

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: «Адаптивне композитне крило»

Виконала:

студентка IV курсу, групи ВЛ-73

Серенко Таїсія Леонідівна _____

Керівник:

Професор, д.т.н., проф.,

Сухов Віталій Вікторович _____

Консультант з п'ятого розділу:

Аспірант, асистент,

Гаваза Олег Юрійович _____

Рецензент:

Доцент, к. т. н., с. н. с.,

Пономаренко Сергій Олексійович _____

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

Студентка _____

Київ – 2021 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4		<i>Завдання на дипломний проект</i>	1	
2	A4	<i>ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ</i>	<i>Пояснювальна записка</i>	61	
3	A1	<i>ВЛ7312.16.26.00.01 ІМ</i>	<i>Аналіз аналогів</i>	1	
4	A1	<i>ВЛ7312.16.26.00.02 ІМ</i>	<i>Вплив положення задньої кромки крила на його аеродинамічні характеристики</i>	1	
5	A1	<i>ВЛ7312.16.26.00.03 РР</i>	<i>Розрахунок навантаження на крило</i>	1	
6	A1	<i>ВЛ7312.16.26.00.04 СК</i>	<i>Конструктивна схема задньої кромки крила</i>	1	
				<i>ВЛ7312.16.26.00.00</i>	
		<i>П.І.Б.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дата</i>	
<i>Розробн.</i>		<i>Серенко Т.Л.</i>			
<i>Керівн.</i>		<i>Сухов В.В.</i>			
<i>Консульт.</i>					
<i>Н. контр.</i>		<i>Поваров С.А.</i>			
<i>Зав.каф.</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>			
			Відомість дипломного проекту	Аркуш 1	Аркушів 1
			КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-73		

**Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**

Інститут (факультет) _____ *Аерокосмічних технологій* _____
(повна назва)

Кафедра _____ *Кафедра авіа- та ракетобудування* _____
(повна назва)

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Напрямок підготовки _____ *134 Авіа- та ракетобудування* _____
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ *В.В. Кабанячий* _____
(підпис) (ініціали, прізвище)

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на дипломний проект студентці
Серенко Таїсії Леонідівні
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту: _____ *Адаптивне композитне крило* _____

керівник проекту _____ *Сухов Віталій Вікторович, професор, д.т.н., проф.,* _____
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
асистент кафедри АРБ _____

затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 року №1061-с

2. Термін подання студентом проекту: _12 червня 2021 р. _____

3. Вихідні дані до проекту:

3.1 Злітна маса 1000 кг; _____

3.2. Максимальне корисне навантаження 250 кг; _____

3.3 Крейсерська швидкість 120 км/год; _____

3.4 Площа крила 12 м²; _____

3.5 Розмах крила 15 м. _____

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1. Аналіз існуючих варіанті реалізації адаптивного крила та літератури по сучасним методам проектування таких конструкцій. Постановка завдання. _____

4.2. Визначення масових характеристик крила. _____

4.3. Аеродинамічне проектування крила. Визначення експлуатаційних навантажень. _____

4.4. Проектувальний розрахунок елементів крила. _____

4.5. Визначення розподілу згинальної і крутної жорсткості по розмаху крила. Корегування діючих навантажень з врахуванням пружності. _____

4.6. Технологія виготовлення композитного крила. _____

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

5.1 Аналіз аналогів.

5.2 Вплив положення задньої кромки крила на його аеродинамічні характеристики.

5.3 Розрахунок навантаження на крило.

5.4 Конструктивна схема задньої кромки крила.

6. Консультанти розділів проєкту:

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
5.Визначення розподілу згинальної і крутної жорсткості по розмаху крила. Корегування діючих навантажень з врахуванням пружності	Гаваза О.Ю., аспірант, асистент		

7. Дата видачі завдання: 25 лютого 2021 р

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	<i>Аналіз існуючих варіантів реалізації адаптивного крила та літератури по сучасним методам проєктування таких конструкцій. Постановка завдання.</i>	<i>до 29.03.2021 р.</i>	
2.	<i>Визначення масово-геометричних параметрів крила. Аеродинамічне проєктування крила.</i>	<i>до 12.04. 2021 р.</i>	
3.	<i>Визначення експлуатаційних навантажень. Проєктувальний розрахунок елементів крила.</i>	<i>до 30.04. 2021 р.</i>	
4.	<i>Визначення розподілу згинальної і крутної жорсткості по розмаху крила. Корегування діючих навантажень з врахуванням пружності.</i>	<i>до 5.05. 2021 р.</i>	
5.	<i>Технологія виготовлення композитного крила.</i>	<i>до 15.05. 2021 р.</i>	
6.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів.</i>	<i>до 10.06. 2021 р.</i>	
7.	<i>Перевірка на плагіат.</i>	<i>до 13.06. 2021 р.</i>	
8.	<i>Захист.</i>	<i>з 14.06. 2021 р. по 30.06. 2021 р</i>	

Студентка

_____ (підпис)

Таїсія СЕРЕНКО

_____ (імя, прізвище)

Керівник проєкту

_____ (підпис)

Віталій СУХОВ

_____ (імя, прізвище)

**Пояснювальна записка
до дипломного проєкту**

на тему: «Адаптивне композитне крило»

Київ – 2021

АНОТАЦІЯ

Темою мого дипломного проекту є «адаптивне композитне крило». Метою даної роботи є проектування адаптивного крила для безпілотного літального апарату, виготовлене із композита, а також закріплення та поглиблення знань із пройдених дисциплін. Пояснювальна записка до проекту містить 11 методичних джерел, 35 ілюстрацій, 12 таблиць.

Використовуючи набуті навички під час роботи над курсовими проектами та теоретичні методи проектування, описані у допоміжній літературі, було визначено масово-геометричні параметри крила середнього БПЛА. Також було виконано аеродинамічне проектування крила, визначено навантаження, що діють на крило та враховують вплив пружності. Також було підібрано композитний матеріал та спроектовано конструктивно-силові елементи крила.

Особлива увага приділялася конструкції задньої кромки крила, так як саме її зміна положення була взята за основу методу реалізації адаптивності крила. На цьому базувалися аеродинамічні розрахунки крила.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, крило, масово-геометричні характеристики, аеродинамічні характеристики, аеродинамічна якість, профіль, кривизна, задня кромка, композит.

ABSTRACT

The topic of my thesis project is "adaptive composite wing". The purpose of this work is to design an adaptive wing for an unmanned aerial vehicle made of composite, as well as to consolidate and deepen knowledge of the disciplines. The explanatory note to the project contains 11 methodical sources, 35 illustrations, 12 tables.

Using the acquired skills while working on course projects and theoretical design methods described in the supporting literature, the mass-geometric parameters of the wing of a medium-sized UAV were determined. The aerodynamic design of the wing was also performed, the loads acting on the wing and taking into account the effect of aerospace were determined. The composite material was also selected and the structural and power elements of the wing were designed.

Particular attention was paid to the design of the trailing edge of the wing, as it is its change of position was taken as the basis of the method of implementing the adaptability of the wing. The aerodynamic calculations of the wing were based on this.

Key words: unmanned aerial vehicle, wing, mass-geometric characteristics, aerodynamic characteristics, aerodynamic quality, profile, curvature, trailing edge, composite.

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень та позначень	6
ВСТУП.....	7
1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ВАРІАНТІВ РЕАЛІЗАЦІЇ АДАПТИВНОГО КРИЛА БПЛА ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ МЕТОДАМ ПРОЕКТУВАННЯ ТАКИХ КОНСТРУКЦІЙ. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ.....	8
1.1 Загальні відомості про адаптивне крило.....	8
1.2 Варіанти реалізації адаптивного крила.....	10
1.3 Обробка статистичних даних по середнім БПЛА.....	13
1.4 Аналіз літератури по сучасним методам проектування адаптивного крила БПЛА	18
1.5 Постановка завдання.....	20
1.5.1 Мета і завдання проекту	20
1.5.2 Розробка технічного завдання	20
Висновок до розділу 1.....	21
2 ВИЗНАЧЕННЯ МАСОВО-ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА	22
Висновок до розділу 2.....	23
3 АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА. ВИЗНАЧЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ НАВАНТАЖЕНЬ.....	24
3.1 Аналіз та вибір схеми положення крила.....	24
3.2 Вибір аеродинамічного профілю крила БПЛА	25

ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ								
<i>Змн.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докum.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Розроб.</i>	<i>Серенко Т.Л.</i>				Адаптивне композитне крило	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркцифв</i>
<i>Перев.</i>	<i>Сухов В.В.</i>						4	61
<i>Н.контр.</i>	<i>Поваров С.А.</i>				НТУУ КПІ ім. Ігоря Сікорського ІАТ, АРБ, гр. ВЛ-73			
<i>Затв.</i>	<i>Кабанячий В.В.</i>							

3.3	Визначення експлуатаційних навантажень	30
	Висновок до розділу 3.....	36
4	ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА	37
4.1	Вибір конструктивно-силової схеми крила БПЛА	37
4.2	Вибір матеріалу	38
4.3	Розрахунок елементів КСС крила	40
4.4	Реалізація адаптивного крила	43
	Висновок до розділу 4.....	36
5	ВИЗНАЧЕННЯ РОЗПОДІЛУ ЗГИНАЛЬНОЇ ТА КРУТНОЇ ЖОРСТКОСТІ ПО РОЗМАХУ КРИЛА. КОРЕГУВАННЯ ДІЮЧИХ НАВАНТАЖЕНЬ З ВРАХУВАННЯМ ПРУЖНОСТІ.....	47
	Висновок до розділу 5.....	53
6	ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ КОМПОЗИТНОГО КРИЛА	54
	Висновок до розділу 6.....	57
	ВИСНОВОК.....	58
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	60

Перелік умовних скорочень та позначень

ДП – дипломний проект;

БПЛА – Безпілотний літальний апарат;

ЛА – Літальний апарат;

БПАК – безпілотний авіаційний комплекс;

ЛТХ – Льотно-технічні характеристики;

КСС – Конструктивно-силова схема;

КМ – Композиційний матеріал.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
						6
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Безпілотний літальний апарат – це безпілотний авіаційний комплекс, характерною рисою якого є відсутність пілота на борту. Політ такого ЛА може відбуватися з різним ступенем автономії, а саме за допомогою: пристрою дистанційного керування, системи автопілоту, яка функціонує як на самому пристрої, так і на пристрої моніторингу та керування польотом.

Останнім часом БПЛА набувають все більшого і більшого поширення, адже вони мають досить широкий діапазон застосування. Навідміну від літаків, БПЛА призначені для виконання місій, що можуть нести загрозу для пілотів або мають невиправдано велику витрату ресурсів на виконання примітивних дій. Вони застосовуються у військових цілях, патрулюванні та спостереженні, доставці товарів, аерофотозйомці, сільському господарстві і т.п.

Проте навідміну від літаків, БПЛА мають відносно невелику дальність польоту, що може суттєво вплинути на виконання місії. Саме тому метою даного ДП є проектування адаптивного композитного крила для БПЛА середнього класу, дальність польоту яких варіюється від 500 км до 1500 км.

Адаптивне крило здатне змінювати кривизну профіля на різних режимах польоту, що значно покращує аеродинамічні характеристики та збільшує дальність польоту ЛА.

Під час виконання дипломного проекту було розглянуто методи реалізації адаптивності крила та варіанти середніх БПЛА, для яких і розробляється крило. Було визначено масово-геометричні характеристики, зроблено аеродинамічне проектування (обрано схему положення крила, аеродинамічний профіль) та спроектовано конструктивно-силові елементи крила.

Найважливішим етапом було обрати спосіб реалізації адаптивного крила (відхилення задньої кромки відносно заднього лонжерона) та перевірити як це впливає на аеродинаміку крила.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докum.	Підпис	Дата		7

1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ВАРІАНТІВ РЕАЛІЗАЦІЇ АДАПТИВНОГО КРИЛА БПЛА ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ МЕТОДАМ ПРОЕКТУВАННЯ ТАКИХ КОНСТРУКЦІЙ. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

Ефективний політ в атмосфері потребує різної аеродинаміки від літального апарату в залежності від швидкості та режиму польоту. При відносно вузькому діапазоні швидкостей польоту можна знайти одну форму, яка буде оптимальною «в середньому» на потрібних режимах польоту. Проте якщо потрібно розширити діапазон швидкостей до гіперзвукових, то обмежитися статичною формою з механізацією не вийде.

Сучасні літаки для керування підйомною силою крила використовують механізацію, проте ці елементи не є одним цілим з крилом і при роботі утворюють щілини, що погіршує його аеродинамічну якість.

Адаптивне крило змінює форму свого профіля в залежності від умов та режиму польоту. При цьому воно має гладку та гнучку обшивку, а форма крила плавно змінюється за допомогою внутрішнього механізму.

1.1 Загальні відомості про адаптивне крило

Суть адаптивності крила заключається у зміні форми профіля близькій до оптимальної на кожному режимі польоту (рис. 1.1.1). За рахунок гнучкої обшивки конструкція крила дозволяє плавно відхиляти носову та хвостову частини крила, опускати та піднімати нижню поверхню і таким чином змінюючи кривизну профіля. Ще одним прикладом адаптивності є адаптивна механізація.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докum.	Підпис	Дата		8

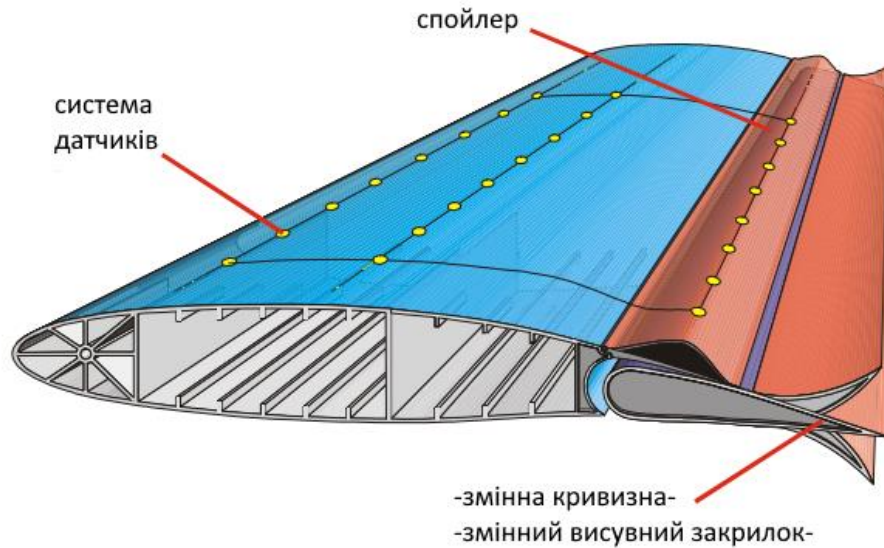


Рис. 1.1.1. Адаптивне крило

За рахунок зміни кривизни на різних висотах та при різних швидкостях можна досягти таких позитивних ефектів [1]:

- Більш висока аеродинамічна якість крила, яка призводить до зменшення витрати палива та збільшення дальності польоту;
- Зменшення ефекту від скачку ущільнення в дозвуковому потоці і, як наслідок, зменшення хвильового опору;
- Границя бафтінга посунена на більші значення, що сприяє зменшенню маси конструкції ;
- Зменшення згинаючого моменту у кореневій частині крила призводить до зменшення маси конструкції.

