оперение

рис. 2.11 Рознесене вертикальне оперення:

а) з ВО великої площі; б) або у зв'язку з двобалковою схемою літака.

Для одномоторних літаків необхідна площа ВО в значній мірі визначається довжиною і площею бокової проекції частини фюзеляжу, що знаходиться впереду центру тяжкості літака, а також площею бокової проекції хвостової частини фюзеляжу. Чим довше носова частина фюзеляжу, тим при інших рівних умовах більша площа ВО, необхідна для дестабілізуючого моменту цієї частини фюзеляжу.

Для двобалкової або двофюзеляжної схеми літака вибір двокілевого оперення очевидний. На рисунках б) і в) показане нижнє положення горизонтального оперення і з верхнім розположенням горизонтального оперення (П-подібного оперення).

Оскільки в схемах на рис. кілі створюють для горизонтального оперення ефект кінцевих шайб, то площа ГО може бути зменшена.

В П-подібній схемі розташована високо і знаходиться в зоні невеликого скошу потоку від крила при середніх кутах атаки, що дозволяє зменшити потрібну площу.

Використання схем хрестоподібного, П-подібного оперення покращує взаємодію горизонтального і вертикального оперень, сприяє підвищенню шляхової стійкості. Однак слід мати на увазі, що характеристики поздовжньої стійкості і керованості можуть бути при цьому суттєво погіршені. Особливість хрестоподібного, Т-подібного чи П-подібного оперення заключається в тому, що майже завжди існують області кутів атаки, коли горизонтальне оперення потрапляє в відривний слід від крила. При потраплянні стабілізатору в цей слід різко зменшуються його несучі властивості, що призводить до сильного наростання моменту на кабрівування і до появи нестійкості. Оскільки при попаданні в відривний слід суттєво знижується ефективність руля висоти, то

застосування таких схем оперення треба особлива увага, як при виборі плеча горизонтального оперення, так і при визначенні його положення по висоті.

Хороші характеристики шляхової статичної властивості має V-подібне оперення, що зумовлено послабленням або практично відсутністю шкідливого взаємодії вертикального оперення з іншими елементами літака.

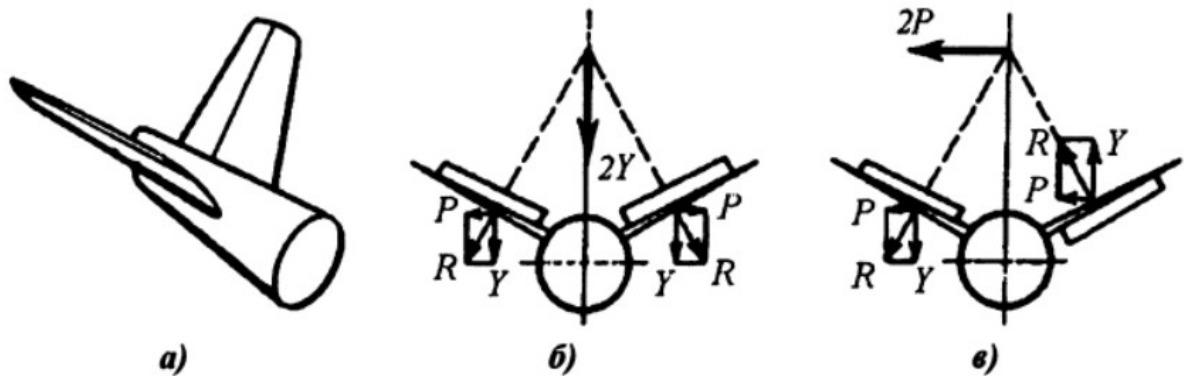


рис 2.12 Схема V-подібного оперення

Тому перевагою V-подібного оперення є можливість виносу оперення з аеродинамічною тінню крила без застосування T-подібного оперення і зменшення ваги конструкції внаслідок скорочення числа поверхонь оперення. Воно складається з стабілізаторів і рулів, що відхиляються.

До недомог V-подібної схеми відносять:

- складність кінематики керування рулями;
- поява великих закручуючих фюзеляж моментів при відхиленні рулів в різні сторони;
- зниження ефективності рулів при спільній дії ручного і ніжного управління;
- важкоусовний люфт в проводці, що небезпечно і пов'язано з можливістю появи флаттера оперення.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ

В цьому розділі було розглянуто існуючі планери та їх комплектуючі. Певний акцент було сприйнято щодо аеродинамічних схем літаків. Також, було взяти до уваги існуючі в світі схеми будови фюзеляжів, крил, оперень літаків. Розглянуто їх переваги та недоліки.

Набуто теоретичних знань з будови різних конструктивних елементів планеру та їх особливостей.

РОЗДІЛ 3. ЕСКІЗ ЛІТАКА

Попередньо було обрано тип фюзеляжу, крил, оперення, аеродинамічну схему літака.

Отже, ми маємо літак короткого зльоту та посадки (скор. ЛКЗП, англ. STOL) матиме фюзеляж-високоплан з двобалковою Н-подібною оперення схемою в вигляді класичної аеродинамічної схеми.

Ескіз

Літак побудований таким чином, що в задній частині фюзеляжу розташована рампа для завантаження-розвантаження літака, а також сидіння для пасажирів. Сидіння можуть складатись і літак може використовуватись як вантажний.

Має також двоє дверей і ніс, що відділяється. В ньому розташований двигун.

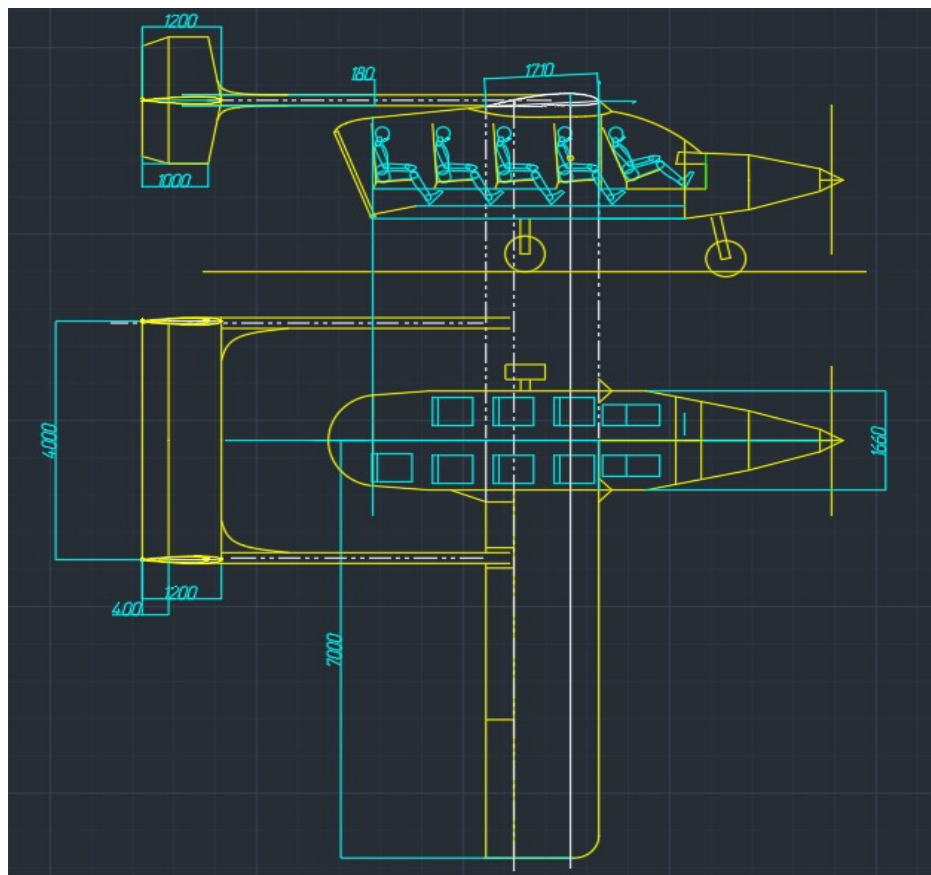


рис. 3.1 Загальний вид літака

Було розроблено тривимірну модель літака короткого зльоту і посадки в програмі Creo Parametric:

