

Пояснювальна записка до дипломного проекту на тему:  
**«Повітряне судно типу «Літаюче крило»**

Київ – 2023 р.

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

До захисту допущено

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр Бондаренко

« » \_\_ 2023 р.

Дипломний проект

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: \_\_\_\_\_

Виконав (-ла): студент (-ка) \_\_\_\_\_ курсу, групи \_\_\_\_\_

(шифр групи)

\_\_\_\_\_ (прізвище, ім'я, по батькові)

\_\_\_\_\_ (підпис)

Керівник \_\_\_\_\_

(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Рецензент \_\_\_\_\_

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

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

\_\_\_\_\_ (підпис)

Київ – 2023 р.

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)  
Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр БОНДАРЕНКО

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2023 р.

**ЗАВДАННЯ**

на дипломний проєкт студенту  
**Кравченку Андрію Вікторовичу**  
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «Повітряне судно типу «Літаюче крило», керівник проєкту Лук'янов Петро Володимирович, кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, затверджені наказом по університету від « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2023 р. № \_\_\_\_\_

2. Термін подання студентом проєкту 2 червня 2023 р.

**3. Вихідні дані до проєкту:** \_\_\_\_\_

3.1 Висота польоту  $H=0...250\text{м}$ .

3.2 Крейсерська швидкість польоту  $V= 85 \text{ км/год}$ .

3.3 Польотна вага  $m_{\text{пол}} = \text{до } 5 \text{ кг}$ .

3.4 Тривалість польоту  $t_{\text{пол}} = 15-25 \text{ хв}$ .

**4. Зміст пояснювальної записки:** \_\_\_\_\_

4.1. Стан проблеми та напрямки їх рішення.

4.2. Огляд аналогів.

4.3. Аеродинаміка крила.

4.4. Методика розрахунку крила.

4.5. Загальне компонування повітряного судна.

4.6. Розрахунок аеродинамічних характеристик.

4.7. Оцінка льотно-технічних характеристик.

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

5.1 Огляд аналогів.

5.2 Результати розрахунку аеродинаміки крила .

5.3 Технологія виготовлення «Літаючого крила».

5.4 Конструкція «Літаючого крила» (кресленик).

**6. Консультанти розділів проекту**

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

**7. Дата видачі завдання:** 20 лютого 2023 р.

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури	до 15.03.2023 р.	
2.	Огляд та аналіз аналогічних літальних апаратів	до 25.03.2023 р.	
3.	Вибір параметрів загального компоунвання	до 10.04.2023 р.	
4.	Розрахунок аеродинамічних характеристик «Літаючого крила»	до 20.04.2023 р.	
5.	Розрахунок зовнішніх навантажень «Літаючого крила»	до 5.05.2023 р.	
6.	Оцінка льотно-технічних характеристик «Літаючого крила»	до 15.05.2023 р.	
7.	Технологія виготовлення «Літаючого крила».	до 20.05.2023 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 27.05.2023 р.	
9.	Перевірка оформленого дипломного проекту керівником та надання ним відгуку	до 01.06.2023 р.	
10.	Подання дипломного проекту на рецензування	до 03.06.2023 р.	
11.	Перевірка ПЗ до дипломного проекту на академічну доброчесність (плагіат)	до 07.06.2023 р.	
12.	Захист дипломного проекту	з 14.06.2023 р. по 17.06.2023 р	

Студент \_\_\_\_\_

Андрій Кравченко

Керівник \_\_\_\_\_

Петро Лук'янов

## Анотація

Пояснювальна записка до ДП «Повітряне судно типу «Літаюче крило»» містить 37 аркушів тексту, 17 ілюстрації та 22 бібліографічних посилань.

Мета проекту - розробка тренувального безпілотного літального апарату.

В результаті виконаний огляд даних прототипів безпілотних літальних апаратів по темі проекту, сформульовано стан проблеми і напрямок її вирішення. Розглянуто особливості аеродинаміки крила, детально викладені результати робочого проектування, аеродинамічні та льотно-технічні характеристики. На підставі виконаного аналізу сформовано ТЗ до проекту та визначено шляхи його реалізації.

В роботі широко використані методи комп'ютерного моделювання, сучасне програмне забезпечення.

**Ключові слова:** тренувальний ЛА, літаюче крило, підйомна сила.

## Abstract

Explanatory Note to DP «Aircraft of the Flying wing type» contains 37 pages of text, 17 illustrations, and 22 references.

The purpose of the project is development of training unmanned aerial vehicle.

As a result, a survey of the prototype data aerial vehicles on the project, the formulation of the problem and the direction of its solutions were performed. The features of the wing aerodynamics are considered, results of the detailed design, aerodynamic and performance characteristics were detailed, performance specification and the ways of its implementation on the basis of the analysis were formed.

Computer modeling techniques with modern software were used.

**Keywords:** training aircraft, flying wing, lift.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ .....	8
ВСТУП .....	9
1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ТИПУ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО» .....	10
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ .....	15
2. ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ЗАГАЛЬНОГО КОМПОНУВАННЯ.....	17
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ .....	20
3. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА .....	21
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ .....	24
4. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ КРИЛА .....	25
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ .....	29
5. РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ КРИЛА.....	30
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ .....	34
ВИСНОВОК.....	35
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	36
ДОДАТОК 1.....	.....
ДОДАТОК 2.....	.....
ДОДАТОК 3.....	.....
ДОДАТОК 4.....	.....

Підп. і дата						АЛО102.16.00.00.00 ПЗ			
. №									
Інв. № дубл.									
Підп. і дата									
Інв. №									
	Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Повітряне судно типу «літаюче крило»	Літ	Лист	Листів
								7	37
	Розробив	Кравченко А.В.					КПІ ім. Ігоря Сікорського НН ІАТ Каф. АРБ АЛ-п01		
	Перевірив	Лук'янов П.В.							
	Т. контр.								
	Н. контр.								
	Затв.	Лук'янов П.В.							

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ**

**ЛА** – літальний апарат

**ПС** – повітряне судно

**БпЛА** – безпілотний літальний апарат

**БпАК** – безпілотний авіаційний комплекс

**ТЗ** – технічне завдання

**ЛТХ** – льотно-технічні характеристики

**КМ** – композиційні матеріали

**ТП** – технологічний процес

**ДП** – дипломний проєкт



## Вступ

Останнім часом безпілотні літальні апарати набули значного попиту і використовуються в різних сферах, таких як дослідження, геодезія, агрокультура, контроль над довкіллям, моніторинг лісових пожеж, пошуково-рятувальні операції та інші. Це створює широкі можливості для вивчення та розробки нових БПЛА.

З постійним розвитком технологій, таких як автопілоти, штучний інтелект, датчики, навігація, зображення та інші, БПЛА стають більш потужними та ефективними.

Для роботи з БПЛА літакового типу потрібні оператори, які могли б перейти в режим ручного керування при складних або непередбачуваних ситуаціях (для збереження борту) чи для забезпечення безпеки (реагування на непередбачувані обставини, з якими не зможе впоратись автопілот)

Початкове навчання операторів БПЛА може включати ручне керування для засвоєння основних навичок та розуміння принципів польоту. Це може бути корисно для формування основних вмінь та реакцій у пілота перед переходом до автоматичного або напівавтоматичного режимів.