На рис. 1.1.2 показано різницю розподілу навантаження між звичайним крилом (суцільна лінія) та адаптивним (пунктирна лінія). За рахунок зменшення згинаючого моменту у кореневій частині крила (приблизно на 15%) підйомна сила розподіляється по розмаху крила, а це призводить до покращення співвідношення корисне навантаження/вага конструкції.

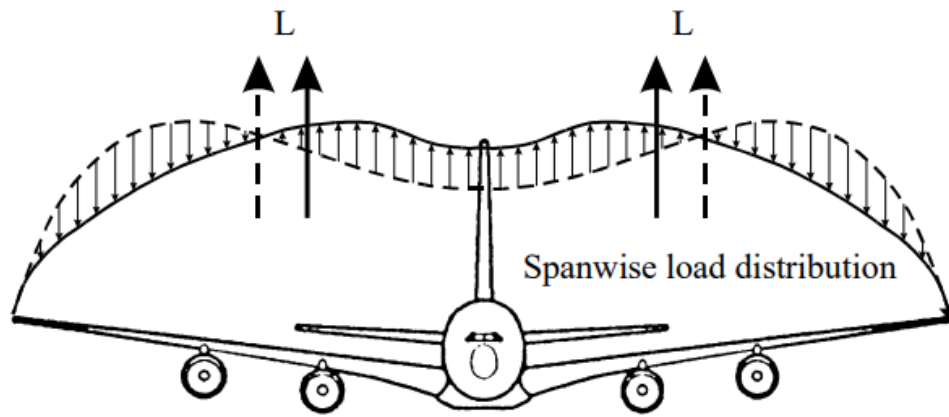


Рис. 1.1.2. Навантаження на крило по розмаху:

----- навантаження на адаптивне крило

— навантаження на жорстке крило

1.2 Варіанти реалізації адаптивного крила

Адаптивність крила можна реалізувати декількома шляхами, а саме за допомогою використання різноманітних механізмів, які змінюють форму, розмах, кривизну аеродинамічного профіля, шорсткість поверхні обшивки та інші параметри крила. відхиляючи різні частини крила (нижню або верхню поверхні профіля, передню або задню кромки) по чергово або одночасно.

Прикладами реалізації адаптивного крила є такі літаки:

- 1) F-111 – американський бомбардувальник, перший літак, на якому було реалізовано адаптивність крила, 1979 рік. Зміна кривизни крила в польоті відбувалась в залежності від висоти польоту, числа Маха, кута стріловидності та потрібної підйомної сили. Метою даного проекту було забезпечити найменший коефіцієнт лобового опору на кожному значенні коефіцієнта підйомної сили. Передня і хвостова кромки з гнучкою обшивкою зі скловолокна дозволили плавно змінювати кривизну крила (рис. 1.2.1). На літаку F-111 передбачені чотири режими керування зміною кривизни, а саме:

- крейсерський, що забезпечує автоматичну оптимізацію профілю для отримання максимальної швидкості при даних умовах крейсерського польоту;
- режим поліпшення характеристик маневру, що забезпечує максимальну аеродинамічну якість літака для даних умов маневрування (швидкість польоту, висота, нормальні перевантаження);
- режим зменшення маневрених навантажень, що забезпечує зниження згинального моменту крила при виконанні маневру;
- режим збільшення швидкодії керування або протидії поривів вітру;
- режим, який поліпшує реакцію літака на відхилення стабілізатора при поздовжньому керуванні та зменшує перевантаження при польоті на малих висотах.

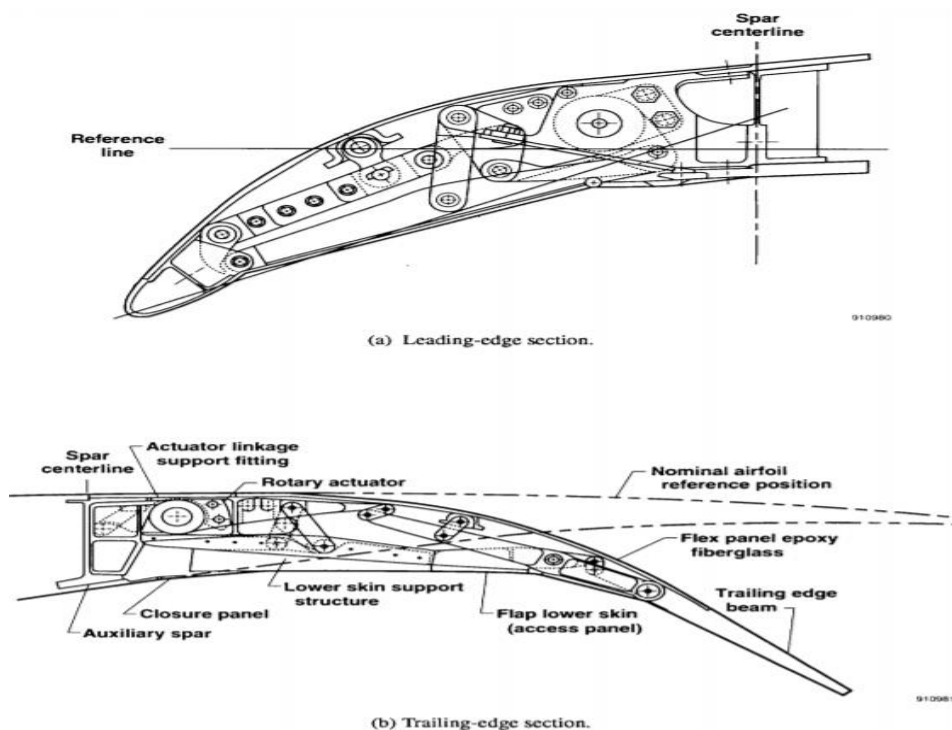


Рис. 1.2.1. Передня та задня кромки крила літака F-111 у повністю відхиленому положенні

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ

Арк.

11

Зміна кривизни відбувалася за рахунок каскаду внутрішніх механізмів, а саме з гідравлічного силового приводу блоків, приводів повороту та механічних приводів. Ці механізми деформували крило вниз від шарнірної лінії. Усього було вісім сегментів (два у передній кромці та шість у задній). Первинне керування виконувалося через систему керування польотом з подвійним резервуванням за допомогою цифрового забезпечення. Аналогова система з подвійним резервуванням забезпечувала ручне резервне керування.

2) Адаптивне крило від FlexSys Inc (рис. 1.2.2).

Задня кромка крила плавно відхиляється від -9° до $+40^\circ$ і, таким чином, виступає в ролі закрилка, проте без зазорів та додаткових механізмів, типових для звичайного закрилка. Саме крило може скручуватися до 1° на фут по розмаху. Форма крила може змінюватися зі швидкістю $30^\circ/\text{сек}$, що ідеально підходить для зменшення поривного навантаження. Розробка даного адаптивного крила фінансується Науково-дослідницькою лабораторією ВПС США. Спочатку крило випробовувалось у аеродинамічній трубі, а потім 50-дюймова (1,3 м) секція крила була випробувана у польоті на борту дослідницького літака Scaled Composites White Knight.

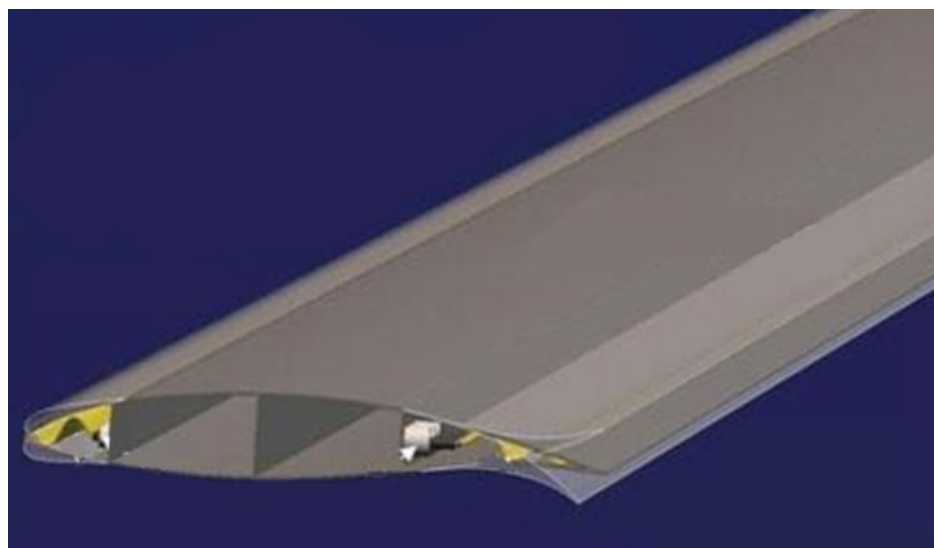


Рис. 1.2.2. Адаптивне крило від FlexSys Inc

3) Адаптивне крило від ETH Zurich

Компанія ETH Zurich на даний час працює над проектом «Smart airfoil» (рис. 1.2.3), який полягає у розробці адаптивного крила, яке буде використовуватися у цивільній авіації.



Рис. 1.2.3. Секція адаптивного крила «Smart airfoil»

4) EU Flexor and FLiPASED

19 листопада 2019 року в Німеччині здійснено перший політ реактивного БПЛА із адаптивним крилом (розмах крила 7 м), який раніше мав жорстке крило виготовлене із вуглеволокна (для встановлення базових характеристик). Адаптивне крило на 4% легше жорсткого.

Починаючи з 1987 року були спроби використання адаптивного крила на пасажирських літаках A330 та A340. Проте випробування моделей в аеродинамічних трубах показали, що аеродинамічна якість крила лише на 1,5% вище, ніж звичайно.

1.3 Обробка статистичних даних по середнім БПЛА

В останні роки провідні інженери та науковці працюють над реалізацією адаптивного крила на БПЛА. Головною перевагою БПЛА з адаптивним крилом є зменшення маси конструкції та збільшення дальності польоту.

Нижче наведено декілька прикладів середніх БПЛА на основі яких буде проектуватися адаптивне композитне крило.

- 1) **Hermes 900** – це тактичний БПЛА, розроблений ізраїльською компанією Elbit Systems (рис.1.3.1). Перший політ відбувся у грудні 2009 року. БПЛА оснащується системою супутникового зв'язку, оптико-електронними системами спостереження, БРЛС з синтезуванням апертури, РЛС індикації рухомих цілей, інфрачервоними датчиками, лазерним далекоміром, засобами радіоелектронної боротьби, а також системою обміну даними, що дозволяє передавати в центр управління зображення в режимі реального часу. «Гермес 900» має модульну конструкцію, що дозволяє оперативно змінювати основні компоненти і сенсори БПЛА. Управління здійснюється оператором через супутник з наземного пункту управління.



Рис. 1.3.1. Hermes 900

- 2) **MQ-1 Predator** (рис. 1.3.2) – американський розвідувальний і ударний БПЛА, розроблений компанією General Atomics, який використовувався

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

переважно ВПС США та Центральним розвідувальним управлінням. Літак вступив на озброєння в 1995 році і застосовувався у війні в Афганістані та Пакистані, втручанні сил НАТО в Боснії, бомбардуванні НАТО в 1999 році Югославії, війні в Іраці, Ємені, громадянській війні в Лівії в 2011 році, втручанні в Сирії в 2014 році. Даний безпілотник використовується також у прикордонній службі та наукових дослідженнях, для моніторингу напрямку вітру та лісових пожеж.



Рис. 1.3.2. MQ-1 Predator

3) Орion – російський БПЛА середньовисотний великої тривалості польоту (MALE, Medium Altitude, Long Endurance) розробки компанії «Кронштадт» (рис. 1.3.3). Бортове обладнання призначене для візуальної, радіолокаційної або радіотехнічної розвідки з можливістю тривалого патрулювання в заданому районі. Передбачається установка до чотирьох ракет повітря-земля.



Рис. 1.3.3. Оріон

- 4) **IAI Heron** – ізраїльський розвідувальний БПЛА, розроблений підрозділом Malat (UAV) ізраїльської аерокосмічної промисловості (рис. 1.3.4). Він здатний виконувати довготривалі (до 52 годин) операції на висоті польоту до 10,5 км. БПЛА обладнаний комплексом MOSP TV / FLIR з системою передачі для GCS в реальному часі або розвідувальним контейнером EL / M-2055 SAR / MTI, також може комплектуватися РЛС Elta EL / M-2022U Maritime Patrol Radar. На БПЛА встановлена цифрова система управління з двосторонньою системою передачі даних. Для управління використовується командний пункт GCS-3000. Один безпілотник може стежити за шістьма цілями одночасно. Heron може позначати цілі для винищувачів, вертольотів і ракет.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докum.	Підпис	Дата		16



Рис. 1.3.4. IAI Heron

Нижче наведена порівняльна таблиця ЛТХ для даних літаків-аналогів.