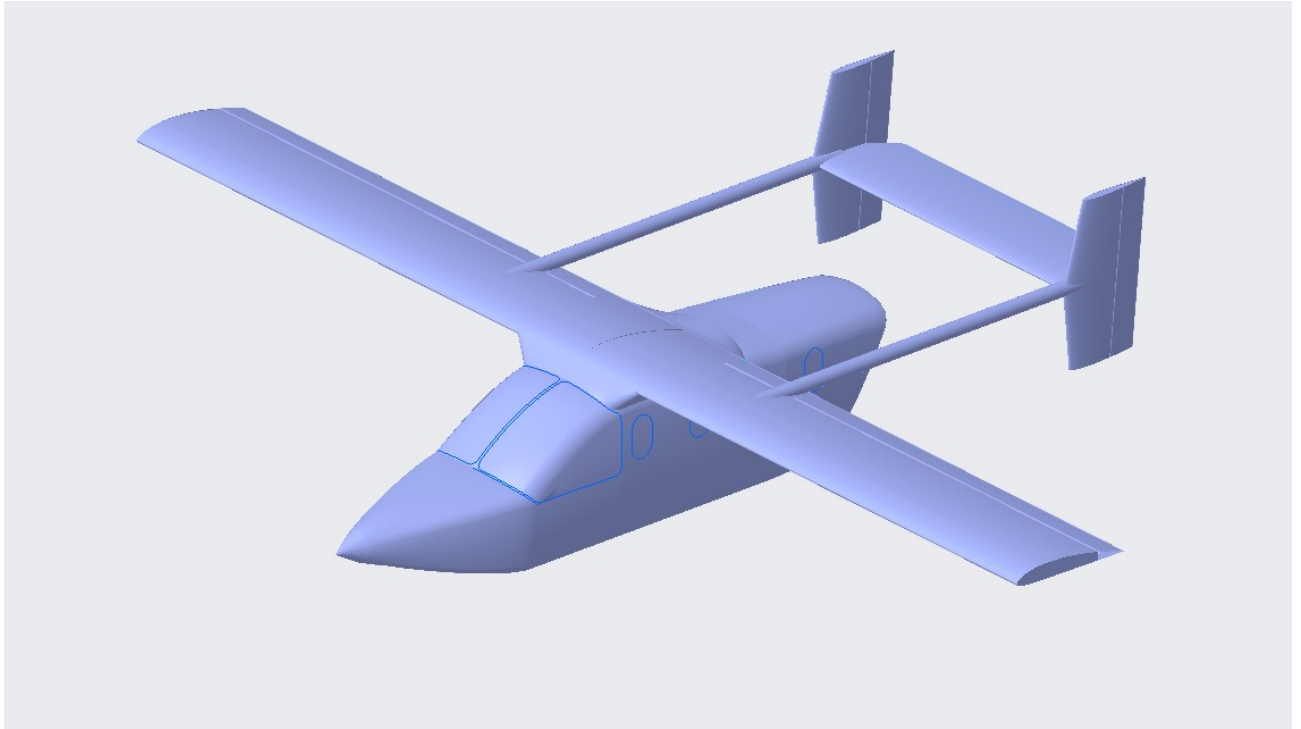


рис. 3.2 3D-модель загального виду ескізу

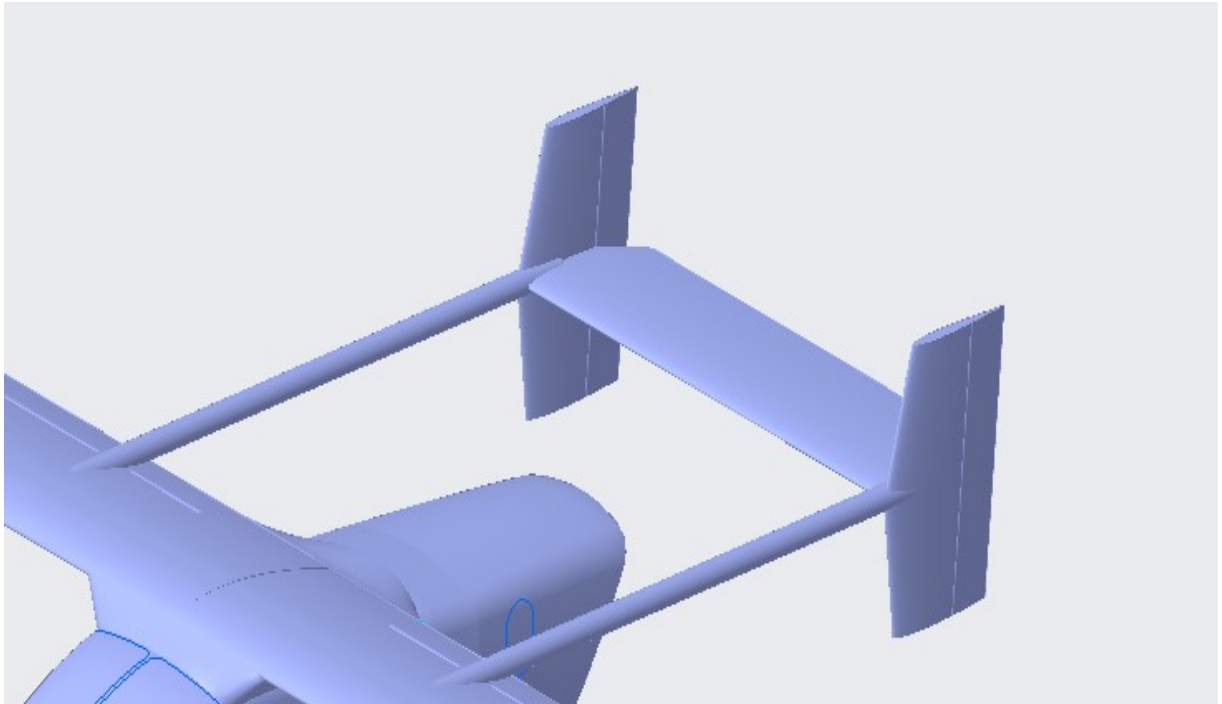


рис. 3.3 H-подібне двокілеве оперення

Двигун було обрано турбогвинтовий (ТВД) фірми Pratt & Whitney Canada PT6-114A з місцезнаходженням попереду фюзеляжа. Це дозволить легко працювати з ним людині з мінімальним багажем знань в механіці.

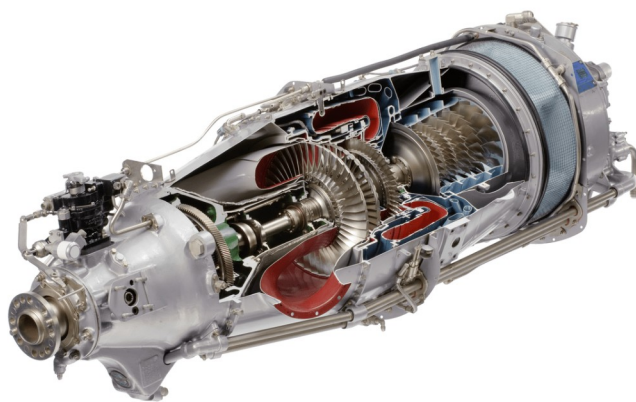


рис. 3.4 Pratt & Whitney Canada PT6-114A в розрізі

Технічні вимоги

Приблизні льотні характеристики подані нижче.

Маса корисного навантаження	820
Кількість пасажирів, чол	8
Екіпаж, чол	1
Злітна швидкість, км/год	120
Крейсерська швидкість, км/год	340
Максимальна швидкість, км/год	370
Практична стеля, м	5000
Дальність польоту з резервом 30 хв, км	>700

Маса навантаження в таблиці включає пасажирів і не включає паливо.

Компонувальна схема літака

Нижче наведено приблизну компонувальну схему літака з його агрегатами.

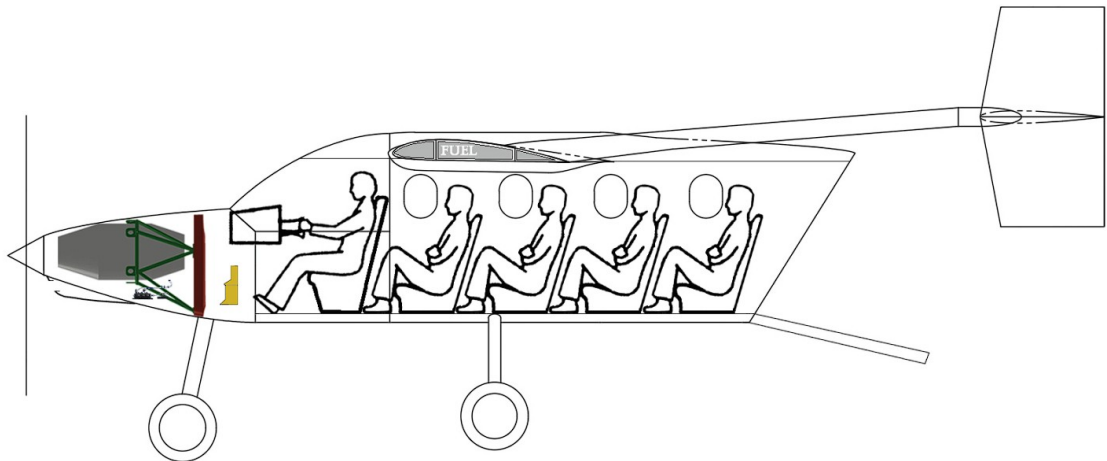


рис. 3.5 Вид збоку від польоту

Як було вище описано, двигун було розташовано в носовій частині, біля гвинта. Повітря потрапляє через повітрозбірник під гвинтом і потрапляє в задню частину двигуна. Сам двигун зачіплено на моторамі, що встановлений на шпангоуті, приблизно разом з шасі.

Шасі трьохосьове.

Також в носовій частині знаходиться акумулятор і деякі інші технічні агрегати, що забезпечують рух літака.

В кабіні пілота є комфортабельне крісло з приборною панеллю, в якій розташована авіоніка. Також по всій довжині салону приховано агрегати системи керування механізаціями літака.

Всього в салоні 9 місць: одне місце пілота та вісім - пасажирських. Пасажирське місце так само обладнане нез'ємним комфортабельним кріслом, а також додатково ілюмінатором.

В крилі розташовані паливні баки, що встановлені відповідно конструктивним особливостям консолі крила.

