

ВСТУП

Метою даної роботи було визначення основних геометричних параметрів та розрахунок аеродинамічних характеристик розвідувального безпілотного апарату.

В розділі 1 розглянуто світовий досвід в застосуванні розвідувальних безпілотних апаратів, розглянуто та проаналізовано БПЛА –аналоги, наведено їх основні геометричні параметри та льотно-технічні характеристики.

В розділі 2 мною було визначено питоме навантаження на крило та основні геометричні параметри крила в плані.

В розділі 3 наведено підбір кореневого та кінцевого профілів з умови забезпечення максимальної аеродинамічної якості при польоті на максимальній висоті та швидкості; обґрунтовано та обрано тип механізації, визначено основні геометричні параметри закрилків та елеронів.

Четвертий розділ присвячений підбору гвинтомоторної групи : вибору двигуна та визначенню основних параметрів гвинта змінного кроку.

В п'ятому розділі визначено основні геометричні параметри фюзеляжу, горизонтального та вертикального оперення, шасі.

В розділі 6 отримано основні аеродинамічні характеристики крила, крила і горизонтального оперення та отримано полеяру всього БПЛА з врахуванням шкідливого опору.

В розділі 7 перевірено виконання заданої в технічному завданні довжини розбігу та пробігу.

В розділі 8 визначено основні навантаження, що діють на крило та побудовано епюри розподілених, поперечних сил, згинального та крутного моментів.

В розділі 9 обрано конструктивну схему крила та описано технологію виготовлення панелі обшивки з композитного матеріалу методом вакуумної інфузії.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

ОГЛЯД АНАЛОГІВ

1 Горлиця

Горлиця – багатофункціональний безпілотний авіаційний комплекс, розроблений ДП «Антонов» у кооперації з провідними українськими підприємствами. Тактичний БПЛА здатний вести повітряну розвідку інфрачервоного та видимого діапазону, забезпечувати координацію вогню та вогневе ураження супротивника за допомогою ракет «повітря-земля».

Загальний вигляд БПЛА зображено на рис.1.1.1.



Рис.1.1. Загальний вигляд БПЛА «Горлиця»

Основні льотно-технічні характеристики наведено в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1.

Льотно-технічні характеристики БПЛА «Горлиця»

Геометричні параметри	
Площа крила, м ²	3,5
Розмах, м	6,746
Довжина, м	4,417
Висота, м	1,594
Масові параметри	
Максимальна злітна маса, кг	200
Маса цільового навантаження, кг	50

2

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

Продовження Таблиці 1.1.

Динамічні параметри	
Крейсерська швидкість, км/год	150...180
Максимальна швидкість, км/год	230
Висота ведення розвідки, м	1800...2400
Практична стеля, м	5000
Тривалість польоту, год	7
Практична дальність, км	1050
Оперативний радіус, км	80
Експлуатаційні показники	
Система керування	Комбіновано-автономна (за програмою) та радіокоманда по закритих каналах зв'язку
Спосіб зльоту	З катапульти або підготовленої злітно – посадкової смуги
Спосіб посадки	По-літаковому

Перший політ було виконано 8 листопада 2017 року (льотні випробування оперативно -тактичного рівня), а 29 серпня 2016 року було представлено аеродинамічно подібну літаючу модель [1].

«Горлиця» - вільнонесучий високоплан двобалочної схеми з комбінованим вертикальним та горизонтальним оперенням (рис.1.1). Шасі - трьохопорне з передньою опорою, фермової конструкції та не прибирається.

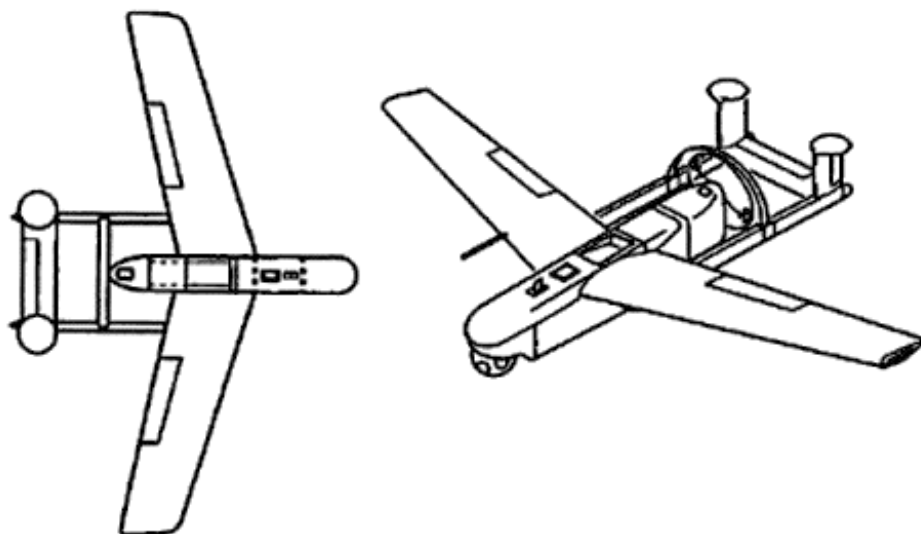
БПЛА обладнано цифровим фотоапаратом, обладнанням для забезпечення оперативного зв'язку та оптико-електронною системою повітряної розвідки вдень і вночі та за різних метеорологічних умов.

2 R4E-50 Sky Eye

R4E-50 Sky Eye (рис.1.2) – багатоцільовий розвідувальний безпілотний літальний апарат, розроблений компанією BAЕ Systems (США) на замовлення Військово-Повітряних сил Єгипту.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Серед основних функцій БПЛА можна виділити: розвідку та патрулювання



певної території, коригування артилерійського вогню, пошук та виявлення прихованого переміщення супротивника, здійснення пошукових операцій, радіоелектронну протидію тощо. Також даний БПЛА був задіяний для прикордонного патрулювання, а комерційному використанні - для розпилення пестицидів. Рис. 1.2. Загальний вигляд БПЛА R4E-50 Sky Eye

В 1973 відбувся перший політ прототипу серії Sky Eye, а в 1981 році відбувся перший запуск моделі серії R4E [2].

Льотно-технічні характеристики наведено в таблиці 1.2. [3]

Таблиця 1.2.

Льотно-технічні характеристики БПЛА R4E-50 Sky Eye

Геометричні параметри	
Площа крила, м ²	4,8
Розмах, м	6,1
Довжина, м	4,08
Висота, м	1,22
Масові параметри	
Максимальна злітна маса, кг	254
Динамічні параметри	
Крейсерська швидкість, км/год	140
Максимальна швидкість, км/год	200
Практична стеля, м	5000
Тривалість польоту, год	8
Практична дальність, км	400

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

Характеристики силової установки	
Тип x Кількість двигунів	поршневий x 1
Двигун	UEL
Потужність, к.с. (кВт)	52 (39)
Експлуатаційні показники	
Спосіб зльоту	з катапульты
Спосіб посадки	з парашутом або на висувне шасі - рейки

БПЛА R4E-50 Sky Eye – вільнонесучий високоплан, двохбалочної схеми з рознесеним вертикальним оперенням. БПЛА здатний приземлятися на висувні шасі в вигляді рейки або за допомогою парашуту, а запуск відбувається з гідравлічної або пневматичної катапульты. Планер додатково захищений бронею для захисту від обстрілів з стандартної автоматичної стрілкової зброї. БПЛА обладнано двома типами камер – інфрачервоною для експлуатації вночі та електрооптичною камерою для передачі зображення високого розширення та якості.

БПЛА знаходиться на озброєнні США, Єгипту та Марокко.

3 RQ-2 Pioneer

RQ-2 Pioneer – тактичний розвідувальний багатофункціональний безпілотний літальний апарат, розроблений компанією AAI (США) та ізраїльською авіаційною промисловістю. Основними функціями даного БПЛА є: розвідка та спостереження, оцінка бойового ураження, ближня повітряна підтримка, пошук та рятування [4]

Загальний вигляд БПЛА та схема в трьох проекціях наведена на рис. 1.3. та рис.1.4. відповідно.



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Рис. 1.3. Загальний вигляд БПЛА RQ-2 Pioneer

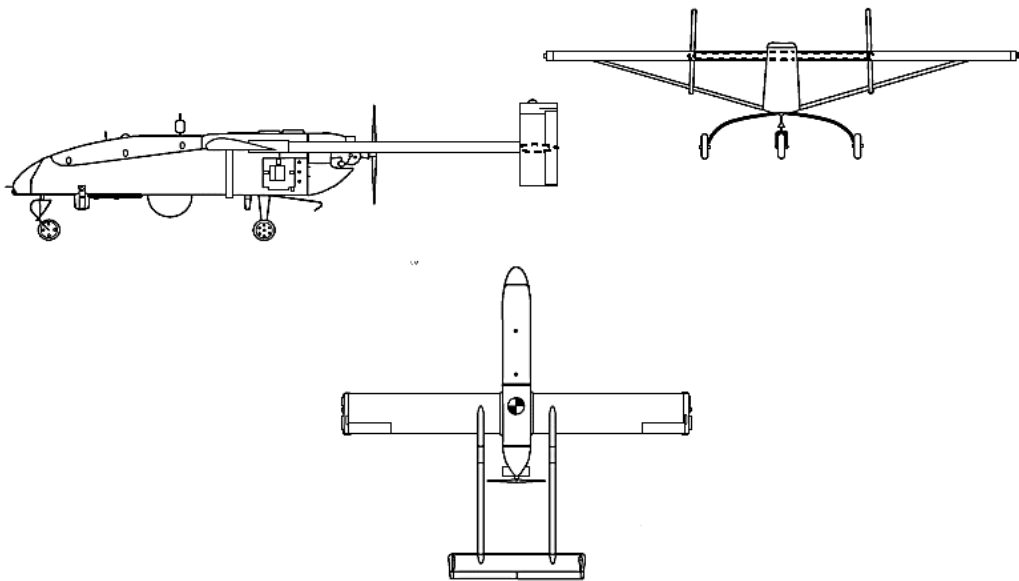


Рис. 1.4. Схема БПЛА RQ-2 Pioneer в трьох проекціях

Основні льотно-технічні характеристики RQ-2 Pioneer наведені в таблиці 1.3.

Таблиця 1.3.

Льотно-технічні характеристики БПЛА RQ-2 Pioneer

Геометричні параметри	
Площа крила, м ²	3,1
Розмах, м	5,151
Довжина, м	4,3
Висота, м	0,89
Масові характеристики	
Максимальна злітна вага, кг	205
Маса корисного навантаження, кг	45
Динамічні параметри	
Крейсерська швидкість, км/год	150
Максимальна швидкість, км/год	176
Практична стеля, м	4600
Тривалість польоту, год	5,5
Радіус дії, км	185
Характеристики силової установки	
Тип x Кількість двигунів	1 x поршневий
Двигун	Sachs & Fichtel SF2-350
Потужність, к. с. (кВт)	26 (19)
Експлуатаційні показники	
Спосіб зльоту	з катапульты або з ракети-помічника або з ЗПС

6

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

Спосіб посадки	за допомогою вловлювальної сітки
Система керування	автономна (за програмою) чи радіокерування по закритим каналам

Розробку RQ-2 Pioneer було розпочато в 1985 році, а в грудні цього ж року було здійснено перший політ. 3 грудня 1986 року – надходить на озброєння США. В 2007 році було припинено експлуатацію даної моделі БПЛА. Всього за час експлуатації вироблено 175 одиниць, які успішно себе зарекомендували в бойових діях на території різних країн та різних кліматичних умов.

RQ-2 Pioneer – розчалювальний (наявний трос для підтримки крила) композитний [5] високоплан з рознесеним вертикальним оперенням та трьохопорним шасі з передньою опорою, що не прибираються. БПЛА оснащено двотактним двоциліндровим поршневим двигуном Sachs & Fichtel SF2-350 розташованим позаду фюзеляжа.

Серед особливостей експлуатації можна виділити зліт з ЗПС або з катапульт при використанні на наземних військових базах. На кораблях Військово-морських сил можливий запуск з ракетносія, оснащеного твердопаливним ракетним двигуном. Посадка ж здійснюється за допомогою вловлювальної сітки або спеціального хвостового гачка [6].

RQ-2 Pioneer оснащено автопілотом, інерційною навігаційною системою, двобічним зв'язком С-діапазона даних для забезпечення польоту вдень і вночі та цифровою камерою для передачі даних.

Даний БПЛА перебував на озброєнні Ізраїлю, США та Сінгапуру. На його основі створено такі модифікації:

RQ-2A Pioneer – базова модель, розроблена в 1986 році

RQ-2B Pioneer – модифікація 1999 року, що дозволила збільшити радіус дії та оснащена системою повернення на базу

RQ-2C Pioneer – модифікація 2000 року, що оснащена більш потужним двигуном UEL AR-741 (38 к. с. або 28,3 кВт) та інфрачервоним лазерним вказівником [7]

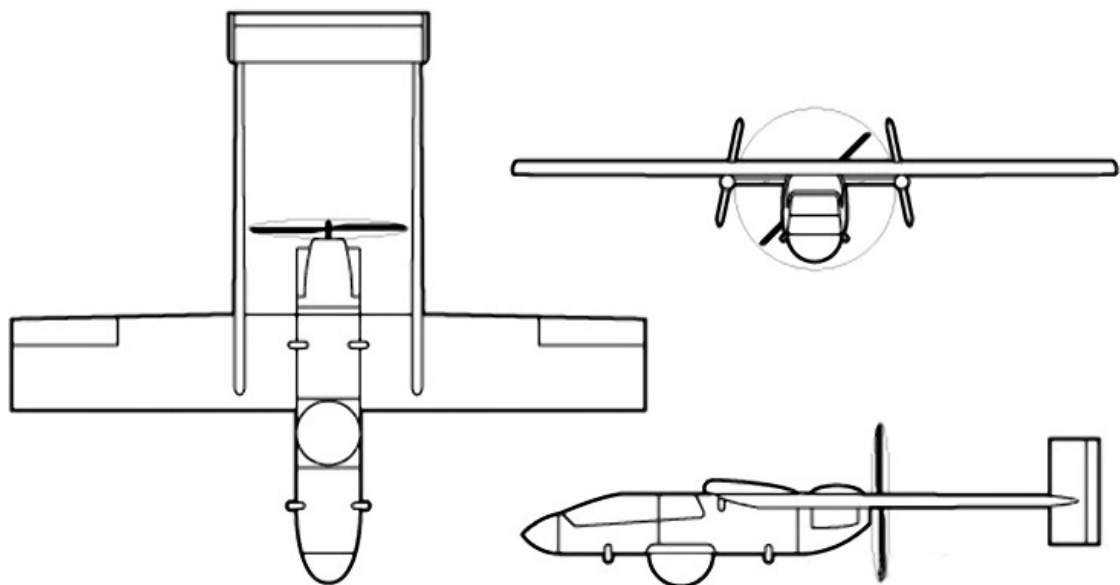
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

4 Scout

Scout – тактичний розвідувальний безпілотний літальний апарат, розроблений компанією Israel Aircraft Industries (Ізраїль). Основним призначенням БПЛА є розвідка поля бою, контроль бойових дій, наведення вогню. Загальний вигляд БПЛА та схему в трьох проекціях зображено на рис.1.5. та 1.6. відповідно.



Рис. 1.5. Загальний вигляд БПЛА Scout



8

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

Рис. 1.6. Схема БПЛА Scout в трьох проекціях

Основні льотно-технічні характеристики БПЛА Scout наведено в таблиці 1.4.

Таблиця 1.4.

Основні льотно-технічні характеристики БПЛА Scout

Геометричні параметри	
Площа крила, м ²	3,3
Розмах, м	4,96
Довжина, м	3,68
Висота, м	0,94
Масові характеристики	
Максимальна злітна вага, кг	159
Маса корисного навантаження, кг	38
Динамічні параметри	
Крейсерська швидкість, км/год	102
Максимальна швидкість, км/год	176
Практична стеля, м	4575
Тривалість польоту, год	7
Радіус дії, км	100
Характеристики силової установки	
Тип x Кількість двигунів	1 x поршневий
Потужність, к. с. (кВт)	22 (16)
Експлуатаційні показники	
Спосіб зльоту	з катапульты або з ЗПС
Спосіб посадки	на ЗПС або за допомогою вловлювальної сітки чи гальмівного тросу
Система керування	автономна (за програмою) чи радіокерування по закритим каналам

Scout розроблено на конкурсній основі (прямий конкурент БПЛА Tadiran Mastiff (п.1.5)) в 1970-х роках та вперше було представлено на Паризькому авіасалоні в 1979 році, а починаючи з 1981 року БПЛА бере активну участь в воєнних діях. В 1984 році завдяки співпраці ізраїльських компаній IAI і Tadiran, модернізований Scout продано для ВМС США. До 1990-х років Scout перебував на озброєнні Ізраїля [9].

Scout – композитний високоплан двобалочної схеми з штовхаючим гвинтом, розташованим на центральній гондолі, з рознесенням вертикальним

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

оперенням та трьохопорним шасі з передньою опорою, що не прибираються [10].

Серед особливостей даного БПЛА можна виділи можливість злету як з ЗПС так і з гідравлічної катапульти, встановленої на вантажівці; забезпечення короткого пробігу завдяки посадці за допомогою вловлювальної сітки або спеціального тросу; значний радіус дії – 100 км

Scout оснащено цифровою камерою Tamap з телефотолінзою та системою передачі GCS в реальному часі. Можливе додаткове встановлення панорамної камери та інфрачервоного датчика переднього огляду Tadiran Moked 400 [8].

Даний БПЛА знаходився на озброєнні Військово-повітряних сил Ізраїлю, Сингапуру, Південної Африки та Швейцарії, використовувався також і в США.

5 Tadiran Mastiff

Tadiran Mastiff – розвідувальний безпілотний літальний апарат, розроблений компанією Tadiran Electronic Industries (Ізраїль). Даний БПЛА вважається першим сучасним БПЛА для спостереження [11]. Основним його призначенням є спостереження за територією з повітря та оперативна передача даних з камер та датчиків.

Загальний вигляд БПЛА зображено на рис. 1.7.



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Рис.1.7. Загальний вигляд БПЛА Tadiran Mastiff

Основні льотно-технічні характеристики БПЛА Tadiran Mastiff наведено в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5.

Основні льотно-технічні характеристики БПЛА Tadiran Mastiff

Геометричні параметри	
Площа крила, м ²	3
Розмах, м	4,25
Довжина, м	3,3
Висота, м	0,89
Масові характеристики	
Максимальна злітна вага, кг	138
Маса корисного навантаження, кг	37
Динамічні параметри	
Крейсерська швидкість, км/год	140
Максимальна швидкість, км/год	185
Практична стеля, м	4575
Тривалість польоту, год	7,5
Радіус дії, км	50
Характеристики силової установки	
Тип x Кількість двигунів	1 x поршневий
Експлуатаційні показники	
Система керування	радіокерування в реальному часі

Перший політ відбувся в 1973 році, а в 1978 році його вперше було представлено публіці.

Tadiran Mastiff – вільнонесучий високоплан, двобалочної схеми з штовхаючим гвинтом в задній частині гондоли, рознесеним вертикальним оперенням та трьохопорним фіксованим шасі з передньою опорою.

БПЛА оснащено цифровими відеокамерами та датчиками для забезпечення передачі зображення в режимі реального часу. Tadiran Mastiff став основою на наступних модифікацій: [12]

Mastiff – базова модель;

Mastiff II – модифікація 1979 року, оснащена двома відеокамерами;

Mastiff III – модифікація 1983 року, збільшено швидкість, вантажопідйомність та тривалість польоту.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Також було розроблено варіант БПЛА в якості мішені та хибної цілі.
Даний БПЛА перебував на озброєнні Ізраїлю (1978-1990), США (1984 – 1987) та Китаю.

Висновки до розділу

В розділі було розглянуто БПЛА - аналоги до безпілотного літального апарату, що проектується, на прикладі БПЛА Горлиця, R4E-50 Sky Eye, PQ-2 Pioneer, Scout і Tadiran Mastiff. Мною проаналізовано та структуровано наявну інформацію про розміри та основні льотно-технічні характеристики, конструктивну схему, цільове призначення, особливості експлуатації, історію створення та використання в різних країнах світу. Також наведено зображення розглянутих безпілотних літальних апаратів та схему в трьох проекціях (за наявності), а льотно - технічні характеристики подано в узагальнених таблицях.

Отримані дані будуть використані для подальших проектних розрахунків БПЛА, що проектується.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Вибір геометричних параметрів крила

Крило призначено для створення підйомної сили під час руху ЛА, забезпечення поперечної стійкості і керованості. Для БПЛА, що проектується обираю трапецієподібне крило в плані, що характеризується більшими характеристиками жорсткості на кручення, меншим аеродинамічним опором та масою, в порівнянні з прямим крилом.

Питоме навантаження на крило – відношення маси літального апарата до площі несучої поверхні (крила).

Для подальшого вибору параметрів для проектування знаходжу питоме навантаження для розглянутих аналогів, результати обрахунку наведено в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1.

Значення питомого навантаження БПЛА-аналогів, кг/м²

Горлиця	57
R4E -50 Sky Eye	53
PQ-2 Pioneer	66
Scout	46
Tadiran Mastiff	48

Видовження – геометрична характеристика крила, що визначається відношенням квадрата розмаху крила до площі крила.

Звуження крила – геометрична характеристика крила, що визначається відношенням кореневої хорди до кінцевої. Характеризує ступінь трапецевидності крила.

Значення видовження та звуження крила БПЛА - аналогів наведено в таблицях 2.2. та 2.3 відповідно.

Таблиця 2.2.

Значення видовження БПЛА-аналогів

Горлиця	12,85
R4E -50 Sky Eye	7,75
PQ-2 Pioneer	8,7

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Scout	6
Tadiran Mastiff	7,45

Таблиця 2.3.

Значення звуження крила БПЛА-аналогів

Горлиця	2
R4E -50 Sky Eye	1,5
PQ-2 Pioneer	1
Scout	1
Tadiran Mastiff	1,05

За даними таблиць 2.1 - 2.3. для БПЛА, що проектується, приймаю значення питомого навантаження на крило рівним 54 кг/м^2 , видовження $\lambda=10$ та звуження $\eta=1,5$.

З заданої в ТЗ максимальної злітної маси знаходжу площу крила $S = 200/54 = 3,7 \text{ м}^2$.

Для трапецієвидних крил залежність $\lambda = l^2/S$, можна переписати

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{l^2}{b_{\text{сер}} \cdot l} = \frac{l}{b_{\text{сер}}}, \quad (2.1)$$

де $b_{\text{сер}}$ – середня геометрична хорда [13, п.5]

$$b_{\text{сер}} = \frac{b_0 + b_k}{2} = \frac{b_0(1+\eta)}{2\eta}, \quad (2.2)$$

де b_0, b_k – коренева та кінцева хорда крила;

η – звуження крила.

$$\text{З (2.1) та (2.2) отримую } b_0 = \frac{2\eta l}{\lambda(1+\eta)} \quad (2.3)$$

$$b_0 = 0,73 \text{ м}$$

$$b_k = \eta \cdot b_0 = 0,49 \text{ м}$$

Кут стрілоподібності – кут між лінією четвертин хорд та нормаллю до осі симетрії літака. Для БПЛА, що проектується, обираю близьким до 0° , оскільки це спростить конструкцію, дозволить отримати більше значення підйомної сили, а заявлена в ТЗ швидкість не перевищує критичне число Маха, та не призведе до різкого збільшення лобового опору.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Для забезпечення меншого впливу інтерференції між крилом та фюзеляжем обираю схему розташування високоплан. Використання схеми середньоплан, яка має найменший опір інтерференції, займає корисний простір всередині фюзеляжу для розташування там центроплану крила, що унеможлиблює її використання для даного БПЛА [14, п.5.3.].

Кут поперечного V крила – кут між поперечною віссю ЛА та нижньою поверхнею крила, приймаю рівним -3° .

Кут встановлення крила – кут між кореневою хордою крила та базовою площиною ЛА, приймаю рівним $+3^\circ$. Кручення крила приймаю рівним -3° .

Загальний вигляд крила в плані зображено на рис. 2.1.