Табл. 1.3

Статистичні дані по аналогам

Основні параметри	Аналоги			
	Хермес	MQ-1 Predator,	Оріон, 2016	IAI Heron,
Найменування БПЛА, рік випуску	900, 2011	1995		2012
Загальний вигляд БПЛА	Рис. 1.3.1	Рис. 1.3.2	Рис. 1.3.3	Рис. 1.3.4
Маса порожнього літака $m_{пуст}$, кг	-	512	-	450
Маса корисного навантаження $m_{кн}$, кг	350	-	200	250
Маса злітна, m_0 , кг	1100	1020	1000	1150
Повна довжина літака, $l_{повн}$, м	8,3	8,23	8	8,5
Висота найбільша, h_{max} , м	-	2,21	3,2	2,3

Розмах крила, $l_{кр}$, м	15,3	14,84	16,3	16,6
Площа крила, $S_{кр}$, м ²	-	-	-	13
Швидкість крейсерська, $V_{кр}$, км/год	112	110-130	120	130
Швидкість максимальна, V_{max} , км/год	220	217	200	240
Висота польоту максимальна (стея), H_{max} , м	9150	7920	7500	10000
Дальність польоту максимальна, L_{max} , км	1500	740	-	-
Тривалість польоту максимальна, t_{max} , год	36	40	24	52
Тип двигуна	1 x Rotax 914 F			

1.4 Аналіз літератури по сучасним методам проектування адаптивного крила БПЛА

Під час виконання дипломного проекту для проектування адаптивного композитного крила була використана така література:

1) Розрахунок масово-геометричних характеристик БПЛА:

- Крыло и средства улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. – М.: МГТУГА, 2000. – 47 с.
- 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.

2) Проектування конструкції крила БПЛА:

- Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. Науч. предисловие А.М. Матвеевко, М.А. Погосяна, Ю.М. Шустрова. - 4-е изд. Репр. воспр. текста изд. 1983 г. - М.; Логос, 2005. - 648 с.
- Прочность конструкций летательных аппаратов: учебное пособие / И. В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2013. – 137 с.

3) Аеродинамічне проектування:

- ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИКИ ПРОФИЛЯ С ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ КРИВИЗНОЙ Я.С.Козей , Д.И.Туграк , В.В.Сухов
- Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г. А. Колесников, В. К. Марков, А. А. Михайлюк и др. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.
- INVESTIGATION OF ADAPTIVE WING BENEFITS FOR TRANSPORT AIRCRAFT / Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Skomorohov S.I. / TsAGI, Zhukovsky, Russia.
- Кириакиди С.К. Проектирование самолетов: учебное пособие / С.К. Кириакиди, В.А. Сатин Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» 2009.

1.5 Постановка завдання

1.5.1 Мета і завдання проекту

За мету даного дипломного проекту було взято розробку та проектування адаптивного композитного крила для середнього БПЛА з середньою та великою дальністю польоту. Аби досягти даної мети потрібно виконати такі завдання:

- Проаналізувати існуючі варіанти реалізації адаптивного крила та розглянути аналоги середніх БПЛА з середньою та великою дальністю польоту;
- Проаналізувати літературу та поставити завдання;
- Визначення масово-геометричних характеристик крила;
- Аеродинамічне проектування крила та визначення експлуатаційних навантажень;
- Розробка математичної моделі адаптивного крила;
- Проектувальний розрахунок елементів крила;
- Визначення розподілу згинальної і крутної жорсткості по розмаху крила та корегування діючих навантажень з урахуванням аеропружності;
- Моделювання напружено-деформованого стану елементів крила та перевірка конструкції на міцність.

1.5.2 Розробка технічного завдання

Злітна маса	1000 кг
Маса корисного навантаження	250 кг
Площа крила	12 м ²
Розмах крила	15 м
Крейсерська швидкість	120 км/год
Максимальна швидкість	200 км/год
Дальність польоту	800 км
Час польоту	30 год

Висновок до розділу 1

У даному розділі було розглянуто варіанти реалізації адаптивного крила, проаналізовано статистичні дані по БПЛА та літературу по проектуванню адаптивного композитного крила. На основі проведених аналізів було складено технічне завдання для дипломного проекту.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
						21
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2 ВИЗНАЧЕННЯ МАСОВО-ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА

Крило є несучою поверхнею БПЛА, що створює підйомну силу. Тому саме крило у більшості визначає технічні параметри БПЛА, його льотні характеристики та експлуатаційні властивості. Через це форма та конструкція крила повинні забезпечувати такі важливі вимоги, як: мінімальна вага, аеродинамічні умови, достатні жорсткість та міцність, умови виробництва.

Маса крила складає від 30 до 50% маси планера, а відносна маса крила дорівнює [2]:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 0,08 \dots 0,15 \quad (2.1)$$

Маса крила даного БПЛА $m_{\text{кр}} = 0,1m_0 = 0,1 \cdot 1000 = 100$ кг.

Використовуючи задані в ТЗ параметри знаходимо видовження крила:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{15^2}{12} = 18,75 \quad (2.2)$$

Середня хорда крила:

$$b_{\text{ср}} = \frac{S}{l} = \frac{12}{15} = 0,8 \text{ м} \quad (2.3)$$

$$b_{\text{ср}} = \frac{b_0 + b_{\text{к}}}{2} \quad (2.4)$$

Проаналізувавши БПЛА-аналоги приймаємо, що звуження крила дорівнює:

$$\eta = \frac{b_0}{b_{\text{к}}} = 2,2 \quad (2.5)$$

З формул (2.4) та (2.5) відповідно визначаємо кореневу хорду крила b_0 :

$$b_0 = 2,2b_{\text{к}} \quad (2.6)$$

$$b_0 = 2b_{\text{ср}} - b_{\text{к}} \quad (2.7)$$

Прирівнявши вирази (2.6) та (2.7) знаходимо кінцеву хорду крила $b_{\text{к}}$:

$$b_{\text{к}} = \frac{2b_{\text{ср}}}{3,2} = \frac{2 \cdot 0,8}{3,2} = 0,5 \text{ м}$$

Підставивши отримане значення кінцевої хорди до виразу (2.6) отримали:

$$b_0 = 2,2 \cdot 0,5 = 1,1 \text{ м}$$

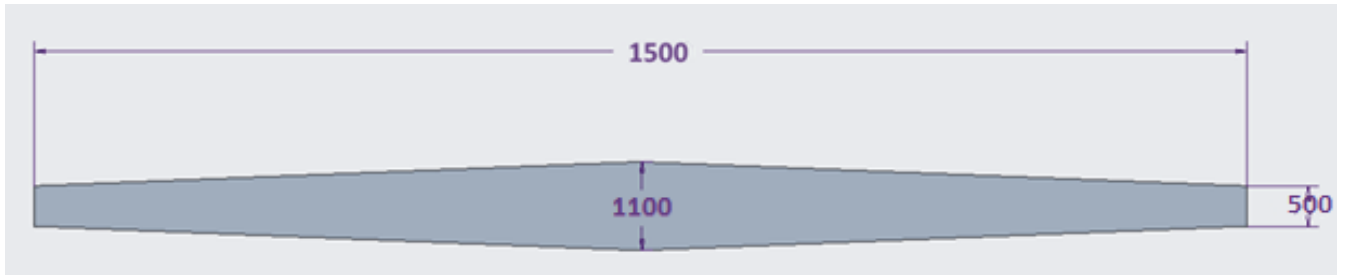


Рис. 2.1. Ескіз крила в плані

Висновок до розділу 2

У другому розділі даного дипломного проекту було визначено геометричні характеристики крила та його масу.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
						23
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

3 АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКРУВАННЯ КРИЛА. ВИЗНАЧЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ НАВАНТАЖЕНЬ

Найважливішими для крила є аеродинамічні умови (невеликий опір, високе критичне значення числа Маха, висока аеродинамічна якість), так як призначення крила – це створення підйомної сили. Саме тому важливо підібрати правильний профіль (той, що найкраще підходить під задані умови), раціональну форму крила в плані та забезпечити якнайкращу поверхню крила. Також досить важливо забезпечити необхідні злітно-посадкові характеристики ЛА, стійкість та керованість на всіх режимах польоту – це можна зробити за рахунок розробки оптимальної конструкції крила.

3.1 Аналіз та вибір схеми положення крила

За положенням крила відносно осі симетрії розрізняють:

- Низькоплан
- Високоплан
- Середнеплан

Нижче наведено порівняльну таблицю переваг та недоліків кожної зі схем.

Табл. 3.1.

Типи крила за розташуванням

Схема	Переваги	Недоліки
Низькоплан	1) Менша маса ніж у інших схем 2) Шанси збереження обладнання при падінні ЛА	1) Зниження поперечної стійкості 2) Аеродинамічна інтерференція крила з фюзеляжем 3) Ризик дотику крила до землі під час посадки

Високоплан	1) При великих кутах атаки покращення поздовжньої стійкості 2) Високе розміщення двигунів знижує імовірність їх пошкодження при взльоті/посадці 3) Кращий огляд в нижній напівсфері, що покращує огляд	1) при малих швидкостях польоту зниження поперечного балансування
Середнеплан	1) легше з'єднати крило з фюзеляжем	1) Складність виготовлення 2) Менший об'єм фюзеляжу для вантажу

Проаналізувавши переваги та недоліки різних схем обираємо низькоплан, тому що пріоритетним буде збереження обладнання, так як сферою застосування даного БПЛА є розвідка.

3.2 Вибір аеродинамічного профілю крила БПЛА

Відомо, що різні профілі аеродинамічного профіля забезпечують різну підйомну силу та опір. Кут атаки також додатково змінює коефіцієнти підйомної сили та опору.

За геометричними характеристиками розрізняють декілька типів профілів крила (рис. 3.2.1).

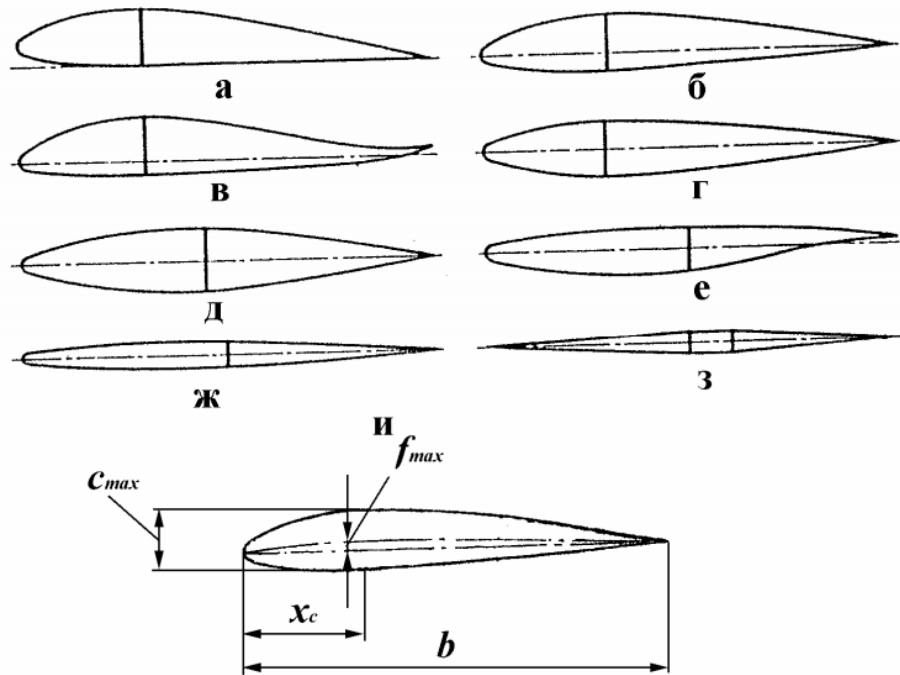


Рис. 3.2.1. Типи профілів крила та їх геометричні характеристики:

а – плосковипуклий, б – двояковипуклий несиметричний, в – S-подібний, г – двояковипуклий симетричний, д – ламінаризований, е – суперкритичний, ж – дуговий, з – ромбовидний; и – геометричні характеристики крила: b – довжина хорди, c_{max} – максимальна товщина, f_{max} – максимальна кривизна, x_c – відстань від носка до максимальної товщини.

Так як крило даного БПЛА адаптивне, то і геометричні характеристики крила – змінні. Проте потрібно обрати базовий профіль, відносно якого і буде змінюватися кривизна.

За допомогою програми *Profili* було підібрано базовий профіль для крила БПЛА – НАСА 2408 (рис. 3.2.2). Це двояковипуклий несиметричний профіль, який забезпечує малий профільний опір та порівняно високе значення підйомної сили.

Змн.	Арк.	№ док.м.	Підпис	Дата

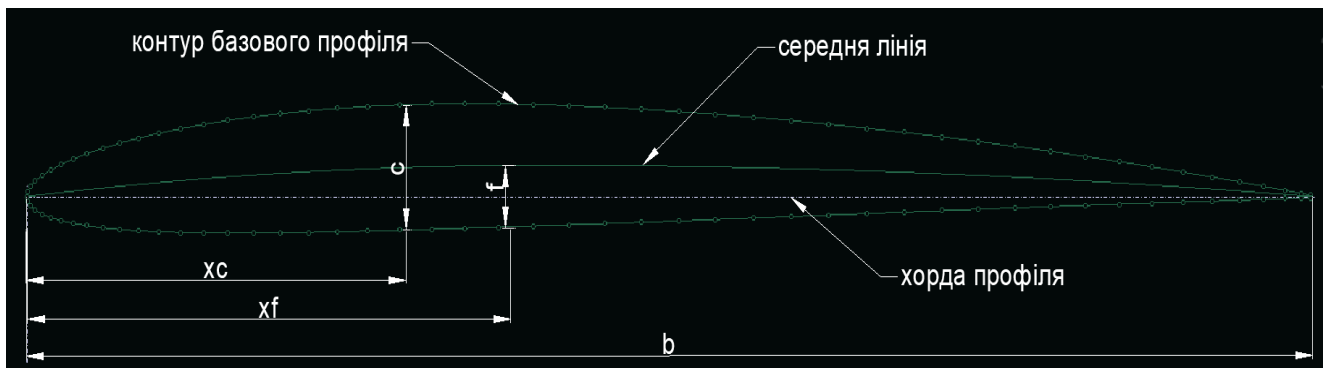


Рис. 3.2.2. Аеродинамічний профіль NACA 2408:

$C = 8\%$ – максимальна відносна товщина, b – довжина хорди,
 $f = 2\%$ – відносна кривизна, $x_c = 29,03\%$ – координата відносної товщини, $x_f = 39,54\%$ – координата відносної кривизни.

За допомогою програми *Pansum* було промодельовано крило з параметрами, обрахованими у розділі 2 ДП та обраним базовим профілем (результати наведено на графіках нижче). Також було отримано результати продувки даної моделі.

Було використано такі дані під час моделювання та розрахунку крила:

- Число Маха $M = 0,098$;
- Число Рейнольдса $Re = 1,7 \cdot 10^6$;
- Діапазон кутів атаки α від -8° до 15° .