Саме для навчання операторів БПЛА літакового типу й потрібні повітряні судна типу літаюче крило, так як зазвичай вони мають просту конструкцію та систему керування.

Темою даного дипломного керування є «Повітряне судно типу «літаюче крило»», яке використовувалося б для навчання та тренування. В процесі розробки «літаючого крила» необхідно виконати вибір параметрів конструювання, розрахувати аеродинамічні характеристики, зовнішні навантаження на крило, розглянути технологію виготовлення.

					АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						9
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

# 1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ТИПУ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО»

Літаюче крило — різновид схеми літального апарату із зредукованим фюзеляжем, роль якого грає крило, що несе всю електроніку та корисне навантаження (або його масо-габарит).

Можливо вперше схему з елементами «літаючого крила» застосував француз Альфонс Пено в 1870-ті роки.

У СРСР з 1922 року конструюванням і будівництвом планерів і літаків типу «літаюче крило» захопився волинянин Борис Черановський. В 1926 році він створив перше в СРСР «літаюче крило» — БЧ-3 (Рисунок – 1.1).

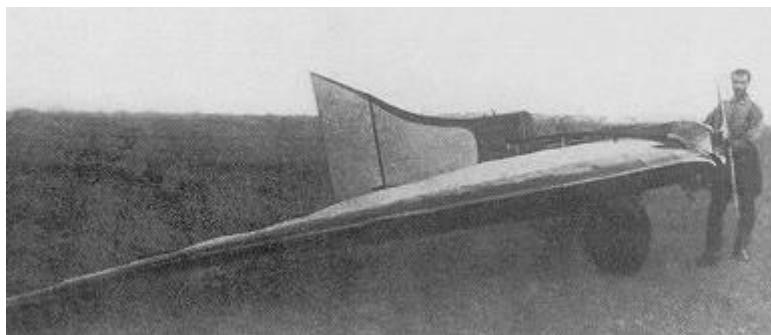


Рисунок – 1.1 «літаюче крило» БЧ-3

У 1933 (чи 1934) році в Україні за схемою «літаюче крило» був збудований одномісний планер «Осоавіахімовець України» (Рисунок – 1.2), в 1934 році планер демонструвався на авіавиставці у Копенгагені та Парижі.

					АЛО102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

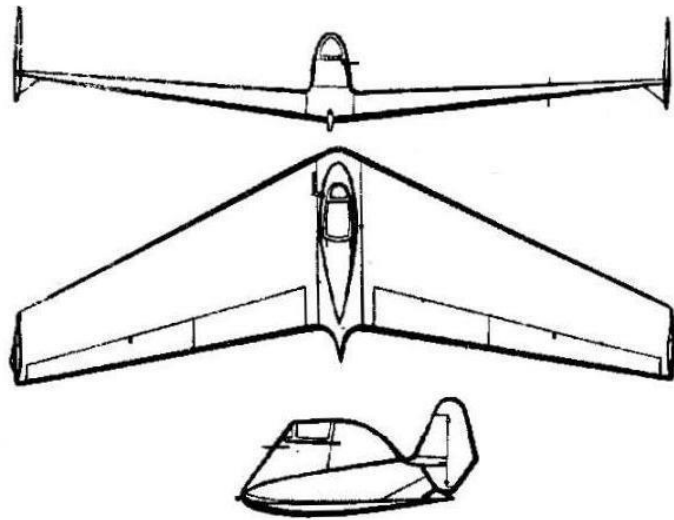


Рисунок – 1.2 Осоавіахімовець України

У Німеччині до та в період Другої світової війни зі схемою «літаюче крило» працювали Александр Ліппіш та брати Гортен. 1927–1933 рр.. Александром Ліппішем були створені «літаючі крила» Storch I — Storch IX. Братами Гортен були спроектовані і побудовані декілька експериментальних планерів і літаків різного призначення. Зокрема, за програмою «1000-1000-1000» (доставка 1000 кілограмів бомб на 1000 кілометрів зі швидкістю 1000 км/год) з 1943 року розроблявся винищувач-бомбардувальник Horten Но 9 (Рисунок – 1.3) з реактивними двигунами і елементами стелс-технології.

										Арк.
										11
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ					

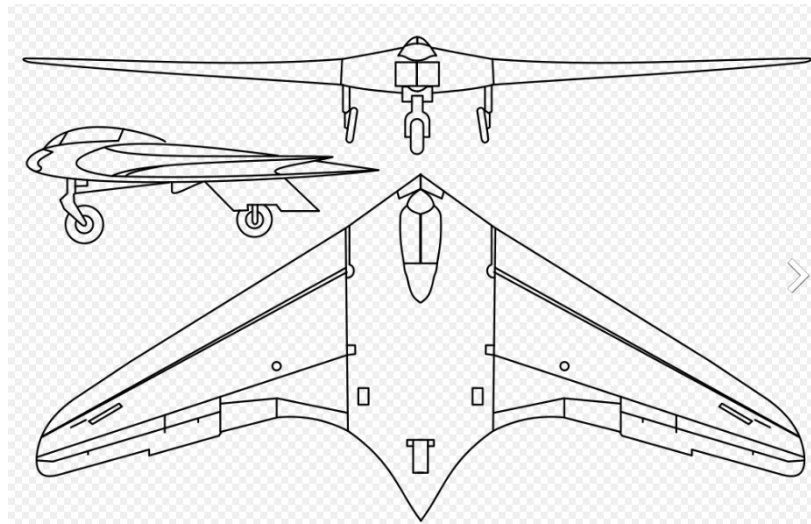


Рисунок – 1.3 Horten Но IX

У США літаками за схемою «літаюче крило» з 1930-х років займалася компанія Northrop. Засновник фірми Джон Нортроп був великим ентузіастом цієї конструктивної схеми і намагався застосовувати її в проектах, де аеродинамічна схема визначалась на розсуд розробника. В 1943 році він застосував схему «літаюче крило» при розробці перспективного винищувача Northrop XP-56 Black Bullet. У 1980–1990 роки Northrop Grumman B-2 Spirit розглядався як один з елементів національної безпеки США.

Підйомну силу в такій аеродинамічній схемі створює не тільки крило, а й фюзеляж.

Дана схема є досить популярною серед авіамоделістів так як має відносно менший лобовий опір й має можливість збільшити внутрішній об'єм.

Перевагою «літаючих крил» є відсутність фюзеляжу і великих площин управління, що дозволяє більш рівномірно розподілити вагу по площі крила і забезпечити необхідну жорсткість крила при відносно меншій масі. У результаті «літаюче крило» має дуже вигідне співвідношення повної маси до маси порожнього літака, що знижує питому масу планера і дає можливість суттєво збільшити масу корисного навантаження та/або запас палива. За цими показниками літаки типу «літаюче крило» перевершують літаки, виконані за класичною схемою.

											Арк.
											12
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ						

Для військового застосування дуже важливо, що форми такого літака дуже легко оптимізувати для зниження ефективної площі розсіювання і радіолокаційної помітності літака.