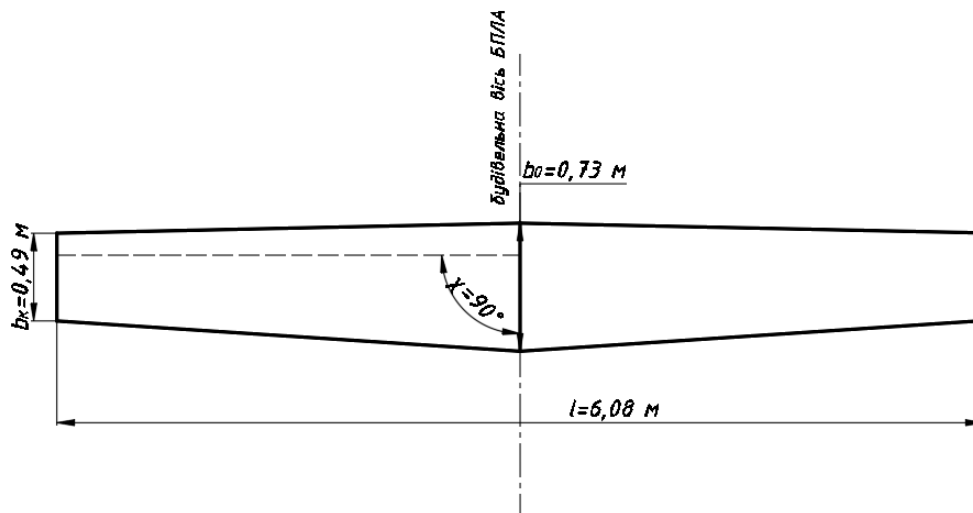


Рис.2.1. Схема крила в плані БПЛА, що проектується

Висновки до розділу

В даному розділі мною було обрано основні геометричні параметри крила: площа, видовження, звуження, кореневу та кінцеву хорди, кручення, кут встановлення, кут поперечного V. Також обрано питоме навантаження на крило, схема відносного розташування крила та фюзеляжу, а саме високоплан. За отриманими геометричними параметрами створено схему загального виду крила в плані БПЛА, що проектується.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Розрахунок аеродинамічних характеристик і вибір профілю. Вибір типу і параметрів механізації крила

6 Підбір профілю

Аеродинамічні характеристики – сукупність аеродинамічних коефіцієнтів, їх похідних та розподілених навантажень від характерних параметрів, що визначають режими польоту, орієнтацію відносно обраної системи координат та загальну конфігурацію ЛА.

Серед основних аеродинамічних характеристик можна виділити коефіцієнт підйомної сили C_y , коефіцієнт лобового опору C_x , коефіцієнт тиску C_p , коефіцієнти моментів навколо базових осей ЛА Cm_z , Cm_y , Cm_x та їх похідні, аеродинамічну якість $K = C_y/C_x$.

Профіль крила – місцевий переріз крила площиною, паралельною до площини симетрії ЛА. Кореневий профіль – профіль в площині симетрії (містить кореневу хорду). Кінцевий профіль – профіль крила, що містить кінцеву хорду. Серед основних геометричних параметрів профілю можна виділити його хорду, середню лінію, абсолютні та відносні товщину та кривизну, радіус носку профілю.

Хорда крила – відрізок, що сполучає крайні точки профілю.

Середня лінія – лінія, утворена точками, рівновіддаленими від верхньої та нижньої кромки.

Кривизна профілю – найбільша відстань від хорди до середньої лінії.

Товщина профілю – максимальна відстань між кромками.

Відносні геометричні параметри – відношення абсолютних параметрів до хорди профілю. Для БПЛА, що проектується, обираю відносну товщину 15-17 % та відносну кривизну 1-4 %. Використання тоншого профілю недоцільне через зменшення будівельної висоти крила, а отже збільшення розмірів лонжерона і як наслідок збільшення маси ЛА. При використанні товщого профіля збільшується лобовий опір.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Подальший підбір кореневого профілю проводжу з умови максимальної аеродинамічної якості при горизонтальному польоті на максимальній висоті, заданими в ТЗ. З умови горизонтального польоту знаходжу коефіцієнт підйомної сили $C_{yV_{max}}$.

$$m_0 g = C_{yV_{max}} \frac{\rho V_{max}^2}{2} S, \text{ звідси} \quad (3.1)$$

$$C_{yV_{max}} = \frac{2 m_0 g}{S \rho V_{max}^2}, \text{ де} \quad (3.2)$$

$m_0 = 200$ кг – максимальна злітна маса,

$g = 9,7912$ м/с² – прискорення вільного падіння на висоті 5 км [15],

$C_{yV_{max}}$ – коефіцієнт підйомної сили,

$\rho = 0,736$ кг/м³ – густина повітря на висоті 5 км,

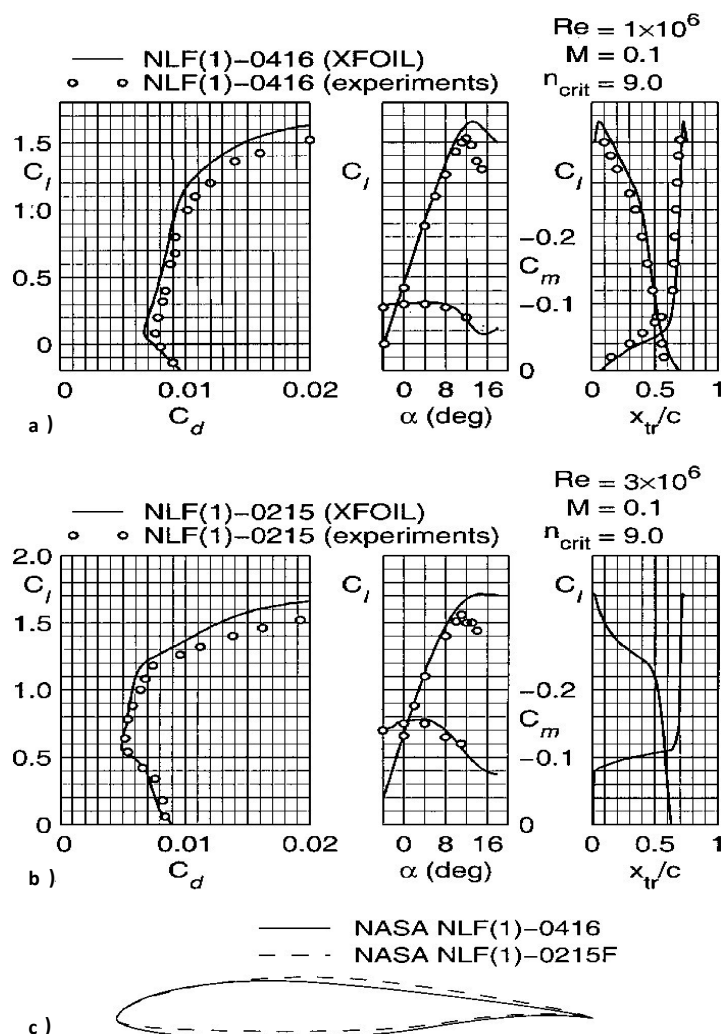
$V_{max} = 250$ км/год – максимальна швидкість польоту,

$S = 3,7$ м² – площа крила.

Для забезпечення максимальної якості необхідно підібрати профіль з найменшим коефіцієнтом лобового опору C_x при $C_y \approx C_{yV_{max}} = 0,3$. Для цього в програмі Profilі обираю профілі з відносною товщиною 15-17 % та кривизною 1-4 % (63 шт) та проводжу подальшу емуляцію продувки профіля за допомогою програми xflr5 при діапазоні кутів атаки -5...20 °, числі Маха – відношенні швидкості польоту до швидкості звуку $M = V_{max}/a$ ($h=5000$ м) = $69,5 / 320,4058$ [15] = 0,22 та числі Рейнольдса $Re = 2292029$. Число Рейнольдса – комплексне число, що вказує відношення сил інерції до сил в'язкості, залежить від швидкості польоту, геометричного розміру (хорди) та в'язкості середовища, що в свою чергу залежить від висоти польоту.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

Xflr5 – програмне забезпечення, що містить програму xfoil для аналізу профілів та декілька методів для просторового аналізу планера: нелінійний метод обрахунку окремого крила, метод двох вихрових ґраток та трьохвимірної панелі для аналізу аеродинамічних характеристик крила та всього ЛА при малих числах Рейнольдса, в останній версії програми наявний аналіз стійкості ЛА [16]. Xfoil – метод аналізу та проектування для докритичних аеродинамічних профілів, що використовує лінійно-вихровий панельний метод. Даний панельний метод поєднується з методом інтегрального примежового шару. На рис. 3.1. подано порівняльні графіків



залежності коефіцієнтів підйомної сили C_y від кута атаки α $C_y(\alpha)$ та полярів $C_y(C_x)$ для аеродинамічних профілів NASA NLF(1) – 0416 та NASA NLF(1) – 0215F, отримані під час експерименту в аеродинамічній трубі та за допомогою xfoil [рис.2,17], що може слугувати підтвердженням можливості

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

використання xfoil для дослідження характеристик аеродинамічних профілів з різними геометричними параметрами.

Рис. 3.1. Аеродинамічні характеристики, отримані при експерименті в аеродинамічній трубі та за допомогою програми xfoil [рис.2, 17]

Результати продувки подано в зведеній таблиці (Додаток 1) з вказанням назви профілю та коефіцієнтів підйомної сили $C_y \approx C_{yV_{max}} = 0,3$ та отриманих коефіцієнтів опору C_x і кута атаки, за якого дані параметри досягаються.

За отриманими даними найменшим $C_x = 0,00443$ при $C_y \approx C_{yV_{max}} = 0,3$ володіє профіль EPPLER 682. Геометричні характеристики профілю наведено на рис. 3.2. та координати подано в Додатку 2. Аеродинамічні характеристики при заданих $M = 0,22$ і $Re = 2292029$ наведено в таблиці 3.1.



Рис.3.2. Аеродинамічний профіль EPPLER 682

Таблиця 3.1.

Аеродинамічні характеристики профілю EPPLER 682

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

α	C_y	C_x	C_m	C_{pmin}	X_{cp}
-5,000	-0,1817	0,00931	-0,0723	-3,1566	-0,1662
-4,000	-0,0721	0,00842	-0,0719	-2,3114	-0,7825
-3,000	0,0404	0,00777	0,0722	-1,5440	2,0816
-2,000	0,1473	0,00661	-0,0718	-0,9278	0,7449
-1,000	0,2460	0,00434	-0,0709	-0,6583	0,5397
0,000	0,3669	0,00451	-0,0727	-0,7256	0,4468
1,000	0,4880	0,00474	-0,0745	-0,8038	0,3999
2,000	0,6079	0,00494	-0,0762	-0,8972	0,3714
3,000	0,7247	0,00505	-0,0776	-1,0124	0,3519
4,000	0,8285	0,00580	-0,0765	-1,1515	0,3361
5,000	0,9205	0,00694	-0,0732	-1,3234	0,3222
6,000	0,9826	0,00866	-0,0644	-1,5971	0,3069
7,000	1,0173	0,01106	-0,0514	-2,1321	0,2905
8,000	1,0485	0,01462	-0,0402	-2,7005	0,2768
9,000	1,0929	0,01832	-0,0323	-3,3412	0,2664
10,000	1,1585	0,02117	-0,0278	-4,1879	0,2592
11,000	1,2153	0,02471	-0,0228	-5,0663	0,2522

Продовження Таблиці 3.1

12,000	1,2657	0,02897	-0,0178	-5,9893	0,2458
13,000	1,2951	0,03530	-0,0123	-6,7866	0,2392
14,000	1,3242	0,04247	-0,0083	-7,6309	0,2339
15,000	1,3374	0,05211	-0,0056	-8,4209	0,2295
16,000	1,3375	0,06449	-0,0053	-9,1357	0,2268
17,000	1,3265	0,07981	-0,0080	-9,7600	0,2264
18,000	1,2964	0,09939	-0,0143	-10,1011	0,2289
19,000	1,2584	0,12156	-0,0242	-10,2278	0,2345
20,000	1,2316	0,14343	0,0367	-10,3729	0,2425

кут

C_y –

Де, α –
атаки;

коefficient підйомної сили; C_x – coefficient опору; C_m – coefficient аеродинамічного моменту; X_{cp} – координата положення центру тиску.

Графіки залежності coefficienta підйомної сили C_y , coefficienta лобового опору C_x та coefficientу C_m від кута атаки α , поляра C_y (C_x) наведені на рисунках 3.3 -3.6 відповідно.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Примітка: В наведених графіках C_l (англ. «lift coefficient») - відповідає коефіцієнту підйомної сили C_y ; C_d (англ. «drag coefficient») – відповідає коефіцієнту лобового опору C_x ; кут атаки α позначено Alpha.

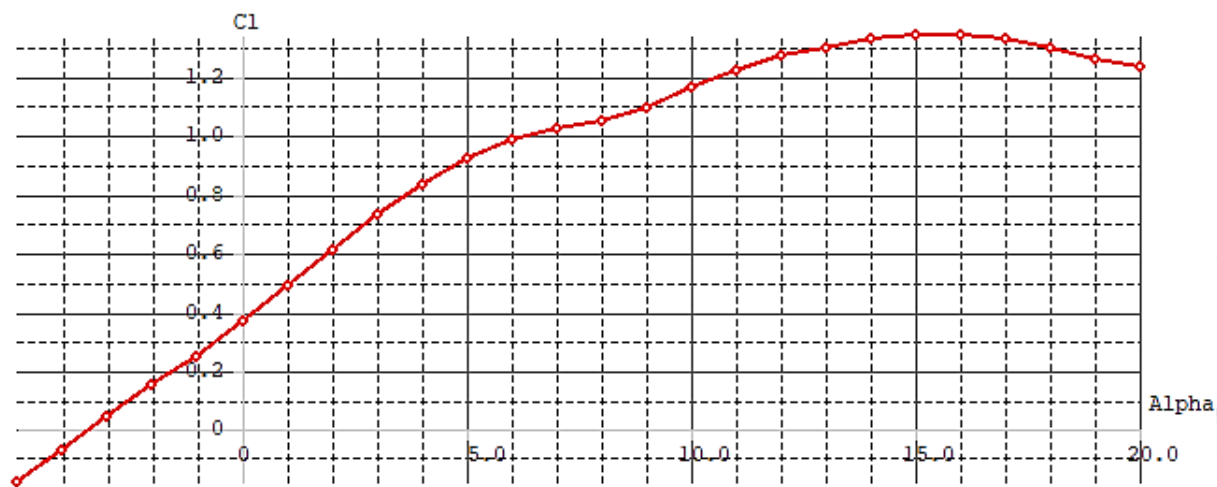


Рис.3.3. Графік залежності $C_y(\alpha)$ профіля EPPLER 682

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

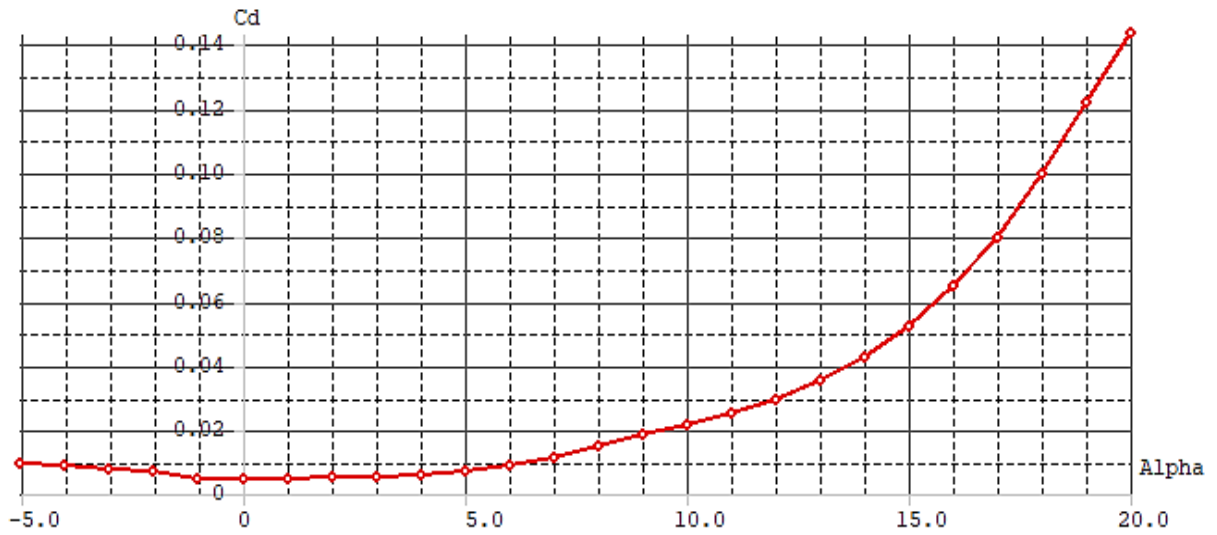


Рис.3.4. Графік залежності $C_x(\alpha)$ профіля EPPLER 682

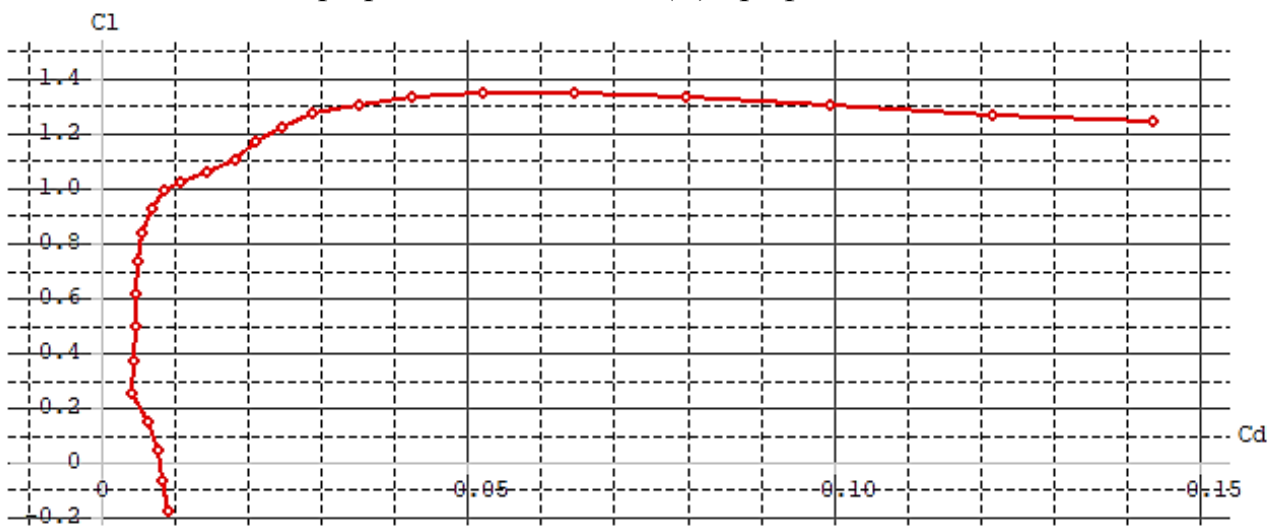
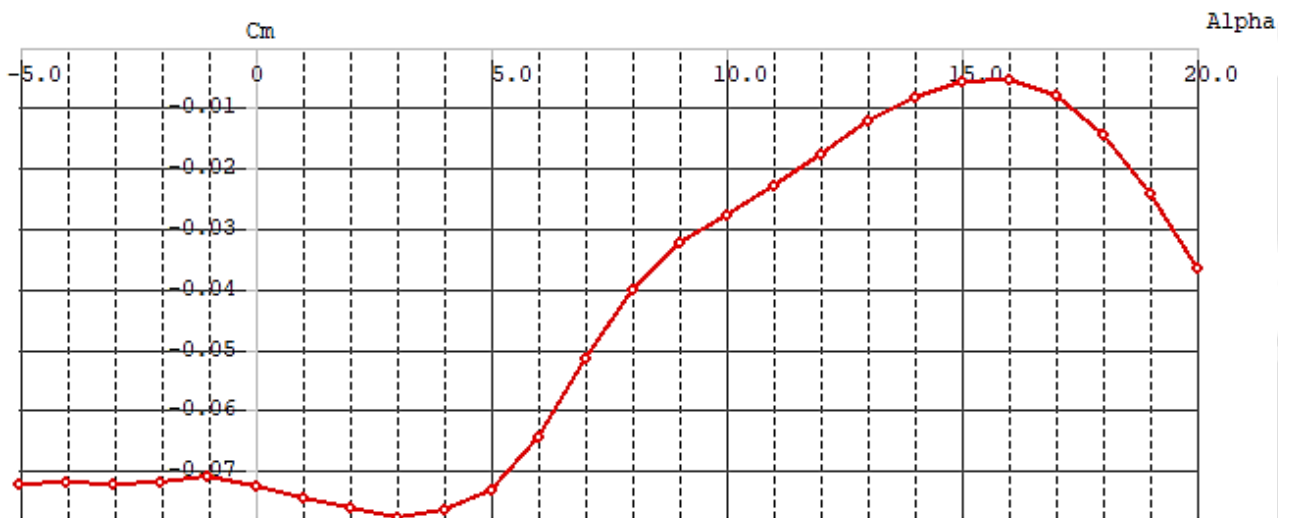


Рис. 3.5. Поляра C_y (C_x) профілю EPPLER 682



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

Рис.3.6. Графік залежності $C_m(\alpha)$ профіля EPPLER 682

Для кінцевого профілю обираю профіль тієї ж серії, що і кореневий , але з меншою відносною товщиною 12 % - EPPLER 485 (рис. 3.7). Координати профілю наведено в додатку 3.

В табл.3.2. подано результати емуляції кінцевого профіля при числі Маха $M=0,22$ та числі Рейнольдса $Re = 1538485$. На рис.3.8-3.11. відповідно вказані графіки залежності Графіки залежності коефіцієнта підйомної сили C_y , коефіцієнта лобового опору C_x та коефієнту C_m від кута атаки α , поляра $C_y (C_x)$ для кінцевого профілю EPPLER 485.



Рис. 3.7. Аеродинамічний профіль EPPLER 485

Таблиця 3.2.