Відхиляючи задню кромку профіля (метод реалізації описано у п. 4.4), у програмі *Pansum* було отримано аеродинамічні характеристики та побудовано їх графіки. Розрахунки проводилися для профілів, отриманих у результаті відхилення задньої кромки (відносно заднього лонжерона) на 10° , 5° , -7° , -15° , -20° (рис. 3.2.3).

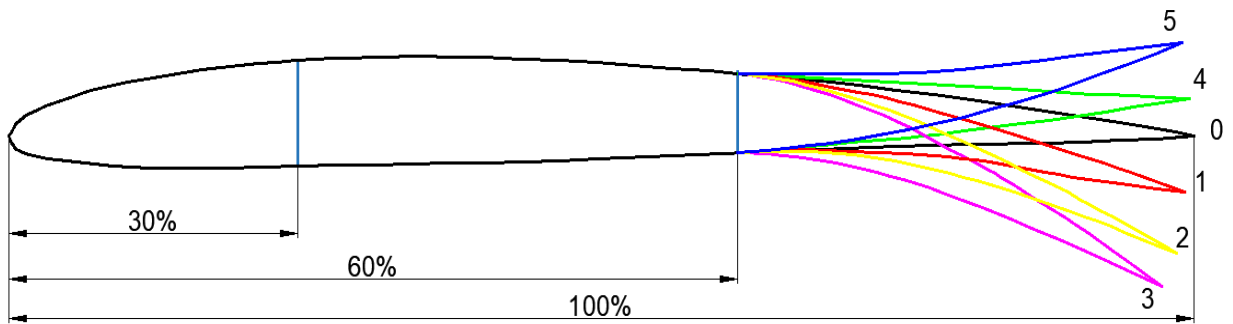


Рис. 3.2.3. Відхилення задньої кромки профіля на відповідні кути:
 0 - базовий профіль НАСА 2408; 1 - відхлення на -7; 2 - відхлення на -15;
 3 - відхлення на -20; 4 - відхлення на +5; 5 - відхлення на +10

Нижче наведені графіки отриманих розрахунків продукки профіля НАСА 2408 та інших модифікованих профілів.

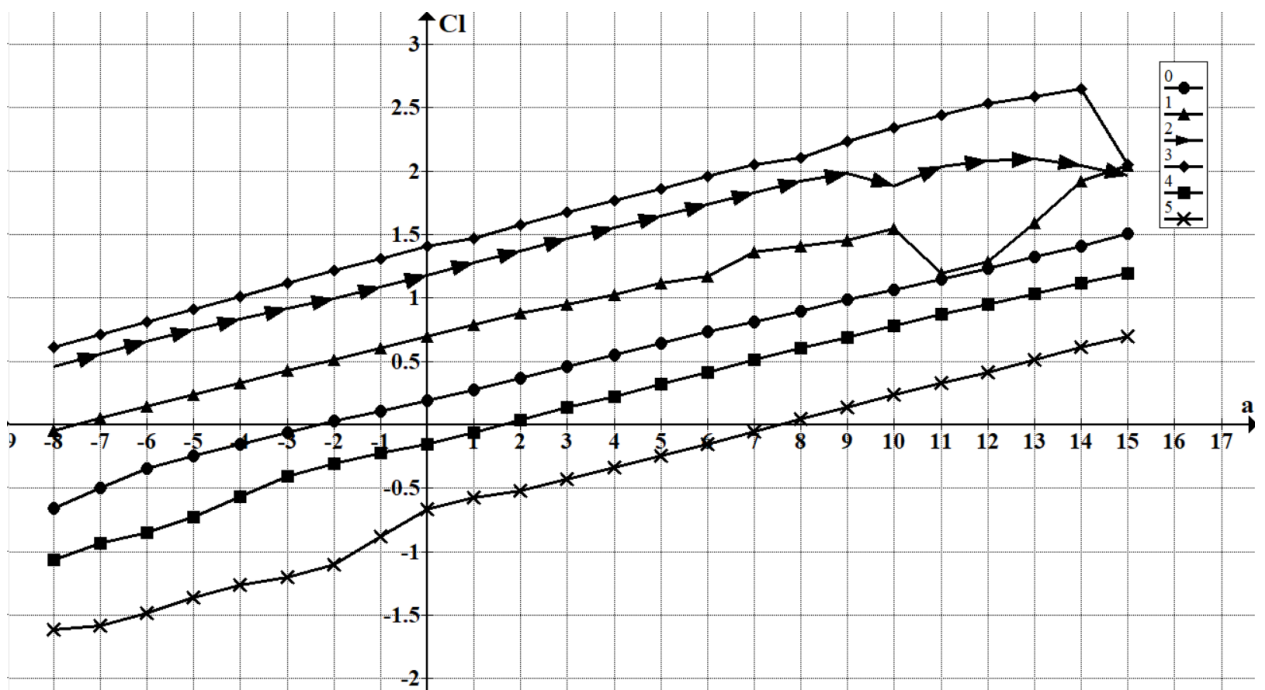


Рис. 3.2.5. Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

Змн.	Арк.	№ док.м.	Підпис	Дата

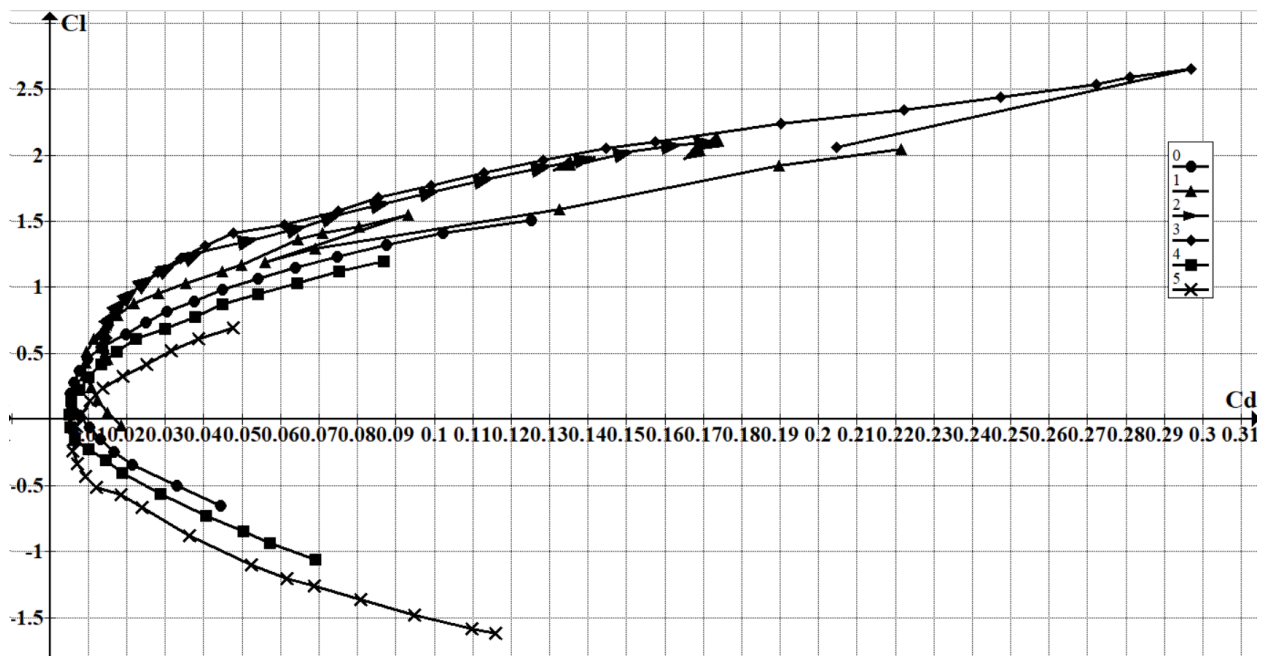


Рис. 3.2.6. Графік залежності коефіцієнта опору від коефіцієнта підйомної сили

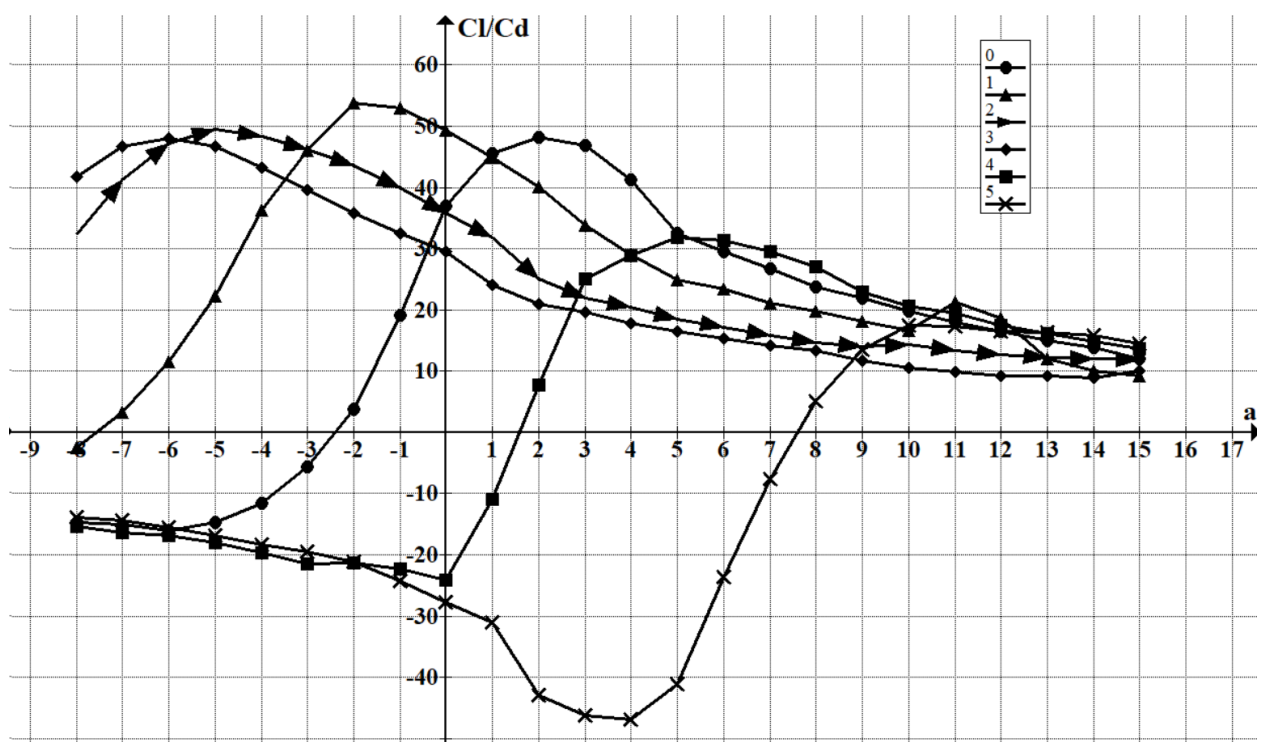


Рис. 3.2.5. Графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки

Змн.	Арк.	№ докum.	Підпис	Дата

3.3 Визначення експлуатаційних навантажень

Навантаження, що діють на крило літака під час польоту (рис. 3.3.1), дають інформацію для аналізу його напруженого стану та розрахунку на міцність і жорсткість.

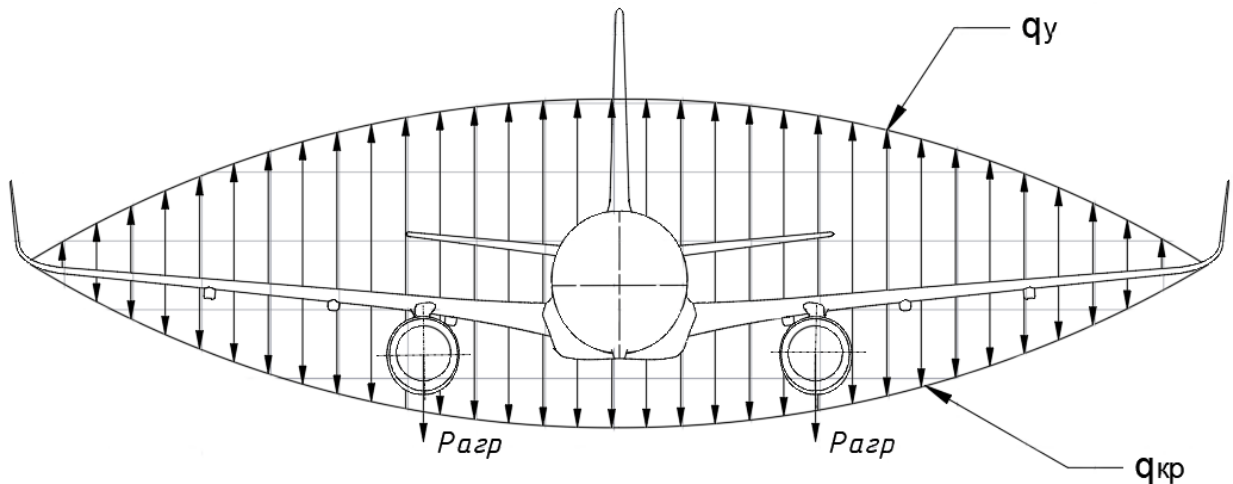


Рис. 3.3.1. Схема навантажень на крило літака:

q_y – поверхневі аеродинамічні сили, $q_{кр}$ – розподілені сили інерції, $P_{агр}$ – зосереджені сили від агрегатів, які розташовані на крилі

Експлуатаційне перевантаження та коефіцієнт безпеки для БПЛА мають наступні значення [3]:

$$n^e = 5$$

$$f = 1,5$$

Визначаємо величину розрахункової підйомної сили крила за формулою:

$$Y^p = Y^e = n^e \cdot f \cdot m_0 = 5 \cdot 1,5 \cdot 1000 = 7500 \text{ кг}$$

де m_0 – злітна маса літака.

Розрахунок проводиться для половини крила, так як БПЛА симетричний.