Одним з прикладів є БпЛА українського виробника НВП «Атлон Авіа» А1-СМ «Фурія» (Рисунок – 1), яке знаходиться на озброєнні в ЗСУ. Безпілотний авіаційний комплекс А1-СМ «Фурія» розроблений і виробляється ТОВ «НВП» Атлон Авіа» з 2014 року. За цей час вироблено понад 100 комплексів у різних модифікаціях для потреб Збройних Сил України, Національної гвардії України, Служби безпеки України. У 2019-2020 роках БпАК пройшов повний цикл Державних випробувань і був прийнятий на озброєння Збройних Сил України.

До складу комплексу входить три безпілотні літальні апарати, три денні модулі корисного навантаження і два нічні модулі корисного навантаження, оснащені телевізійними камерами. Склад комплексу забезпечує високу бойову готовність та швидке відновлення в польових умовах.



Рисунок – 1 БпАК А1-СМ «Фурія»

									Арк.
									13
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ				

Ще одним з аналогів є всім відомий «Skywalker X-8» (Рисунок – 1.1), виготовлений компанією Skywalker Technology. Промисловий дизайн літального апарату оснований на комп'ютерному моделюванні автоматичного моделювання в аеродинамічній трубі. Цей БПЛА відомий своєю надійністю, простотою у використанні та можливістю встановлення різних обладнань та сенсорів для виконання специфічних завдань. Він також відомий своєю стабільністю та здатністю досягати великих швидкостей.

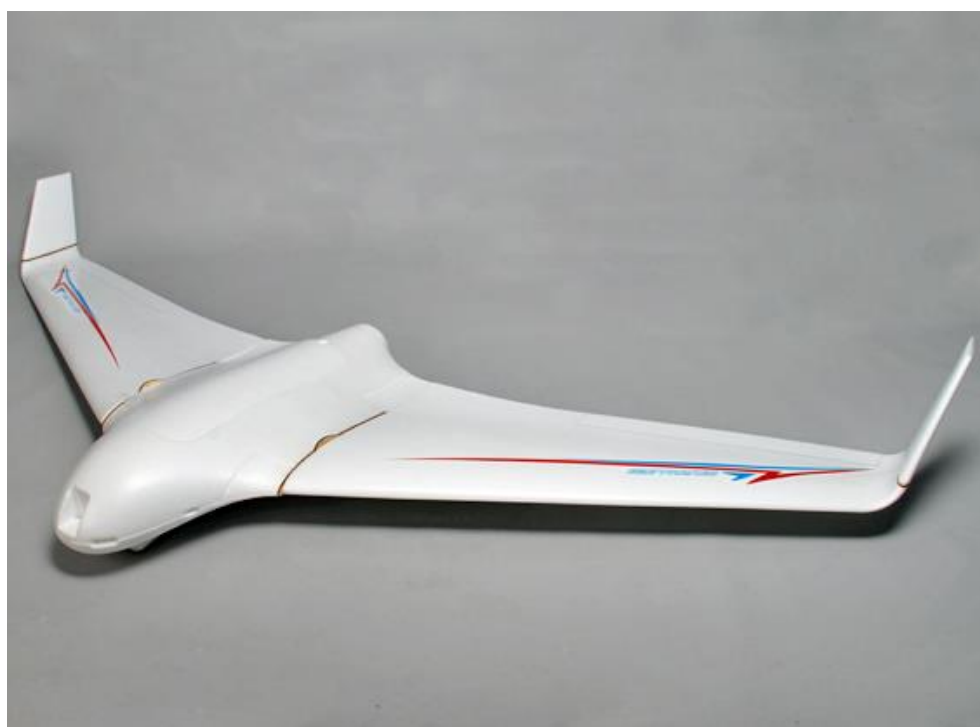


Рисунок – 1.1 Skywalker X-8

Також до аналогів «літаючого крила» за умовами ТЗ належить «Albatros X-7» (Рисунок – 1.2), який розроблений для польотів по відеокамері на великі відстані.

					АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						14
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рисунок – 1.2 Albatros X-7

В якості силової установки на всіх аналогах використовують безколекторні електродвигуни. Безколекторні в свою чергу не мають щіток, тому їх ще називають безщітковими, для їх роботи необхідний трифазний змінний струм. Тому регулятор колекторного двигуна сюди не підійде. Для підключення цього мотора є три дроти.

В таблиці – 1 наведено ЛТХ аналогів та матеріали виготовлення.

Таблиця – 1

	АС-1М «Фурія»	«Skywalker X-8»	«Albatros X-7»
Матеріали	Склотканина, карбон, кевлар	ЕРО	ЕРО
Максимальна польотна вага	До 5,5 кг	До 3,5 кг	До 4 кг
Крейсерська швидкість	65 км/год	65 км/год	70 км/год
Розмах крила	2050 мм	2120 мм	1900 мм
Тривалість польоту	3 год	25 хв	40 хв

					АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

## ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

В даному розділі Проекту проаналізовано аналоги БПЛА, їхні ЛТХ.

БПЛА даного типу, завдяки своїй конструкції, забезпечують високу ефективність польоту (мають гарний показник стійкості), завдяки меншому опору, можуть бути більш універсальними для виконання різних завдань та можуть використовуватись при виконанні основної цілі – навчання ручному керуванню. Також мають велику місткість для різних варіантів корисного навантаження. За результатами розділу розроблено Додаток 1.

					АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16



## 2. ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ЗАГАЛЬНОГО КОМПОНУВАННЯ

Компонування являє собою сукупність трьох взаємопов'язаних процесів – аеродинамічного компонування, об'ємно-вагового компонування й компонування конструктивно-силової схеми.

ЛА, що розглядається в даному ДП має аеродинамічну компоновку літаюче крило.

Згідно з вихідними даними ТЗ, розроблюване ПС має відповідати певним вимогам:

- Висота польоту  $H=0\dots250$  м
- Крейсерська швидкість польоту  $V= 23$  м/с
- Польотна вага  $m_{pol}=$  до 5 кг
- Тривалість польоту  $t_{pol}=15-25$  хв

Основним призначенням крила являється створення підйімальної сили. Враховуючи те, що «літаюче крило» не має фюзеляжу, то все обладнання (польотний контролер, airspeed sensor, GPS-модуль, модуль телеметрії, акумулятор, двигун, регулятор обертів) знаходяться всередині крила.

Польотний контролер – це пристрій, що керує польотом ЛА.

Для визначення швидкості польоту може використовуватись як цифровий датчик повітряної швидкості, до якого під'єднуються гумові трубки від трубки Піто, або ж через GPS, що має більшу погрішність.

Модуль телеметрії використовується для зв'язку між наземною станцією та самим ПС. В залежності від потужності та інших параметрів, зв'язок може триматись від декількох сотень метрів, до десятків кілометрів.

Для визначення сили струму, що споживається двигуном й іншими приладами, та напруги використовується цифровий датчик струму та напруги.

Основні параметри крила матимуть наступний вигляд

- Розмах –  $L = 2110$  мм
- Коренева хорда –  $b_0 = 840$  мм

					АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

- Кінцева хорда –  $b_k = 180$  мм
- Площа –  $S = 0,72$  м<sup>2</sup>
- Видовження –  $\lambda = 6,18$

Згідно ТЗ виконано модель ПС типу «літаюче крило» (Рисунок – 2.1, 2.2, 2.3).