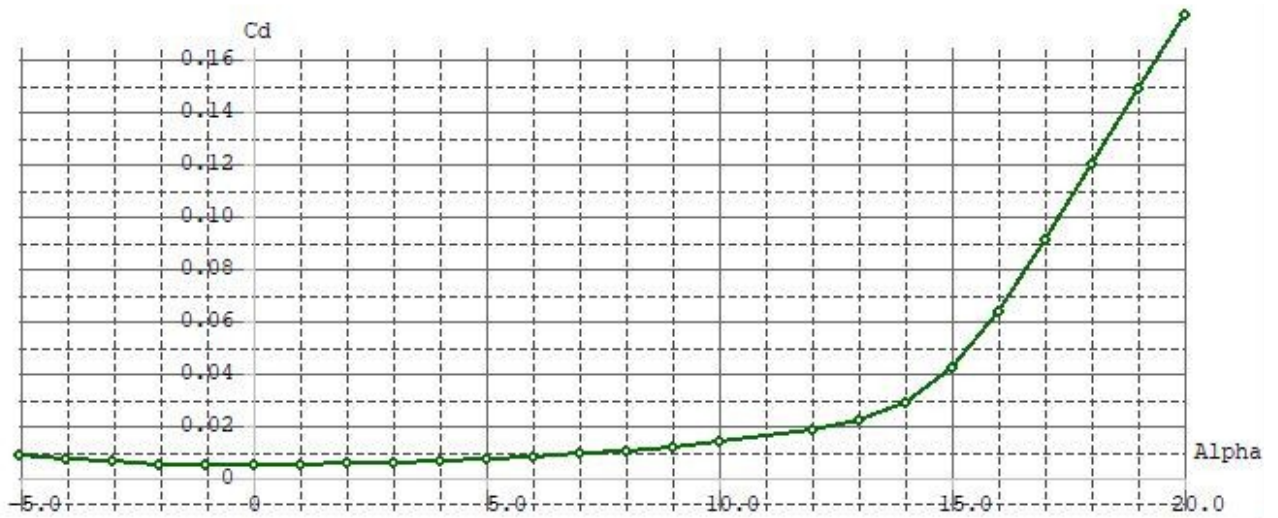
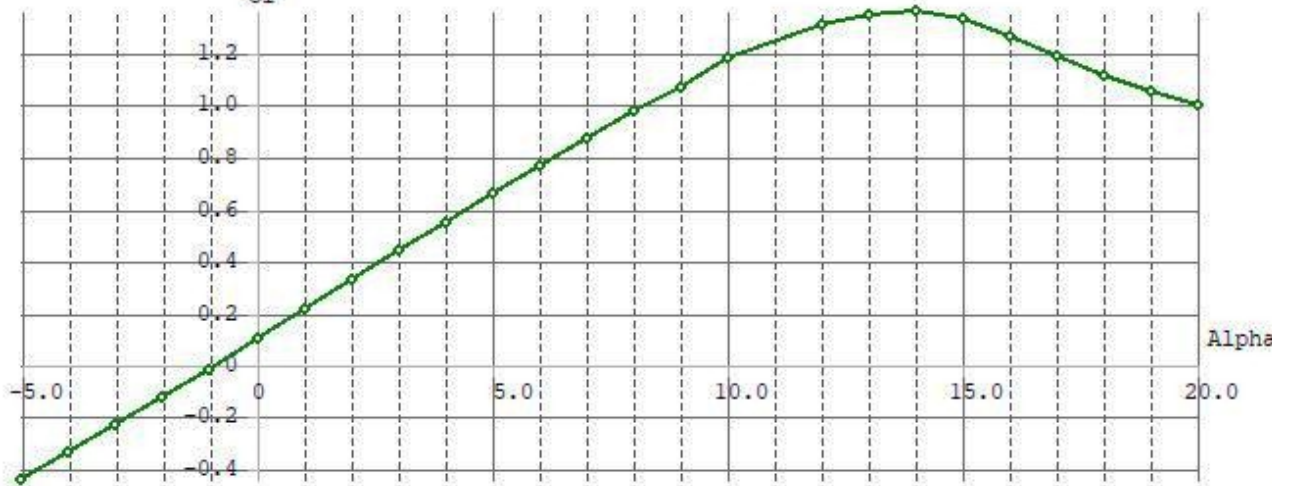
Аеродинамічні характеристики профілю EPPLER 485

α	C_y	C_x	C_m	C_{pmin}	X_{cp}
-5,000	-0,4379	0,00829	-0,0182	-2,6947	0,2026
-4,000	-0,3317	0,00737	-0,0164	-1,7033	0,1950
-3,000	-0,2275	0,00625	-0,0145	-1,0555	0,1806
-2,000	-0,1236	0,00511	-0,0127	-0,6887	0,1415
-1,000	-0,0156	0,00456	-0,0112	-0,4444	-0,4842
0,000	0,0985	0,00464	-0,0107	-0,5350	0,3570
1,000	0,2119	0,00491	-0,0103	-0,6629	0,2951
2,000	0,3256	0,00526	-0,0099	-0,8152	0,2765
3,000	0,4373	0,00589	-0,0093	-1,0014	0,2667
4,000	0,5473	0,00653	-0,0085	-1,2283	0,2601
5,000	0,6574	0,00725	-0,0076	-1,5228	0,2554
6,000	0,7646	0,00807	-0,0063	-1,8983	0,2511
7,000	0,8689	0,00906	-0,0043	-2,4070	0,2469
8,000	0,9691	0,01012	-0,0016	-3,2773	0,2424
9,000	1,0591	0,01158	0,0030	-4,4641	0,2367
10,000	1,1727	0,01341	0,0020	-5,9717	0,2364
12,000	1,3030	0,01810	0,0168	-8,7270	0,2220
13,000	1,3436	0,02199	0,0246	-10,1037	0,2147
14,000	1,3569	0,02887	0,0307	-11,2197	0,2083

Продовження Таблиці 3.2.

15,000	1,3245	0,04202	0,0321	-11,6680	0,2045
16,000	1,2565	0,06341	0,0244	-11,5622	0,2068
17,000	1,1798	0,09046	0,0107	-11,1708	0,2149
18,000	1,1041	0,11970	-0,0056	-10,5853	0,2272
19,000	1,0446	0,14854	-0,0226	-9,9489	0,2422
20,000	0,9948	0,17698	-0,0406	-9,1250	0,2602

Рис.3.8.



Графік залежності $Cy(\alpha)$ профіля EPPLER 485

Рис.3.9. Графік залежності $Cx(\alpha)$ профіля EPPLER 485

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

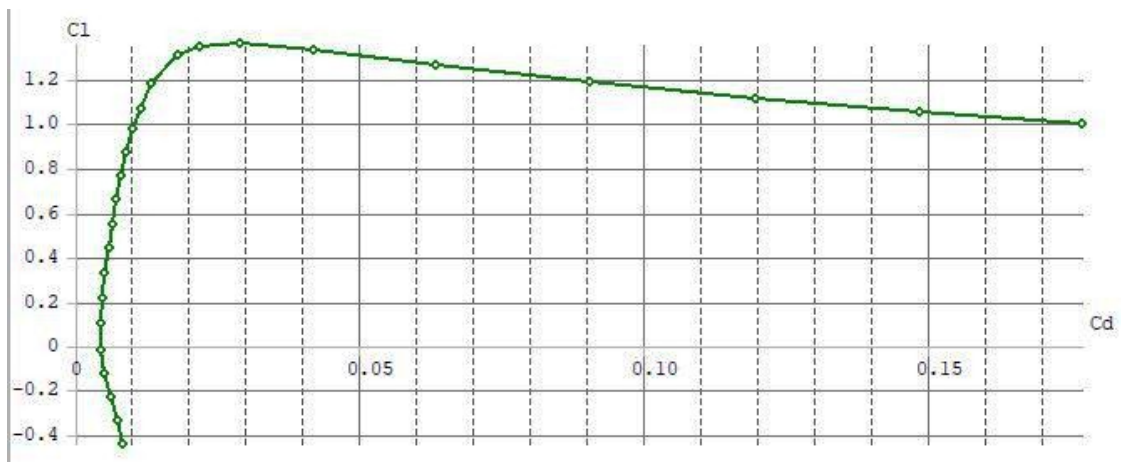
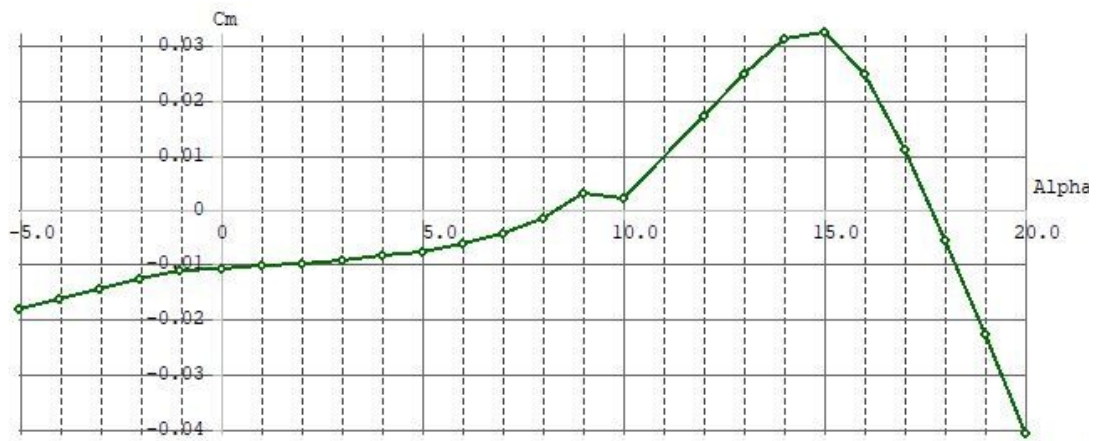


Рис.3.10. Графік залежності $C_m(\alpha)$ профіля EPPLER 485

Рис. 3.11. Поляра $C_y (C_x)$ профілю EPPLER 485

Підтвердженням можливості використання обраного профіля EPPLER 485 як кінцевого при раніше обраному кореневому профілі EPPLER 682 може слугувати той факт, що критичний кут атаки кінцевого профілю не менше за критичний кут атаки кореневого мінус кут кручення. (рис. 3.12)



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Рис.3.12. Графік залежності $C_u(a)$ кореневого профіля EPPLER 682 (червоним) та кінцевого EPPLER 482 (зеленим)

7 Вибір типу і параметрів механізації крила

Механізація крила – пристрої, що встановлюються на крило для зміни його характеристик протягом різних етапів польоту. Механізація безпосередньо впливає на площу крила та коефіцієнт підйомної сили та опосередковано на швидкість, збільшуючи кривизну профіля. В загальному випадку механізація використовується для коефіцієнта підйомної сили крила на режимах зльоту та посадки та при польоті в умовах сильної турбулентності; попередження втрати бокової стійкості й керованості та покращення ефективності елеронів на великих кутах атаки; короткочасне зменшення підйомної сили крила для збільшення крутизни літака та для підвищення ефективності гальмування коліс при посадці (використання інтерцепторів); забезпечення поперечної керованості літаком, якщо важко попередити реверс елеронів (застосування інтерцепторів). [п.14.5, 14]

За призначенням та конструкцією в загальному випадку механізація крила поділяється на: закрилки, передкрилки, спойлери (інтерцептори). Загальне розташування механізації показано на рис. 3.13.

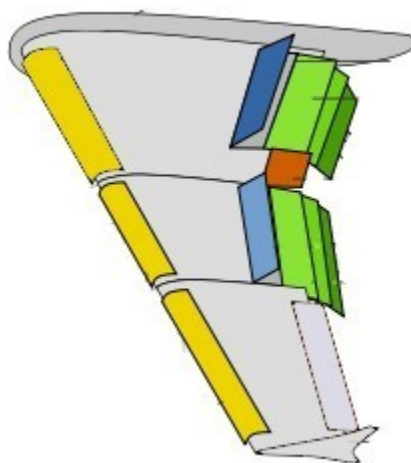


Рис.3.13. Види механізації крила

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Жовтим – передкрилок, синім – спойлери (інтерцептори), зеленим – закрилки,
коричневим – флапейрон

Передкрилки – поверхні, що відхиляються на передній кромці крила. За рахунок відхилення та висування вперед, збільшується кривизна профілю, що призводить до збільшення підйомної сили. Передкрилок, що не висувається, а лише відхиляється називається носком, що відхиляється. Передкрилки, що висуваються вперед та вниз, утворюють щілину для проходження повітряного потоку до верхньої кромки крила, що також сприяє підвищенню підйомної сили.

Спойлери (інтерцептори) – пласка деталь, розташована на поверхні крила. В прибраному положенні захищені в крило, при посадці випускаються в потік. Використовуються для зменшення посадкової швидкості: після випуску зростає лобовий опір, а також відбувається гальмування потоку, що призводить до зростання тиску на верхній поверхні крила, як наслідок відбувається «притискання» крила до землі.

Закрилки – найбільш ефективний засіб механізації крила, профільована поверхня, що відхиляється, симетрично розташована на задній кромці крила. В прибраному положенні є продовженням поверхні крила, а в випущеному положенні відхиляються назад, збільшуючи кривизну профіля, а як наслідок збільшуючи підйомну силу. Класифікація закрилків за будовою та функціями наведена на рисунку 3.14.

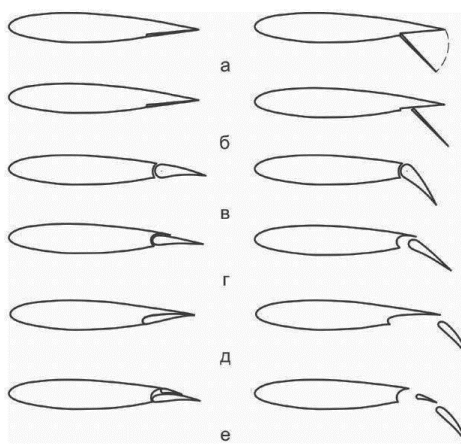


Рис. 3.14. Класифікація закрилків

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

- а) простий щиток б) висувний щиток в) простий поворотний закрилок
- г) щілинний закрилок д) висувний двохщілинний закрилок з дефлектором
- е) трищілинний закрилок

Для БПЛА, що проектується, обираю механізацію у вигляді щілинного закрилка з фіксованою віссю обертання. Даний тип закрилку характеризується більшим приростом підйомної сили в порівнянні з щитками та нещілинним закрилком, та хоч і має менший коефіцієнт приросту підйомної сили ніж висувні закрилки, але має відносно меншу масу конструкції. Використання передкрилку також вважаю недоцільним, адже конструкція його механізмів має відносно велику масу.

За емпіричними даними [п.3.2.3, 18] для досягнення максимальної ефективності при конструктивній простоті відносно значення хорди закрилка $b_z = 25\%$ від хорди крила. При зменшенні хорди закрилка погіршуються аеродинамічні характеристики, а при збільшенні – виникають конструктивні складнощі при відносно незначному покращенні аеродинамічних якостей. Значний вплив на приріст підйомної сили має форма та розміри вихідної частини щілини (рис. 3.15). Основними параметрами щілини, що впливають на ефективність закрилків є:

ширина щілини h між задньою кромкою основної частини профілю та контуром закрилка (умовно вимірюється в перпендикулярному до хорди основної частини профіля напрямку) ;

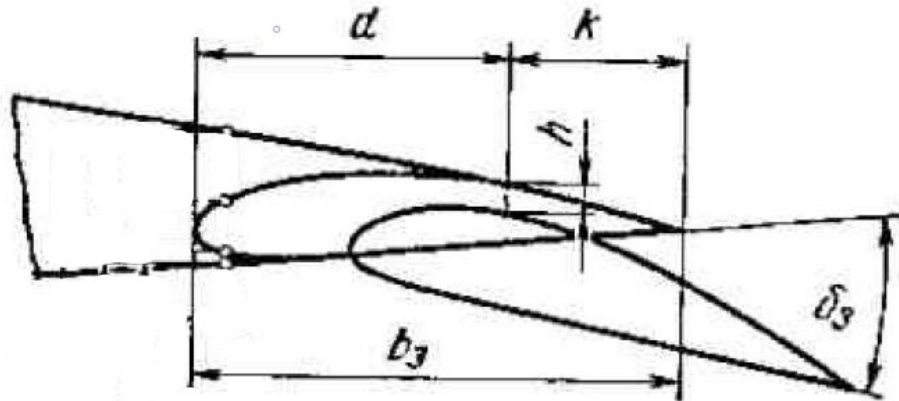
частина контуру закрилка в відхиленому положенні, що закрита хвостовиком основної частини профіля d , що характеризує ступінь висунення закрилка (умовно визначається як відстань від невідхиленого носка закрилку до задньої частини профіля в паралельному до основної хорди напрямку) ;

частина контуру закрилка в прибраному положенні, що не закрита хвостовиком частини профілю – відстань k , що визначає вид закрилку (умовно вимірюється від задньої кромки основної частини профілю до

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

задньої кромки закрилка в прибраному положенні в напрямку, паралельному основній хорді).

Задля забезпечення максимального приросту ΔC_{ya} тах за емпіричними даними кут відхилення щілинного закрилка має бути рівним $\delta_3 = 30^\circ$. При збільшенні кута відхилення не спостерігається приросту



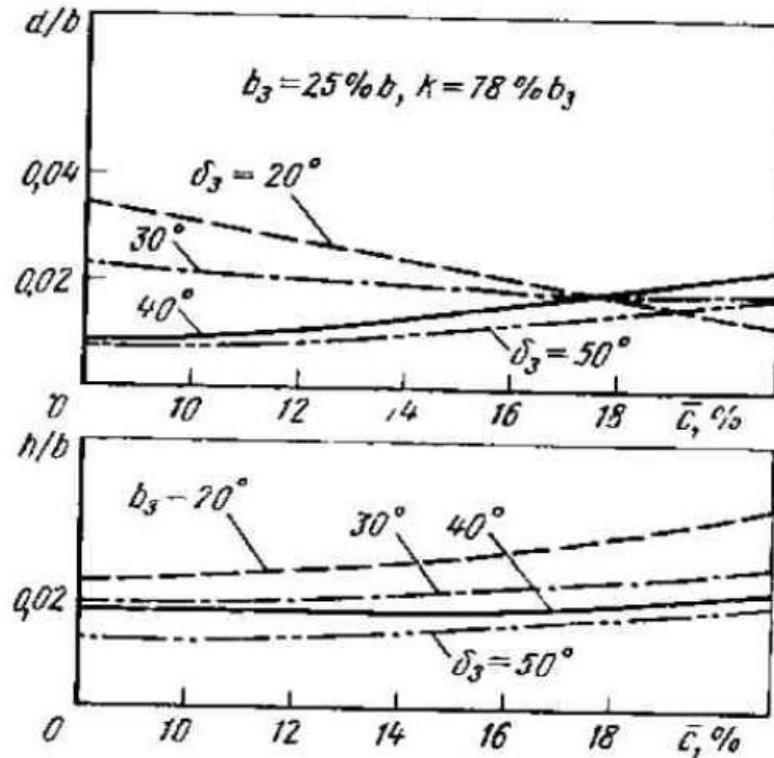
підйомної сили, оскільки на верхній поверхні закрилка починається зрив потоку [п.3.2.2, 18].

Рис. 3.15. Геометричні параметри закрилка та щілини між закрилком та профілем

За емпіричними залежностями (рис.3.16) для щілинного закрилка з відносною хордою $b_3 = 25\%$, $k = 78\%$ та при відносній товщині профілю $\epsilon = 16\%$ найвигіднішим значенням ширини щілини $h \approx 2,5\%b$ та відстані $d \approx 3\%b$, де b - хорда крила.[18] Закрилки розташовують в задній частині крила між фюзеляжем та елеронами та займають 60 – 70 % розмаху крила [п.14,14]. Для БПЛА, що проектується, обираю $l_3=0,6l = 3,6$ м, отже розмах закрилку на кожному напівкрилі складає 1,8 м. На основі схеми крила в плані (рис.2.1.) та з врахуванням підфюзеляжної частини крила (в першому наближенні $D_{\phi} = 0,8$ м), визначаю геометричні розміри закрилків, їх хорд. Схема крила з позначенням закрилків зображена на рис. 3.17, а переріз

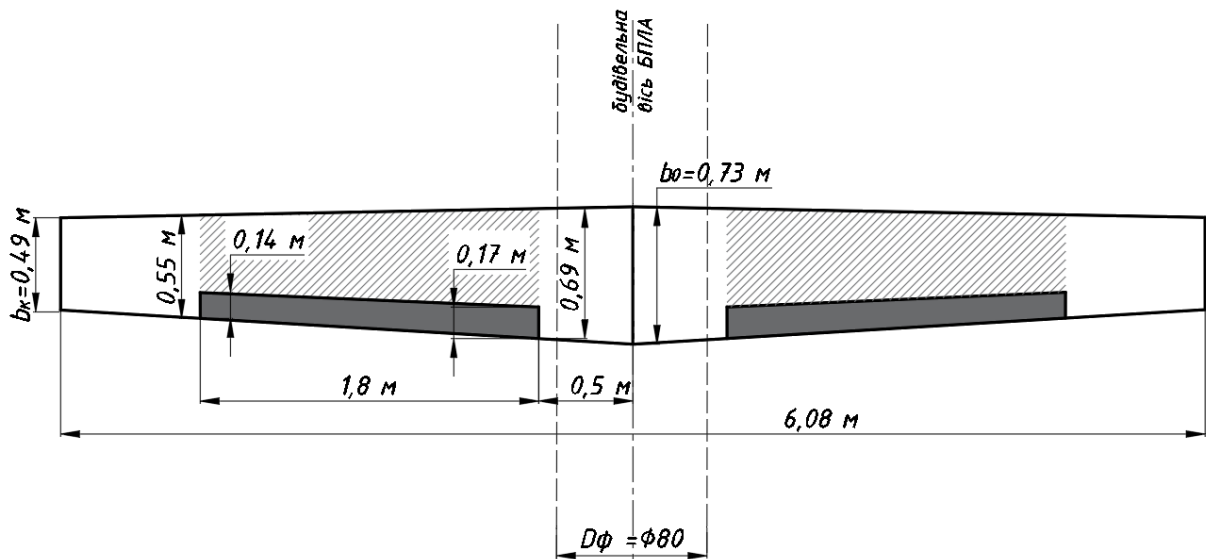
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

крила з вписаним профілем закрилку (на відстані 0,5 м від площини



симетрії) зображено на рис. 3.18

Рис.3.16 Емпіричні залежності відносних значень параметрів щілини



між закрилком та профілем

Рис.3.17. Схема крила в плані з позначенням закрилків (суцільним) та частини крила, що обслуговується механізацією (суцільним та заштрихованим)

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

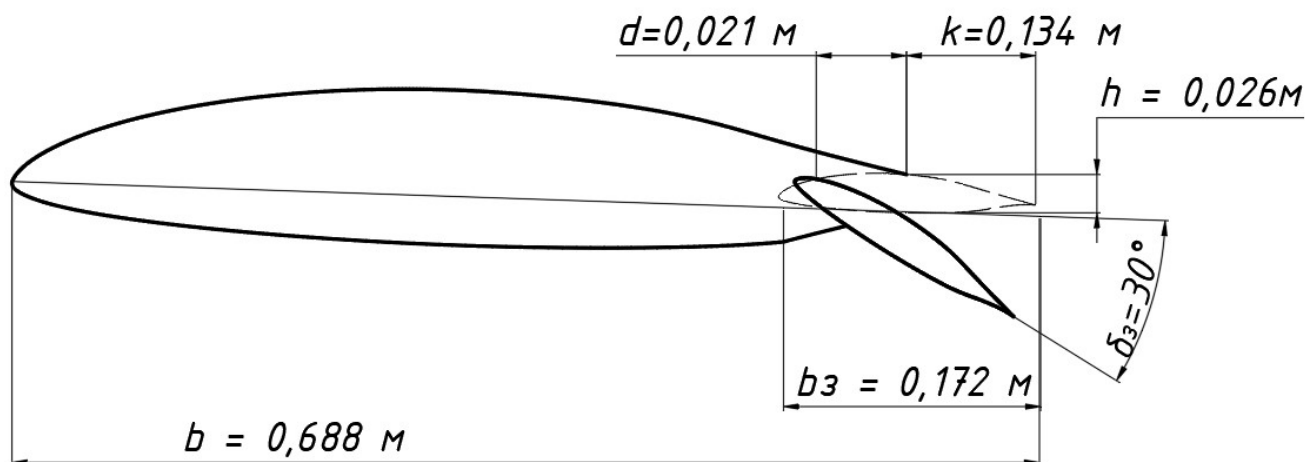


Рис.3.18. Переріз профілю крила (на відстані 0,5 м від площини симетрії) з профілем закрилка

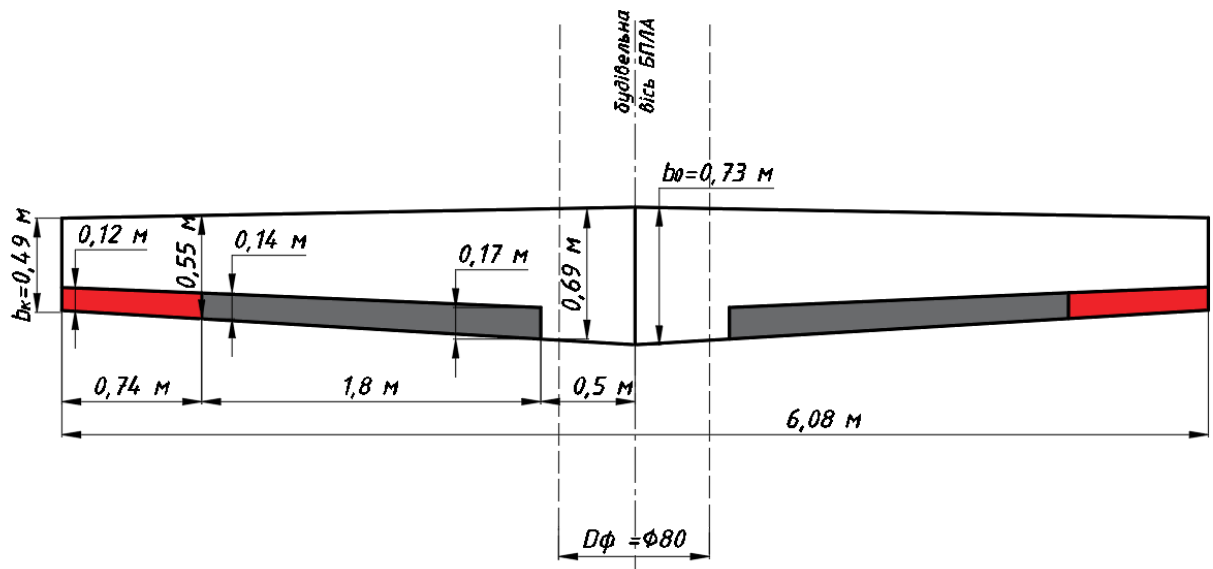
8 Вибір параметрів елеронів

Елерон – орган управління, симетрично розташований на задній крайці крила консолей крила; застосовується для поперечної керуваності ЛА та управління за креном. Принцип їх дії полягає в зменшенні підйомної сили на консолі з сторони піднятого елерона, що призводить до опускання крила та повороту в заданий бік.