Визначаємо положення центрів жорсткості, тиску та центр прикладання розподілених масових сил для кожного перерізу крила:

$$X_d = 0,25b$$

$$X_M = 0,4b$$

$$X_{ц.ж.} \approx \frac{H_1^2 \cdot X_1 + H_2^2 \cdot X_2}{H_1^2 + H_2^2} = 0,3b$$

Повітряне та масове навантаження на крило в кожному і-тому перерізі визначаємо наступним чином:

$$q^п = \frac{\gamma^p}{S_{кр}} \cdot b_i$$

$$q^м = \frac{m_{кр} \cdot f \cdot n^e}{S_{кр}} \cdot b_i$$

$$q^{пал} = \frac{m_{кр} \cdot f \cdot n^e}{S_{кр}} \cdot b_i$$

Сумарне розподілене навантаження, яке діє в і-тому перерізі крила:

$$q_i = q^п - q^м - q^{пал}$$

Погонний крутний момент знаходимо за наступною формулою:

$$m_{кр i} = q^п(X_{ц.ж.} - X_d) + (q^м + q^{пал})(X_T - X_{ц.ж.})$$

Поперечна сила Q в будь-якому розрізі дорівнює площі епюри розподіленого навантаження від 0-го значення до наступного перерізу:

$$Q_i = Q_{i-1} + \Delta Q_i = Q_{i-1} + \frac{q_i + q_{i-1}}{2} \cdot \Delta Z$$

Величина згинаючого моменту в кожному перерізі:

$$M_i = M_{i-1} + \Delta M_i = M_{i-1} + \frac{Q_i + Q_{i-1}}{2} \cdot \Delta Z$$

Величину крутного моменту в кожному перерізі визначимо наступним чином:

$$M_{кр i} = M_{кр i-1} + \Delta M_{кр i} = M_{i-1} + \frac{m_i + m_{i-1}}{2} \cdot \Delta Z$$

Результати розрахунку розподіленого навантаження, поперечної сили, згинаючого і крутного моментів наведені нижче в таблицях.

Таблиця 3.3.1

Розподілене навантаження на крило

№ перерізу	b_i , м	$q_{\text{пові}}, \text{ кгс/м}$	$q_{\text{масі}}, \text{ кгс/м}$	$q_i, \text{ кгс/м}$
0	0,5	312,50	31,25	281,25
1	0,55	343,75	34,38	309,38
2	0,6	375,00	37,50	337,50
3	0,65	406,25	40,63	365,63
4	0,7	437,50	43,75	393,75
5	0,75	468,75	46,88	421,88
6	0,8	500,00	50,00	450,00
7	0,85	531,25	53,13	478,13
8	0,9	562,50	56,25	506,25
9	0,95	593,75	59,38	534,38
10	1	625,00	62,50	562,50
11	1,05	656,25	65,63	590,63
12	1,1	687,50	68,75	618,75

Таблиця 3.3.2

Поперечна сила

№ перерізу	b_i , м	Δz_i , м	q_i , кгс/м	$q_{(i-1)}$, кгс/м	ΔQ_i , кгс	Q_i , кгс
1	0,55	0,625	309,4	281,3	184,6	184,6
2	0,6	0,625	337,5	309,4	202,1	386,7
3	0,65	0,625	365,6	337,5	219,7	606,4
4	0,7	0,625	393,8	365,6	237,3	843,8

Продовження табл. 3.3.2

5	0,75	0,625	421,9	393,8	254,9	1098,6
6	0,8	0,625	450,0	421,9	272,5	1371,1
7	0,85	0,625	478,1	450,0	290,0	1661,1
8	0,9	0,625	506,3	478,1	307,6	1968,8
9	0,95	0,625	534,4	506,3	325,2	2293,9
10	1	0,625	562,5	534,4	342,8	2636,7
11	1,05	0,625	590,6	562,5	360,4	2997,1
12	1,1	0,625	618,8	590,6	377,9	3375,0

Таблиця 3.3.3

Згинаючий момент

№ перерізу	b_i , м	Δz_i , м	Q_i , кгс	Q_{i-1} , кгс	ΔM_i , кгс*м	M_i , кгс*м
1	0,55	0,625	184,57	0,00	57,68	57,68
2	0,6	0,625	386,72	184,57	178,53	236,21
3	0,65	0,625	606,45	386,72	310,36	546,57
4	0,7	0,625	843,75	606,45	453,19	999,76
5	0,75	0,625	1098,63	843,75	606,99	1606,75
6	0,8	0,625	1371,09	1098,63	771,79	2378,54
7	0,85	0,625	1661,13	1371,09	947,57	3326,11
8	0,9	0,625	1968,75	1661,13	1134,34	4460,45
9	0,95	0,625	2293,95	1968,75	1332,09	5792,54
10	1	0,625	2636,72	2293,95	1540,83	7333,37
11	1,05	0,625	2997,07	2636,72	1760,56	9093,93
12	1,1	0,625	3375,00	2997,07	1991,27	11085,21

Крутний момент

№ перерізу	b_i , м	Δz_i , м	$m_{кр_i}$, кгс	$m_{кр_{i-1}}$, кгс	$\Delta M_{кр_i}$, кгс*м	$M_{кр_i}$, кгс*м
1	0,55	0,625	9,38	0,00	2,93	2,93
2	0,6	0,625	11,34	9,38	6,47	9,40
3	0,65	0,625	13,50	11,34	7,76	17,17
4	0,7	0,625	15,84	13,50	9,17	26,34
5	0,75	0,625	18,38	15,84	10,69	37,03
6	0,8	0,625	21,09	18,38	12,33	49,37
7	0,85	0,625	24,00	21,09	14,09	63,46
8	0,9	0,625	27,09	24,00	15,97	79,42
9	0,95	0,625	30,38	27,09	17,96	97,38
10	1	0,625	33,84	30,38	20,07	117,45
11	1,05	0,625	37,50	33,84	22,29	139,75
12	1,1	0,625	41,34	37,50	24,64	164,38

Таким самим методом обраховуємо навантаження на крило із відхиленою задньою кромкою на максимальний кут. Різниця у розрахунках полягає у зміні довжини хорди та коефіцієнта опору, який збільшується у 3 рази.

Виходячи з отриманих даних будуємо епюри навантажень (рис. 3.3.2).

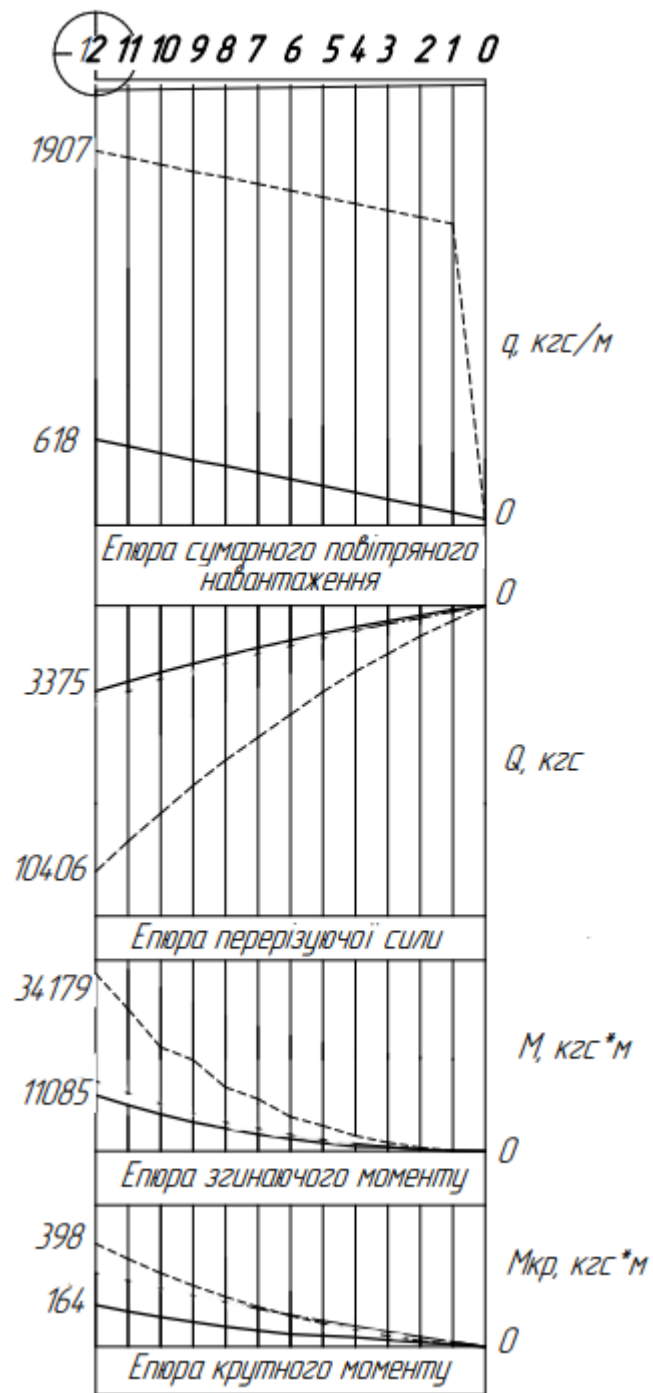


Рис. 3.3.2. Епюри навантажень на жорстке крило БПЛА (суцільна лінія) та на крило з відхиленою задньою кромкою (пунктирна лінія)

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ

Арк.

35

Висновок до розділу 3

У даному розділі було проаналізовано та обрано схему положення крила, підібрано аеродинамічний профіль, обраховано аеродинаміку крила на різних кутах відхилення задньої кромки, а також визначено експлуатаційні навантаження.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
						36
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

4 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА

4.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила БПЛА

До КСС крила літака входять поперечний та поздовжній набори, а також обшивка, які відіграють головну роль у роботі агрегатів під навантаженням. Крило літака може бути розглянуто як двохопорна балка, навантажена зосередженими та розподіленими силами.

Елементами поздовжнього набору є лонжерони, стрингери та поздовжні стінки, поперечного – нервюри [4].

Розрізняють такі КСС крила:

- 1) Крило лонжеронного типу;
- 2) Крило моноблочного типу;
- 3) Крило кесонного типу.

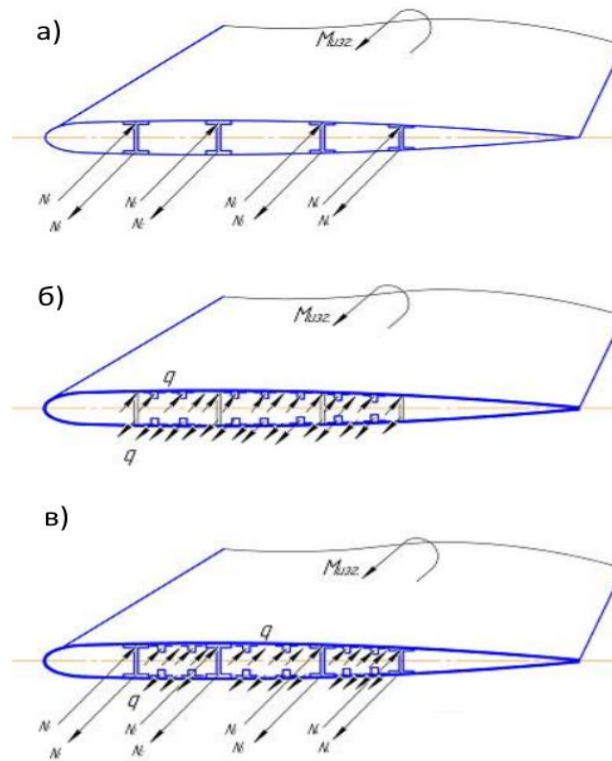


Рис. 4.1.2. КСС крила:

а) лонжеронна; б) моноблочна; в) кесонна

Змн.	Арк.	№ докum.	Підпис	Дата

ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ

Арк.

37

За основу гіпотетичної конструкції було взято крило літака-аналога Hermes 900, тому обираємо двохлонжеронну схему (рис. 4.1.2).

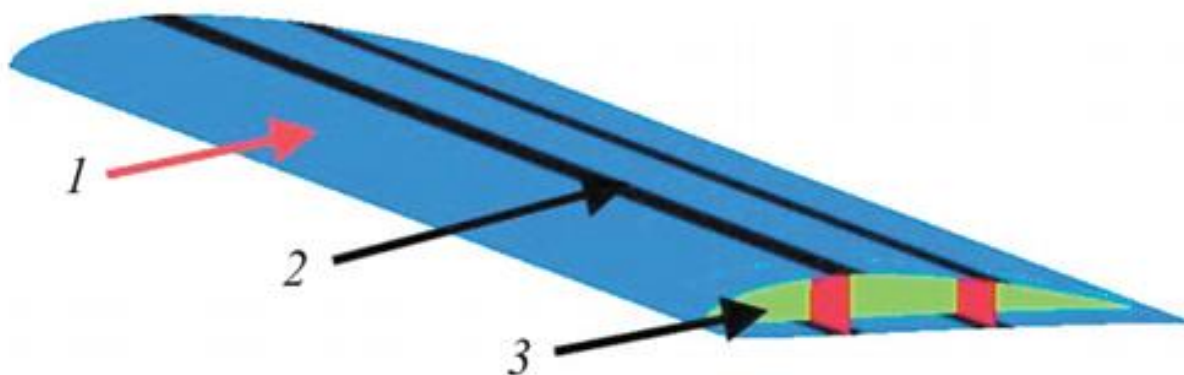


Рис. 4.1.2. Двохлонжеронна КСС крила БПЛА:

1 – обшивка, 2 – лонжерони, 3 – нервюри

4.2 Вибір матеріалу

Від вибору матеріалу, з якого виготовлятиметься крило, залежать усі проектувальні розрахунки, саме тому необхідно його підібрати ще на початковому етапі.

На сьогоднішній день в авіації все більше і більше застосовуються композиційні матеріали, які мають набагато кращі характеристики ніж матеріали, що використовувалися ще декілька десятиків років тому. Використання композиційних матеріалів збільшує міцність деталей, зменшує їх вагу та схильність до корозії, а також дозволяє зменшити кількість деталей.

Композит – це штучно створений неоднорідний суцільний матеріал, що складається з двох чи більше компонентів з чіткою межею між ними, а саме: з високоміцного наповнювача, орієнтованого в одному напрямку, та матриці (рис. 4.2.1).