В хвостовій частині розташована рампа для прийому вантажів різної габаритності, а також пасажирів.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ

Було створено ескізний проект літака КЗСП на основі отриманих теоретичних знань з попередніх розділів. Обрано:

- аеродинамічну схему
- схему будови крила
- схему будови оперення
- схему будови фюзеляжу

Також було обрано деякі конструктивні елементи та скомпоновано їх в розрізі. Було окреслено можливі технічні характеристики літака.

Набуто практичних навичок в розробці ескізних проектів.

РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНОК І ВИЗНАЧЕННЯ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ КРИЛА

Шляхом аеродинамічних розрахунків, найбільш оптимальним було обрано аеродинамічний профіль Clark-YH-12.

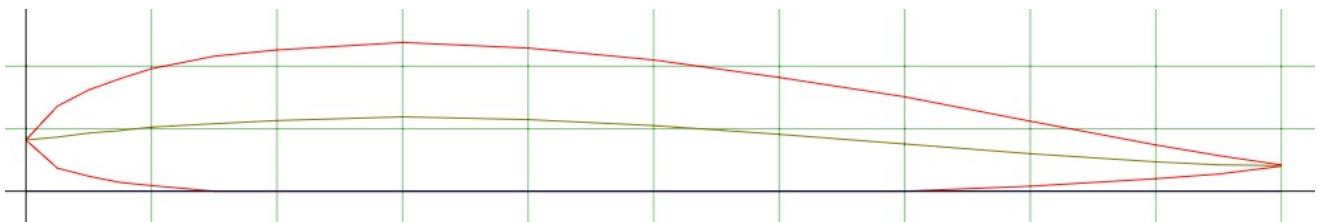


рис. 4.1 Аеродинамічний профіль крила

Clark-YH

Нижче наведені координати констру профілю:

таблиця 4.1

x	0	1.25	2.5	5	7.5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
y_v	4.19	6.52	7.78	9.45	10.59	11.49	13.59	14	13.64	12.59	10.95	8.87	6.72	4.59	2.45
y_n	4.19	2.31	1.76	1.11	0.75	0.5	0.04	0	0	0	0	0.07	0.45	1.22	2.21

Профіль було розділено на 13 розрахункових перерізів:

визначені попередні дані:

Було взято один з найскладніших розрахункових випадків - криволінійний політ літака на великих кутах атаки за максимального значення підйомної сили

$$C_y^{\max}$$

Розрахункові значення перевантаження і запасу міцності крила в цьому випадку набудуть вигляду:

$$n^p = f \cdot n_{\max}^e, \text{ при } f = 1.5$$

Положення центру тиску в перерізах:

$$x_{ц.т.} \approx 0.25 \cdot b$$

Визначення розподіленого навантаження на крило

Існують два види навантажень, які діють на консоль крила - власне і зовнішнє, або масове $q_{мас}$ і аеродинамічне $q_{аер}$ відповідно.

При визначенні поперечних сил Q і згинаючих моментів $M_{згин}$, ці два навантаження замінюються одним еквівалентним:

$$q_{\Sigma} = q_{мас} + q_{аер}$$

Сумарне аеродинамічне навантаження

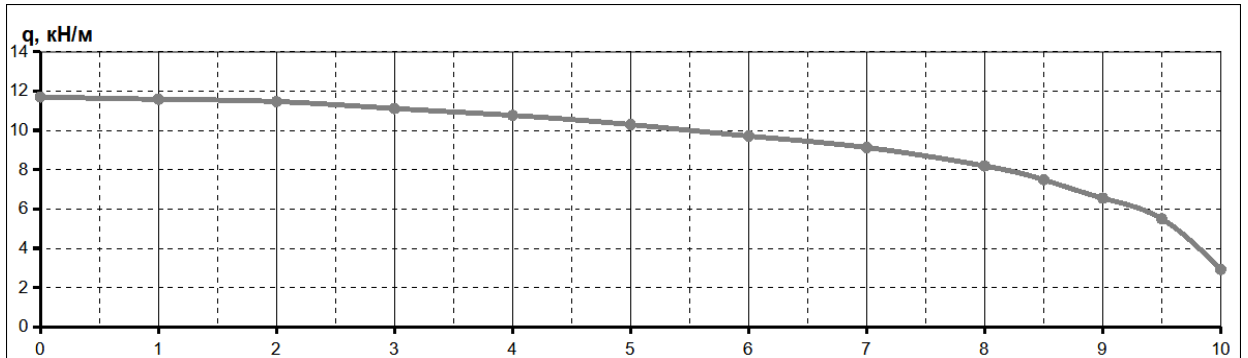
При цьому, масові навантаження розподіляємо по довжині консолі крила пропорційно довжинам хорд.

Визначаємо сумарне еквівалентне навантаження в кожному з перерізів, зсумувавши отримані масове та аеродинамічне:

таблиця 4.2

переріз крила	0	1	2	3	4	5	6	7	8	8.5	9	9.5	10
$q_{\Sigma}, \text{кН/м}$	11,70	11,58	11,47	11,12	10,76	10,30	9,71	9,13	8,19	7,49	6,55	5,50	2,93

Для розуміння будемо графічну залежність розподілу сумарного навантаження по довжині консолі крила.



Діаграма сумарного навантаження, що діє на крило

Визначення зусиль, що діють у розрахункових перерізах консолі

Для продовження роботи слід визначити поперечні сили Q , згинальні $M_{згин}$ та крутні $M_{кр}$ моменти, що діють в розрахункових перерізах. Розрахунки виконуються шляхом інтегрування розподілених навантажень q і погонних моментів m , що діють по довжині консолі крила. Інтегрування виконується у напрямку від вільного кінця консолі крила (b_k) до кореневої частини (b_0). В цій роботі значення b_k та b_0 еквівалентні.

Розрахунок поперечних сил, що діють на крило

Значення поперечної сили у перерізі крила з координатою z :

$$Q_z = \int_{L_k}^z q(z) dz$$

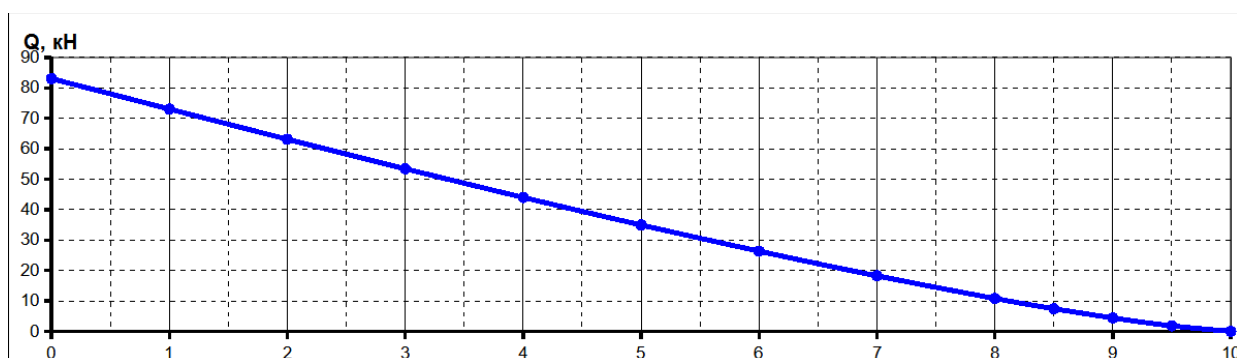
При інтегруванні метод використаємо метод трапецій. Значення Q_i рахуємо починаючи від кінцевого перерізу, де $Q_{10}=0$. Для кожного наступного перерізу ($i=9..0$):

$$Q_i = Q_{i+1} + \frac{(q_i + q_{i+1})}{2} \cdot (z_{i+1} - z_i)$$

таблиця 4.3

переріз крила	0	1	2	3	4	5	6	7	8	8.5	9	9.5	10
$Q, \text{кН}$	83,04	73,02	63,11	53,40	44,00	34,94	26,34	18,24	10,79	7,42	4,40	1,81	0

На основі отриманих даних будемо графічну залежність поперечних сил у консолі крила в перерізах.



Діаграма поперечних сил, що діють на крило

Розрахунок згинальних моментів

Значення згинального моменту у перерізі крила з координатою z :

$$M_{згин} = \int_{L_x}^z Q_z(z) dz$$

При інтегруванні використовуємо так само метод трапецій. В кінцевому перерізі $M_{згин(10)}=0$. Для кожного наступного перерізу ($i=9..0$):

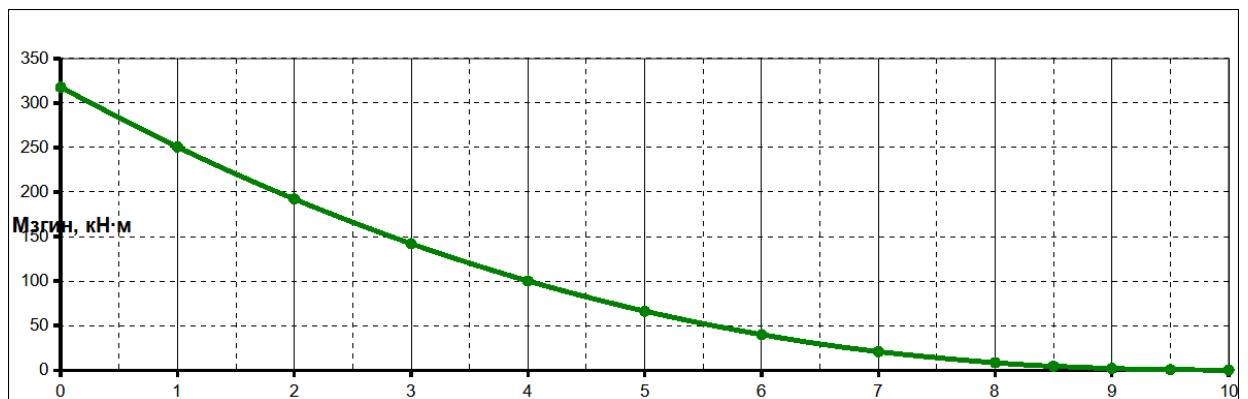
$$M_{згин(i)} = M_{згин(i+1)} + \frac{(Q_i + Q_{i+1})}{2} \cdot (z_{i+1} - z_i)$$