При проектуванні елеронів в першому наближенні приймається розмах елеронів $l_{ел} \approx 0,25 \dots 0,3 l_{кр}$, хорда $b_{ел} \approx 0,2 \dots 0,25 b_{кр}$ та площа елеронів $S_{ел} \approx 0,05 \dots 0,07 S_{кр}$, де $l_{кр}$, $b_{кр}$, $S_{кр}$ - розмах, хорда та площа всього крила відповідно. Кути відхилення $\delta_{ел} = 25 \dots 30^\circ$ [п.14.6, 14] Для БПЛА, що проектується обираю $l_{ел} = 0,74$ м , $b_{ел} = 0,25 b_{кр}$. Кут відхилення $\delta_{ел} = 25^\circ$

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Схема розташування елерона та закрилків вказана на рис. 3.19. Площа



елеронів $S_{ел} = 0,1924 \text{ м}^2$, що знаходиться в межах 5...7% від площі крила.

Рис.3.19. Схема крила в плані з закрилками (сірим) та елеронами (червоним)

Висновки до розділу

В розділі 3 мною:

- підібрано кореневий та кінцевий профіль за умовою забезпечення максимальної аеродинамічної якості при $C_y \approx C_{yV_{max}}$;
- визначено основні аеродинамічні характеристики кореневого та кінцевого профілю: коефіцієнтів підйомної сили C_y , лобового опору C_x , повздовжнього моменту C_m , за умови польоту на максимальній швидкості та максимальній висоті, що задані в ТЗ та при кутах атаки $\alpha = -5...+20^\circ$;
- отримано графіки залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_m(\alpha)$ та $C_y(C_x)$;
- проаналізовано можливі типи механізації крила та обрано тип механізації для БПЛА, що проектується – щілинний закриллок з фіксованою віссю обертання ;
- за емпіричними даними підібрано геометричні параметри механізації крила ;
- обрано параметри органів управління – елеронів.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Вибір гвинтомоторної групи (двигун, гвинт)

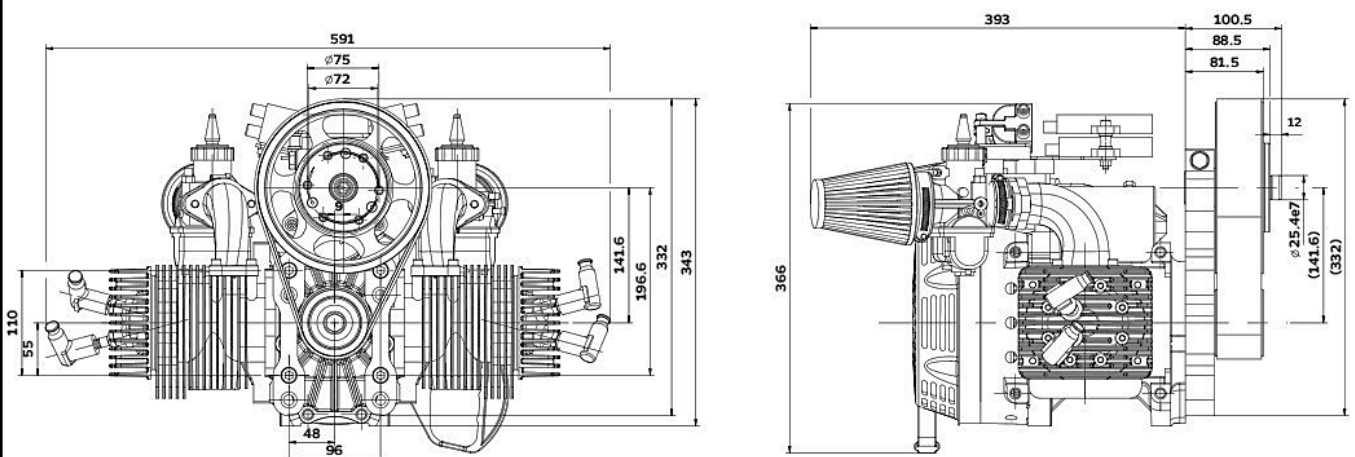
Для створення сили тяги, що необхідна для забезпечення поступального руху ЛА та супротиву силі лобового опору на літальних апаратах встановлюється силова установка. Силова установка складається з двигуна, рушія (наприклад, гвинта) та систем для забезпечення роботи двигуна (паливної системи, системи охолодження, змащення тощо). В даному розділі розглянуто лише підбір двигуна та гвинта.

За характеристиками БПЛА-аналогів (див. розділ 1) обираю двигун потужністю 50 к.с. Hirth F23. [19] Основні характеристики двигуна Hirth F23 наведено в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1.

Основні характеристики двигуна Hirth F23

Тип двигуна	двохтактний з повітряним охолодженням
Об'єм	521 см ³
Потужність	50 к.с. при 6500 об/хв
Діаметр та хід поршня	72 мм x 64 мм
Маса двигуна	22 кг (без вихлопної системи та редуктора)
Тип палива	Бензин АИ-95 +2% синтетичного масла для двухтактних двигунів



Габаритні розміри двигуна вказано на рис. 4.1.

34

Рис.4.1. Габаритні розміри двигуна

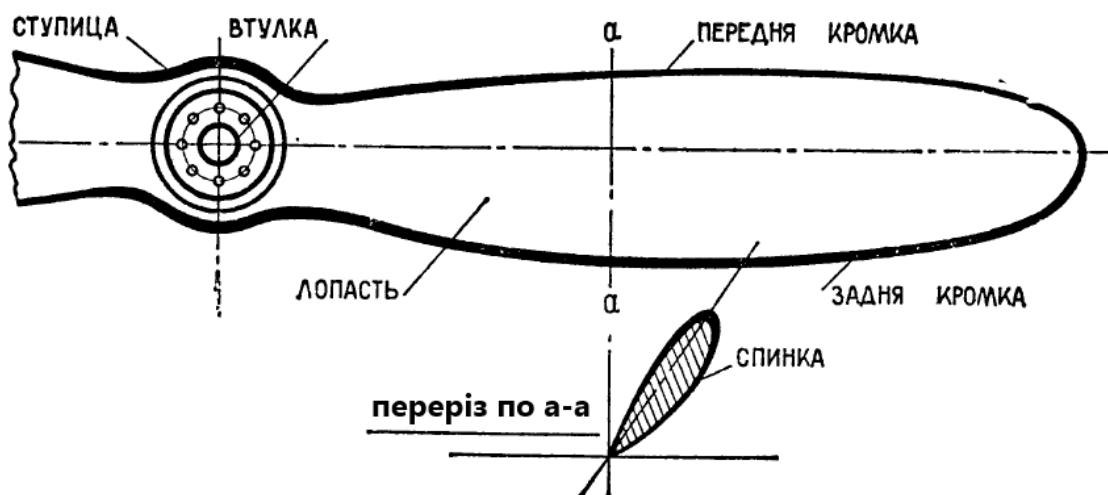
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

З потужності обраного гвинта виконаю підбір повітряного гвинта.

Повітряний гвинт – апарат, призначений для створення тяги та складається з ступиці, лопатей і закріплюється на валу двигуна за допомогою спеціальної втулки (рис. 4.2.) Переріз лопаті має профільовану форму як і крило. [20]

Рис. 4.2. Повітряний гвинт



Повітряний гвинт характеризується такими параметрами:

Діаметр гвинта D – діаметр кола, що описується кінцями лопатей. Площина, перпендикулярна до осі обертання, називається площиною обертання гвинта.

Кут встановлення φ - кут між площиною обертання та хордою перерізу лопаті. Оскільки він різний для кожного перерізу, то використовують кут встановлення $\varphi_{0,75}$ – кут встановлення перерізу на відносному радіусі $r = 0,75$.

Крок гвинта H – відстань, що проходить гвинт за один повний оборот в невіддатливому середовищі. Крок знаходиться $H = 2\pi r \cdot \text{tg}\varphi$.

Відносний хід гвинта λ – характеристика режиму гвинта, що дорівнює відношенню відстані, пройденій гвинтом за один оберт до його діаметра.

$$\lambda = \frac{H}{D} = \frac{V}{n \cdot D}, \text{ де} \quad (4.1)$$

n – кількість обертів на валу двигуна.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Коефіцієнт потужності β – характеризує потужність, необхідну для обертання гвинта; залежить від форми гвинта та відносного ходу.

$$\beta = \frac{75T}{\rho n^3 D^5}, \text{ де} \quad (4.2)$$

T – потужність двигуна, к.с.;

ρ – масова густина повітря, $\text{кг}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4$;

D – діаметр гвинта, м;

n – кількість обертів за секунду.

Повітряні гвинти розділяють на тягнущі та штовхаючі; за способом кріплення лопатей – гвинти фіксованого кроку (ГФК) та змінного кроку (ГЗК). Гвинт фіксованого кроку є найбільш ефективним на розрахунковому режимі польоту, а гвинт змінного кроку дозволяє досягти більшого коефіцієнта корисної дії на режимах польоту, що відрізняються від розрахункового.

Для БПЛА, що проектується, обираю штовхаючий трьох лопатевий гвинт змінного кроку серії ЗСМВ-3. Креслення лопаті цієї серії зображено на рис. 4.3. Профіль лопаті Clark – Y. [21]

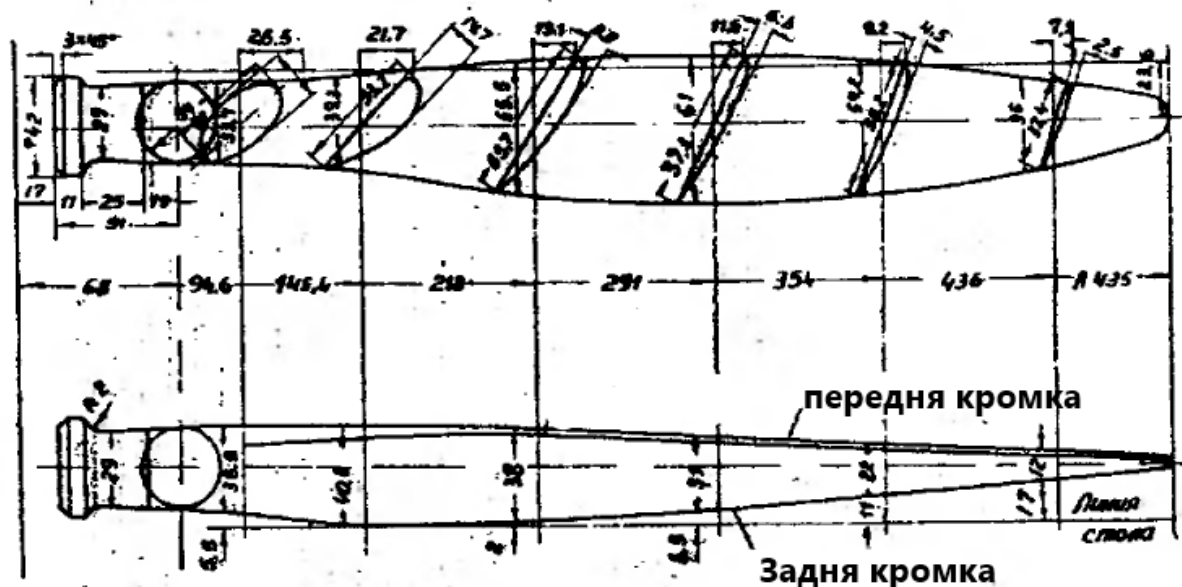


Рис.4.3. Креслення лопаті гвинта серії ЗСМВ-3

Гвинт змінного кроку – гвинт, у якого при зміні швидкості, а отже і зміні відносного кроку, шляхом автоматичної зміни кута встановлення, 36

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

забезпечується умова постійності кількості обертів на валу двигуна. З (4.2) при постійності висоти ($\rho = \text{const}$) та потужності, коефіцієнт потужності β також лишається сталим. Отже, на серійній діаграмі гвинтів характеристика гвинта змінного кроку виражається $\beta(\lambda) = \text{const}$, тобто лінія паралельна осі λ .

Для визначення діаметру гвинта для БПЛА, що проектується, на серійній діаграмі гвинтів серії ЗСМВ-3 через точку з максимальним ККД проводжу пряму (червоним), паралельну осі λ (рис. 4.4.)

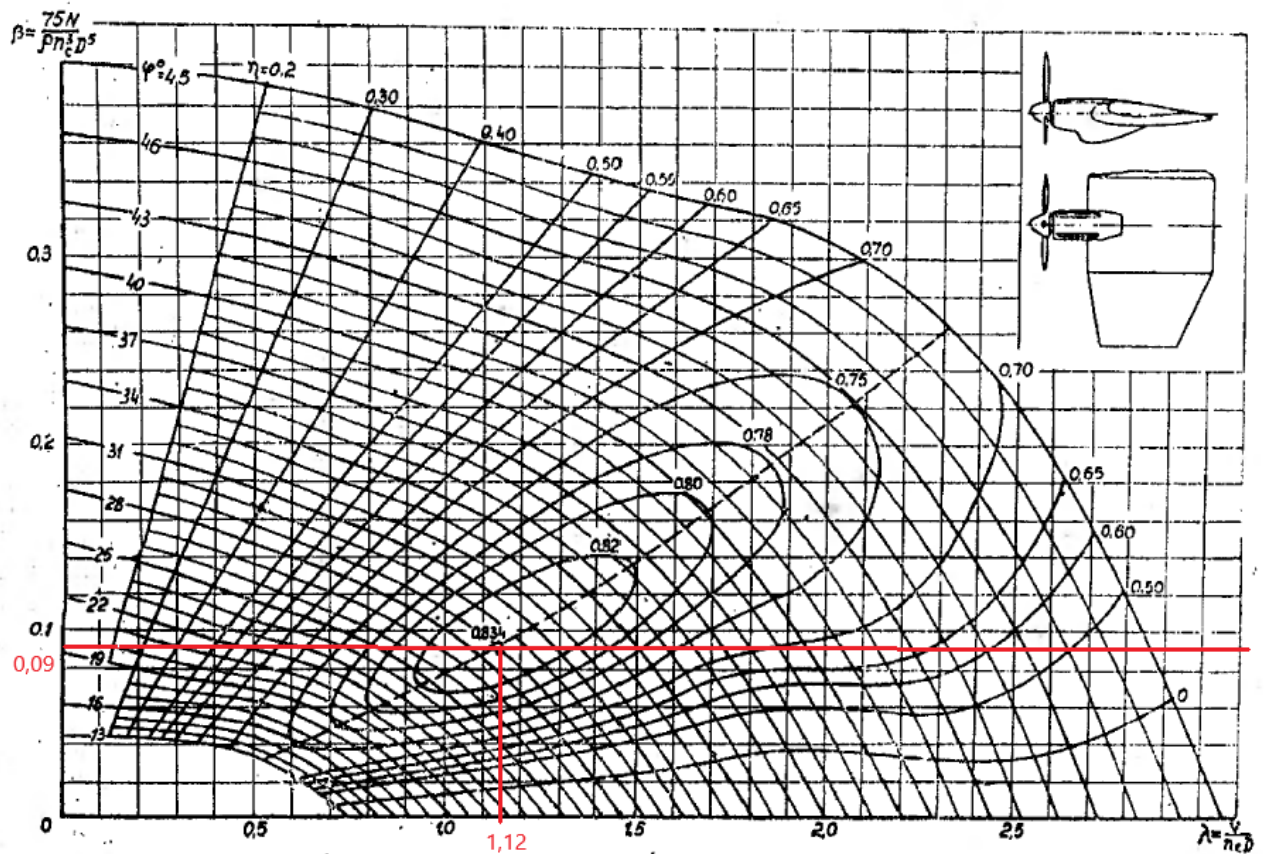


Рис.4.4. Серійна діаграма гвинтів серії ЗСМВ – 3

Отже, для забезпечення максимально можливого ККД коефіцієнт потужності $\beta = 0,09$. З (4.2) для потужності $T = 50$ к.с., $n = 6500$ об/хв на висоті $h=0$ м ($\rho = 0,125$ кг·с²/м⁴) діаметр гвинта $D = 0,77$ м. За серійною діаграмою (рис.4.4) найменший кут встановлення $\varphi = 20^\circ$.

На максимальній висоті польоту $h = 5$ км, максимальна потужність на поршневому двигуні падає до $T_1 = 0,515T = 25,75$ к.с. = 1931,25 кг·м/с [п.6.2.2,₃₇ 22] Для польоту на максимальній висоті з (4.2) знаходжу кількість обертів для

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

забезпечення максимального ККД двигуна $n_1 = 6110$ об/хв , що можна забезпечити використанням редуктора.

При польоті на максимальній висоті та з максимальною швидкістю за (4.1) знаходжу відносний хід гвинта $\lambda = 0,886$. За серійною діаграмою відповідний кут встановлення $\varphi = 26^\circ$. При польоті на максимальній висоті з мінімальною заданою в ТЗ швидкістю $V = 100$ км/год відносний хід гвинта $\lambda = 0,323$ та відповідному куту встановлення $\varphi = 21^\circ$.

З обраного ККД двигуна $\eta = 83,4$ % знаходжу затратну потужність $N_{затр} = \eta T = 41,7$ к.с. = $3127,5$ кг·м/с , тоді для $V_{max} = 250$ км/год з

$$PV = N_{затр} \quad (4.3)$$

знаходжу тягу для максимальної швидкості при польоті на максимальній висоті $P = 1931,25 \cdot 0,834 / 69,45 = 23,2$ кг

Висновки до розділу

В розділі 4 мною було :

- підбрано двигун потужністю 50 к.с. при 6500 об/хв ;
- обрано вид повітряного гвинта – штовхаючий з змінним кроком;
- обрано серію гвинта – трьохлопатевий двигун серії ЗСМВ-3;
- за серійною діаграмою визначено діаметр гвинта $D = 0,77$ м;
- за заданими в ТЗ режимами польоту визначено необхідний діапазон кількості обертів на валу двигуна $n = 6500 \dots 6110$ об/хв та зміні кутів встановлення $\varphi = 20 \dots 26^\circ$ для забезпечення максимально можливого ККД для даної серії гвинтів $\eta = 83,4$ %;
- визначено затратну потужність;
- визначено діапазон потужностей для заданого в ТЗ діапазону швидкостей при польоті на максимальній висоті $P = 58 \dots 23,2$ кг

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Вибір параметрів горизонтального та вертикального оперення, фюзеляжу, шасі

9 Вибір параметрів оперення

Оперення – несуча поверхня ЛА, що забезпечує стійкість, керованість та балансування на всіх режимах польоту. В літаку нормальної аеродинамічної схеми виділяють горизонтальне (ГО) та вертикальне (ВО) оперення. Горизонтальне оперення забезпечує повздовжнє балансування, керованість та стійкість ЛА, вертикальне оперення – шляхову стійкість, балансування та керованість.

Для БПЛА, що проектується, обираю схему оперення з рознесеним вертикальним оперенням, закріпленим на кінцях горизонтального оперення. Оскільки, мною було обрано штовхаючий гвинт, розміщений позаду фюзеляжу, обрана схема дозволить винести оперення з зони негативного впливу від гвинта та збільшить його ефективність.

За середньостатистичними даними площа горизонтального оперення ЛА з одним двигуном знаходиться в межах 18-23% від площі крила, а при застосуванні рознесеного ВО може бути зменшена ще на 20-25 % [п.11.3.3, 23]. Отже, площа горизонтального оперення $S_{ГО} = 0,53...0,68 \text{ м}^2$. Приймаю площу ГО $S_{ГО} = 0,7 \text{ м}^2$.

Видовження ГО для схеми літака з одним двигуном нормальної аеродинамічної схеми складає 4,0 ... 6,3 [табл.11.3.1, 23] Приймаю видовження ГО $\lambda_{ГО} = 5$, тоді розмах $l_{ГО} = \sqrt{S\lambda} = 1,88 \text{ м}$.

З обраного виду оперення та з врахування кута стрілоподібності крила $\chi = 0^\circ$ приймаю горизонтальне оперення прямокутної форми в плані та нульовими кутами стрілоподібності, встановлення та поперечного V. Тоді хорда оперення $b_{ГО} = S_{ГО}/l_{ГО} = 0,37 \text{ м}$.

З коефіцієнту статичного моменту [11.2.1, 23] знаходжу плече₃₉ горизонтального оперення $L_{ГО}$ - відстань між центром ваги ЛА та ГО.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

$$A_{ГО} = \frac{S_{ГО} L_{ГО}}{S b_{САХ}}, \text{ де} \quad (5.1)$$

$S_{ГО} = 0,7 \text{ м}^2$ – площа горизонтального оперення;

$S = 3,7 \text{ м}^2$ – площа крила БПЛА, що проектується;

$b_{САХ} = 0,62 \text{ м}$ – середня аеродинамічна хорда крила (Додаток 4);

$A_{ГО}$ – коефіцієнт статичного моменту, для ЛА з одним двигуном $A_{ГО} = 0,6 \dots 0,8$ [11.3.18, 23]

Звідси $L_{ГО} = 1,97 \dots 2,62 \text{ м}$. Приймаю $L_{ГО} = 2,6 \text{ м}$. Для профілю горизонтального оперення приймаю симетричний профіль НАСА0012 (рис.5.2.) Координати профілю наведені в додатку 5.

Схема горизонтального оперення в плані наведена на рис. 5.1.

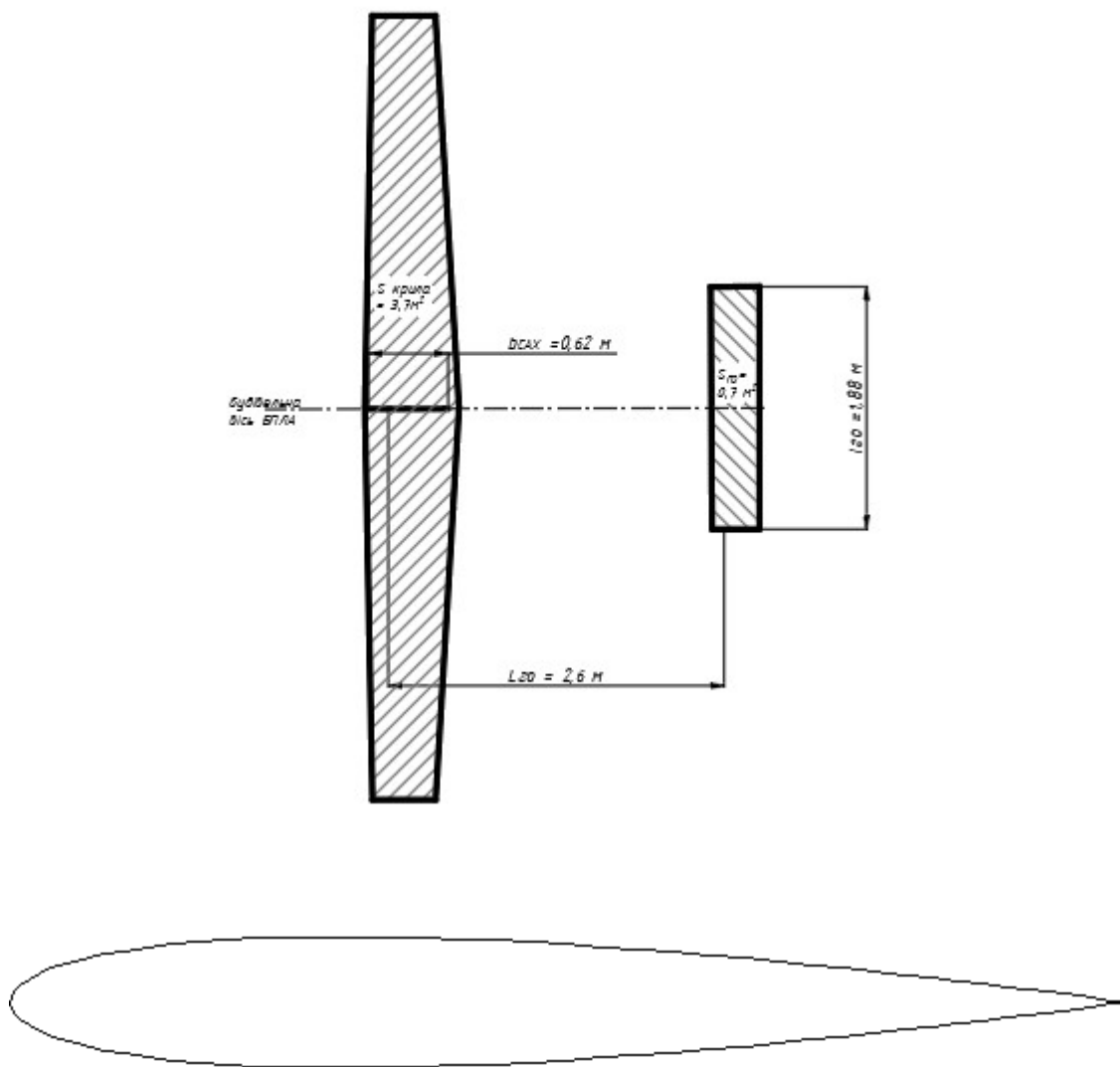


Рис. 5.1. Схема горизонтального оперення БПЛА, що проектується Рис. 5.2. 40

Профіль горизонтального оперення - аеродинамічний профіль НАСА0012

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

За середньо-статистичними даними площа вертикального оперення складає 7-12,8 % від площі крила, але для рознесеного ВО, розміщеного на кінцях горизонтального оперення площа має бути збільшена на 25-30 % [с.371, 23] Отже, площа вертикального оперення $S_{\text{ВО}} = 0,34 \dots 0,62 \text{ м}^2$. Приймаю площу $S_{\text{ВО}} = 0,4 \text{ м}^2$.