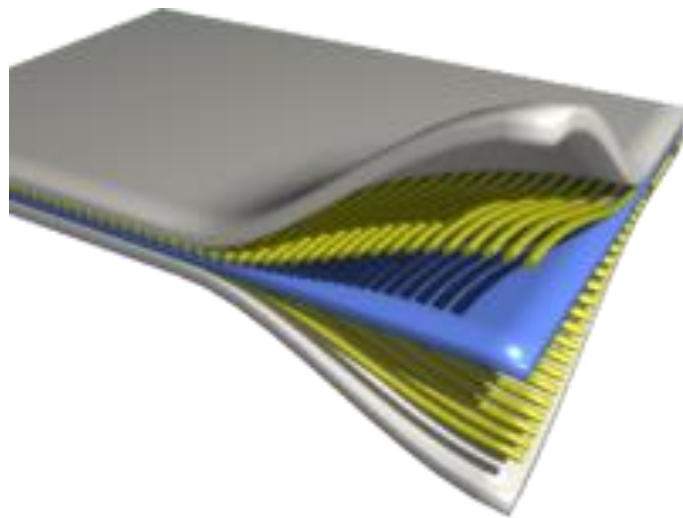


Рис. 4.2.1. Схема накладання шарів композиційного матеріалу

У якості армуючих наповнювачів застосовуються волокна берилію, скла, графіту, сталі, карбиду кремнію, бора або так звані ниткоподібні кристали окису алюмінію, карбиду бора, графіту, заліза і т. д. Матриці виготовляються зі синтетичних смол (епоксидних, поліефірних, кремнієво-органічних) або сплавів металів (алюмінію, титану та інших).

Композити зі скловолна зазвичай забезпечують гарну електричну ізоляцію, мають високі вогнестійкість та хімічні властивості, а також дешеві у виробництві у порівнянні з композитами з вуглецю або кевлару. Композити із вуглецевого волокна в основному використовуються через їх міцність, стійкість та довговічність. Кевларові композити міцні і застосовуються у рохомих конструкціях (з'єднання, закрилки, спойлери, передкрилки).

Проаналізувавши найбільш розповсюджені композиційні матеріали вибір зупинено на декількох видах, а саме T800/епоху (табл. 4.2.1) та Kevlar 149 (табл. 4.2.2).

Табл. 4.2.1

Властивості	T800/ероху
Модуль пружності (ГПа)	160
Міцність на розтяг (МПа)	2840
Міцність на стиск (МПа)	1570
Щільність (кг/м ³)	1600
Товщина монослоя (мм)	0,15

Табл. 4.2.2

Властивості	Kevlar 149
Модуль пружності (ГПа)	179
Щільність (кг/м ³)	1470
Міцність на розтяг (МПа)	3450

4.3 Розрахунок елементів КСС крила

Під час проектувального розрахунку двохлонжеронного крила приймаємо, що весь згинальний момент сприймається обшивкою, перерізуюча сила – стінками лонжеронів, а крутний момент – замкнутим контуром між лонжеронами. Розрахункова схема крила показана на рис. 4.3.1 та 4.3.2.

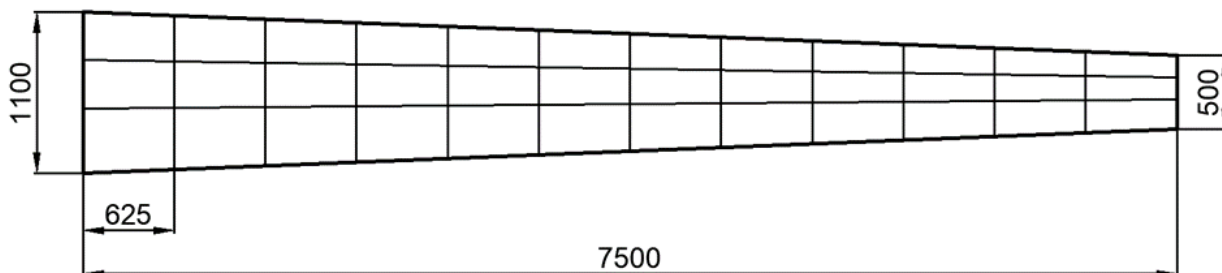


Рис. 4.3.1. Розрахункова схема консолі крила

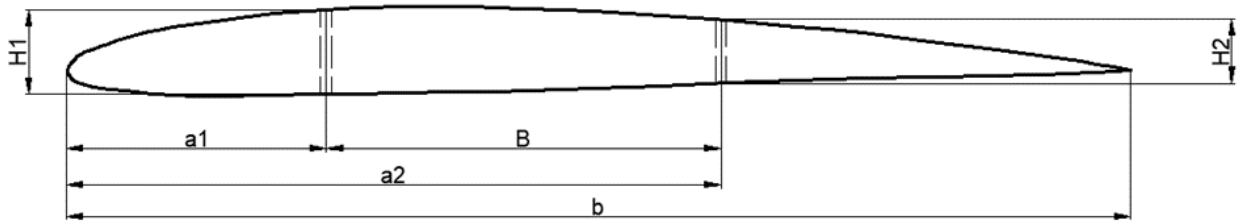


Рис. 4.3.2. Розрахункова схема перерізу крила

У п. 4.2 запропоновано два варіанти композитних матеріалів, тому лонжерони, обшивку, стрінгери та нервюри виготовляємо з матеріалу Т800, а у закладних з'єднаннях використовуємо Kevlar 149 через його високу міцність. Лонжерони знаходяться на відстані 30% та 60% відповідно.

Використовуючи отримані результати розрахунків з п. 3.3 розраховуємо параметри лонжеронів та обшивки.

Середня висота кесону між лонжеронами [4]:

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

Параметри верхньої редуційної панелі:

- Площа:

$$F_{\varphi}^{\text{В}} = \frac{M_{\text{зг}}}{0,9H_{\text{ср}}\sigma_{\text{кр.п.}}}$$

Де $\sigma_{\text{кр.п.}} = 132 \text{ кгс/мм}^2$ - критичне зусилля в поясі лонжерону.

- Сумарна площа верхніх поясів лонжеронів:

$$F_{\text{п}}^{\text{В}} = 0,12F_{\varphi}^{\text{В}}$$

- Площа поясів лонжеронів:

$$F_{\text{п}2}^{\text{В}} = \frac{F_{\text{п}}^{\text{В}}}{1 + \frac{H_1}{H_2}}$$

$$F_{\text{п}1}^{\text{В}} = F_{\text{п}}^{\text{В}} - F_{\text{п}2}^{\text{В}}$$

Змн.	Арк.	№ докцм.	Підпис	Дата

- Відношення ширини поясу лонжерона до його товщини:

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

$$\frac{b}{h} = \sqrt{\frac{0,9kE \cdot 4}{\sigma_B}} = \sqrt{\frac{0,9 \cdot 0,9 \cdot 16315 \cdot 4}{289}} = 13,5$$

де $\sigma_{кр}$ – критичне зусилля втрати стійкості поясу лонжерона; k – коефіцієнт ослаблення поясу отворами під заклепки; E – модуль пружності 2 роду; b – ширина поясу; h – товщина поясу.

Приведена товщина стисненої обшивки:

$$\delta_{пр}^B = \frac{F_{\varphi}^B - F_{п}^B}{B},$$

де $B = x_2 - x_1$ – відстань між лонжеронами.

- Товщина обшивки:

$$4) \quad \delta_B = 0,6\delta_{пр}^B$$

Параметри нижньої редуційної панелі знаходяться аналогічно, за винятком того, що при розрахунку F_{φ}^H в якості $\sigma_{кр.п.}$ приймається $\sigma_B = 289$ кгс/мм².

Проектні значення товщин верхньої та нижньої панелей обшивки визначаються з урахуванням роботи на зсув від $M_{кр}$ та на згин при передаванні місцевого повітряного навантаження шляхом збільшення отриманих значень на чверть:

$$\delta_B = 1,25 \cdot 0,6\delta_{пр}^B$$

$$\delta_H = 1,25 \cdot 0,6\delta_{пр}^H$$

Результати розрахунків занесені до табл. 4.3.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докцм.	Підпис	Дата		42

Параметри елементів крила

<i>N_o</i>	<i>b_i</i> , м	<i>H_{еф 1}</i> , м	<i>H_{еф 2}</i> , м	<i>x₁</i> , м	<i>x₂</i> , м	$\delta_{об\ в}$, мм	$\delta_{об\ н}$, мм	$\delta_{л\ 1}$, мм	$\delta_{л\ 2}$, мм
1	0,55	0,044	0,036	0,165	0,33	0,07	0,03	3,05	3,38
2	0,6	0,048	0,039	0,18	0,36	0,24	0,09	5,91	6,56
3	0,65	0,052	0,042	0,195	0,39	0,48	0,18	8,64	9,58
4	0,7	0,056	0,046	0,21	0,42	0,75	0,28	11,26	12,49
5	0,75	0,06	0,049	0,225	0,45	1,06	0,39	13,79	15,30
6	0,8	0,064	0,052	0,24	0,48	1,37	0,51	16,24	18,02
7	0,85	0,068	0,055	0,255	0,51	1,70	0,63	18,64	20,67
8	0,9	0,072	0,059	0,27	0,54	2,04	0,75	20,97	23,27
9	0,95	0,076	0,062	0,285	0,57	2,37	0,88	23,26	25,81
10	1	0,08	0,065	0,3	0,6	2,71	1,00	25,51	28,30
11	1,05	0,084	0,068	0,315	0,63	3,05	1,13	27,73	30,76
12	1,1	0,088	0,072	0,33	0,66	3,39	1,25	29,91	33,18

4.4 Реалізація адаптивного крила

Адаптивність можливо досягти багатьма шляхами і нижче описано один із таких варіантів, який взято за основу даного ДП.

Метод Belt Rib або ж гнучка нервюра полягає у деформації задньої кромки профіля (крила), що сприяє збільшенню підйомної сили. Зміна кривизни відбувається за допомогою шарнірного з'єднання набору елементів (тонких пластин-ребер), яке приводиться у дію електричним приводом. На рис. 4.4.1 зображено схему кінематики даного адаптивного крила.

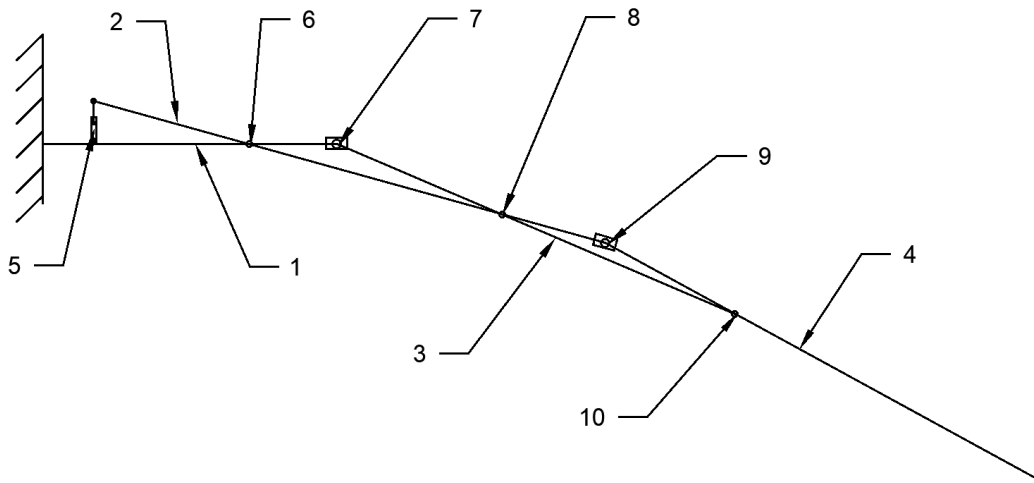


Рис. 4.4.1. Кінематична схема роботи адаптивного крила

Елемент №2 кріпиться до елементів №1 та №3 за допомогою поворотних шарнірів №6 та №8, а елементи №1 та №3 з'єднані призматичним з'єднанням. Коли електричний привід №5, який з'єднаний з елементами №1 та №2 поворотними шарнірами, приходить у рух, елемент №2 обертається навколо шарнірного з'єднання №6. За рахунок з'єднання елементів №1 та №3 призматичним шарніром №7 елемент №3 також обертається навколо поворотного шарніра №8. Ця кінематика може застосовуватися до нескінченної кількості елементів, проте для забезпечення функціональності необхідно використовувати як мінімум три елементи. Зміна довжини між з'єднаннями №6 і №8, а також між №7 і №8 дозволяє точно регулювати контур ребра.

Нижче наведено схему елемента, а також спроектовано з'єднання задньої рухомої кромки крила.