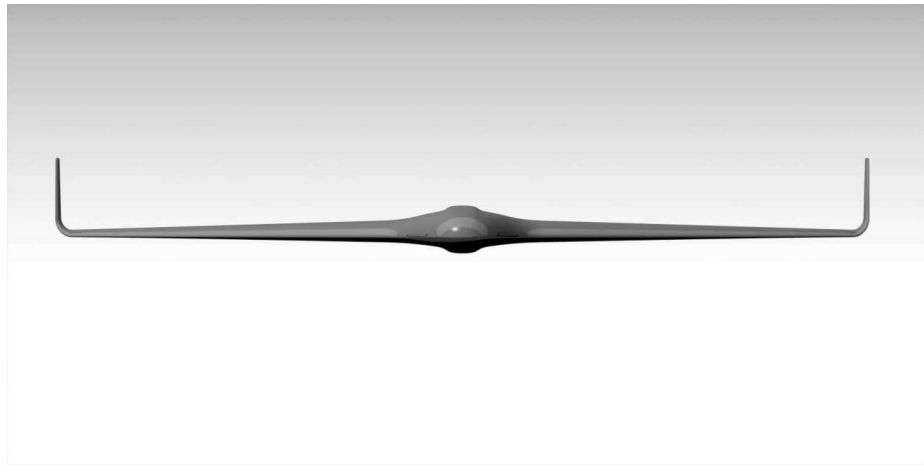


Рисунок – 2.1 Вигляд спереду



Рисунок – 2.1 Вигляд збоку

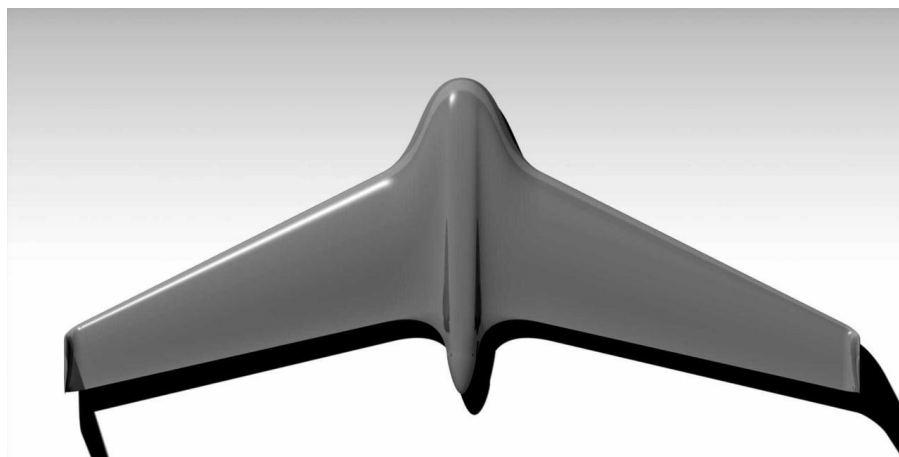


Рисунок – 2.3 Вигляд зверху

Основні силові елементи конструкції (обшивка, лонжерони, нервюри, шпангоути) забезпечують міцність, жорсткість конструкції при дії силових факторів – гнуття, здвиг, кручення.

Ефективним способом забезпечення потрібних характеристик, збереження низької маси, забезпечення ремонтпридатності буде виконання конструкції з КМ (склотканина, карбонове волокно, кевлар, епоксидна смола).

До основних переваг КМ відносять: міцність, досягнення високої якості поверхні, можливість виконання ремонту нескладних пошкоджень за короткий проміжок часу.

КМ мають механічні властивості, які за питомою міцністю, жорсткістю та опірністю втомлюваності значно кращі за металеві матеріали або їх сплави.

Склопластики найдешевші, тому їх застосування виправдане у серійному та масовому виробництві.

Вуглепластики характеризуються поєднанням низки унікальних властивостей: високих значень жорсткості та міцності, відносно невисокої щільності, хімічної інертності, тепло- та електропровідності.

Застосування композиційних матеріалів має обґрунтовуватись урахуванням особливостей навантаження елементів конструкції ЛА.

Для елементів конструкції, що працюють на розтяг, як матеріал армування найдоцільніше застосовувати скловолокно або органічне волокно,

									Арк.
									19
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ				

для елементів конструкції, що працюють на стиск – боро- та вуглепластики, які також мають високу жорсткість.

Сучасні технологічні процеси, устаткування, виробничий контроль і методи неруйнівних випробувань зробили виробництво композиційних конструкцій так само доступним, як і виробництво звичайних конструкцій, забезпечивши при цьому їх високу якість, надійність і довговічність.

Для зручності транспортування консолі будуть від'єднуватись від фюзеляжу.

## ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

В даному розділі Проекту було визначено аеродинамічне компонування ЛА, а саме «літаюче крило», а також конструктивно-силову схему.

					АЛО102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						20
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

### 3. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА

Для визначення аеродинамічних характеристик можуть використовуватись наступні методи:

- Аналітичний метод (в основі цього методу стоїть використання формул для опису аеродинамічних профілів, що використовуються, параметрів крила та ін.)
- Експериментальний метод (основним завданням експериментальної аеродинаміки є дослідження взаємодії повітря та аеродинамічного тіла, що рухається в ньому. Під аеродинамічним тілом розуміють різноманітні об'єкти: від моделі елемента крила чи фюзеляжу до реального літака. Дослідження проводиться в аеродинамічній трубі, Рисунок – 3.1)



Рисунок – 3.1 Аеродинамічна труба

- Числовий метод (дає можливість отримати точні характеристики в кожній точці розрахункової області, а також сили й моменти, що можуть діяти на об'єкт що розраховується)

В аеродинаміці існує дві системи координат (Рисунок – 3.2):

- Швидкісна (вісь  $Ox$  співпадає з вектором середньої швидкості незбуреного(потенційного) потоку)

									Арк.
									21
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ				

- Пов'язана (вісь  $Ox$  спрямовано вздовж хорди крила, або поздовжньої осі літака)

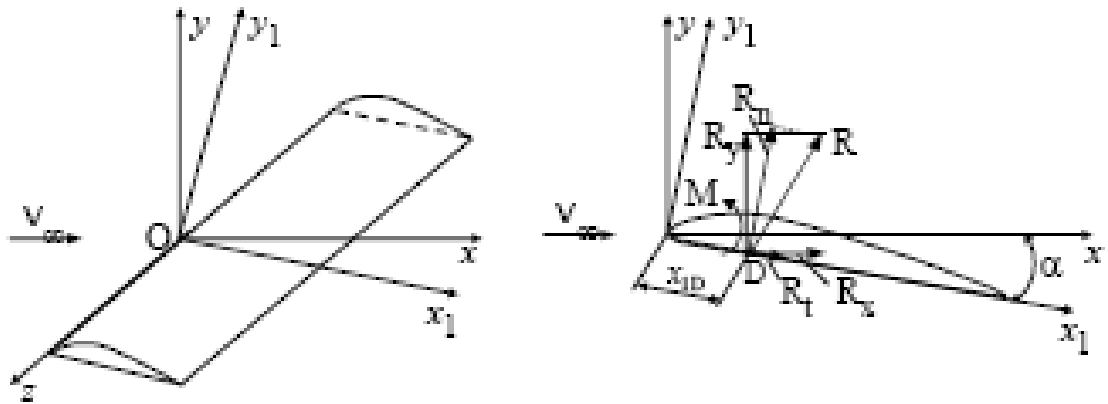


Рисунок – 3.2 Швидкісна і пов'язана система координат

При конструюванні крила мають забезпечуватись спеціальні вимоги:

- Мінімальний лобовий опір на розрахункових режимах польоту
- Високі несівні якості, що визначають злітні характеристики та маневровість літака
- Добра аеродинамічна якість для підвищення дальності і висоти польоту
- Задовільні характеристики стійкості літака на всіх режимах польоту

Геометричні характеристики крила визначаються формою профілю, формою в плані і видом крила спереду.