За формою в плані доцільно обрати симетричні шайби вертикального оперення – висота шайби над та під стабілізатором рівна. Такий тип оперення має найменший аеродинамічний опір та такі шайби створюють мінімальний крутний момент фюзеляжу та згинальний момент у вузлах кріплення шайб. [с.376, 23]

Приймаю видовження $\lambda_{\text{ВО}} = 1,5$, тоді розмах вертикального оперення $l_{\text{ГО}} = \sqrt{S\lambda} = 0,56 \text{ м}$. Найбільша хорда ВО $b_0 = 0,37 \text{ м}$ збігається з хордою ГО, тоді з площі трапеції кінцева хорда $b_{\text{к}} = 0,34 \text{ м}$.

Схема вертикального оперення наведена на рис. 5.3.

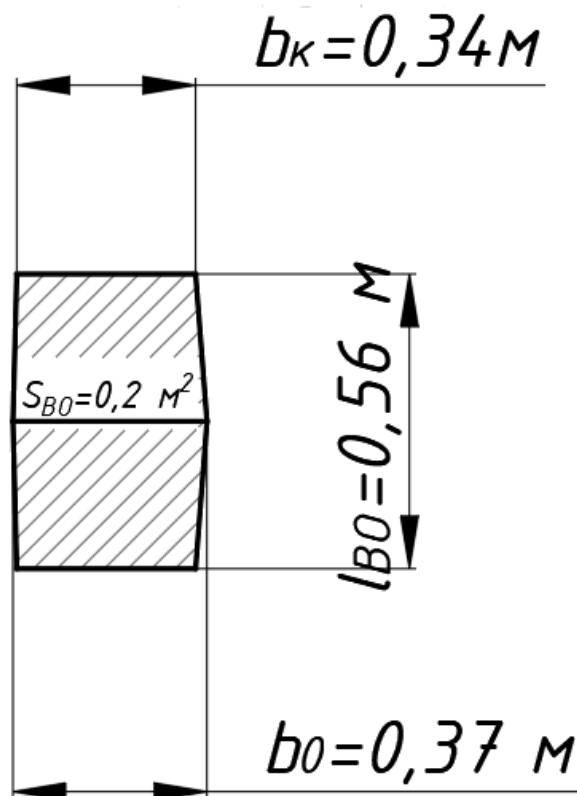


Рис.5.3. Схема вертикального оперення БПЛА, що проектується

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

10 Вибір параметрів фюзеляжу

Фюзеляж – елемент ЛА, що призначений для розміщення корисного навантаження та є силовою базою для інших частин ЛА, прикріплених до нього (крило, оперення, шасі).

Для БПЛА, що проектується, обираю двохбалкову схему з розташуванням гвинтомоторної групи позаду фюзеляжу. З габаритних розмірів двигуна (рис.4.1.) приймаю діаметр фюзеляжу $d_{\phi} = 0,62$ м та його видовження $\lambda_{\phi} = l_{\phi}/d_{\phi} = 3,7$, звідки $l_{\phi} = 2,3$ м. Видовження носової частини фюзеляжу $\lambda_{н.ч.ф.} = 1,13$, звідки довжина носової частини $l_{н.ч.ф.} = 0,7$ м. В першому наближенні обираю еліптичну форму.

Оперення в обраній двобалковій схемі з умови відстані не більше 0,2 м до гвинта в його площині, розташовується на балках, що кріпляться безпосередньо до крила. Тому фюзеляж в БПЛА, що проектується, призначений для розташування двигуна, корисного навантаження та кріплення стійок шасі.

Схема фюзеляжу в площині симетрії БПЛА, що проектується зображена на рис. 5.4.

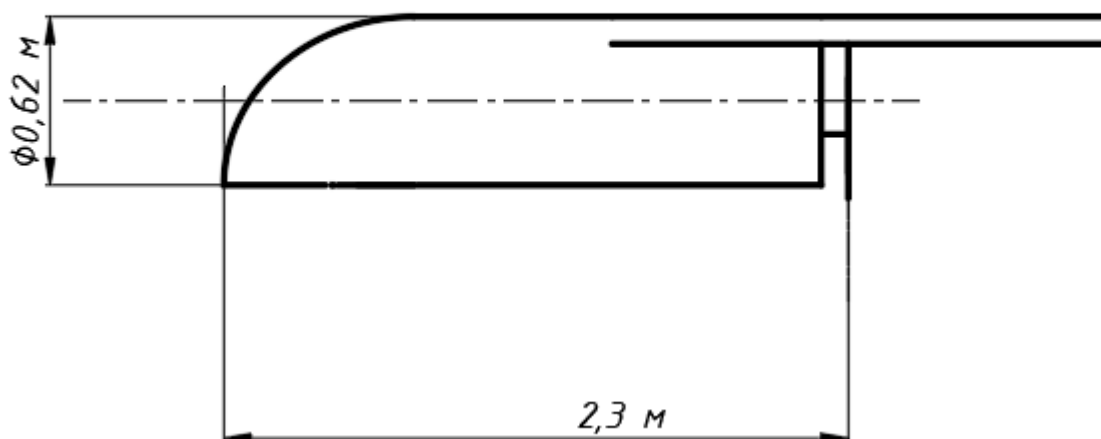


Рис.5.4. Схема фюзеляжу в площині симетрії (жовтим позначено корневий профіль крила та його хорду (чорним)

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

11 Вибір параметрів шасі

Шасі – система опор, необхідних для зльоту, посадки, пересування та стоянки на землі. Шасі забезпечує стійкість та керованість ЛА при розбігу, пробігу, руління та маневруванні, а також розсіювання поглинанням енергії ударів ЛА при посадці і рулінні по нерівній поверхні.

За БПЛА-аналогами (див. розділ 1) обираю шасі, що не прибирається трьохопорної схеми з передньою опорою. Використання шасі, що не прибирається, зменшує вагу конструкції, однак має шкідливий аеродинамічний опір. Трьохопорна схема шасі з передньою опорою характеризується кращою стійкістю під час розбігу та пробігу; більш інтенсивним гальмуванням під час пробігу та можливістю швидкісної посадки, що забезпечується усуненням небезпеки капотування ЛА, простотою маневрування при використанні системи повороту передніх коліс. До недоліків обраної схеми можна віднести можливість виникнення автоколивань передньої опори, через її більшу довжину. Для гасіння цих коливань використовуються гідравлічні демпфери.

Серед основних геометричних параметрів (рис.5.5) схеми шасі визначаю:

- висоту стійок шасі $h = 0,43$ м з умови забезпечення мінімальної відстані від гвинта до поверхні ЗПС $0,3$ м [п.19.2, 14]
- повздовжню базу шасі b – відстань між осями коліс передньої та задніх опор. $b = 0,4 \dots 0,65 L_{\phi}$ [19.12, 14] Приймаю $b = 1,46$ м.
- виніс переднього колеса a – відстань при вигляді збоку між вертикаллю, що проходить через центр мас літака та віссю переднього колеса $a = 0,3 \dots 0,4 b$ [19.10, 14] Приймаю $a = 0,48$ м.
- висоту центра мас БПЛА H . Приймаю $H = 0,7$ м.
- колію шасі B – відстань між точками доторку ЗПС колесами головних опор. В першому наближенні приймаю $B = 1,3$ м [п.19, 14]

Діаметр коліс приймаю $D_k = 100$ мм, а діаметр опор шасі в першому⁴³ наближенні $d = 50$ мм. Передня опора має бути вільноорієнтованою задля

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

забезпечення керованості БПЛА на землі. Оскільки літак має відносно невелику злітну масу, то для забезпечення прохідності – можливості довготривалої експлуатації ЛА на ґрунтових та бетонних аеродромів без пошкодження його поверхні, достатньо одного колеса на кожній опорі.

Схему відносного розташування коліс шасі та розташування шасі відносно фюзеляжу наведено на рис.5.5. та 5.6. відповідно.

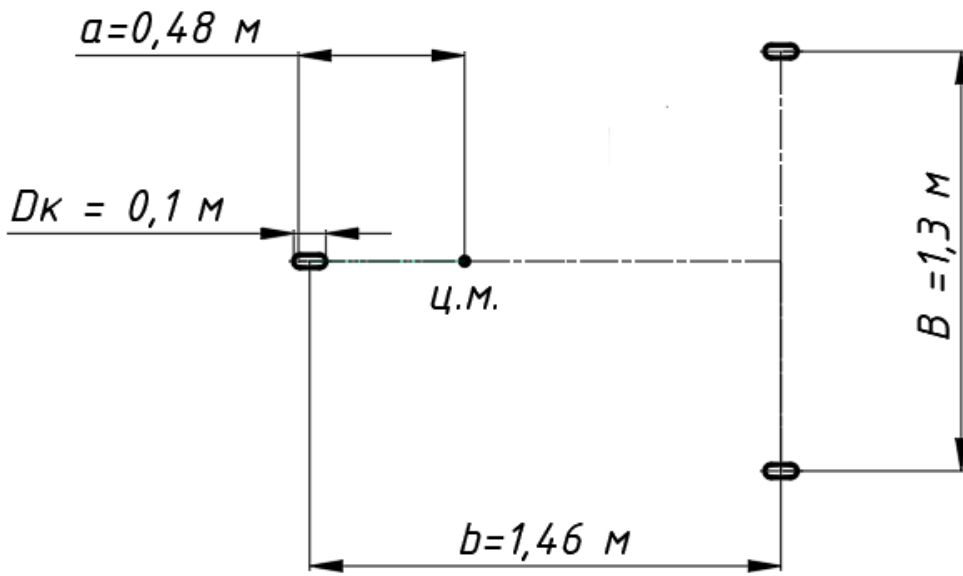


Рис.5.5. Схема розташування коліс опор шасі

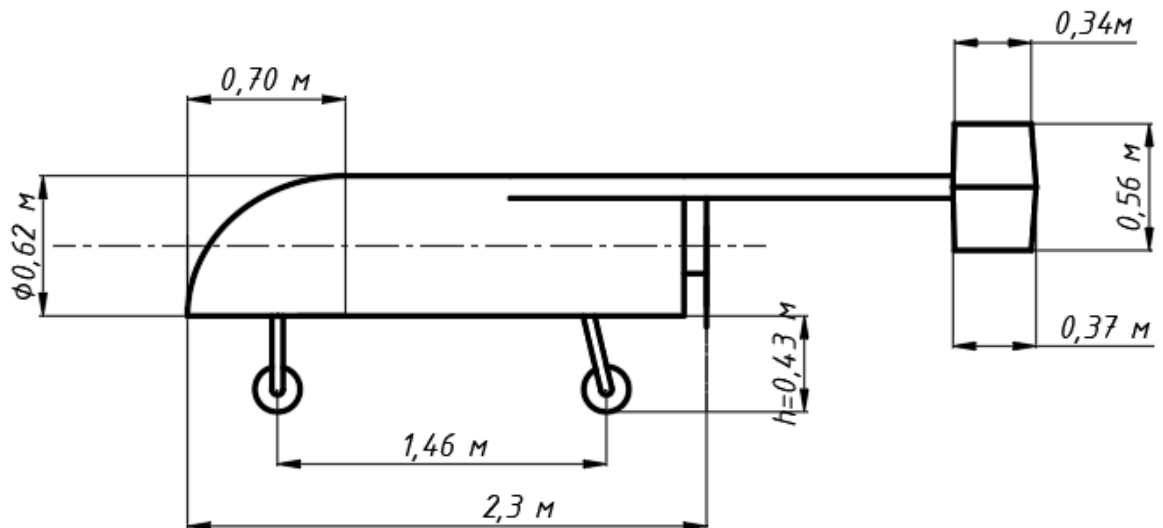


Рис. 5.6. Схема взаємного розташування шасі та фюзеляжу

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Висновки до розділу

В даному розділі мною було :

- обрано схему оперення – з рознесеним вертикальним оперенням, розташованим на кінцях горизонтального оперення;
- визначено основні геометричні параметри горизонтального та вертикального оперення;
- обрано схему БПЛА – двохбалкову схему;
- визначено основні геометричні параметри фюзеляжу;
- обрано схему шасі – трьохопорну з передньою опорою;
- обрано основні геометричні параметри шасі в першому наближенні;
- створено креслення загального вигляду БПЛА, що проектується.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Визначення аеродинамічних характеристик крила та всього БПЛА

Одними з основними аеродинамічних характеристик ЛА є поляр крила та всього БПЛА. Для визначення основних аеродинамічних параметрів скористаюся програмою xflr5. Для обраної геометрії крила та (рис.6.1.) проводжу емуляцію продувки при умовах максимальної заданої швидкості $V_{\max} = 250$ км/год та максимальної висоти $H = 5$ км.

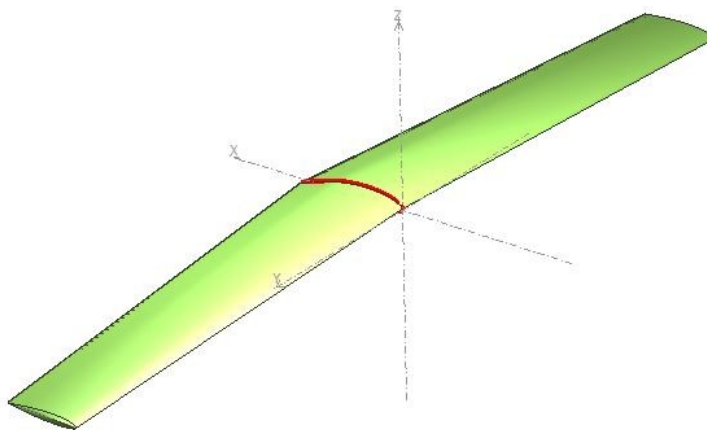
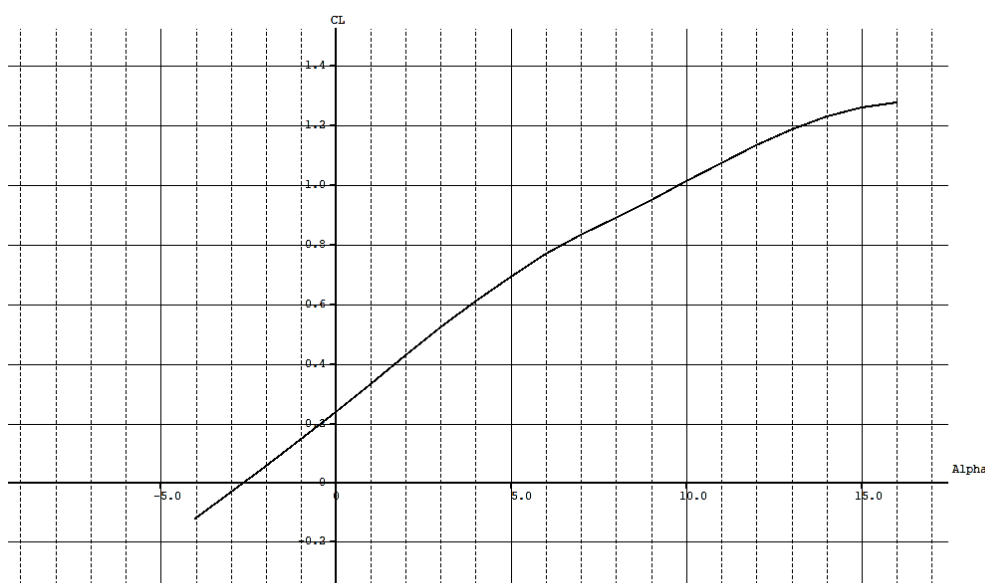


Рис.6.1. Розрахункова модель крила БПЛА, що проектується

Отримані графіки залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(\alpha)$ крила при $Re=2292029$ наведені на рис.6.2 – 6.5. відповідно.

Примітка: В наведених графіках C_l - відповідає коефіцієнту підйомної сили C_y ; C_d - відповідає коефіцієнту лобового опору C_x ; кут атаки α позначено Alpha.



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

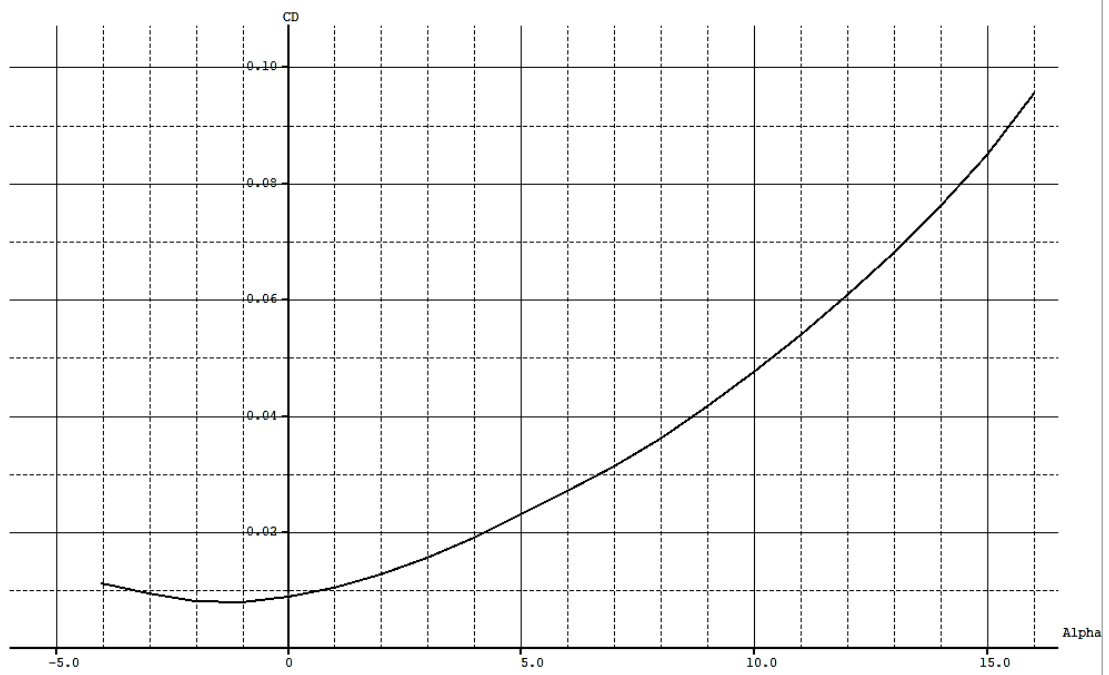


Рис. 6.2. Графік залежності $C_y(\alpha)$ крила БПЛА, що проектується

Рис.6.3. Графік залежності $C_x(\alpha)$ крила БПЛА, що проектується

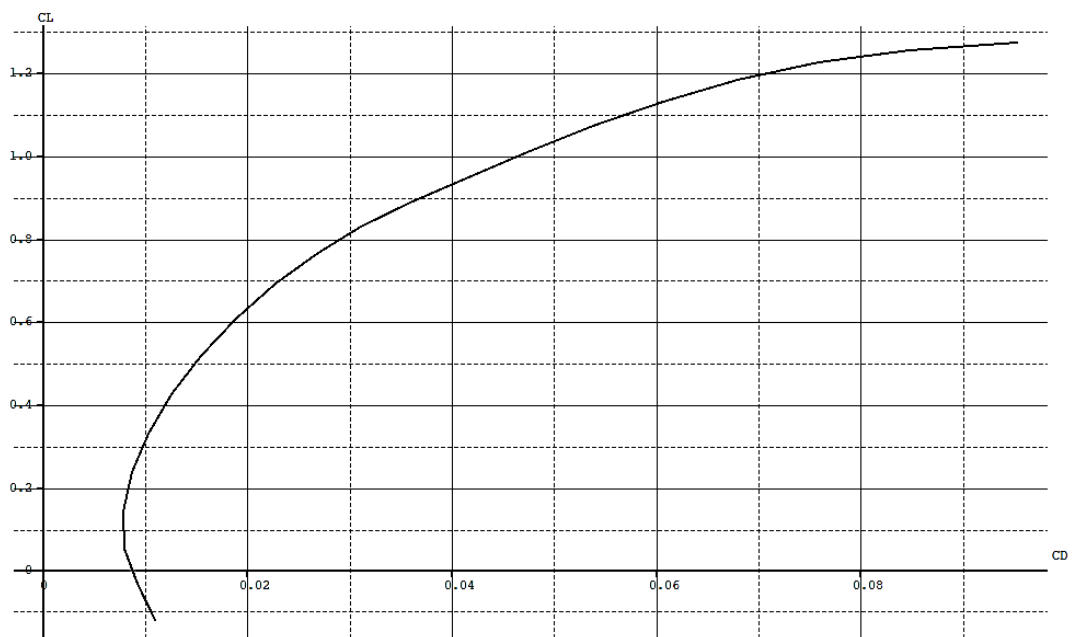


Рис. 6.4. Графік залежності $C_y(C_x)$ крила БПЛА, що проектується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

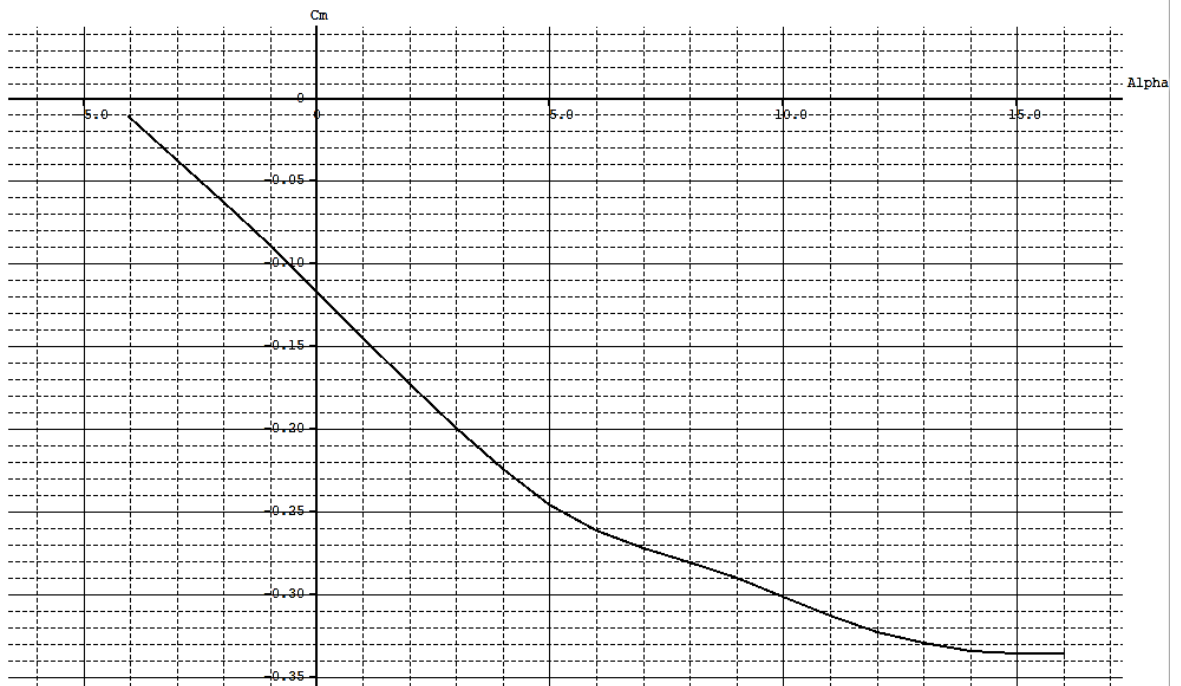


Рис.6.5. Графік залежності $C_m(\alpha)$ крила БПЛА, що проектується

Для визначення аеродинамічних характеристик всього БПЛА, що проектується визначаю аеродинамічні характеристики крила та горизонтального оперення (рис.6.6) з подальшим врахуванням шкідливих опорів елементів конструкції планера. Отримані графіки залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(\alpha)$ крила та горизонтального оперення $Re=2292029$ наведені на рис.6.7 – 6.10. відповідно.