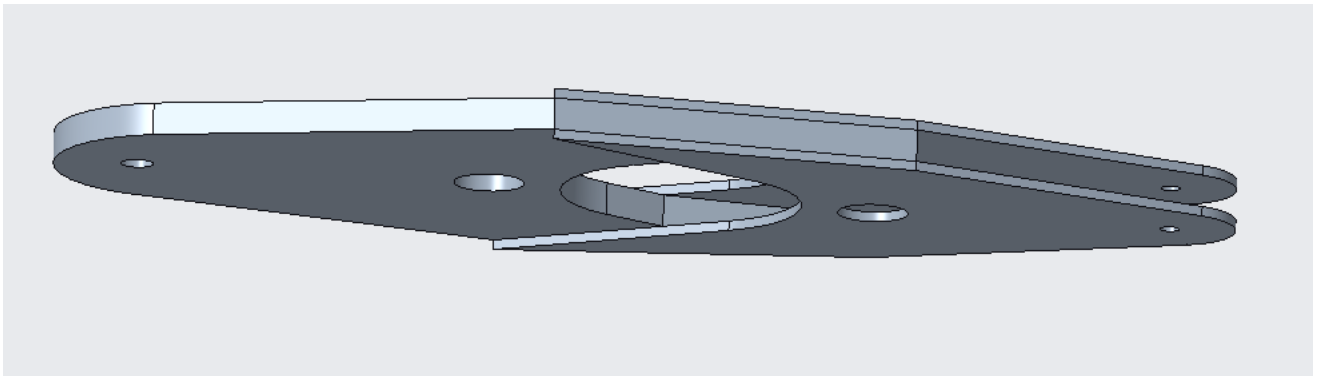
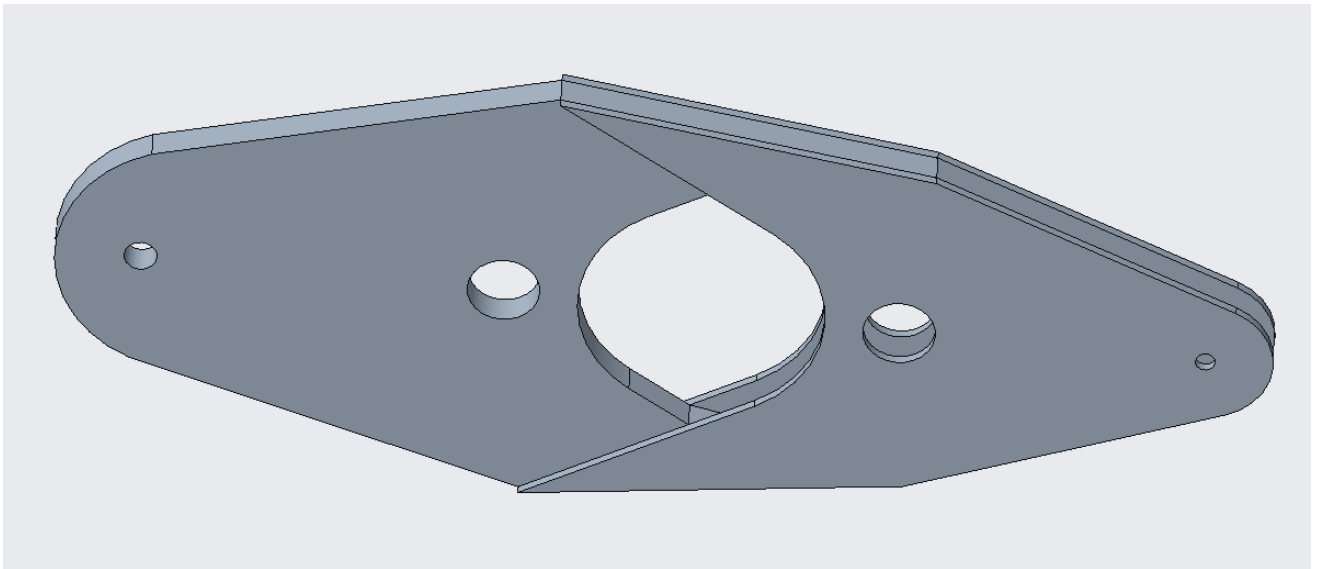
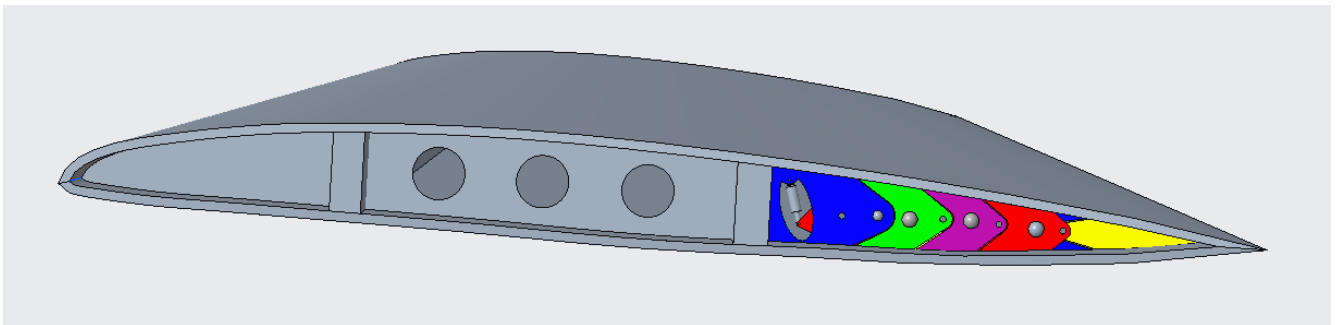


Рис. 4.4.2. Ланковий елемент задньої кромки адаптивного крила



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ

Арк.

45

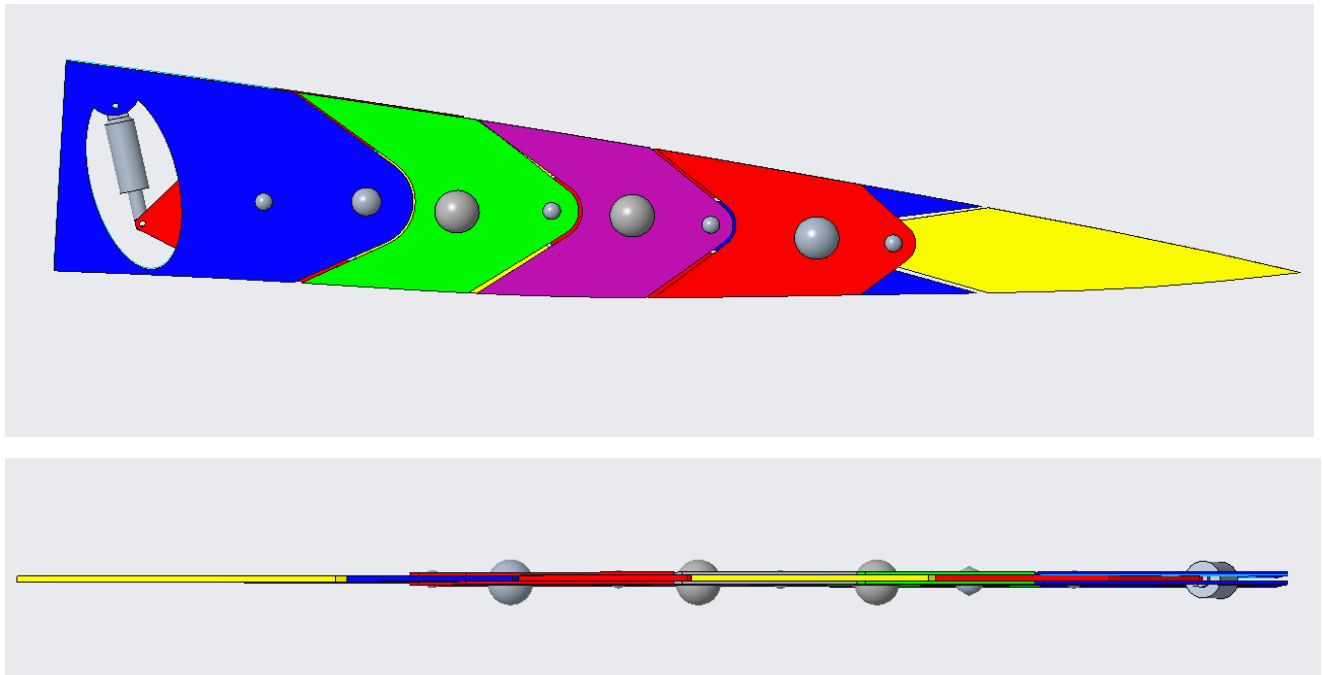


Рис. 4.4.3. Схема задньої кромки адаптивного крила

Висновок до розділу 4

В даному розділі було виконано розрахунок параметрів силових елементів крила, а саме обшивки та лонжеронів. За основу були взяті значення Q , $M_{згин}$, $M_{кр}$, які були визначені в попередньому розділі. В результаті розрахунку отримали товщину переднього та заднього лонжеронів, їх геометрію, товщину обшивки. Також було розглянуто реалізацію адаптивності крила: наведено кінематичну схему та схеми елементів.

5 ВИЗНАЧЕННЯ РОЗПОДІЛУ ЗГИНАЛЬНОЇ ТА КРУТНОЇ ЖОРСТКОСТІ ПО РОЗМАХУ КРИЛА. КОРЕГУВАННЯ ДІЮЧИХ НАВАНТАЖЕНЬ З ВРАХУВАННЯМ ПРУЖНОСТІ

Момент інерції поперечного перерізу крила знаходиться за формулою:

$$I_x = I_{п.л} + I_{з.л} + I_{обш} = \frac{H_{п.л}^3 \cdot \delta_{п.л}}{12} + \frac{H_{з.л}^3 \cdot \delta_{з.л}}{12} + F_{обш} \cdot z_{обш}^2$$

де $H_{п.л} = H_1$ – висота переднього лонжерона; $H_{з.л} = H_2$ – висота заднього лонжерона; $\delta_{п.л} = t_{п}$ – товщина переднього лонжерона; $\delta_{з.л} = t_3$ – товщина заднього лонжерона; $F_{обш}$ – площа обшивки; $z_{обш}$ – відстань від обшивки до середньої лінії профіля профіля крила (рис. 5.1). Дані значення було визначено у попередніх розділах.

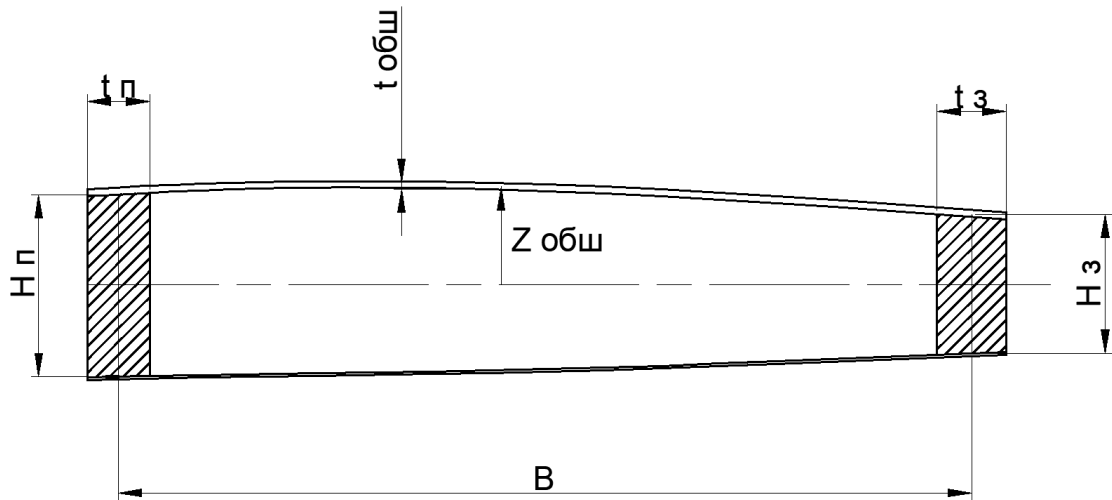


Рис. 5.1. Кесон крила

Крутну жорсткість визначаємо за формулою:

$$I_{кр} = \frac{4F^2}{\frac{B}{\delta_{обш в}} + \frac{B}{\delta_{обш н}} + \frac{H_{п.л}}{\delta_{п.л}} + \frac{H_{з.л}}{\delta_{з.л}}}$$

де $F = \frac{H_{п.л} + H_{з.л}}{2} \cdot B$ – площа замкнутого контуру; B – відстань між лонжеронами.

За даними формулами обраховуємо значення для кожного перерізу крила і заносимо до табл. 5.1.

Параметри жорсткості крила

Розмір хорди у перерізі, м	$I_x, \text{мм}^4$	$I_{кр}, \text{мм}^4$
0.55	40437.91	15917.31
0.6	113224.6	70984.59
0.65	227469.2	177690.4
0.7	392843.9	349620.2
0.75	619802.1	601453.9
0.8	919577.2	948964.1
0.85	1304182	1409015
0.9	1786410	1999562
0.95	2379831	2739651
1	3098794	3649418
1.05	3958426	4750087
1.1	4974631	6063975

Далі за допомогою програми *MathCad 15* виконуємо розрахунки впливу отриманих значень крутної жорсткості на зміну навантажень крила БПЛА (рис. 5.2).

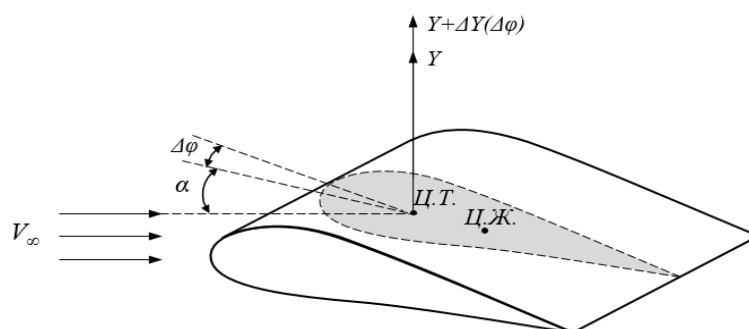


Рис. 5.2. Приріст підйомної сили під деформації

З отриманих вище значень будуюмо матрицю жорсткості 12×12 :

$$K_{\text{жж}} = \begin{pmatrix} a & a & a & a & a & a & a & a & a & a & a & a \\ a & b & b & b & b & b & b & b & b & b & b & b \\ a & b & c & c & c & c & c & c & c & c & c & c \\ a & b & c & d & d & d & d & d & d & d & d & d \\ a & b & c & d & e & e & e & e & e & e & e & e \\ a & b & c & d & e & f & f & f & f & f & f & f \\ a & b & c & d & e & f & g & g & g & g & g & g \\ a & b & c & d & e & f & g & h & h & h & h & h \\ a & b & c & d & e & f & g & h & i & i & i & i \\ a & b & c & d & e & f & g & h & i & j & j & j \\ a & b & c & d & e & f & g & h & i & j & k & k \\ a & b & c & d & e & f & g & h & i & j & k & l \end{pmatrix} = \begin{array}{c|ccccc} & 1 & 2 & 3 & 4 & 5 \\ \hline 1 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 1.715 \cdot 10^{-6} & 1.715 \cdot 10^{-6} & 1.715 \cdot 10^{-6} & 1.715 \cdot 10^{-6} \\ 2 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} \\ 3 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} \\ 4 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.054 \cdot 10^{-5} \\ 5 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.574 \cdot 10^{-5} \\ 6 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.574 \cdot 10^{-5} \\ 7 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.574 \cdot 10^{-5} \\ 8 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.574 \cdot 10^{-5} \\ 9 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.574 \cdot 10^{-5} \\ 10 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.574 \cdot 10^{-5} \\ 11 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & 1.574 \cdot 10^{-5} \\ 12 & 1.715 \cdot 10^{-6} & 3.902 \cdot 10^{-6} & 6.749 \cdot 10^{-6} & 1.054 \cdot 10^{-5} & \dots \end{array}$$

Для зручності розрахунків було прийнято наступне:

$$a = \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}12}} - \text{значення у кореневій хорді (переріз №12)}$$

$$b = \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}12}} + \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}11}}$$

$$c = \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}12}} + \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}11}} + \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}10}}$$

...

$$l = \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}12}} + \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}11}} + \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}10}} + \dots + \frac{z}{G \cdot I_{\text{кр}1}} - \text{значення у перерізі №1}$$

$$G = \frac{E}{2(1 + \mu)} = \frac{160 \cdot 10^9}{2(1 + 0,33)} = 6,015 \cdot 10^{10} \text{ кг/м}^2$$

Використовуючи дані, наведені в розділі 3.3 ведемо наступні розрахунки:

$$\Delta M_i = c_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_i \cdot x,$$

де M_i – крутний момент, $\rho = 1.225 \text{ кг/м}^3$, $c_y = 0,65$, $S_i = b_i \cdot z$, $x = x_{\text{т}} - x_{\text{ц.ж.}} = 0,1$ – відстань між центром тиску і центром жорсткості.