Інтегрування згинального моменту

таблиця 4.4

переріз крила	0	1	2	3	4	5	6	7	8	8.5	9	9.5	10
$M_{згин}$ кН·м	317,76	250,65	192,11	142,01	100,12	66,18	39,83	20,67	8,18	4,27	1,73	0,39	0

На основі отриманих даних будемо графічну залежність згинальних моментів у перерізах консолі крила:



Діаграма згинального моменту, що діє накрило

Розрахунок крутних моментів

Значення крутного моменту у перерізі крила з координатою z:

$$M_{кр} = \int_{L_k}^z m_{кр}(z) dz$$

Погонний крутний момент, в свою чергу, визначається за наступною формулою:

$$m_{кр} = q_{аер} \cdot a_1 + q_{мас} \cdot a_2$$

Плечі аеродинамічного та масового навантажень відносно центру жорсткості перерізу крила:

$$a_1 = x_{ц.жс.} - x_f, \quad a_2 = x_{ц.м.} - x_{ц.жс.}$$

де

- $x_{ц.жс.}$ – координата центру жорсткості
- x_f – координата центру фокусу
- $x_{ц.м.}$ – координата центру мас

$x_{ц.жс.}$ визначаємо за формулою:

$$x_{ц.жс.} = \frac{H_1^2 \cdot x_1 + H_2^2 \cdot x_2}{H_1^2 + H_2^2}$$

де

- x_1, x_2 – координати переднього і заднього лонжеронів;
- H_1, H_2 – висоти профілю в місцях положення переднього та заднього лонжеронів.

Координата фокусу профіля:

$$x_f = 0,25 \cdot b$$

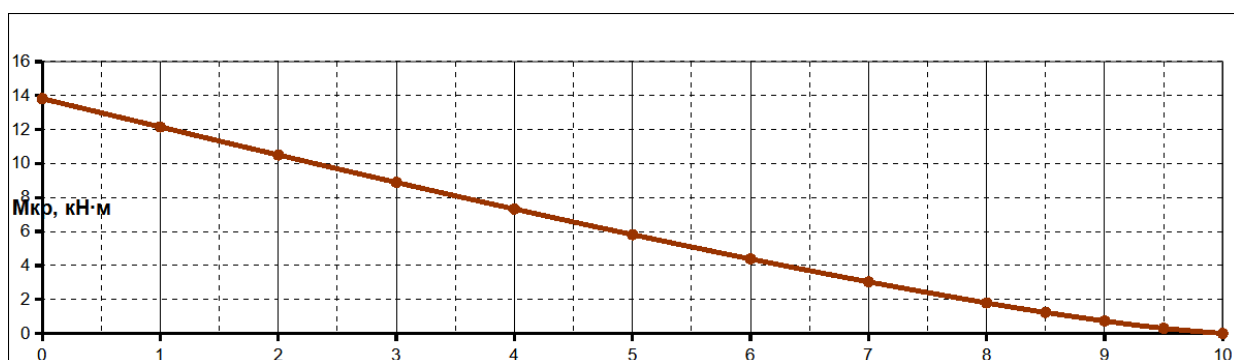
При інтегруванні використовується так само метод трапецій. В кінцевому перерізі $M_{кр(10)}=0$. Для кожного наступного перерізу ($i=9..0$):

$$M_{кр(i)} = M_{кр(i+1)} + \frac{(m_{кр(i)} + m_{кр(i+1)})}{2} \cdot (z_{i+1} - z_i)$$

таблиця 4.5

переріз крила	1	2	3	4	5	6	7	8	8.5	9	9.5	10
$M_{кр}$, кН·м	13,82	12,15	10,50	8,89	7,32	5,81	4,38	3,03	1,80	1,23	0,73	0,30

Аналізуючи дані, отримані шляхом розрахунків, було побудовано діаграму відношення крутних моментів у перерізах консолі крила:



Діаграма крутних моментів в перерізах консолі крила

Вибір та обґрунтування конструктивно-силової схеми крила

В якості конструктивно-силової схеми (КСС) було обрано крило лонжеронного типу з двома лонжеронами і обшивкою що бере на себе деякі зусилля.

За такої схеми близько 60% згинального моменту $M_{згин}$ приймається полицями лонжеронів і лише решту моменту сприймають панелі обшивки, підсилені стрингерами. Стрингери посилюють обшивку, водночас підвищуюючи критичні напруження при стисненні та зсуві. Стінки лонжеронів приймають поперечну силу і разом з обшивкою утворюють контур, що приймає крутний момент $M_{кр}$.

До переваг цієї КСС слід віднести:

- в зоні між лонжеронами, де будівельна висота є найбільшою, зручно розміщувати паливні баки, гондоли шасі;
- жорсткість крила на кручення вища, за однолонжеронну КСС;
- легші нервюри, ніж у однолонжеронного крила, їх розрахункова схема – балка на двох опорах (у однолонжеронного крила – консольна балка);
- підвищена надійність і живучість конструкції;
- технологія виготовлення досить спрощена у порівнянні з моноблочною конструктивно-силовою схемою.

До недоліків дволонжеронної КСС крила можна віднести гіршу вагову ефективність конструкції лонжеронів, які доводиться розміщати в місцях з меншою будівельною висотою профілю.

Використовуючи рекомендації з науково-навчальної літератури по конструюванню літаків та їх елементів, задаємо положення лонжеронів в консолі в частинах хорди поточного перерізу

- координата переднього лонжерону – $x_1 = 0.2 \cdot b$
- координата заднього лонжерону – $x_2 = 0.7 \cdot b$

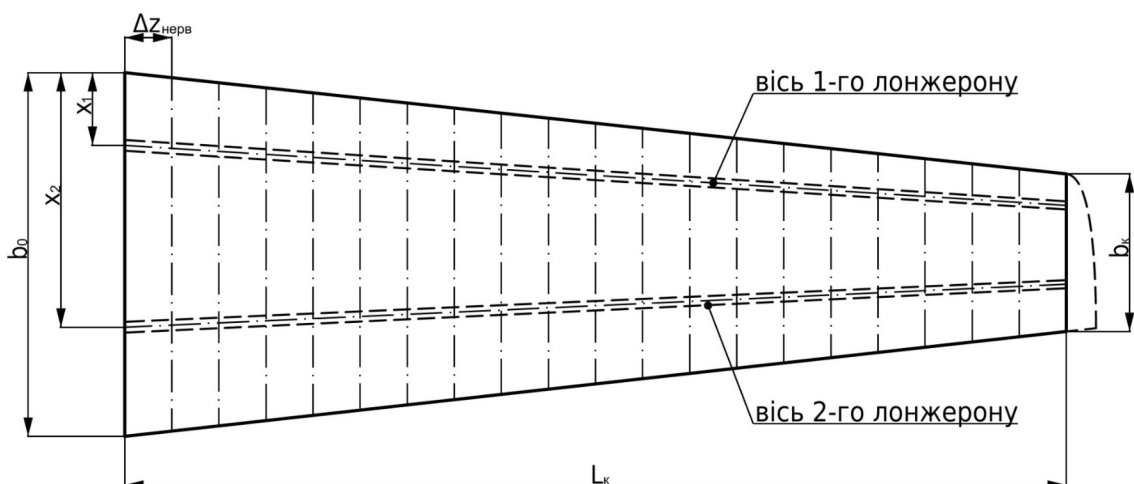


Рис 4.2 Розрахункова схема крила:

b_0, b_K – коренева та кінцева хорди крила ($b_0=b_K$); L_K – довжина консолі крила;

x_1, x_2 – координати положення лонжеронів; $\Delta z_{\text{нерв}}$ – крок нервюр.