Профілем крила називається форма перетину крила, що отримується від перетину крила площиною, паралельній площині симетрії літака.

Хорди профілів, що становлять крило, можуть мати різні кути по відношенню до осі фюзеляжу, які біля кореня крила більше, а на кінці - менше. Такі крила називаються геометрично закрученими. Кут, утворений так званої середньої аеродинамічної хордою крила ( $C_{ax}$ ) з віссю фюзеляжу, називається кутом установки крила.

Аеродинамічною досконалістю називається відношення підйимальної сили до сили лобового опору на даному куті атаки.

Вінглет — невеликі додаткові елементи на кінцях крил літака у вигляді крилець або плоских шайб. Вінглети крила слугують для збільшення ефективного розмаху крила, знижуючи індуктивний опір від вихору, який бере початок у кінці стрілоподібного крила, і, як наслідок, збільшення підйомної сили на кінці крила.

На аеродинамічну досконалість крила впливають наступні фактори:

- Кут атаки
- Форма профілю
- Форма крила в плані
- Стан поверхні крила

Максимальна величина досконалості досягається при найвигіднішому куті атаки. Збільшення досконалості до найвигіднішого кута атаки пояснюється тим, що в цьому діапазоні (кутів атаки) на крилі спостерігається плавне обтікання і підйимальна сила зростає швидше, ніж лобовий опір.

На кутах атаки, які більші ніж найвигідніший, через зростання індуктивного опору, а також через зрив потоку на поверхні крила, підйимальна сила збільшується повільніше в порівнянні з лобовим опором, через що знижується аеродинамічна досконалість.

Полярою крила крила називають залежність коефіцієнта лобового опору крила від коефіцієнта підйомної сили.

XFLR5 – це інструмент для аналізу аеродинамічних профілів, крил та літаків, що працюють при низьких числах Рейнольдса.

Для розрахунку «Літаючого крила» побудовано профілі кореневого та кінцевого січення крила (Рисунок 3.3, 3.4) та 3Д модель в програмному забезпеченні XFLR5 (Рисунок 3.5).

Розрахунок проводився в діапазоні кутів атаки  $-9,5^\circ$  -  $16^\circ$  з кроком в  $0,5^\circ$

									Арк.
									23
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ				

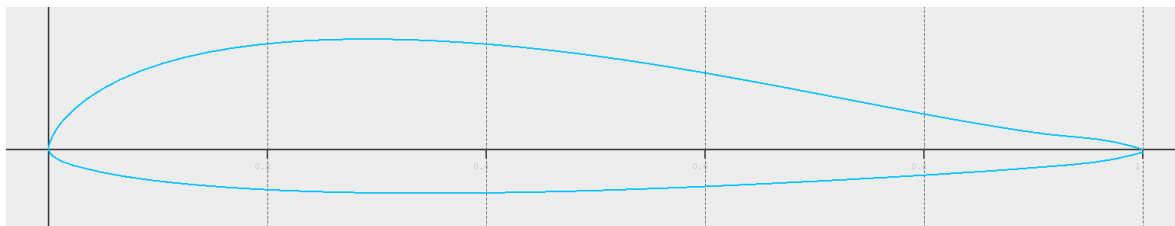


Рисунок – 3.3 Профіль кореневого січення крила

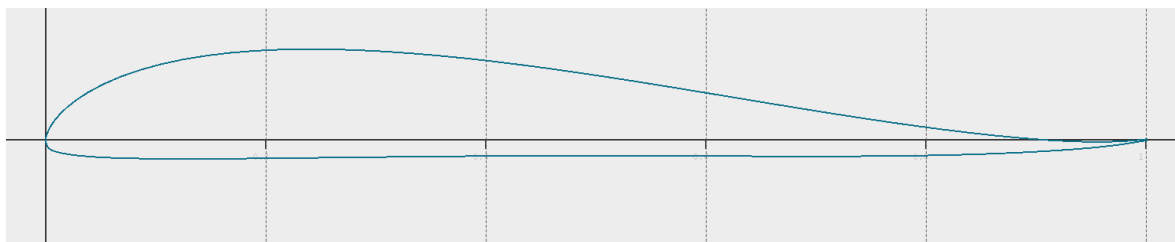


Рисунок – 3.4 Профіль кінцевого січення крила

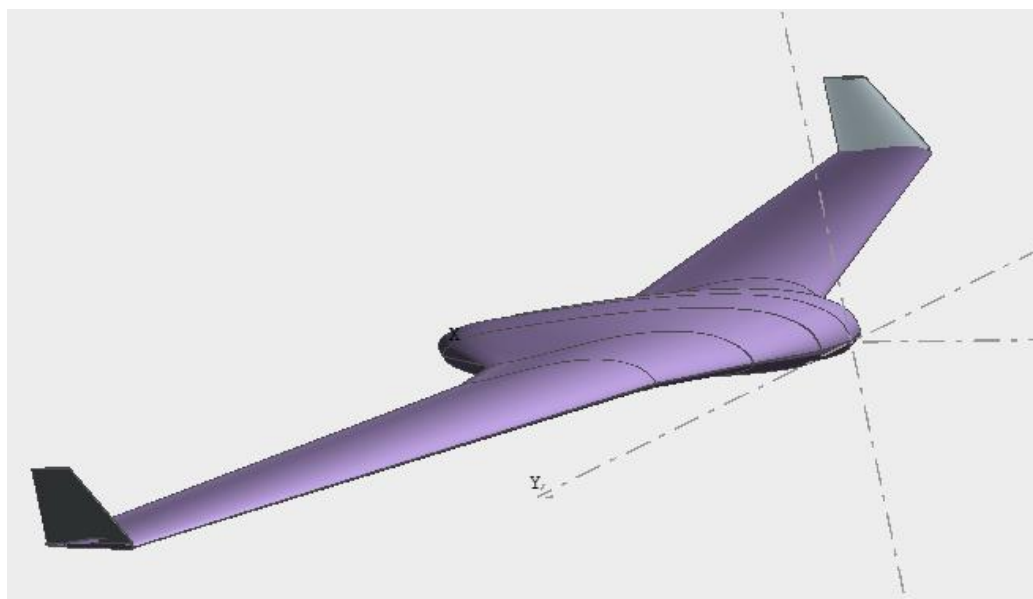


Рисунок – 3.5 3Д модель «Літаючого крила»

## ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

Проведено аеродинамічний розрахунок «Літаючого крила» за допомогою програмного забезпечення XFLR5. Результати розрахунку наведено в Додатку 2.