Значення редуційного коефіцієнта $\Delta\varphi$ знаходимо наступним чином:

$$\Delta\varphi_1 = K \cdot \Delta M,$$

де K і ΔM – матриці.

Далі знаходимо зміну поперечної сили та крутного моменту:

$$\Delta Y1_i = c_{y\alpha} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_i$$

$$\Delta M1_i = c_{y\alpha} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_i \cdot x$$

де $c_{y\alpha} = tg\alpha = \frac{c_y}{\alpha} = 0,1$ – коефіцієнт підйомної сили.

	1
1	$4.693 \cdot 10^{-4}$
2	$1.001 \cdot 10^{-3}$
3	$1.611 \cdot 10^{-3}$
4	$2.318 \cdot 10^{-3}$
5	$3.15 \cdot 10^{-3}$
6	$4.15 \cdot 10^{-3}$
7	$5.378 \cdot 10^{-3}$
8	$6.934 \cdot 10^{-3}$
9	$8.994 \cdot 10^{-3}$
10	0.012
11	0.017
12	0.026

$\Delta\varphi1 := K \cdot \Delta M =$

Переводимо отримані значення редуційного коефіцієнта із радіан у градуси.

	1
1	0.027
2	0.057
3	0.092
4	0.133
5	0.181
6	0.238
7	0.308
8	0.397
9	0.515
10	0.682
11	0.949
12	1.51

$\Delta\varphi11 := \Delta\varphi1 \cdot \frac{180}{\pi} =$

	1
1	0.019
2	0.038
3	0.058
4	0.078
5	0.101
6	0.126
7	0.154
8	0.187
9	0.227
10	0.28
11	0.361
12	0.514

$\Delta A := (S1 \cdot \Delta\varphi11) =$

$$\Delta Y1 := \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot c_{ya} \cdot A =$$

	1
1	1.26
2	2.572
3	3.95
4	5.321
5	6.866
6	8.559
7	10.464
8	12.682
9	15.399
10	19.004
11	24.494
12	34.88

$$\Delta M1 := \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot c_{yx} \cdot x \cdot A =$$

	1
1	0.126
2	0.257
3	0.395
4	0.532
5	0.687
6	0.856
7	1.046
8	1.268
9	1.54
10	1.9
11	2.449
12	3.488

Аналогічним чином другою і третьою ітераціями знаходимо значення $\Delta\varphi_2, \Delta Y2, \Delta M1$ і $\Delta\varphi_3, \Delta Y3, \Delta M3$ відповідно.

Сумарне значення поперечної сили та крутного моменту знаходимо сумуючи усі отримані вище значення:

$$M = \Delta M + \Delta M1 + \Delta M2 + \Delta M3$$

$$Y = \Delta Q + \Delta Y1 + \Delta Y2 + \Delta Y3$$

Отримані значення заносимо до табл. 5.2:

Табл. 5.2

Навантаження на крило під деформацією

№ перерізу	Qi, кгс	Mi, кгс*м	Mкри, кгс*м
1	239.0	74.6875	19.20
2	483.3	376.75	38.80
3	739.3	838.8125	59.05
4	1009.9	1470	80.05
5	1296.2	2280.125	102.20
6	1598.7	3279.313	125.42
7	1917.7	4477.875	149.72
8	2253.7	5886.438	175.18
9	2606.7	7515.625	201.80
10	2977.1	9376.313	230.00
11	3364.5	11479.13	259.40
12	3769.5	13835.06	290.00

Використовуючи отримані значення будуємо епюри навантажень з урахуванням пружності крила (рис. 5.3).

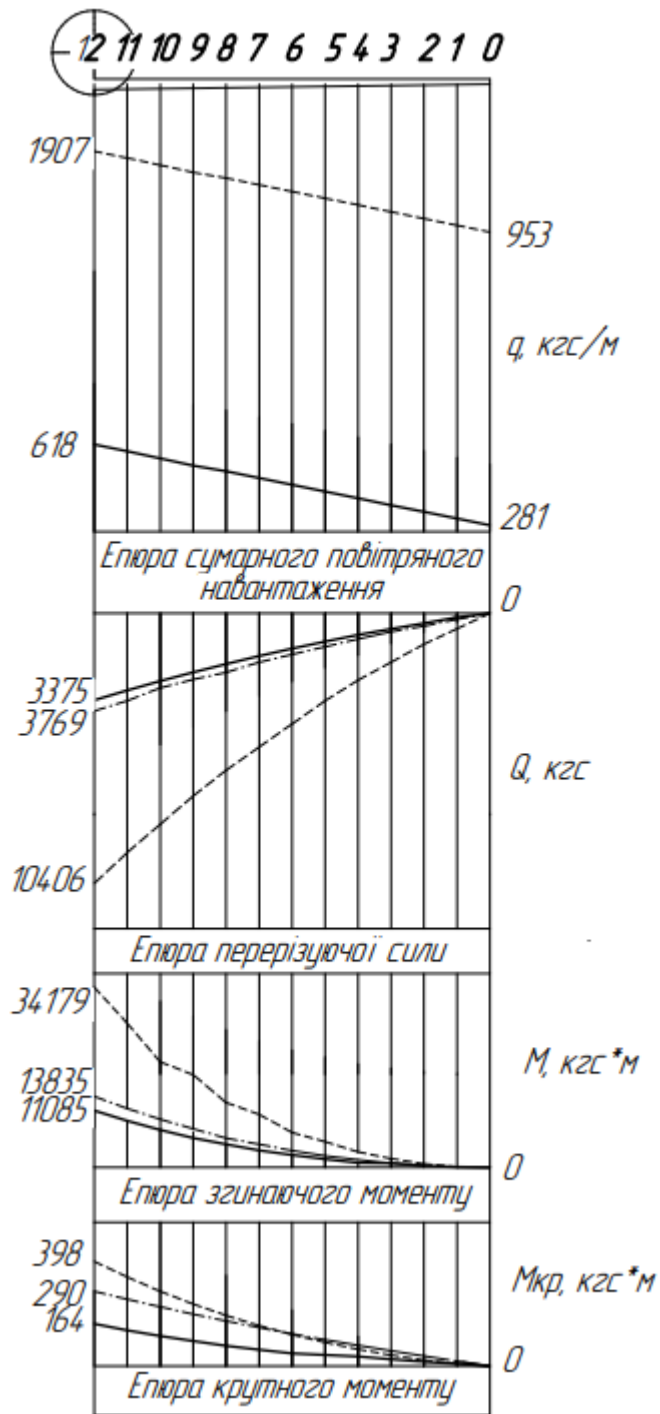


Рис. 5.3. Епюри навантажень на крило з врахуванням пружності (пунктирна лінія)

Висновок до розділу 5

У даному розділі було розраховано параметри жорсткості, а саме момент інерції та жорсткості, розглянуто вплив цих параметрів на зміну навантажень на крило БПЛА та побудовано відповідні епюри навантажень.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
						53
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

6 ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ КОМПОЗИТНОГО КРИЛА

Усі конструктивно-силові елементи крила виготовляються методом вакуумної інфузії з автоматичною викладкою композитного матеріалу (рис. 6.1-6.2).

Перевагами використання такого методу є:

- Менша собівартість виготовлення;
- Можливість створення інтегрального крила великого видовження без зайвих стиків, кріплень та підсилень;
- Менша кількість часу на виготовлення силових елементів, так як конструкція створюється за один цикл;
- Висока точність та якість деталей.



Рис. 6.1. Кесон крила



Рис. 6.2. Кесон крила

Нижче наведено схему технологічного процесу створення композитних елементів крила методом вакуумної інфузії:



Змн.	Арк.	№ докum.	Підпис	Дата

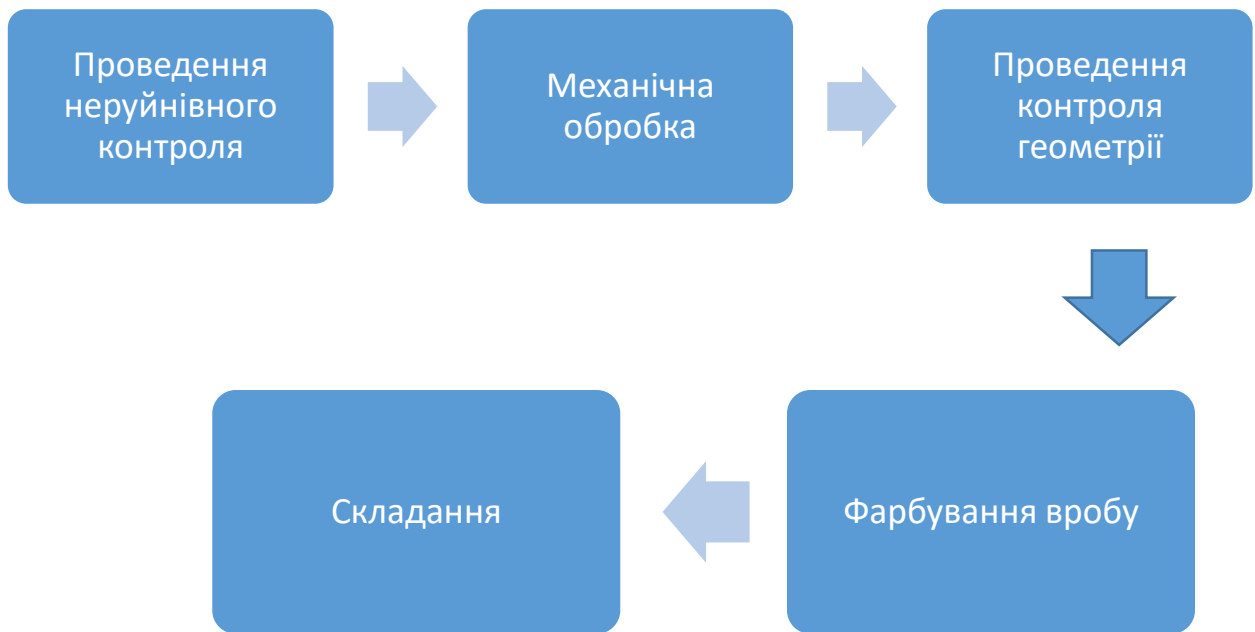


Рис. 6.3. Елемент крила у вакуумному мішку

Після отримання усіх елементів починається складання конструкції крила.

Процес складання містить наступні етапи:

- Підготовка деталей до складання;
- Установка деталей в потрібне положення (базування);
- Фіксація деталей за допомогою фіксаторів, прижимів;
- З'єднання деталей;
- Дефіксація виробу (зняття фіксаторів та прижимів);
- Контроль.

З'єднання усіх елементів між собою відбувається за допомогою спеціального клею, зайві частини якого прибираються шліфуванням після висихання.

Технологія складання механізму задньої кромки крила описана у п. 4.4.

Висновок до розділу 6

У даному розділі було розглянуто технологію виготовлення композитного крила, а саме метод вакуумної інфузії.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
						57
Змн.	Арк.	№ докum.	Підпис	Дата		

ВИСНОВОК

Під час виконання дипломного проекту я поглибила теоретичні знання у напрямках аеродинаміки та проектування елементів крила, композитних матеріалів, а також розглянула принцип реалізації адаптивності крила. Завдяки роботі над даним проектом я набула корисних навичок для моєї професії, розширила сферу майбутньої діяльності.

Тема даного дипломного проекту – адаптивне композитне крило. За мету було взято проектування адаптивного композитного крила для середнього БПЛА. Під час виконання роботи я опиралася на ТЗ:

- Злітна маса 1000 кг;
- Маса корисного навантаження 250 кг;
- Крейсерська швидкість 120 км/год;
- Розмах крила 15 м;
- Площа крила 12 м².

Відповідно до теми та мети ДП було розділено на такі пункти:

- Аналіз варіантів реалізації адаптивного крила та вибір БПЛА;
- Визначення масових та геометричних характеристик крила;
- Вибір компоновки крила, його аеродинамічного профіля та методу реалізації адаптивності крила;
- Визначення аеродинамічних коефіцієнтів крила та як на них впливає зміна положення задньої кромки крила;
- Пораховано експлуатаційні навантаження, що діють на крило під час польоту, та як вони змінюються з урахуванням аеропружності;
- Обрано композитний матеріал та розраховано параметри конструктивно-силових елементів крила;
- Змодельовано схему реалізації адаптивного крила та його елементів;

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докцм.	Підпис	Дата		58

- Розглянуто технологію виготовлення композитного крила.

Тема даного ДП є актуальною, так як адаптивне крило є один із перспективних варіантів вирішення задачі стосовно підвищення ЛТХ літаків. Таким чином, можна зменшити витрати, а також вирішити екологічні проблеми.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
						59
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Крыло и средства улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. – М.: МГТУГА, 2000. – 47 с.
2. 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.
3. Прочность конструкций летательных аппаратов: учебное пособие / И. В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2013. – 137 с.
4. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. Науч. предисловие А.М. Матвеевко, М.А. Погосьяна, Ю.М. Шустрова. - 4-е изд. Репр. воспр. текста изд. 1983 г. - М.; Логос, 2005. - 648 с.
5. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г. А. Колесников, В. К. Марков, А. А. Михайлюк и др. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.
6. INVESTIGATION OF ADAPTIVE WING BENEFITS FOR TRANSPORT AIRCRAFT / Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Skomorohov S.I. / TsAGI, Zhukovsky, Russia.
7. Расчет на прочность элементов конструкции самолета: Учеб. пособие. Изд. третье, переработанное / Ю. Л. Тарасов, Б. А. Лавров; Самар, гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2000, 112 с.
8. Проектирование самолетов: учебное пособие / С.К. Кириакиди, В.А. Сатин Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» 2009, 266 с.

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		60

9. Справочник по композиционным материалам. Под ред. Дж. Любина. М.: Машинолстроение. В двух книгах. 1988. Т.2. -579с.

10.Электронный ресурс:

https://www.researchgate.net/publication/347516584_Vybor_optimalnoj_konstruktivno-silovoj_shemy_kryla_bespilotnogo_letatel'nogo_apparata

11.Электронный ресурс:

https://www.researchgate.net/publication/224787232_Design_Aspects_of_the_Adaptive_Wing_The_Elastic_Trailing_Edge_and_the_Local_Spoiler_Bump

					ВЛ7312.16.26.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61

ДОДАТКИ