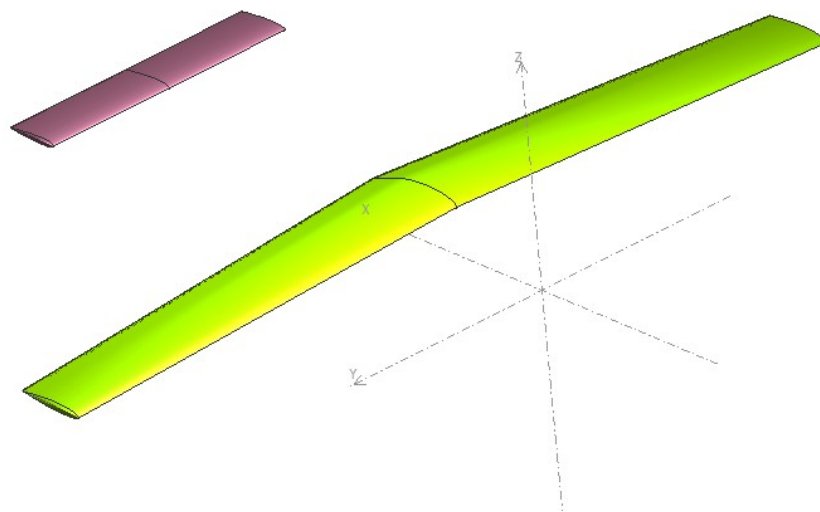


Рис.6.6. Розрахункова схема взаємного розташування крила та ГО

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

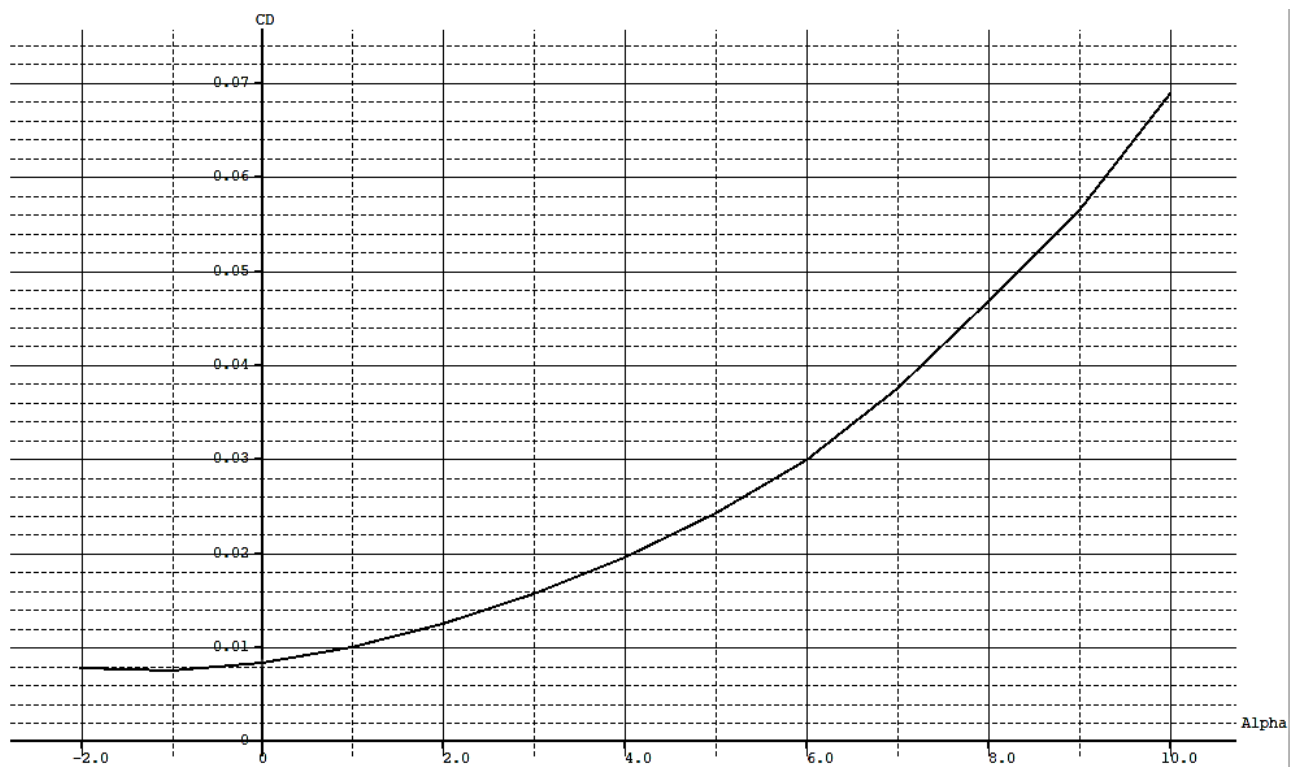
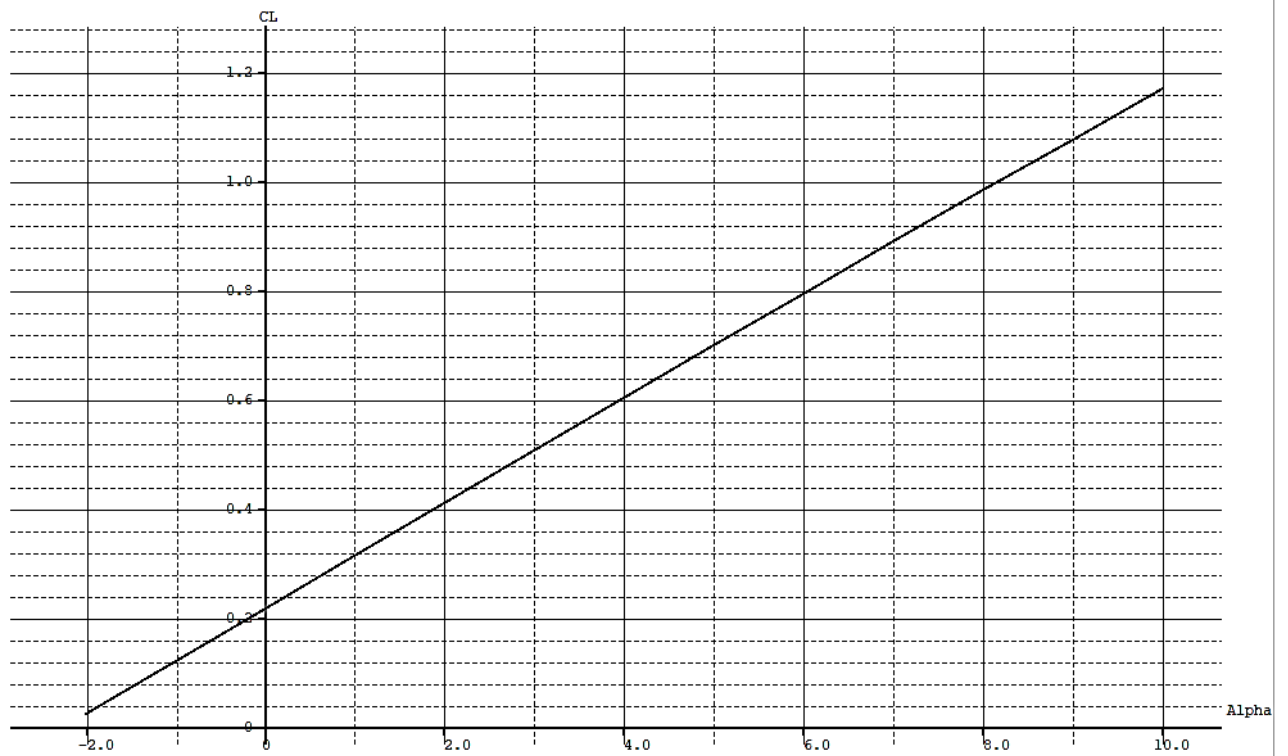


Рис.6.7. Графік залежності $C_y(\alpha)$ крила та ГО БПЛА, що проектується

Рис.6.8. Графік залежності $C_x(\alpha)$ крила та ГО БПЛА, що проектується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

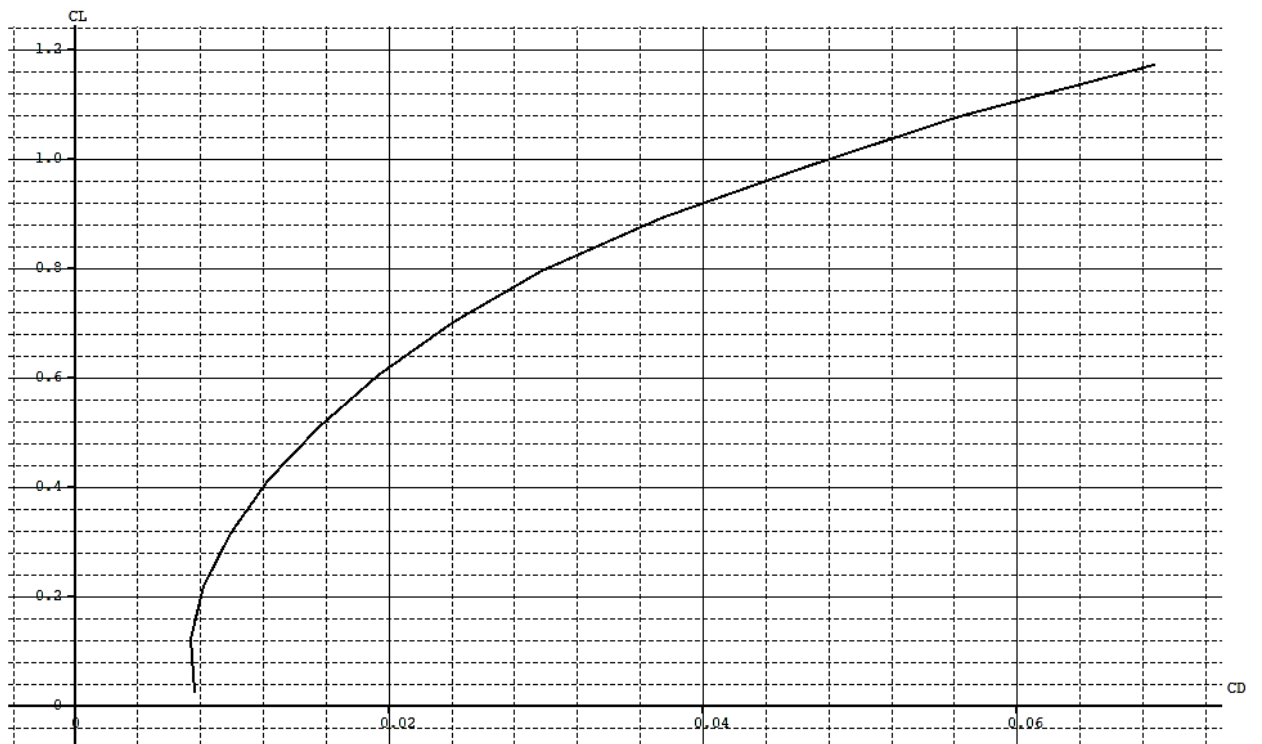


Рис.6.9. Графік залежності $C_y(C_x)$ крила та ГО БПЛА, що проектується

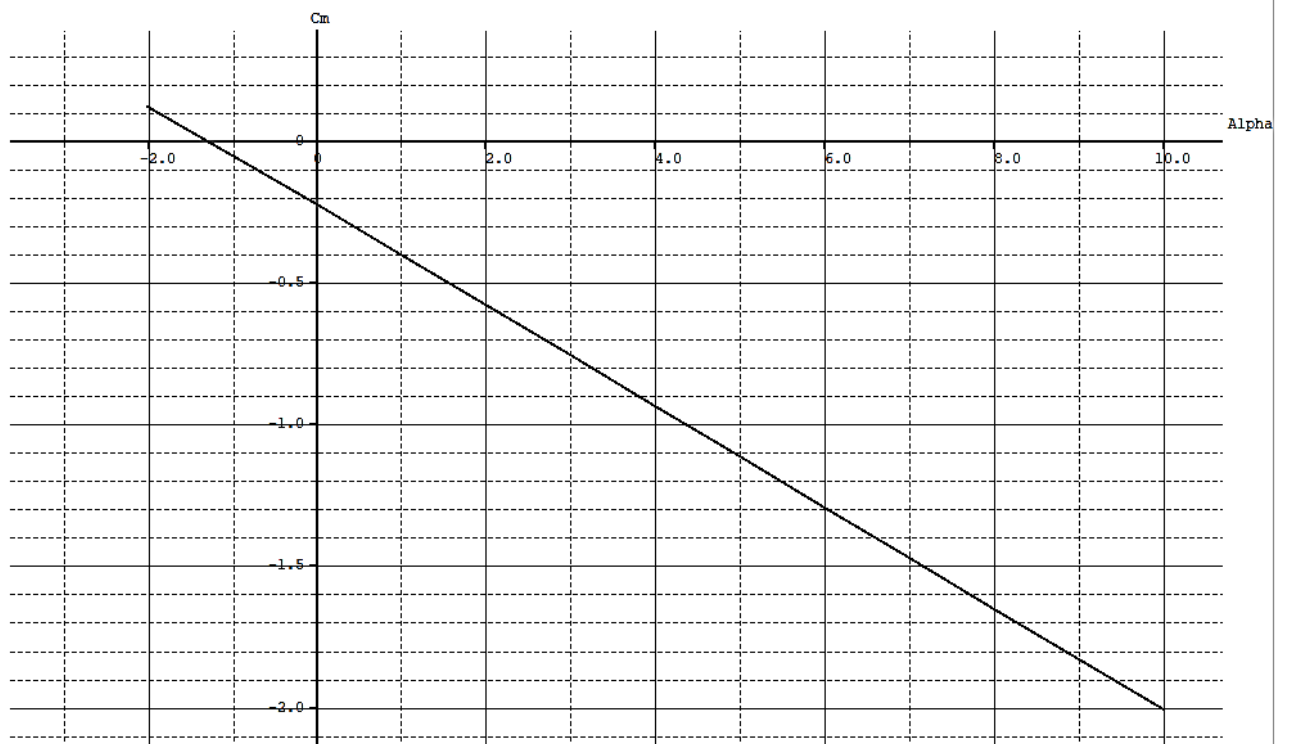


Рис. 6.10. Графік залежності $C_m(\alpha)$ крила та ГО БПЛА, що проектується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

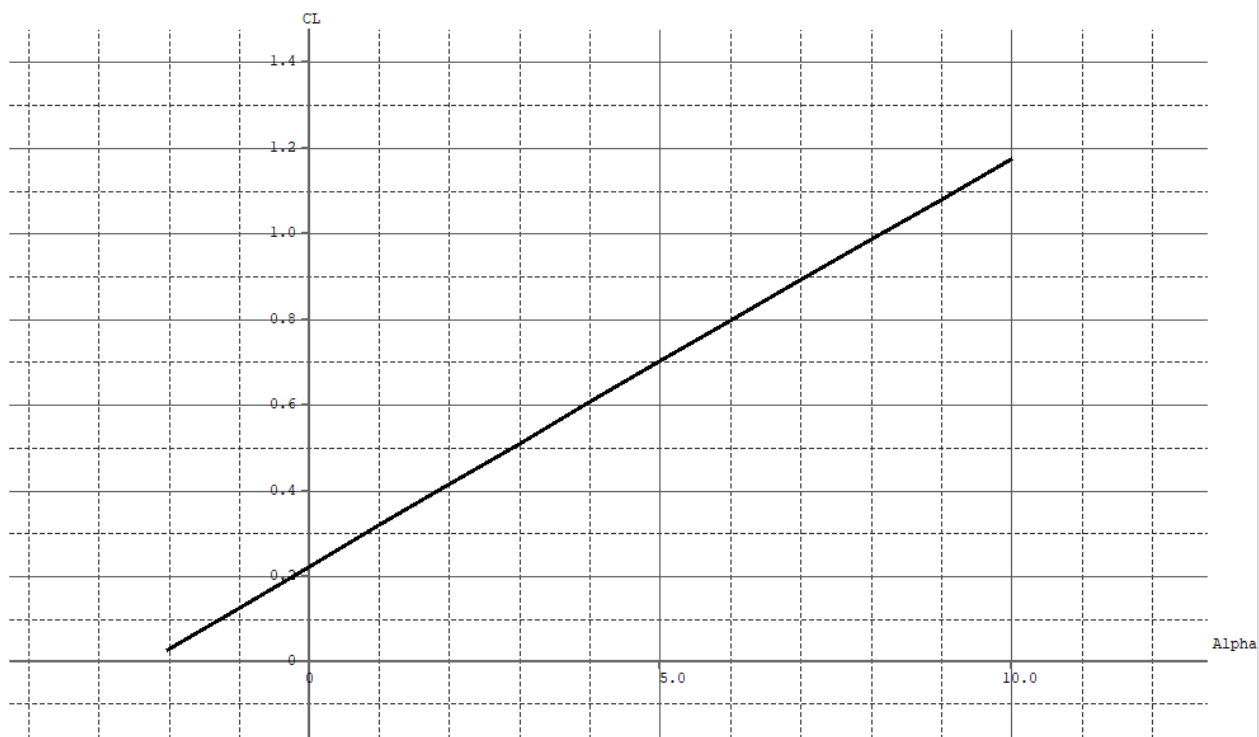
Для подальшого розрахунку аеродинамічних характеристик БПЛА, що проектується, визначаю значення додаткового опору елементів конструкції планера. В першому наближенні за статистичними даними [24] визначаю значення коефіцієнтів опору окремих елементів БПЛА. Значення обраних коефіцієнтів та площ елементів наведено в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1.

Визначення опорів елементів БПЛА, що проектується

елемент БПЛА		площа елемента, м ²	коефіцієнт додаткового опору
фюзеляж		0,3	0,5
шасі	стійки	0,05	0,05
	колеса	0,012	0,15
балки		0,008	0,06
вертикальне оперення		0,4	0,07

З врахуванням визначених додаткових опорів визначаю в першому наближенні аеродинамічні характеристики БПЛА, що проектується при швидкості $V_{max} = 250$ км/год та висоті $H = 5$ км. Отримані графіки залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(\alpha)$ БПЛА, що проектується при $Re=2292029$ наведені на рис. 6.11 – 6.14. відповідно.



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Рис.6.12. Графік залежності $C_y(\alpha)$ БПЛА, що проектується

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

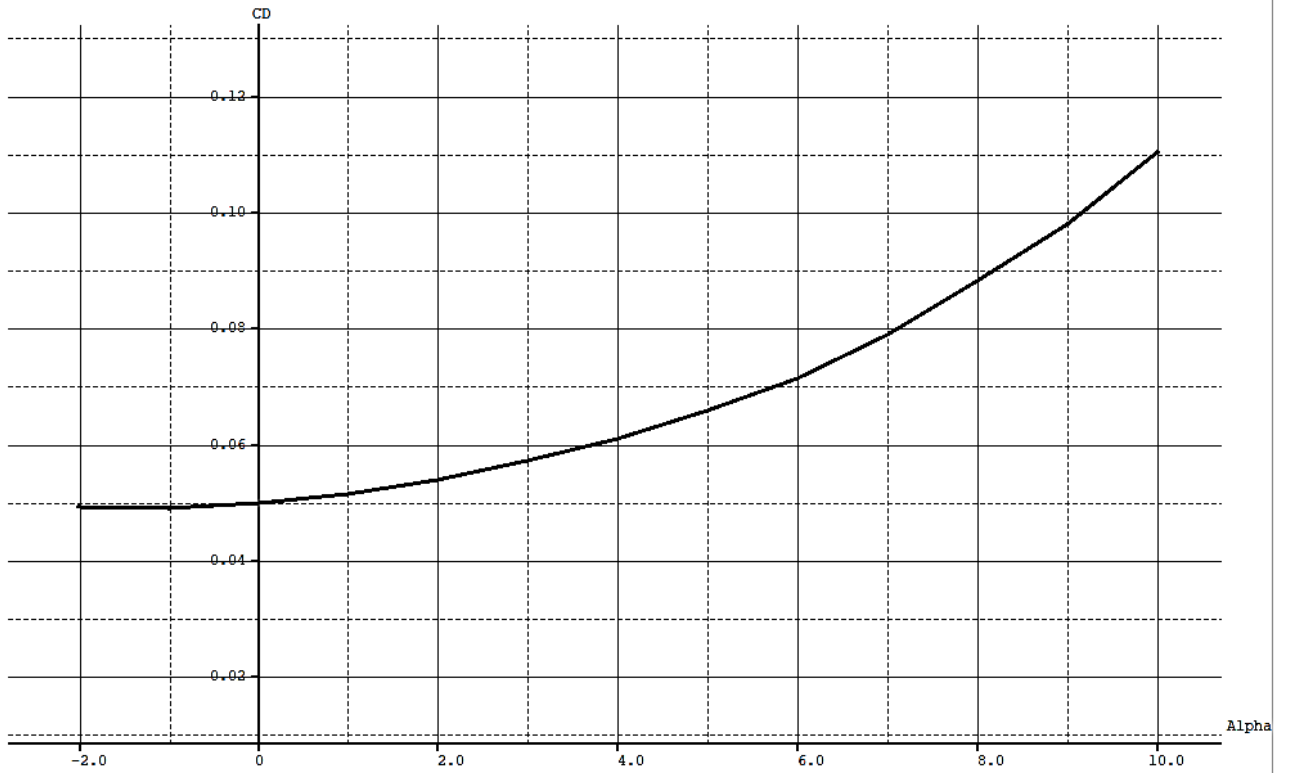


Рис.6.12. Графік залежності $C_x(\alpha)$ БПЛА, що проектується

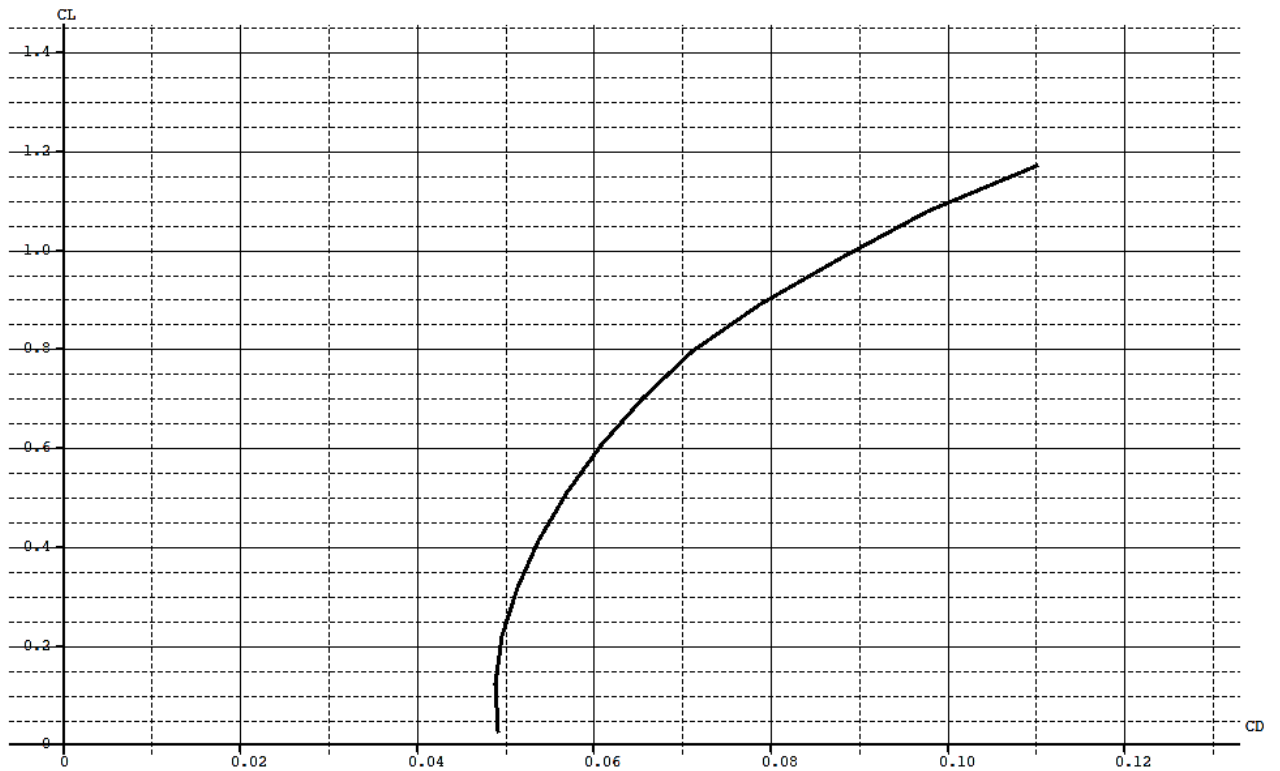


Рис.6.13. Поляра БПЛА, що проектується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