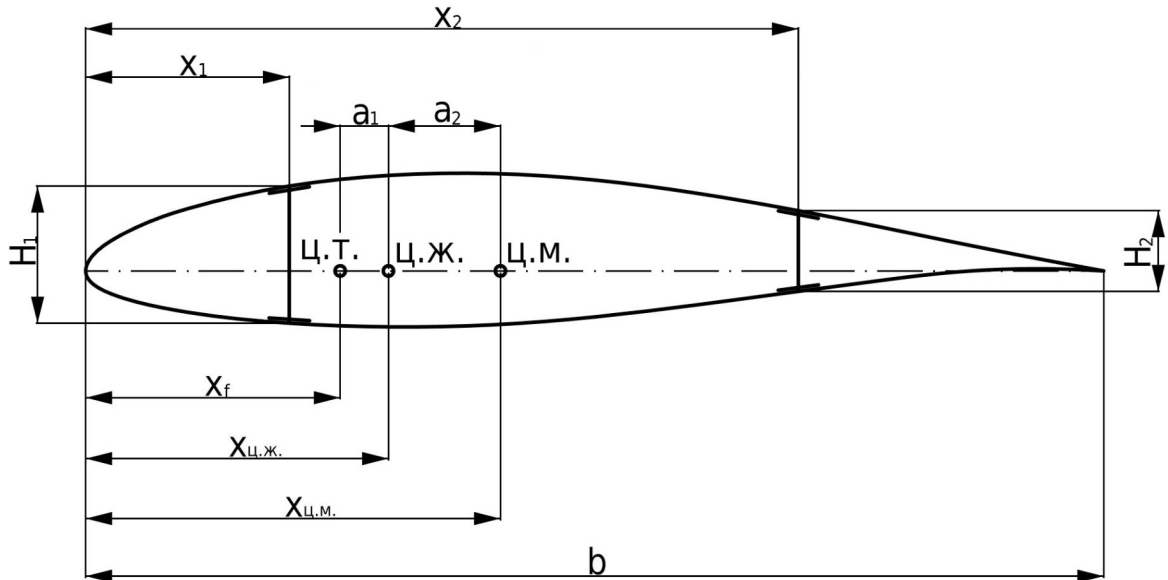


Рис 4.3 Розрахункова схема перерізу крила:

b – хорда крила в перерізі; x_1, x_2 – координати положення лонжеронів;

H_1, H_2 – висоти профілю в місцях положення переднього і заднього лонжеронів;

$x_{ц.т.}$ – координата положення центра тиску;

$x_{ц.ж.}$ – координата положення центра жорсткості;

$x_{ц.м.}$ – координата положення центра мас.

Проектувальний розрахунок (під питанням бо через кесон)

Визначення навантажень на елерон і реакцій у вузлах навіски

Елерон являє собою двоопорну балку, на яку діють аеродинамічні і масові сили. Оскільки масові сили значно менші у порівнянні з аеродинамічними, можемо знехтувати дією масових сил і прийняти, що кронштейн навіски сприймає навантаження, що викликане реакціями в опорах від розподілених за розмахом елерона аеродинамічних сил.

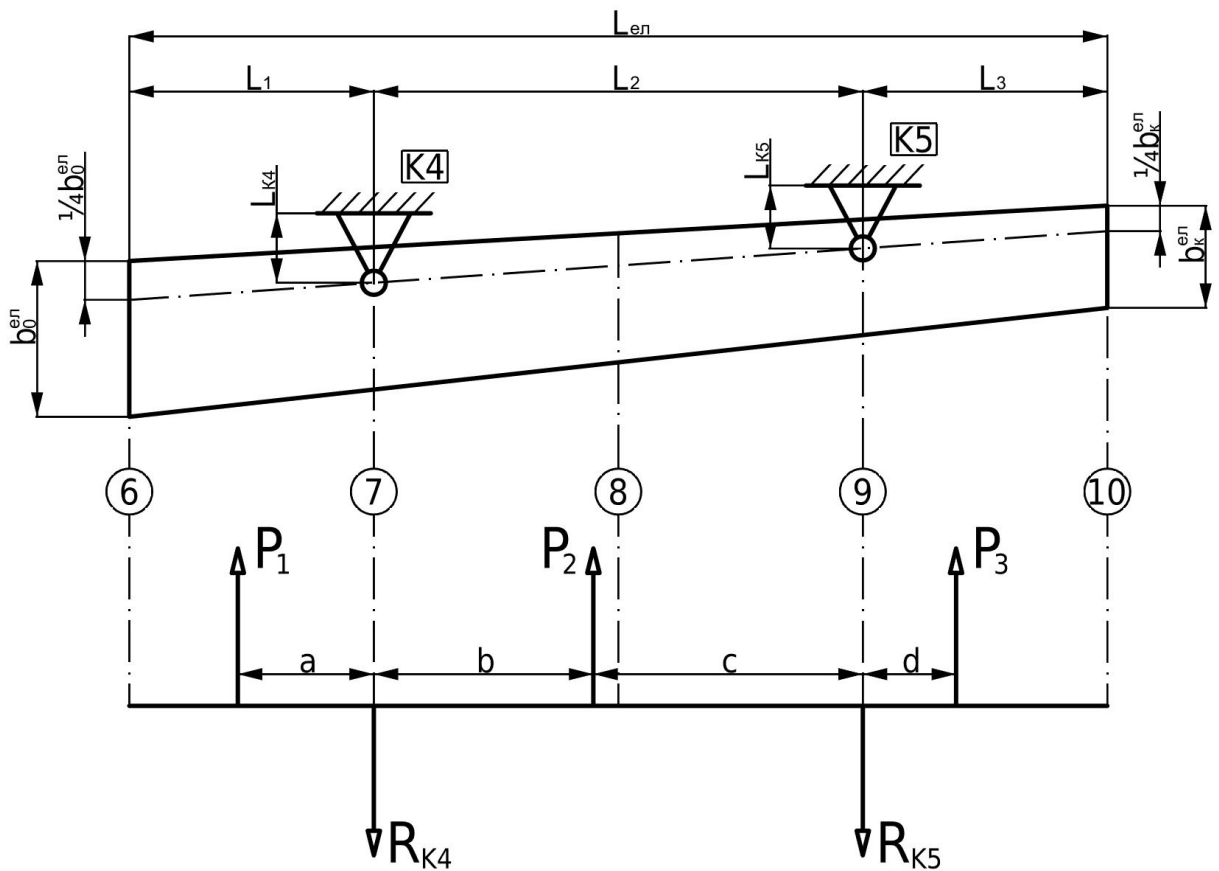


Рис 4.4 Розрахункова схема елерону

Погонне навантаження в кожному з розрахункових перерізів елерона визначається за формулою:

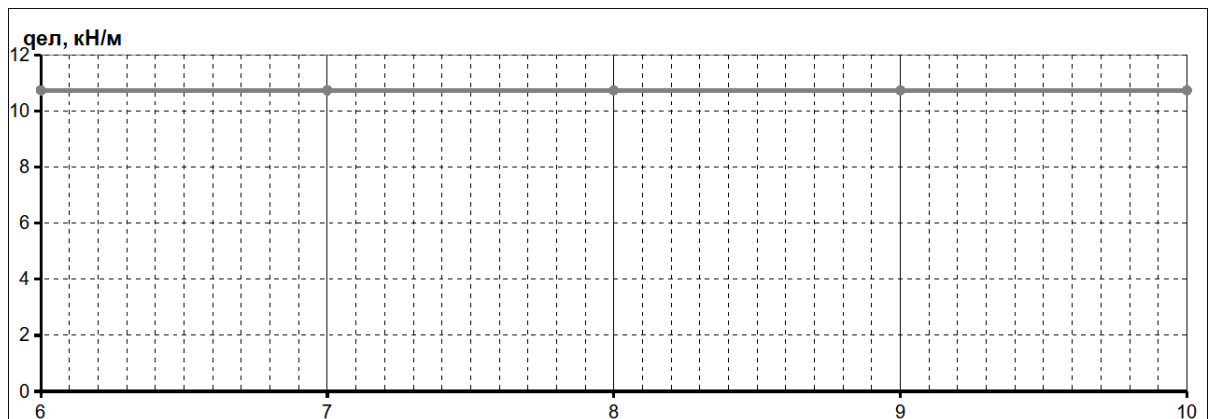
$$q_{ел}^i = q_{аер(ел)}^p \cdot \frac{b_i}{b_0}$$

Отримаємо значення розподіленого аеродинамічного навантаження в визначених перерізах елерона:

таблиця 4.6

переріз елерону	6	7	8	9	10
$q_{ел}$, кН/м	10.74	10.74	10.74	10.74	10.74

Далі будемо графік, на якому видно що навантаження на консоль в цій критичній зоні крила є сталою



Розподілене навантаження на елерон

Визначення сил реакцій у вузлах навіски елерона

Замінюємо розподілені навантаження на ділянках L_1 , L_2 і L_3 рівнодіючими силами:

$$L_1 = 0.86 \text{ м}, \quad L_2 = 1.72 \text{ м}, \quad L_3 = 0.86 \text{ м},$$

$$P_1 = \frac{q_6 + q_7}{2} L_1 = 9.24 \text{ кН},$$

$$P_2 = \frac{q_7 + q_9}{2} L_2 = 18.47 \text{ кН},$$

$$P_3 = \frac{q_9 + q_{10}}{2} L_3 = 9,24 \text{ кН}$$

$$a = L_1 - \frac{L_1(q_6 + 2q_7)}{3(q_6 + q_7)} = 0,43 \text{ м}; \quad b = \frac{L_2(q_7 + 2q_9)}{3(q_7 + q_9)} = 0,8 \text{ м};$$

$$c = L_2 - b = 0,91 \text{ м}; \quad d = \frac{L_3(q_9 + 2q_{10})}{3(q_9 + q_{10})} = 0,37 \text{ м};$$

Визначаємо відстані між точками прикладання рівнодійних сил і реакцій:

Складаємо рівняння рівноваги відносно кожного вузла навіски (опори):

$$\sum M_{K4} = P_1 \cdot a - P_2 \cdot b + R_{K5} \cdot L_2 - P_3 \cdot (L_2 + d) = 0,$$

$$\sum M_{K5} = P_1 \cdot (a + L_2) - R_{K4} \cdot L_2 + P_2 \cdot c - P_3 \cdot d = 0$$

Далі ми знаходимо реакції:

$$R_{K5} = \frac{P_2 \cdot b + P_3(L_2 + d) - P_1 \cdot a}{L_2} = 18,47 \text{ кН}$$

$$R_{K4} = \frac{P_1 \cdot (a + L_2) + P_2 \cdot c - P_3 \cdot d}{L_2} = 18,47 \text{ кН}$$

Виконуємо перевірку:

$$P_1 - R_{K4} + P_2 - R_{K5} + P_3 = 0$$

Реакції було вірно визначено.