									Арк.
									24
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата					



#### 4. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ НА КРИЛО

Під міцністю літака розуміють здатність конструкції сприймати, не руйнуючись, зовнішні навантаження. Кількісно міцність визначається силою, при впливі якої руйнується хоча б одна деталь споруди. Діючі на літак сили можна розділити на дві категорії: масові, значення яких пропорційно масі (сили маси та інерції), і поверхневі, значення яких пропорційно площі поверхні, до кото-рій вони прикладені. До даної категорії відносяться аеродинамічні сили, сили реакції землі при посадці, сили взаємодії між окремими частинами літака.

Для виконання польотів та забезпечення їх безпеки конструкція ЛА має бути достатньо міцною й жорсткою, щоб витримати діючі на неї експлуатаційні навантаження.

Конструкція в процесі експлуатації зазнає дії змінних навантажень менших, ніж максимальні експлуатаційні, але діють вони на конструкцію десятки й сотні тисяч разів.

Експлуатаційною міцністю планера літака називають міцність в умовах реальної експлуатації упродовж усього терміну служби.

Під довговічністю конструкції літака розуміють його властивість зберігати роботоздатність до граничного стану, який забезпечує безпеку польоту з необхідними перервами для технічного обслуговування.

Аеродинамічні сили та сили власної конструкції розподілені і характеризуються відповідно аеродинамічним навантаженням і навантаженням від власних масових сил крила.

Для подальшого розрахунку обрано коефіцієнт безпеки  $f=1.5$ , коефіцієнт експлуатаційного перевантаження  $n_e = 2$ .

Коефіцієнт безпеки відображає співвідношення між максимально допустимим перевантаженням, якому може бути піддана конструкція літака і фактичним навантаженням, яке відбувається під час польоту.

Для визначення поперечних сил та згинальних моментів

									Арк.
									25
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ				

використовується метод графічного інтегрування (метод трапецій). Розбиваючи напіврозмах крила на  $n$  рівних частин довжиною  $Z$ , визначаються сумарні погонні навантаження в різних перерізах.

Після інтегрування поперечних сил отримаємо розподілення згинаючого моменту.

Розрахункова підйомна сила:

$$Y^p = Y^B = m_0 * n^B * f = 15$$

Розподілене аеродинамічне навантаження визначається

$$q_{\text{пов}} = \frac{m_0 n^e f}{S} b$$

Розподілене масове навантаження визначається

$$q_{\text{мас}} = \frac{m_{\text{кр}} n^e f}{S} b$$

Для подальшого розрахунку та побудови епюр необхідно знайти поперечну силу, згинаючий та крутний момент в кожному з перерізів крила:

- Середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною  $\Delta z$

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

- Приріст поперечної сили в будь-якому перерізі крила

$$\Delta Q_i = q_{\text{ср } i}^p \Delta z$$

- Приріст згинаючого моменту

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

- Величина згинаючого моменту в будь-якому перерізі крила

$$M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{згин } i}$$

									Арк.
									26
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ				

- Погонний крутний момент

$$m_i = q_{\text{пов}}a + q_{\text{мас}}a_1.$$

- Величина крутного моменту

$$M_{\text{кр } i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{\text{кр } i} - M_{\text{кр ван } i})$$

Дані розрахунків занесено до таблиць 4.1, 4.2.

Таблиця – 4.1 Значення погонних навантажень

№ перерізу	b	Δz	q пов	q мас	q	mi
0	0,18	0	3,75	1,5	2,25	0,0945
1	0,21	0,1	4,375	1,75	2,625	0,128625
2	0,23	0,1	4,791667	1,916667	2,875	0,154292
3	0,26	0,1	5,416667	2,166667	3,25	0,197167
4	0,29	0,1	6,041667	2,416667	3,625	0,245292
5	0,31	0,1	6,458333	2,583333	3,875	0,280292
6	0,34	0,1	7,083333	2,833333	4,25	0,337167
7	0,37	0,1	7,708333	3,083333	4,625	0,399292
8	0,4	0,1	8,333333	3,333333	5	0,466667
9	0,538	0,1	11,20833	4,483333	6,725	0,844212
10	0,84	0,1	17,5	7	10,5	2,058

Таблиця – 4.2

Значення приростів сил та моментів в перерізах

№ перерізу	b	Δz	ΔQ i	ΔM згин	ΔM кр
0	0,18	0	0	0	0
1	0,21	0,1	0,375	0,375	0,033469
2	0,23	0,1	0,531	0,109	0,039878
3	0,26	0,1	0,71	0,225	0,049514
4	0,29	0,1	0,91	0,397	0,061551
5	0,31	0,1	1,118	0,635	0,072819
6	0,34	0,1	1,35	0,952	0,086985
7	0,37	0,1	1,6	1,36	0,103386
8	0,4	0,1	1,86	1,87	0,121693
9	0,538	0,1	2,29	2,52	0,187478
10	0,84	0,1	3,005	3,36	0,402439

На основі результатів розрахунку побудовано епюри перерізуючої сили, згинального та крутного моментів (Рисунок – 4.1).