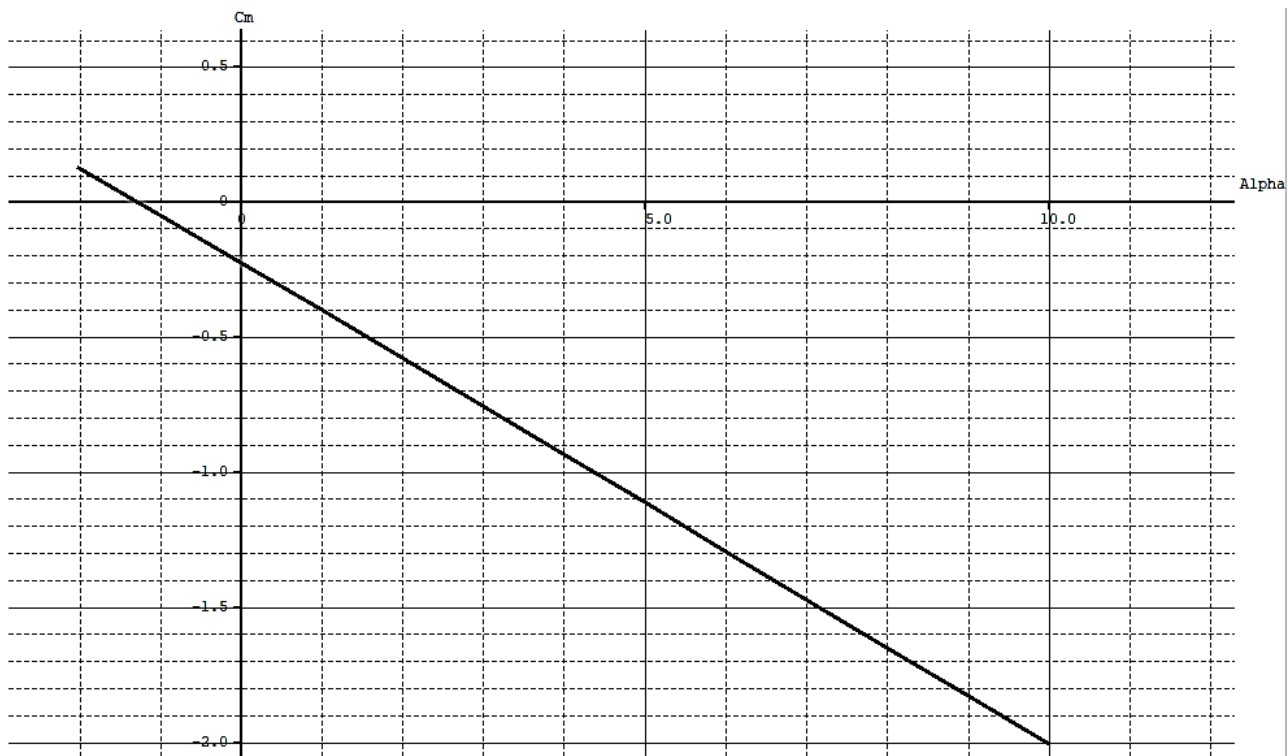


Рис.6.14. Графік залежності $C_m(\alpha)$ БПЛА, що проектується

Висновки до розділу

В даному розділі мною було визначено аеродинамічні характеристики крила, крила та горизонтального оперення і всього БПЛА, що проектується при умові польоту на максимальній висоті $H=5$ км та з максимальною швидкістю $V = 250$ км/год. За отриманими даними побудовано графіки залежності $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(\alpha)$ крила, крила та горизонтального оперення і всього БПЛА, що проектується.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

За допомогою програми xflr5 визначаю аеродинамічні характеристики БПЛА, що проектується на швидкості $V_{\text{відр}}$ та висоті $H=0$ м. Отриманий графік залежності аеродинамічної якості від кута атаки наведено на рис.7.2.

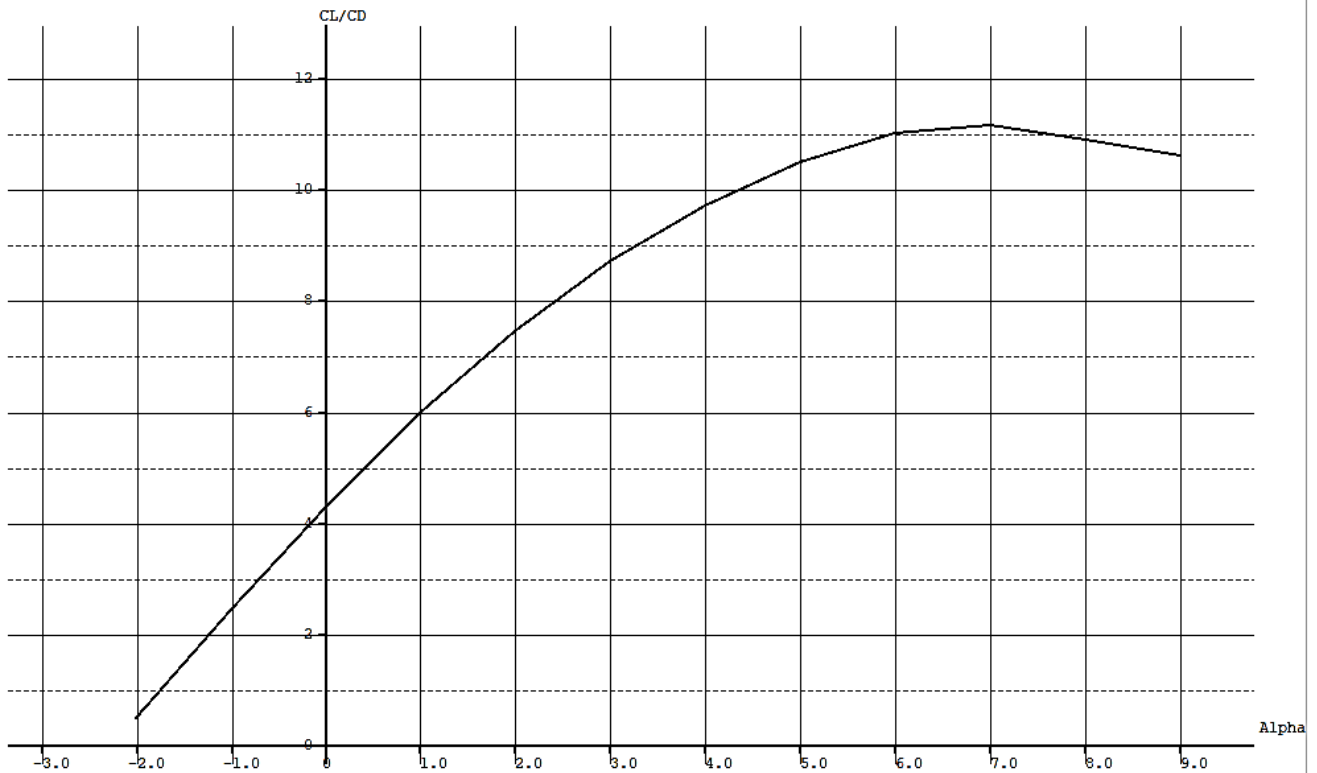


Рис.7.2. Графік залежності $K(\alpha)$ БПЛА, що проектується при $Re= 1440153$

Знаходжу довжину розбігу $L_{\text{розб}}$

$$L_{\text{розб}} = \frac{m_0 V_{\text{відр}}^2}{2g \left(P_{\text{ср}} - \frac{m_0}{3K_{\text{зл}}} - \frac{2f m_0}{3} \right)} = 138,58 \text{ м, де} \quad (7.2)$$

$V_{\text{відр}} = 26,97$ м/с – швидкість відриву;

$g = 9,8066$ кг·м/с²– прискорення вільного падіння для висоти $H=0$;

$m_0 = 200$ кг – максимальна злітна маса БПЛА, що проектується;

$P_{\text{ср}} = 0,74$ кг – середня тяга гвинтомоторної групи від початку розбігу до швидкості відриву;

$f = 0,04$ – коефіцієнт тертя коліс при зльоті для бетону [с.111, 22]

$K_{\text{зл}} = 4,4$ – аеродинамічна якість БПЛА, що проектується в злітній конфігурації (рис. 7.2)

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

13 Визначення довжини пробігу

Завершальним етапом польоту ЛА є посадка. В більшості випадків посадка ЛА складається з декількох етапів (рис.7.3) : ділянки планерування, вирівнювання, витримки та власне пробігу [п.6, 22].

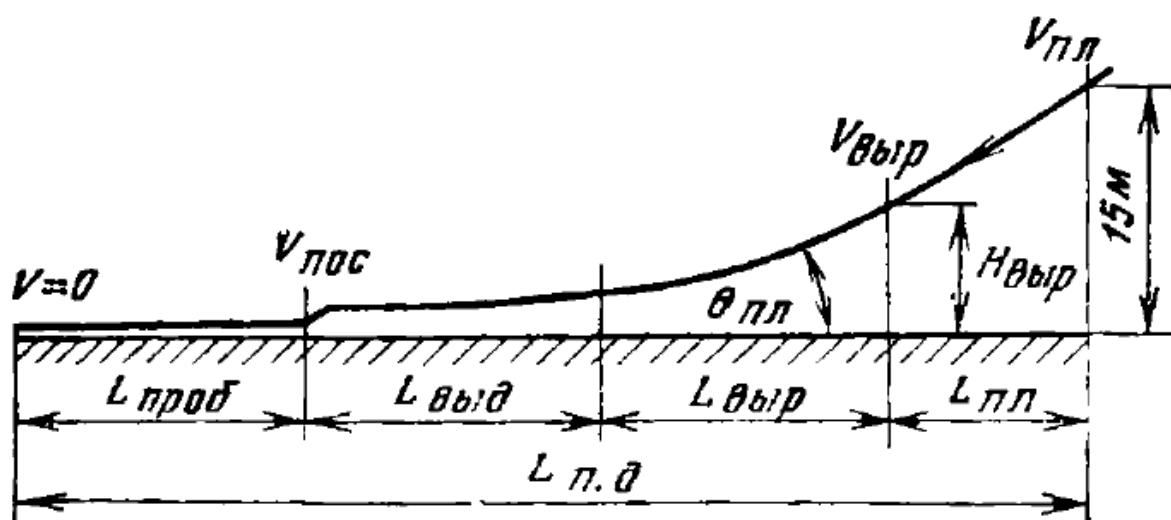


Рис.7.3. Схема посадки ЛА

Пробіг – сповільнений рух ЛА по ЗПС від моменту дотику до повної зупинки. Для забезпечення посадки швидкість ЛА має бути зменшеною, це досягається за допомогою посадкової механізації : для БПЛА, що проектується – за допомогою закрилків, в загальних випадках ще й передкрилків, щитків тощо. При наближенні до землі, виникає так званий «ефект повітряної подушки», внаслідок чого відбувається тимчасове збільшення густини повітря. З врахуванням чого визначаю посадкову швидкість $V_{пос}$:

$$V_{відр} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{C_{у\text{пос}} \rho S}} = 22,35 \text{ м/с}, \text{ де} \quad (7.3)$$

0,94 – коефіцієнт, що враховує близькість землі;

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

$G = 1961,32 \text{ кг} \cdot \text{м}/\text{с}^2$ – вага БПЛА, що проектується на землі. Приймаю посадкову масу рівною злітній для врахування можливості екстреної посадки;

$\rho = 1,225 \text{ кг}/\text{м}^3$ – густина повітря на висоті $H=0 \text{ м}$;

$S = 3,7 \text{ м}^2$ – площа крила.

$C_{\text{упос}} = 0,8 C_{\text{уmax}}$ - коефіцієнт підйомної сили при посадці.

Для швидкості посадки аеродинамічні характеристики збігаються з аеродинамічними характеристиками при швидкості відриву (рис. 7.2)

Визначаю довжину пробігу через посадкову швидкість :

$$L_{\text{проб}} = \frac{m_0 V_{\text{пос}}^2}{2g \left(\frac{m_0}{3K_{\text{зл}}} + \frac{2f_m m_0}{3} \right)} = 119,73 \text{ м}/\text{с}, \text{ де} \quad (7.4)$$

$f_{\text{т}} = 0,2$ – коефіцієнт тертя загальмованих коліс при контакті з ЗПС.

Визначаю довжину пробігу через питоме навантаження на крило:

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,234 m_0}{\rho \dot{c} \dot{c}} \quad (7.5)$$

Отже, довжина пробігу $L_{\text{проб}} = 120 \text{ м}$.

Висновки до розділу

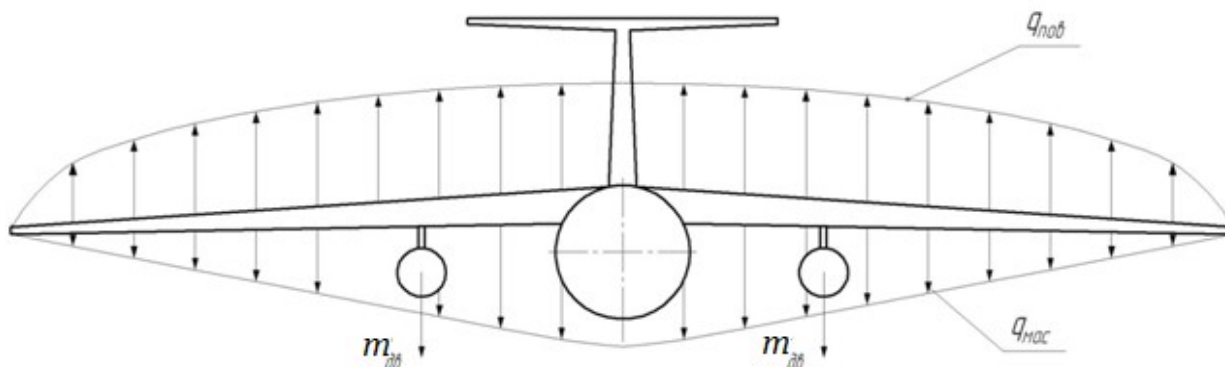
В даному розділі мною було визначено довжину розбігу $L_{\text{розб}} = 139 \text{ м}$ та довжину пробігу $L_{\text{проб}} = 120 \text{ м}$. Отже, БПЛА, що проектується виконує задану в ТЗ умову щодо довжини розбігу та пробігу 200 м.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Визначення навантажень на крило

Під час польоту на крило ЛА діють аеродинамічні та масові сили, що в свою чергу розділяються на розподілені та зосереджені. Загальна схема зовнішніх навантажень на крило зображена на рис.8.1.

Рис.8.1. Загальний випадок навантаження на крило



$q_{пов}$ – розподілене навантаження, $q_{мас}$ – розподілене масове навантаження, $m_{дв}$ – маса двигунів.

Визначаю величину розрахункової підйомної сили:

$$Y^p = Y^e = m_0 n^e f = 750 \text{ кгс}, \text{ де} \quad (8.1)$$

$m_0 = 200$ кг – злітна маса літака;

$n^e = 2,5$ – експлуатаційне перевантаження (ТЗ);

$f = 1,5$ – коефіцієнт безпеки [25].

Масове розрахункове навантаження від крила складає :

$$m_{кр}^p = m_{кр} n^e f = 86,25 \text{ кгс}, \text{ де} \quad (8.2)$$

$m_{кр} = 23$ кг (0,08...0,15) m_0 [п.7.2,25]

Для подальшого визначення розподіленого за розмахом крила навантаження приймаю ряд наближень [п.7,25]:

- розподілені навантаження розподіляються пропорційно хордам;
- центр прикладання аеродинамічних навантажень $x_д$ розміщений на 25 % від хорди в будь-якому перерізі;
- центр прикладання розподілених масових сил в перерізі крила розміщений на 42% від хорди;
- положення центру жорсткості знаходиться на 30 % від хорди;

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

- масові та аеродинамічні навантаження паралельні та протилежно направлені.

За створеною розрахунковою схемою (рис. 8.2) визначаю розподілене повітряне (8.3) та масове навантаження (8.4) та еквівалентне навантаження q

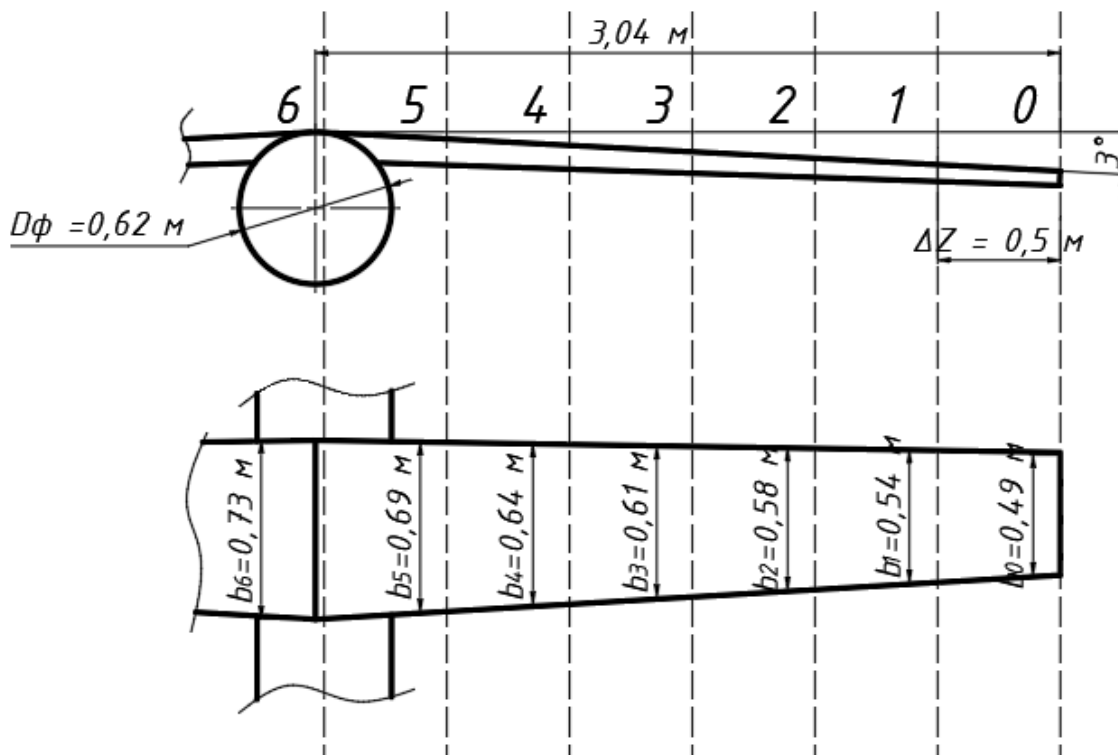


Рис.8.2. Розрахункова схема для визначення навантажень на крило

БПЛА, що проектується

$$q_{пов} = \frac{n^e m_0 f}{S} b_i, \quad (8.3)$$

$$q_{мас} = \frac{n^e m_{кр} f}{S} b_i, \text{ де} \quad (8.4)$$

b_i – хорда крила в розрахунковому перерізі, м (рис.8.2) ;

Заміною масові та аеродинамічні розподілені навантаження на еквівалентне навантаження $q = q_{пов} - q_{мас}$. Результати розрахунків розподіленого навантаження наведено в таблиці 8.1.

Таблиця 8.1

Розподілене навантаження

номер перерізу	$b_i, \text{ м}$	$q_{пов}, \text{ кгс/м}$	$q_{мас}, \text{ кгс/м}$	$q, \text{ кгс/м}$
6	0,73	147,97	17,02	130,96
5	0,69	139,86	16,08	123,78

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

Продовження таблиці 8.1.

4	0,65	131,76	15,15	116,60
3	0,61	123,65	14,22	109,43
2	0,57	115,54	13,29	102,25
1	0,55	111,49	12,82	98,67
0	0,49	99,32	11,42	87,90

Визначаю значення приросту поперечної сили ΔQ_i на кожній ділянці .

$$\Delta Q_i = \left(\frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \right) \Delta z, \text{ де} \quad (8.5)$$

Q_i, Q_{i+1} – значення погонного навантаження на кінцях розрахункової ділянки (табл. 8.1)

$\Delta z = 0,5$ м – довжина розрахункової ділянки (рис.8.2)

Відповідно, значення поперечної сили в будь-якому перерізі крила

$$Q_i = \sum_{i=1}^n \Delta Q_i \quad (8.6)$$

Визначаю значення приросту згинального моменту $\Delta M_{згин i}$ на кожній розрахунковій ділянці Δz .

$$\Delta M_i = \left(\frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \right) \Delta z, \text{ де} \quad (8.7)$$

Q_i, Q_{i+1} – значення поперечної сили на кінцях розрахункової ділянки ділянки.

Відповідно значення згинального моменту M_i на кожній ділянці визначається:

$$M_i = \sum_{i=1}^n \Delta M_i \quad (8.8)$$

Результати обчислень за формулами (8.5.-8.8) занесено в таблицю 8.2.

Таблиця 8.2.

Попере чна сила Q та	$Q_{ср}$, кгс/м	ΔQ_i , кгс	Q_i , кгс	Q_{i+1} , кгс	$Q_{ср}$, кгс	ΔM_i , кгс·м	M_i , кгс·м
							61

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

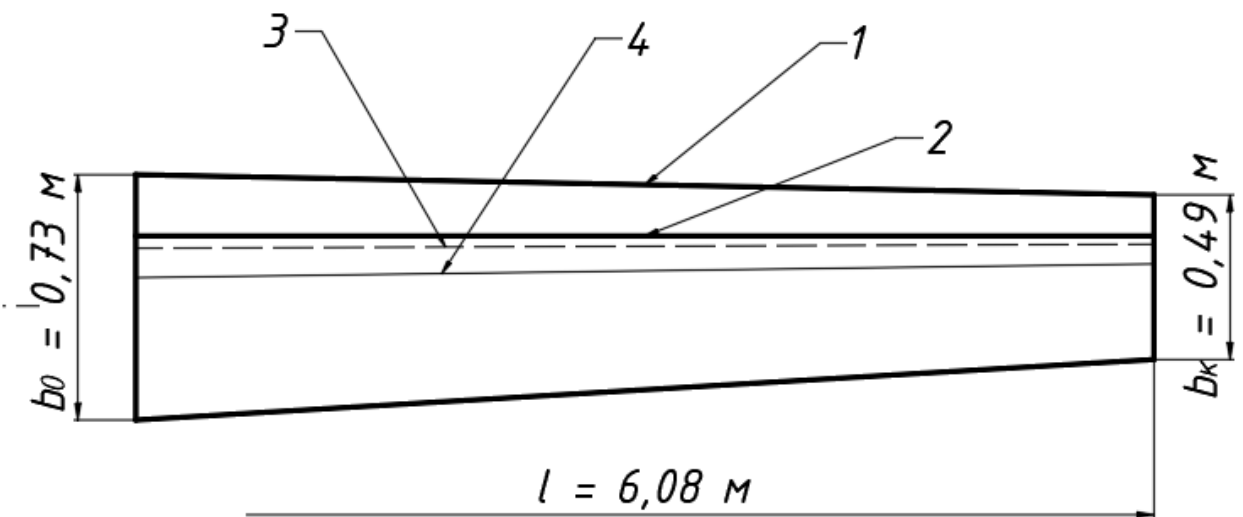
згинальний момент $M_{згин}$ по мері перерізу							
0-1	93,28	32,89	0,00	32,89	21,93	10,96	10,96
1-2	100,46	50,23	32,89	83,12	58,00	29,00	39,96
2-3	105,84	52,92	83,12	136,04	109,58	54,79	94,75
3-4	113,02	56,51	136,04	192,55	164,29	82,15	176,90
4-5	20,19	60,10	192,55	252,64	22,60	111,30	288,20
5-6	127,37	63,68	252,64	316,33	284,49	142,24	430,44

Для обчислення значення крутих моментів відносно осі жорсткості (рис. 8.3) знаходжу значення погонного крутного моменту :

$$m_i = q_{\text{ноє}} a + q_{\text{мас}} a_1, \text{ де} \quad (8.9)$$

$a = 0,05b_i$ – відстань від лінії центру тиску до центру жорсткості в i -му перерізі (рис.8.4)

$a_1 = 0,12 b_i$ - відстань від центру мас крила до центру жорсткості в i -му перерізі;



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Рис. 8.3. Розрахункова схема крила БПЛА, що проектується
 1 – контур напівкрила, 2 – лінії центрів тиску, 3- лінія центрів жорсткості, 4 – лінія центрів мас.