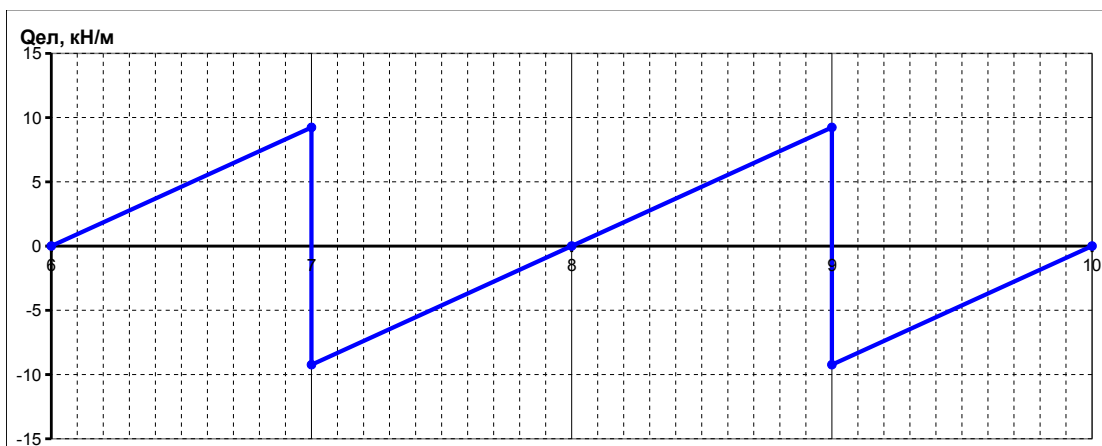
В якості розрахункового значення сили P^p , що діє на провущини елерона обираємо реакцію з найбільшим значенням. Оскільки обидві реакції рівні за своїм значенням, то обираємо будь-яку з них.

Визначення поперечних сил відбувається вже знайомим нам методом трапецій:

Визначення поперечних сил у перерізах елерона

переріз елерону	6	7 (лів)	7 (прав)	9 (лів)	9 (прав)	10
$Q_{ел□}$, кН	0	9.24	-9.24	9.24	-9.24	0

Побудуємо епюру поперечних сил у перерізах елерона:



Діаграма поперечних сил

Діаграма поперечних сил перетинає нульову лінію в координаті $x=0$

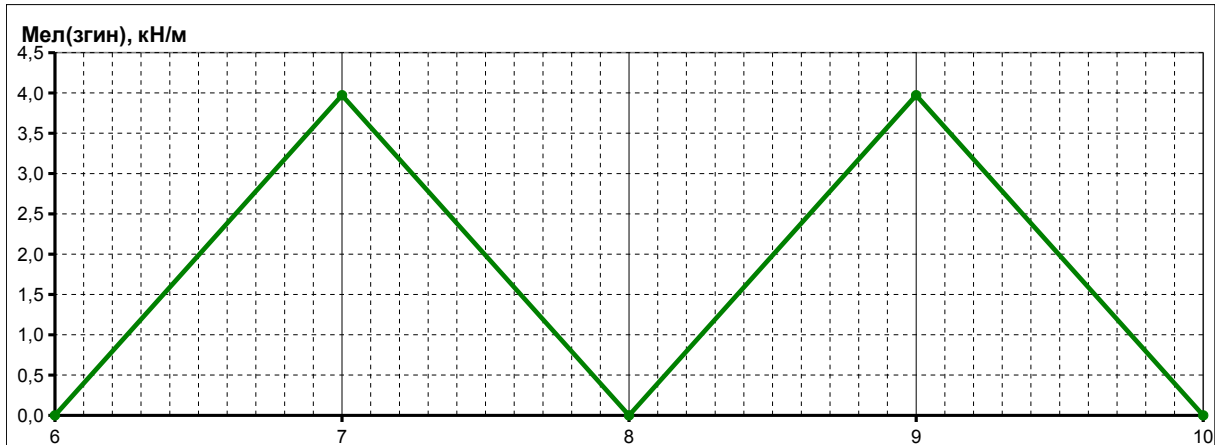
Визначення згинаючих моментів

Відбувається за такою ж системою, як і визначення поперечних сил

Таблиця визначення моменту згину елеронів:

таблиця 4.8

переріз елерону	6	7 лів	7 прав	z0	9 лів	9 прав	10
$M_{ел(згин)□}$, кН·м	0	3.97	3.97	0	3.97	3.97	0



Діаграма згинаючих моментів у перерізах елерону.

Максимальні моменти діють в перерізах 7 та 9 елерона.

Проектувальний розрахунок силових нервюр

Силові нервюри сприймають розподілене навантаження та зосереджені сили від агрегатів літака.

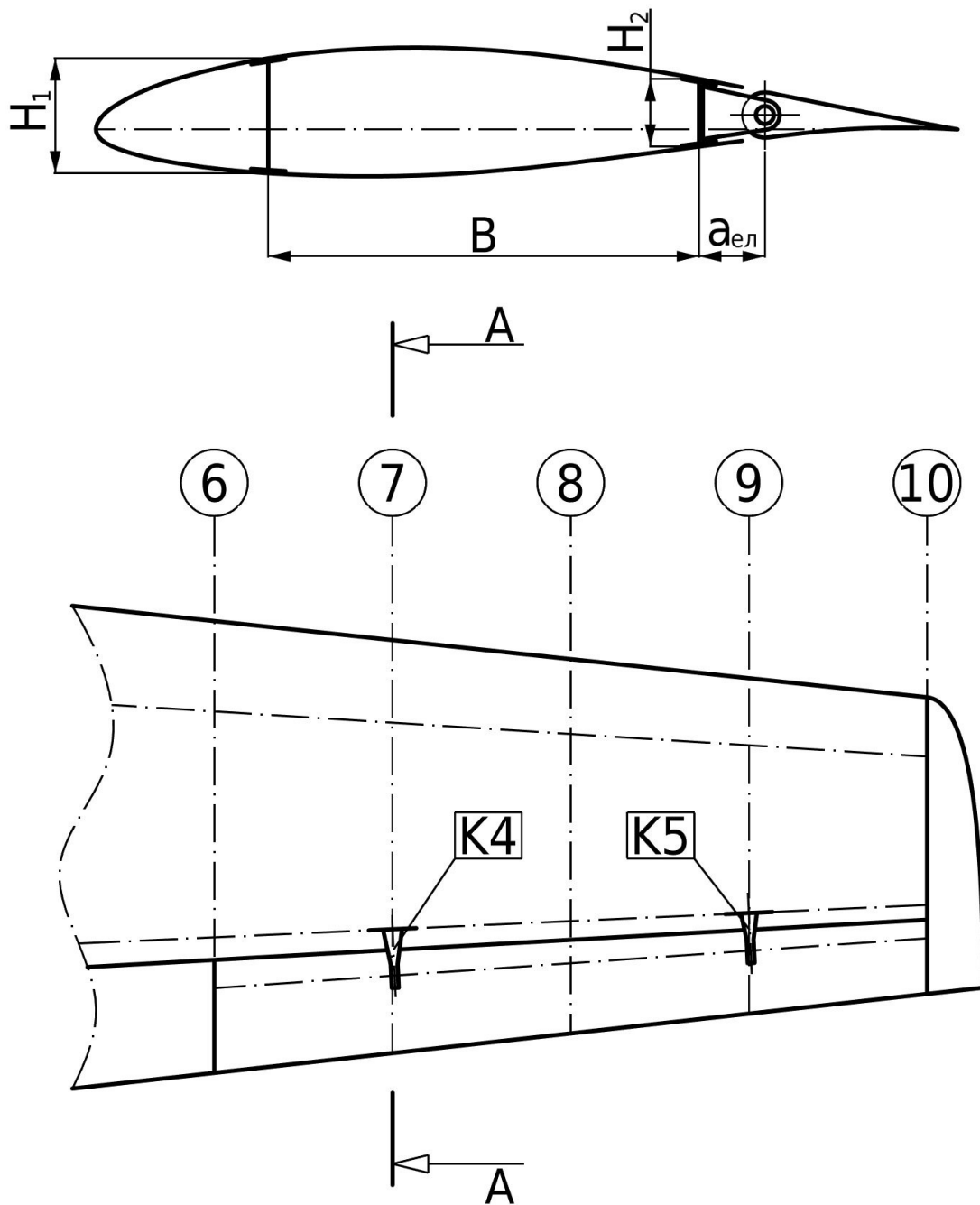


Рис 4.5 Планова проекція крила і теоретичний контур нервюри:

H_1 , H_2 - висоти лонжеронів, B - відстань між стінками

$a_{ел}$ - відстань від стінки до осі обертання

В рамках даного дипломного проекту виконується розрахунок за спрощеною методикою силових нервюр, що розташовані в перерізах вузлів навіски елерона.