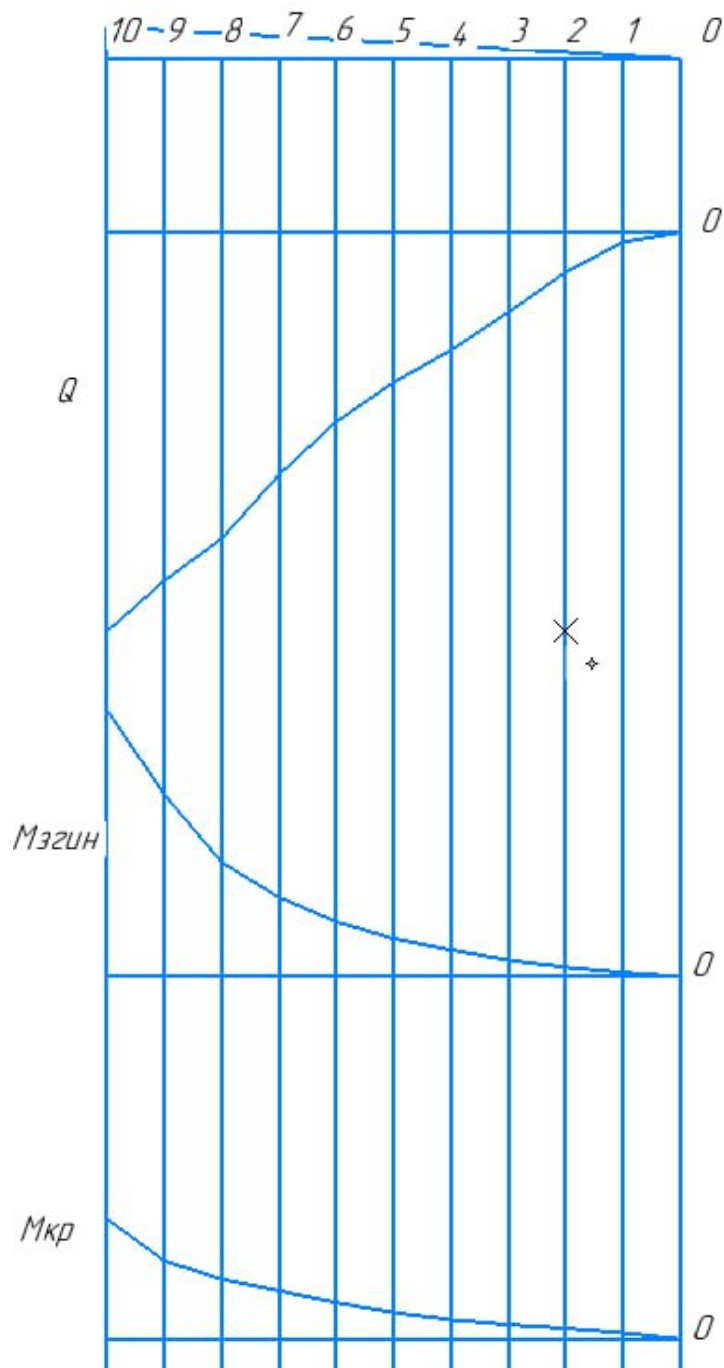


Рисунок – 4.1

Епюри перерізуючої сили, згинального та крутного моментів

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ

Арк.

28

## ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

В даному розділі проведено розрахунок зовнішніх навантажень крила та побудовано епюри внутрішніх силових факторів крила.

					АЛО102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						29
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## 5. РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ КРИЛА

Структура технологічного процесу і особливо його техніко-економічні показники значною мірою залежать від обсягу виробництва і програми випуску виробів, їх номенклатури. Ця обставина і визначає конкретну структуру підрозділів і потужність підприємства.

ЛА, як об'єкт виробництва має наступні конструктивно-технологічні особливості:

- Широка номенклатура деталей (це зумовлює потребу застосування різноманітних технологічних процесів одержання деталей, ускладнює технологічну підготовку, планування і контроль виробництва.)
- Широка номенклатура використовуваних матеріалів
- Велика трудомісткість складальних робіт
- Високі вимоги до якості поверхні ЛА та його окремих елементів
- Високі вимоги до точності та якості виробництва

Технологічність конструкції – це сукупність властивостей конструкції виробу, що виявляються в можливості оптимізації затрат праці, засобів, матеріалів і часу в процесі технічної підготовки виробництва, виготовлення, експлуатації та ремонту конструкції виробів одного й того самого призначення при забезпеченні встановлених показників якості та прийнятих умов виготовлення, експлуатації і ремонту.

Технологічні вимоги до конструкції ЛА:

- Простота форм поверхонь агрегатів
- Уніфікація елементів конструкції
- Широке застосування в конструкції стандартних вузлів і деталей
- Максимальне використання в конструкції матеріалів з добрими технологічними властивостями
- Обмеження кількості застосовуваних матеріалів та їх уніфікація
- Наявність достатніх підходів

									Арк.
									30
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ				

Якість продукції визначають як сукупність її властивостей, що обумовлюють здатність задовольняти певні потреби відповідно до призначення продукції (Рисунок – 5.1).

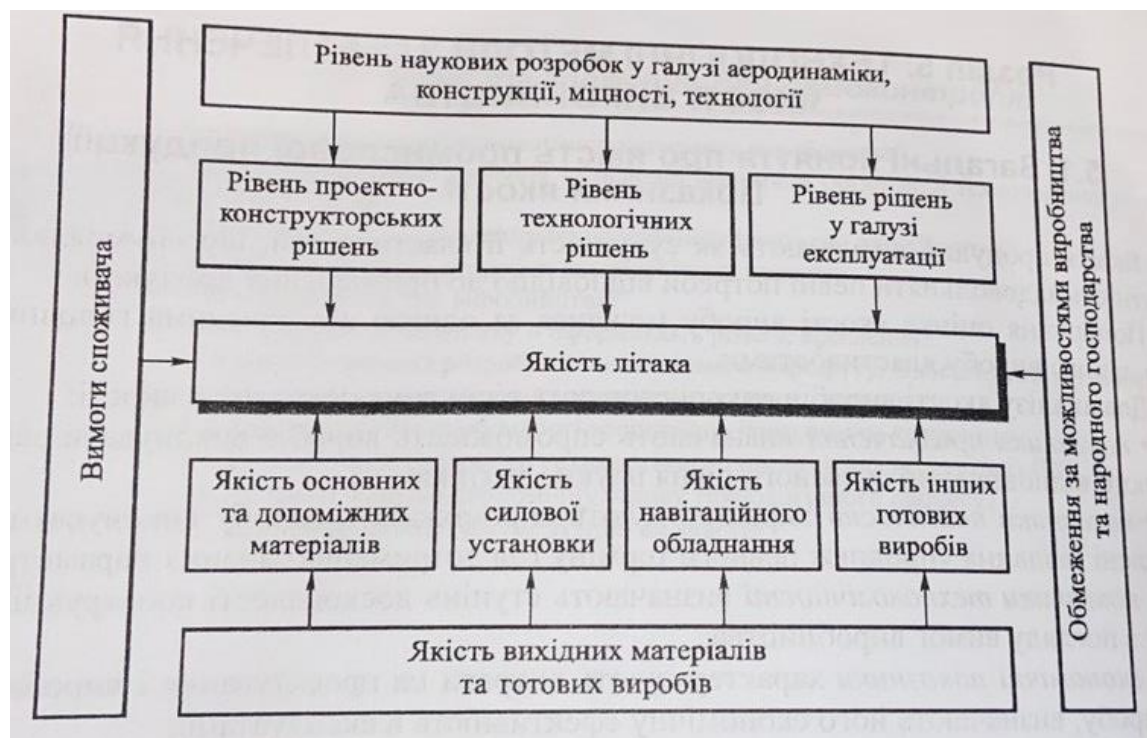


Рисунок – 5.1 Схема формування якості літака

Технічним контролем називають перевірку відповідності продукції або процесу, від якого залежить якість продукції, що установлена технічним вимогам.

Основним завданням технічного контролю є недопущення випуску продукції, що не відповідає вимогам креслення, технічним умовам і державним стандартам.

Обсяг випуску виробів (літаків, агрегатів, комплекти запасних частин) – кількість виробів певних найменувань, типорозміру та виконання, що виготовляються, складаються чи ремонтуються підприємством чи його підрозділом протягом усього планованого часу.

Залежно від обсягу і програми випуску продукції розрізняють три основних типи виробництва: масове, серійне (дрібносерійне, середньосерійне, великосерійне) і одиничне.

Серійне виробництво характеризується обмеженою номенклатурою виробів, виготовлених періодично повторюваними партіями, і має характерні ознаки:

1) поопераційна розробка ТП;

2) на кожному робочому місці виконується кілька періодично повторюваних операцій

3) робочі стенди та технологічне обладнання на складальній ділянці або цеху розташовуються у відповідності з послідовністю виконання етапів ТП.