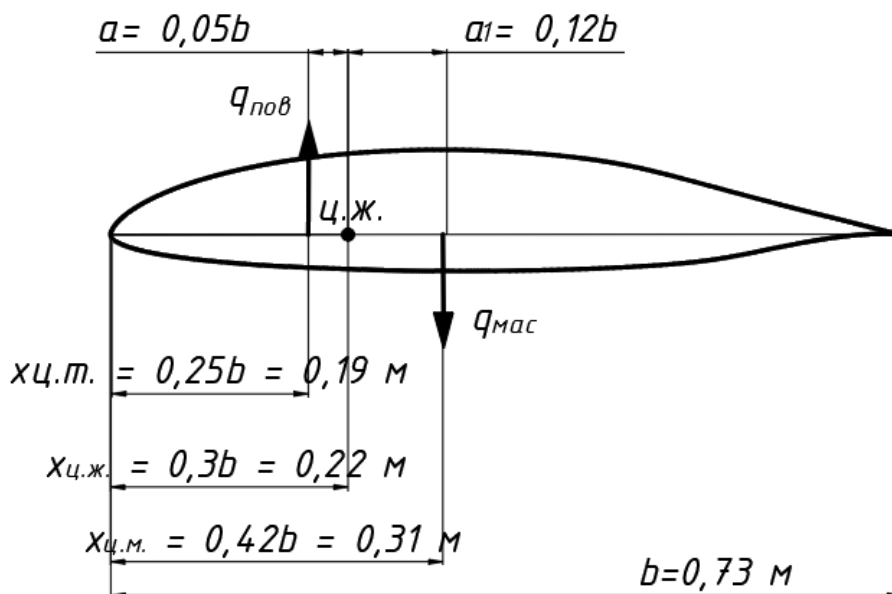
Рис.8.4. Переріз крила в площині симетрії БПЛА, що проектується

Знаходжу величину крутного моменту $M_{кр}$:

$$M_{крі} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{крі}, \text{ де} \quad (8.10)$$

$$\Delta M_{крі} = \frac{m_i + m_{i+1}}{2} \Delta z \quad (8.11)$$

m_i, m_{i+1} – значення погонного крутного моменту на кінцях розрахункової ділянки довжиною $\Delta z = 0,5$ м.



Результати обчислень за формулами (8.9) – (8.11) занесено в таблицю 8.3.

Таблиця 8.3.

Значення крутного моменту $M_{кр}$ номер перерізу	m_i , кгс	m_{i+1} , кгс	$\Delta M_{кр}$ кгс·м	$M_{кр}$ кгс·м
0-1	3,11	3,91	1,75	1,75
1-2	3,91	4,20	2,03	3,78
2-3	4,20	4,81	2,25	6,04

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

3-4	4,81	5,46	2,57	8,61
4-5	5,46	6,16	2,91	11,51
5-6	6,16	6,89	3,26	14,77

За результатами таблиць 8.1. – 8.3. будуємо епюри розподіленого навантаження, поперечної сили, згинального та крутного моментів (рис.8.5)

Отримані епюри навантажень на крило використовуються для подальшого проектування ЛА, визначення геометричних параметрів елементів крила.

Висновки до розділу

В даному розділі мною було:

- проаналізовано навантаження, які діють на крило ЛА в польоті;
- визначено значення погонних аеродинамічних $q_{пов}$ та масових навантажень $q_{мас}$ і замінено їх на еквівалентне погонне навантаження q ;
- визначено значення поперечної сили Q та згинального моменту $M_{зг}$;
- створено розрахункову схему для визначення погонного крутного моменту та визначено значення крутного моменту в розрахункових перерізах крила БПЛА, що проектується;
- побудовано епюри розподіленого навантаження, поперечної сили, згинального та крутного моментів.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

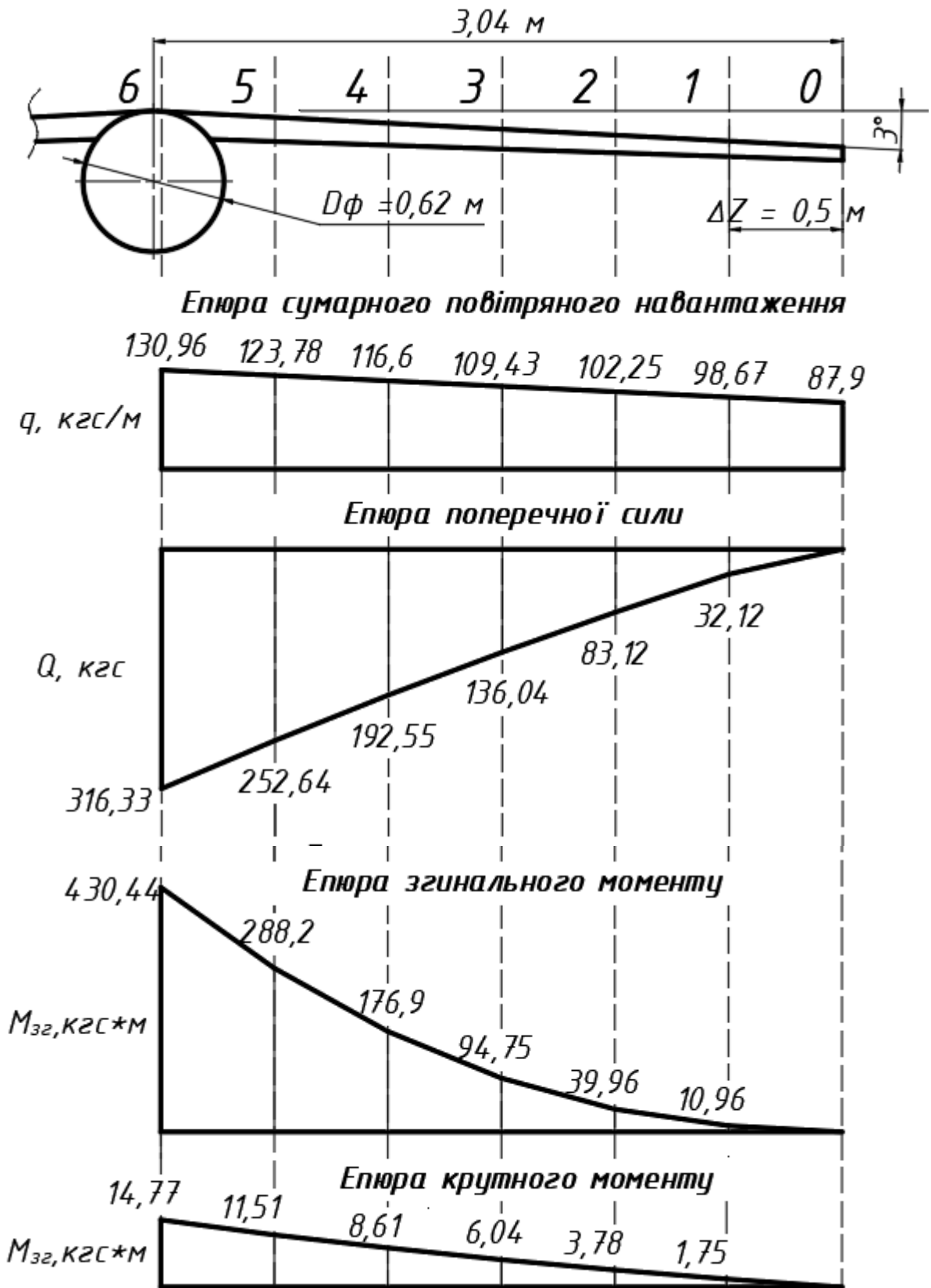


Рис.8.5. Еюри розподіленого навантаження, поперечної сили, згинального та крутного моментів БПЛА, що проектується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

Конструкція кесону крила. Технологія виготовлення панелі обшивки

14 Вибір конструктивної схеми крила

Конструктивно крило ЛА складається з повздовжнього набору – лонжеронів та стрингерів, поперечного набору – нервюр та обшивки.

Для БПЛА, що проектується обираю дволонжеронну схему крила з встановленням першого та другого лонжеронів на відстані $a_1=0,2b$ та $a_2 = 0,7b$, де b – хорда крила. Обрана схема поступається однолонжеронній схемі в умові забезпечення мінімальної маси, але забезпечує необхідні умови надійності та жорсткості.

Поперечний набір крила складається з нервюр, що забезпечують необхідний аеродинамічний контур та передають повітряне навантаження на інші силові елементи крила. Крок нервюр обираю 1 м (розрахункові перерізи 0,2, 6 рис.8.5) За допомогою програми Profilі отримаю теоретичні контури нервюр напівкрила БПЛА, що проектується з врахуванням товщини обшивки 1,5 мм в першому наближенні (рис.9.1.)

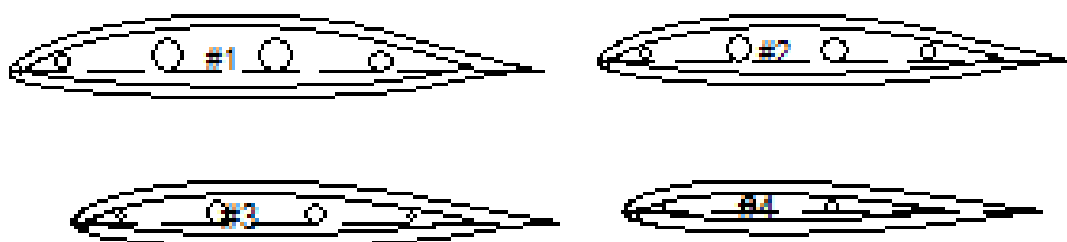


Рис.9.1. Теоретичний контур нервюр напівкрила БПЛА, що проектується

№1 – кореневий профіль EPPLER 682, №2,3 – теоретичні проміжні перерізи

№4 – кінцевий профіль EPPLER 485

Обшивка формує аеродинамічний контур та сприймає розподілене навантаження. Для БПЛА, що проектується, обираю монолітну панель з стрингерами з кроком 0,1 м з композитних матеріалів.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Кесон крила – силова частина крила балочного типу, утворена стінками лонжеронів, нервюр та обшивки. Дотичне та розподілене навантаження сприймається обшивкою, згинальний момент сприймається лонжеронами, стрингерами та частково обшивкою.

Теоретичну схему конструкції кесону крила БПЛА, що проектується наведено на рис. 9.2.

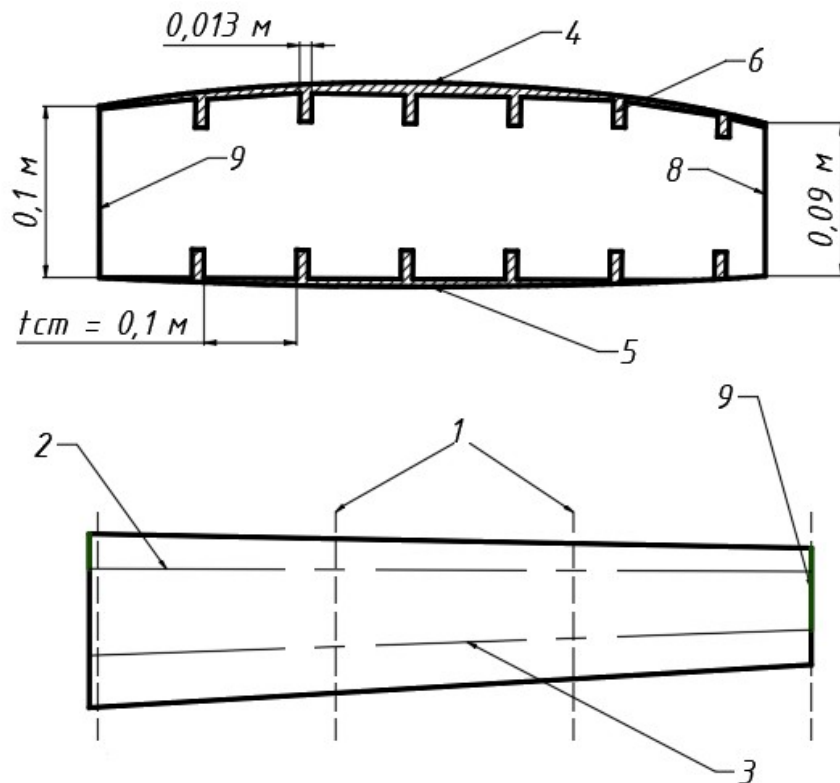


Рис.9.2. Теоретична схема перерізу кесону крила в площині симетрії
 1- площини встановлення нервюр, 2, 3 – осі переднього та заднього лонжеронів, 4 – верхня панель обшивки, 5 – нижня панель обшивки, 6 – стрингер, 7, 8 – стінки лонжеронів, 9 – теоретичний контур півкрила

15 Технологія виготовлення панелі обшивки

Традиційними для авіаційної промисловості є використання металів та їх сплавів, найпоширенішими з яких є алюмінієві сплави (Д16Т,В95), сталі, титанові сплави (для забезпечення жаростійкості), магнієві та інші. Дані матеріали забезпечують необхідні умови міцності, жорсткості,

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

пластичності тощо, однак мають ряд недоліків велику масу, дороговизну, технологічні складності виготовлення деталей заданої форми.

В сучасному авіабудуванні значну частку авіаційних матеріалів, в тому числі і конструкційних, починає займати клас композиційних матеріалів.

Композиційні матеріали (КМ) – матеріали, що складаються щонайменше з двох компонентів, нерозчинних один в одному. Структурно композитні матеріали являють собою сукупність армуючої складової та зв'язуючої складової. Серед основних переваг використання композиційних матеріалів замість металів можна виділити меншу щільність, а як наслідок і масу, високі показники статичної та втомної міцності і жорсткості (наприклад, межа міцності вуглепластиків складає $\sigma_b = 780...1800$, склопластиків $\sigma_b = 1920$, а для алюмінієвого сплаву Д16Т $\sigma_b = 400$ МПа [26]), стійкість до корозії, можливість виготовлення складних аеродинамічних поверхонь тощо. До недоліків КМ відносять низьку твердість; низьку теплостійкість; старіння (однак існує можливість його сповільнення за допомогою спеціальних добавок); нестійкість до дії ультрафіолету; відсутність ділянки повзучості, що призводить до руйнування без попередньої деформації.

В авіації широкого поширення набули КМ з волокон вугле – та склопластику, сендвічеві або сотові панелі з наповнювачем, а також запатентована технологія «глер» компанією Airbus – КМ, що складається з почергово складених панелей з алюмінію та різноорієнтованого скловолокна.

Основними технологічними методами виготовлення є ручне формування, вакуумної інфузії та автоклавної формовки.

Метод автоклавної формовки використовується в промисловості. Суть методу полягає в отриманні багатошарових деталей під тиском в вакуумі. За технікою безпеки використання автоклаву унеможливується автоматична подача зв'язуючої (різних видів смол тощо), тому

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

застосовуються препеги – напівфабрикатів, що виробляються з попередньо просочених смолою вуглецевих або з скловолокна тканин.

Метод ручної формовки полягає в ручному формуванні шарів з скловолокна та просочування кожного шару зв'язуючою. Єдиною перевагою методу є його доступність, але даний метод не дозволяє отримати задуманих характеристик матеріалу, є довготривалим та з неоптимальним використанням смоли.

Метод вакуумної інфузії (рис.9.3.) полягає в отримуванні багатошарових матеріалів в вакуумі з подачею зв'язуючої. При використанні даного методу шари вуглецевої або з скловолокна тканини викладаються «на суху», далі вкладається штуцер для подачі зв'язуючої з подальшим закриттям гермопакетом. Потім насосом створюється вакуум, а шари склеюються під дією атмосферного тиску. Даний метод дозволяє отримувати кращі механічні властивості з меншим (до 30%) використанням смоли в порівнянні з ручною формовкою та є доступнішим в порівнянні з автоклавним формуванням.

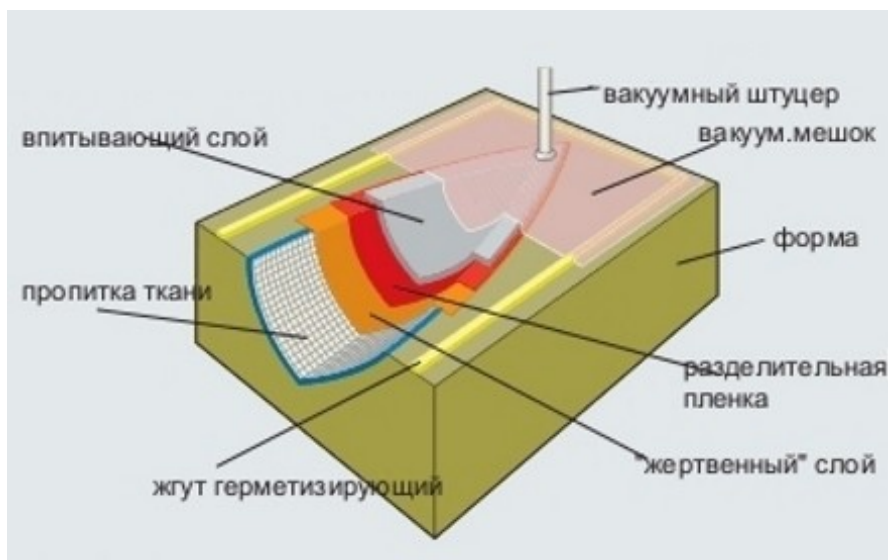


Рис. 9.3. Схема методу вакуумної інфузії

Для виготовлення панелі обшивки крила БПЛА, що проектується обираю метод вакуумної інфузії та вуглепластик для основних шарів і склопластик для матриці (краще працює на розтяг, ніж вуглепластик).

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Основними етапами технології виготовлення панелі крила БПЛА, що проектується є :

1. Формування матриці окремо для обшивки та стрингерів (наприклад, фрезуванням МДФ-панелі або за допомогою адитивних технологій (3Ддрук)
2. Покриття матриць захисним матеріалом для забезпечення подальшого виймання деталі з форми.
3. Викладання сухої вуглецевої стрічки в матрицю. Для фіксації шарів можливе використання контактних клеїв, що розчиняються смолою.
4. Викладання розділяючої тканини та живильного шару (сітки), каналу для подання смоли та каналу для герметизації
5. Складання вакуумного пакету, перевірка герметичності
6. Отвердіння сухої заготовки (при кімнатній температурі або за допомогою спеціальної печі)
7. Розбирання пакету, зачистка деталей.
8. Складання панелі з обшивки та стрингерів.
9. Постзатвердіння деталей з одночасним з'єднанням деталей.
10. Зачистка деталей, механічна обробка, контроль геометрії
11. Фарбування (бажано в білий або інші світлі кольори задля зменшення нагрівання при експлуатації) або нанесення іншого захисного покриття.

Всі роботи мають проводитися в «чистій кімнаті» для уникнення потрапляння різних домішок з пилом, що може призвести до погіршення якості карбону – основного елементу вуглепластику.

Висновки до розділу

В даному розділі мною було:

- обрано конструктивну схему крила – двохлонжеронну схему кесонного типу;
- обрано матеріал для виготовлення панелі обшивки – вуглепластик з матрицею з скловолокна та спосіб формування – методом вакуумної інфузії;

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

- визначено технологічні етапи формування панелі обшивки крила БПЛА, що проектується

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Висновок

Під час виконання дипломного проекту було розглянуто п'ять БПЛА-аналогів, їх основні льотно-технічні характеристики та геометричні параметри.

На основі проаналізованих аналогів було визначено питоме навантаження на крило, за яким було здійснено подальше проектування розвідувального БПЛА. Для забезпечення максимальної аеродинамічної якості при польоті на висоті $H=5$ км зі швидкістю 250 км/год було проаналізовано 63 профілі з товщиною 16% та обрано EPPLER 682 з найменшим коефіцієнтом лобового опору при розрахунковому коефіцієнті підйомної сили. Визначено основні геометричні параметри крила, що проектується: розмаху, видовження, геометричної та аеродинамічної крутки.

Мною було обґрунтовано та обрано тип механізації – поворотний закриток і визначено його основні геометричні параметри.

Для подальшого визначення геометричних параметрів БПЛА, було підібрано гвинтомоторну групу: обрано двигун та ґоохлопатовий гвинт змінного кроку, визначено тягу на основних режимах польоту. За габаритами двигуна було визначено основні геометричні параметри фюзеляжу, шасі, горизонтального та вертикального оперення.

Для спроектованого розвідувального апарату за допомогою спеціального програмного забезпечення було отримано основні аеродинамічні характеристики крила та всього БПЛА при польоті на максимальній висоті та швидкості. Спроектований БПЛА виконує задану в ТЗ довжину розбігу та пробігу в 200 м.

Для визначення навантажень, що діють на крило було побудовано епюри поперечних та розподілених сил, згинального та крутного моментів. Визначено конструктивну схему крила та описано технологію виготовлення композитної панелі обшивки крила.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. ПЕРШИЙ ПОЛІТ УКРАЇНСЬКОГО БЕЗПІЛОТНИКА "ГОРЛИЦЯ" [Електронний ресурс], – 2017, – Режим доступу до ресурсу: <https://ukroboronprom.com.ua/uk/media/pershuj-polit-ukrayinskogo-bezpilotnyka-gorlytsya.html>,
2. BAE Systems SkyEye [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/BAE_Systems_SkyEye,
3. R4E-50 Sky Eye, Технические характеристики, Фото, [Електронний ресурс], – 2016, – Режим доступу до ресурсу: <http://avia.pro/blog/r4e-50-sky-eye-tehnicheskie-harakteristiki-foto>,
4. AAI RQ-2 Pioneer [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/AAI_RQ-2_Pioneer,
5. Pioneer RQ-2A UAV [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://airandspace.si.edu/collection-objects/pioneer-rq-2a-uav/nasm_A20000794000,
6. IAI / AAI RQ-2 Pioneer [Електронний ресурс] // Directory of U,S, Military Rockets and Missiles, – 2007, – Режим доступу до ресурсу: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app2/q-2.html>,
7. RQ-2A Pioneer Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [Електронний ресурс] // America's NAVY – Режим доступу до ресурсу: https://www.navy.mil/navydata/fact_display.asp?cid=1100&tid=2100&ct=1,
8. Scout [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/scout/Scout.html>,
9. IAI Scout [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/IAI_Scout,
10. IAI Scout [Електронний ресурс], – 2013, – Режим доступу до ресурсу: <http://www.airwar.ru/enc/bpla/scout.html>,
11. Tadiran Mastiff [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Tadiran_Mastiff,

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

12. Tadiran Mastiff, Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [Електронний ресурс], – 2019, – Режим доступу до ресурсу: https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=901,
13. В. Д. Вотяков, АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ГИДРАВЛИКА ИХ СИСТЕМ / Д, Вотяков В.,, 1972, – 652 с,
14. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/ П79 С,М, Егер, В,Ф, Мишин, Н,К, Лисийцев и др, Под ред, С, М, Егера, – 3-е изд., перераб, и доп, – М.:Машиностроение, 1983, – 616 с,
15. ГОСТ 4401-81, Атмосфера стандартная, Параметры (с Изменением N 1)
16. xflr5 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.
17. Low - Speed Natural - Laminar- Flow Airfoils: Case Study in Inverse Airfoil Design, // JOURNAL OF AIRCRAFT, – 2001, Vol,38 No,1, January-February
18. Петров К.П. ПЗ0 Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с., ил.
19. Hirth F-23 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Hirth_F-23.
20. Вотяков А,А. Аэродинамика и динамика полета самолета / А.А. Вотяков, Т.К.Н.. – Москва: ДОСААФ, 1975. – 295 с.
21. Касторский В. Е. Практические работы по курсу воздушных винтов / В. Е. Касторский, Ф. П. Курочкин., 1961.
22. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с., ил
23. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолетов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 640 с.: ил.
24. Hoerner S. F. Fluid-dynamic drag / S. F. Hoerner., 1965.
25. 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.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ

26. Использование композиционных материалов в авиастроении
[Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:
https://www.youtube.com/watch?v=1HfD_9LctTY&t=866s.

					ВЛ6206.10.02.0000 ПЗ
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	