Спираючись на планову проекцію крила і теоретичний контур нерюри, ми маємо виконати її розрахункову схему.

Навантаження на провущини кронштейнів вузлів навіски елерона визначені у попередніх розрахунках.

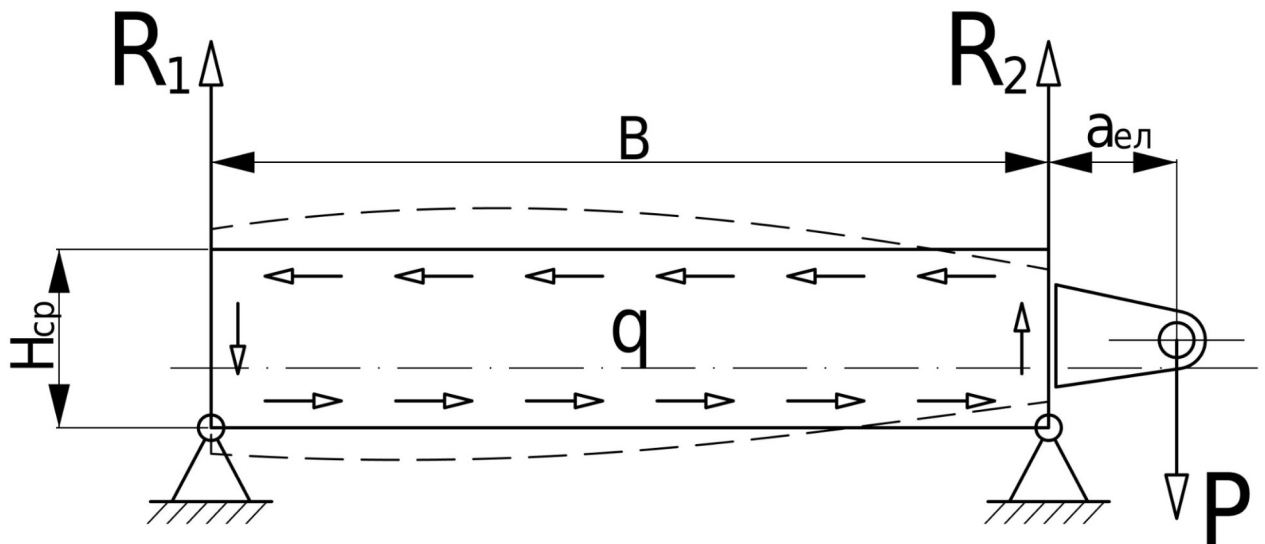


Рис 4.6 Розрахункова схема нерюри:

H_{cp} - середня висота, B - відстань між стінками лонжеронів; $a_{ел}$ - відстань від стінки до осі обертання; q - потік розподілених навантажень;

P - навантаження на провущину кронштейна; R - сили реакції в стінках лонжеронів

Довжина кронштейнів навіски елерона визначається відстанню між віссю обертання елерона і стінкою заднього лонжерона.

Положення стінки заднього лонжерона: $x_{зад} = 0,7 \cdot b$, де b довжина хорди в крилі.

Положення осі обертання елерона приймається рівним 25% від довжини хорди елерону. Тоді довжина кронштейну визначається наступним чином:

$$a=0,1125 b$$

таблиця 4.9

№ перерізу крила	$H_1, м$	$H_2, м$	$H_{cp}, м$	$B, м$	$P^p, кН$	$a_e, м$
7	0,362	0,213	0,288	0,855	18,47	0,192
9	0,362	0,213	0,288	0,855	18,47	0,192

Визначення реакцій у стінках лонжеронів

Сила P^p з кронштейну навіски елерону через стінку нервюри розподіляється пропорційно жорсткості на згин:

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{J_1}{J_2} = \frac{H_1^2}{H_2^2},$$

в такому разі реакції:

$$R_1 = \frac{P_{\square}^p}{1 + \frac{H_1^2}{H_2^2}}; R_2 = P_{\square}^p - R_1.$$

Визначення крутного моменту нервюри

$$M_{кр} = \zeta P_{\square}^p - a_e + \zeta R_1 \cdot B.$$

Визначення потоку розподілених навантажень відбувається згідно формули:

$$q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2 \cdot B \cdot H_{cp}}$$

Необхідно порівняти отримані значення реакцій і вибравши найбільше з них, визначити поперечні сили в перерізах.

Визначення необхідної товщини стінки підсиленої нервюри:

$\delta_{cm} = \frac{Q}{H_{cp} \cdot \delta_e}$, де δ_e - допустимі напруження матеріалу на зріз, в нашому випадку обрано матеріал Д16Т ($\delta_e = 150$ МПа).

Таблиця 4.10

№ перерізу крила	R_1	R_2	$M_{кр}$	q_{\square}	Q	δ_{cm}
7	4,75	13,72	7,61	15,49	13,72	0,7
9	4,75	13,72	7,61	15,49	13,72	0,7

ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

Було проведено велику структурну роботу:

- розроблені епюри навантажень на крило
- обрано КСС крила (дволонжеронне консольне крило) та обгрунтовано її застосування
- розраховано елерони та нервюри

Також, набуто практичних навичок розрахунку на міцність крила і його конструктивно-силових елементів

РОЗДІЛ 5. РОЗРАХУНОК І ВИЗНАЧЕННЯ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЇ СХЕМИ ФЮЗЕЛЯЖУ.

Вихідні дані було взято з попередніх аеродинамічних розрахунків і наведено в таблиці нижче.

Масу фюзеляжу слід оцінити як різницю злітної маси та суми мас крила, додавши до них маси двигуна, екіпажу та палива. Всі вони вважаються встановленими та закріпленими на фюзеляжі.

Для визначення поперечних сил та згинаючих моментів використовується метод трапецій. Розбиваючи фюзеляж на певну кількість відсіків однакової довжини визначаються погонні навантаження в різних перерізах від мас фюзеляжу включаючи всі агрегати і від маси корисного навантаження.

Оберемо кількість відсіків шляхом випадкового підбору.

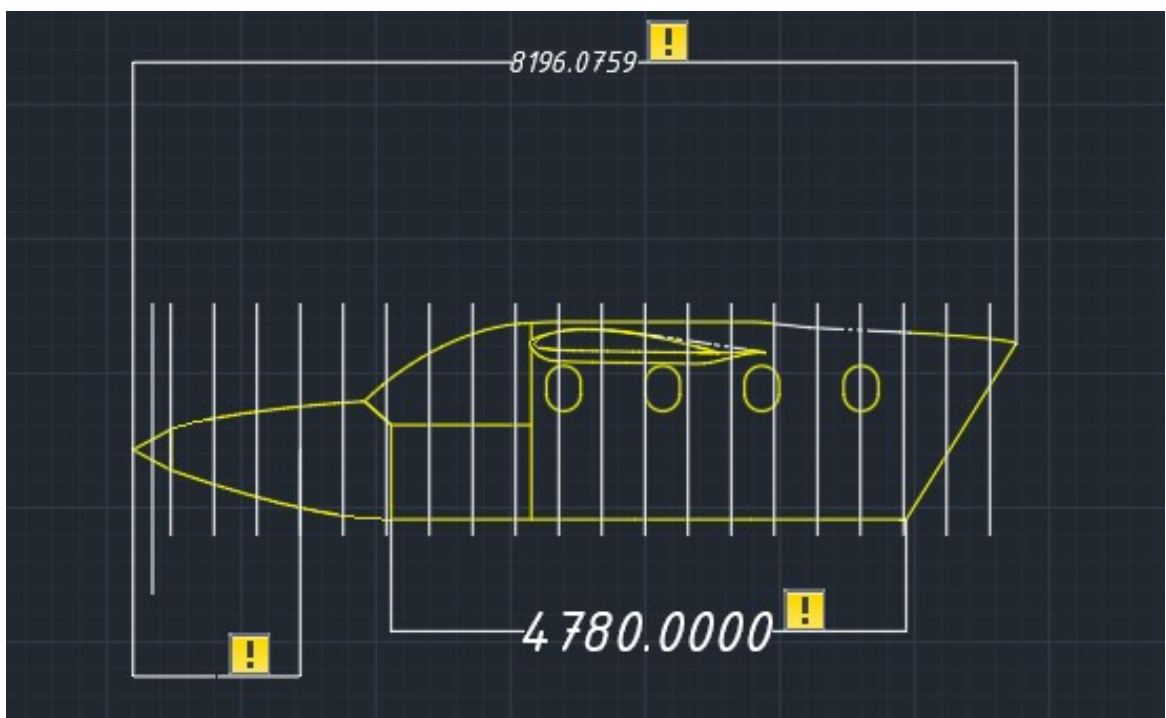


Рис 5.1 Фюзеляж літака без оперення

Розрахунок ведеться так само, як і з крилом, табличним методом. Спочатку визначаються навантаження q , що діють на фюзеляж. Потім, робиться розрахунок поперечних сил Q , а далі - згинаючого моменту $M_{згин}$

Спершу зробимо розрахунок навантажень що діють на крило

Для більшої ефективності слід розрахувати вплив середовища на фюзеляж під час польоту при максимальному пасажирському навантаженні.