В залежності від кількості виробів у серії розрізняють:

- дрібносерійне виробництво
- середньосерійне виробництво
- великосерійне виробництво

Фактори, що впливають на вибір технології, показані на Рисунок – 5.2.



Рисунок – 5.2 Фактори, які впливають на вибір ТП

Складання – це технологічний процес утворення з'єднань складових виробу. В результаті складання досягається необхідне взаємне розташування деталей, що поєднуються, відносна рухомість або нерухомість елементів, що сполучаються і міцність конструкції.



Ув'язка - це узгодження розмірів деталей, елементів конструкції і оснащення на різних етапах виготовлення і складання виробу. Вона потрібна для забезпечення точності виготовлення та отримання взаємозамінних конструкцій.

Ув'язка - це відповідність одних і тих же розмірів у двох або декількох об'єктів. Способи ув'язування діляться на дві великі групи, що характеризуються залежним і незалежним утворенням розмірів.

Формування літака, встановлення силового набору та склеювання відбудуватиметься в матриці (дві консолі та фюзеляжна частина, кожна з яких складається з двох половин).

Встановлення силового набору «Літаючого крила» проводитиметься за допомогою кондукторів та шаблонів.

Для виконання операцій з контролю геометричних параметрів пропонується використовувати лінійки, штангенциркулі, універсальні інструменти, шаблони.

Точністю якогось розміру називають ступінь відповідності його справжнього значення значенню, що задане проектом.

Технологічний процес (ТП) – це частина виробничого процесу, який містить дії щодо зміни і наступного визначення стану предмета виробництва.

Технологічний перехід – це закінчена частина технологічної операції, що характеризується постійністю застосованого інструменту і поверхонь, утворених обробкою або з'єднуваних під час складання. З метою підвищення продуктивності кілька переходів об'єднують в один складний.

Ступінь поділу ТП на операції диктується технічним рівнем, прийнятими організаційними формами та обсягами виробництва. Залежно від цих умов технологічна операція може складатися з одного або декількох окремих процесів.

Робочий ТП містить детальне опрацювання окремих операцій складання (установки елементів в складальне положення, їх фіксацію і з'єднання елементів між собою).

					АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
						33
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ

В даному розділі розглянуто фактори які впливають на вибір та розроблення ТП. В результаті цієї роботи було розроблено робочий ТП формування верхньої половини консолі та робочий ТП збирання консолі (див. Додаток 3) .

					АЛО102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		34

## ВИСНОВОК

В даному Проекті проаналізовано аналоги БПЛА, які можуть використовуватись під поставлені цілі, результати занесено до Додатку 1.

Також обрано параметри загального компоунвання, а саме схему аеродинамічного компоунвання та конструктивно-силову схему.

Проведено аеродинамічний розрахунок за допомогою програмного забезпечення XFLR5, результати якого занесено до Додатку 2.

Проведено розрахунок зовнішніх навантажень крила, за результатами якого побудовано епюри навантажень.

В останньому розділі розглянуто фактори, що впливають на вибір та розроблення ТП, в результаті чого розроблено робочий ТП формування верхньої частини консолі та робочий ТП збирання консолі(див. Додаток 3).

					АЛ0102.16.00.00.00 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		35

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Методичні рекомендації до підготовки та захисту дипломного проектування освітньо-кваліфікаційного рівня «бакалавр» – К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2021
2. Літаюче крило [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%96%D1%82%D0%B0%D1%8E%D1%87%D0%B5\\_%D0%BA%D1%80%D0%B8%D0%BB%D0%BE](https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%96%D1%82%D0%B0%D1%8E%D1%87%D0%B5_%D0%BA%D1%80%D0%B8%D0%BB%D0%BE)
3. Дослідження характеристик та компонування БПЛА типу «літаюче крило» [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://dspace.nau.edu.ua/handle/NAU/56343>
4. БПАК А1-С / А1-СМ «Фурія» [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <HTTPS://WWW.UKRMILITARY.COM/2016/08/FURYA.HTML>
5. Летающее крыло Skywalker X-8 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <HTTPS://ARDUINO.UA/RU/PROD1081-LETAUSHHEE-KRYLO-SKYWALKER-X-8-2120-MM-EPO>
6. Летающее крыло Albatros X-7 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <HTTPS://TYAGA.COM.UA/SHOP/LETAYUSCHEE-KRYILO-ALBATROS-X-7-P7101.HTML>
7. Конструктивно-силова компоновка літака [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: [HTTP://NI.BIZ.UA/7/7\\_2/7\\_25327\\_KONSTRUKTIVNO-SILOVAYA-KOMPONOVKA-SAMOLETA.HTML](HTTP://NI.BIZ.UA/7/7_2/7_25327_KONSTRUKTIVNO-SILOVAYA-KOMPONOVKA-SAMOLETA.HTML)
8. Компонування і креслення загального вигляду літака [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <HTTP://UM.CO.UA/3/3-13/3-13956.HTML>
9. Перегрузки у польоті. Коефіцієнт безпеки [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <HTTP://UM.CO.UA/6/6-7/6-72841.HTML>

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

10. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів"– К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2020

11. Дипломний проект на тему "Розробка технології складання панелей хвостових середніх частин крила літака Ан-26-100"/ Кравченко А.В. – К.:КиАТ, 2020

12. Складання [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BA%D0%BB%D0%B0%D0%B4%D0%B0%D0%BD%D0%BD%D1%8F>

13. Методичні матеріали по виконанню курсового проекту з предмета «Технологія складання і випробування авіаційних ЛА». – К.: КиАТ, 2019

14. Терещенко Ю. М., Волянська Л.Г., Животовська К.А., Кудрін А.П., Мамлюк О. В., Панін В.В. Технологія виробництва літальних апаратів. Книга 2. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2006.

15. Skywalker X8 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://skywalkermodel.com/en/76.html>

16. Геометричні характеристики крила [Електронний ресурс] – <https://jak.bono.odessa.ua/articles/geometrichni-harakteristiki-krila.php>

17. АС-1М «Фурія»[Електронний ресурс] – <https://athlonavia.com/uk-furia/>

18. Гриценко І.А., Животовська К.А., Король В.М., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М. Технологія виробництва літальних апаратів. Книга 1. Технологія виготовлення деталей ЛА. – К.: Вища освіта, 2004.

19. Вінглет [Електронний ресурс] – <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D1%96%D0%BD%D0%B3%D0%BB%D0%B5%D1%82>

20. Животовська К.О., Животовський М.О., Мамлюк О.В., Носовський І.Г., Терещенко Ю.М. Авіаційні матеріали та їх обробка – К.: Вища освіта, 2003.

										Арк.
										37
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

21. Бойко А.П., Мамлюк О.В., Терещенко Ю.М., Цибенко В.М.  
Конструкція літальних апаратів – К.: Вища освіта, 2001.

22. Котельніков Г.Н., Мамлюк О.В., Сілков В.І. Терещенко Ю.М.  
Аеродинаміка літальних апаратів – К.: Вища освіта, 2002.

					<i>АЛО102.16.00.00.00 ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		38