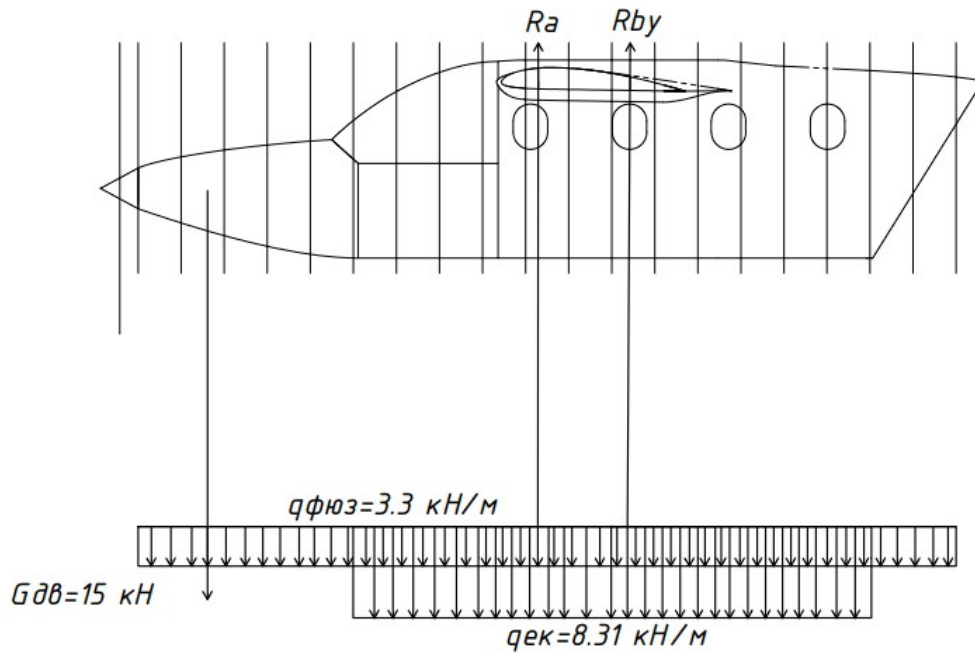


Рис 5.2 Навантаження, що діють на фюзеляж

Є два розподілені навантаження $q_{фюз}$ фюзеляжу та $q_{ек}$ екіпажу (при повному заповненні салону людьми вагою в 75 кілограм кожен) і одне зосереджене $G_{дв}$.

Далі було розраховано епюру поперечних сил Q і згинальних моментів $M_{згин}$, що діють на фюзеляж літака. Літак був розрахований як статична балка.

Для проведення розрахунку було знайдено реакції опор R_A , R_{BY} та R_{BX} . Самі реакції розташовані в місцях стику лонжеронів крила з фюзеляжем.

Попередньо слід зазначити, що жодні сили не діють в площині координати x , тому $R_{BX}=0$.

Всі визначені реакції та епюри були позначені на наступному малюнку:

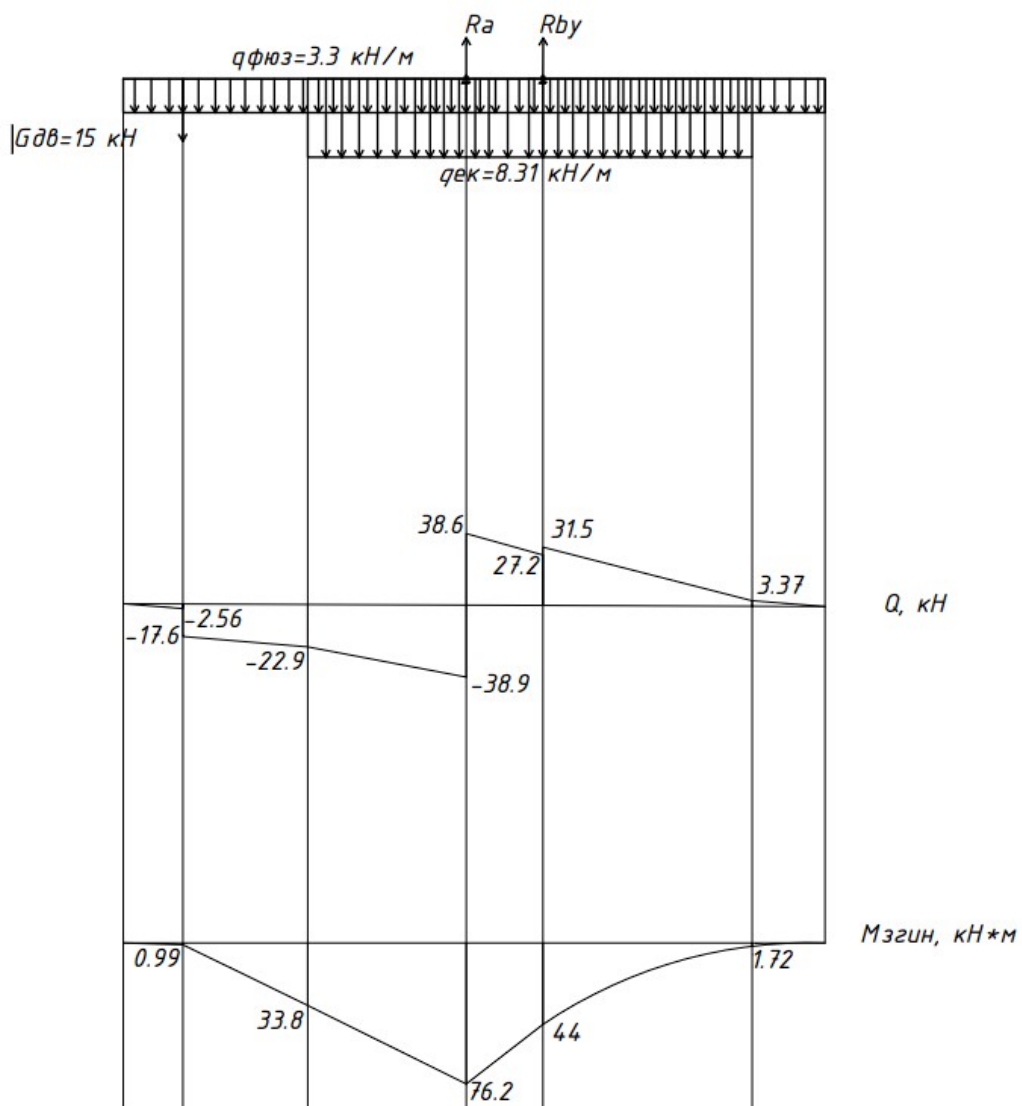


Рис 5.3 Епюра поперечних сил та згинальних моментів фюзеляжу

Враховуючи вищезгадані розрахунки та огляди схем літаків-аналогів, було обрано схему балочну (напівмонокок) в стрингерній схемі.

ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

В розділі розглянуто і враховано навантаження та зусилля, які діють на фюзеляж. Було обрано конструктивно-силову схему фюзеляжу, враховуючи конструктивно-силові схеми літаків з аналогічною будовою, а також враховуючи переваги та недоліки кожної з розповсюджених схем

Набуто практичних навичок з розрахунку та підбору КСС фюзеляжу.

ЗАГАЛЬНИЙ ВИСНОВОК

Під час виконання гуртового дипломного проекту

- Виконано аналіз літаків – аналогів проєктованого літака. Зроблено висновки про типові характеристики, компоновку цих літаків, взято до уваги їх особливості при проєктуванні.
- Визначено технічні вимоги до проєктованого літака. Окреслено його нішу, проєктовані випадки застосування, обґрунтовано необхідність його створення. Обрано аеродинамічну схему, схему фюзеляжа, схему оперення і шасі
- Визначено його основні геометричні характеристики
- Спроєктовано компоновку в першому наближенні, створено ескіз та поверхневу 3д-модель загального виду літака.
- Розроблено і підібрано КСС крила шляхом розрахунків і огляду будови літаків-аналогів
- Розроблено і підібрано КСС фюзеляжу шляхом розрахунків і огляду будови літаків-аналогів

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Проектирование самолетов, Учебник для вузов, Егер С.М., 1983
2. Конструкция и лётная эксплуатация воздушных судов. Особенности самолётов В. Корнеев
3. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. М.: Изд-во МАИ, 2006. - 640 с: ил. ISBN 5-7035-1720-6
4. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов: Учебник. – М. : Машиностроение, 2018. - 410 с
5. Сабитов Н.Г, Гаража В.В. и др.. Конструкция и прочность воздушных судов: Учебное пособие. – К. : Нац. КИИГА, 1988. – 268 с.
6. Фомичев П.А. Расчет на прочность самолета [электронный ресурс]: Конспект лекций. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2017. – Ч.1. – 165 с.
7. Зайцев В. Н. Конструкции и прочность самолетов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – 2-е изд. – К. : Вища шк., 1978. – 499 с.
8. Кривцов В.С., Малашенко Л.А. и др.. Конструкция самолетов и вертолетов: Учебник. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2010. – 360 с.
9. Конструкція літальних апаратів [текст]: метод. вказівки до виконан. лабораторних робіт з дисципліни «Конструкція літальних апаратів» для студ. за напрямом підготов. 6.051101 «Авіа- та ракетобудування» / Уклад. – В. В. Сухов, І. С. Кривохатько., О. М. Масько – К. : НТУУ «КПІ», 2012. – 148 с.

Інформаційні ресурси:

1. <https://cubitel.aero/files/c172manual.pdf>
2. <http://www.wbairliner.com/1general40-50/dhc2.htm>