

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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа та ракето-будування

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«___» _____ 2021 р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра за освітньо-професійною
програмою «Літаки та вертольоти» спеціальності 134 «Авіаційна
та ракетно-космічна техніка» на тему: «Планер літального
апарату схеми “літаюче крило”»

Виконав (-ла):

студент (-ка) IV курсу, групи ВЛ-73

Касілов Максим Олексійович _____

Керівник:

Асистент кафедри АРБ, к.т.н.

Конотоп Дмитро Ігорович _____

Рецензент:

Старший викладач кафедри СКЛА, к. т. н.

Бондаренко Євген Анатолійович _____

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

Студент (-ка) _____

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа та ракето-будування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки та вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на дипломний проєкт студенту
Касілов Максим Олексійович

1. Тема проєкту: «Планер літального апарату схеми “літаюче крило”», керівник проєкту Конотоп Дмитро Ігорович, асистент кафедри АРБ, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. № 1061-С

2. Термін подання студентом проєкту: «17» червня 2021 року

3. Вихідні дані до проєкту:

3.1 Характеристики аналогів;

3.2 Характеристики складових матеріалів.

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1 Огляд аналогів.

4.2 Переваги та недоліки.

4.3 Опис конструкції.

4.4 Розрахунок навантажень на крило.

4.5 Визначення аеродинамічних характеристик профілю.

4.6 Створення просторової моделі.

4.7. Симуляція навантажень на крило.

4.8. Технологія виготовлення композитного крила.

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

5.1 Характеристики аналогів.

5.2 Загальний кресленик просторової моделі.

5.3. Розрахунок та епюри навантажень на крило.

5.4 Симуляція навантажень на крило.

6. Дата видачі завдання 25 березня 2021 р

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Аналіз сучасної науково-технічної літератури. Вибір варіанту побудови.	до 9.02.2021 р.	
2.	Розробка моделі та конструкції літака (вид загальний) на базі прототипу із покращеними характеристиками.	до 23.02.2021 р.	
3.	Розрахунок навантажень.	до 8.03.2021 р.	
4.	Створення просторової моделі.	до 22.03.2021 р.	
5.	Визначення аеродинамічних характеристик профіля.	до 12.04.2021 р.	
6.	Симуляція навантажень на крило.	до 26.04.2021 р.	
7.	Підготовка публікації по темі проекту	Протягом періоду виконання ДП	
8.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 27.05.2021 р.	
9.	Перевірка на плагіат	до 10.06.2021 р.	
10.	Захист дипломного проекту	з 14.06.2021 р. по 30.06.2021 р	

Студент

Максим КАСІЛОВ

Керівник

Дмитро КОНОТОП

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення			Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	A4				Завдання на дипломний проект	1	
2	A4	ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ			Пояснювальна записка	44	
3	A1	ВЛ7307.10.00.00.01ІМ			Характеристики аналогів	1	
4	A1	ВЛ7307.10.00.00.02СК			Загальний кресленик просторової моделі	1	
5	A1	ВЛ7307.10.00.00.00ІМ			Розрахунок та епюри навантажень на крило	1	
6	A1	ВЛ7307.10.20.00.04ІМ			Симуляція навантажень на крило.	1	
					ДП7307.10.00.00.00		
		ПІБ	Підп.	Дата			
Розробн.		Касілов М. О.			Відомість дипломного проекту	Аркуш	Аркушів
Керівн.		Конотоп Д. І.				1	1
Консульт.						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. <u>АРБ</u> Гр. <u>ВЛ-73</u>	
Н/контр.		Поваров С. А.					
Зав.каф.		Кабанячий В.В.					

Київ – 2021 року

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту

на тему: «Планер літального апарату схеми “літаюче крило”»

Київ – 2021 рік

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка з дипломного проекту на теми «Планер літального апарату схеми “літаюче крило”» містить 44 сторінки, 17 рисунків, 8 таблиць та 6 використаних джерел інформації.

Метою переддипломної практики є поглиблення та закріплення теоретичних знань та практичних навичок з усіх дисциплін навчального плану, оволодіння сучасними методами, формами організації переддипломної роботи в галузі літакобудування. В даному випадку, основним напрямком дослідження є аеродинаміка літальних апаратів.

В рамках дипломного проекту було опрацьовано велику кількість літератури та інших джерел, проведене дослідження та вивчення сучасних програмних засобів для розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів, а також здійснене підтвердження результатів, отриманих в результаті роботи програми Autodesk Fusion 360. Також був відпрацьований метод аеродинамічного розрахунку який відповідає вимогам ТЗ та гарантує точні результати.

Ключові слова: «літаюче крило», аеродинамічні характеристики, Autodesk Fusion 360.

ANNOTATION

The explanatory note from the diploma project on the topic "Glider glider of the" flying wing "scheme" contains 44 pages, 17 figures, 8 tables and 6 used sources of information.

The purpose of undergraduate practice is to deepen and consolidate theoretical knowledge and practical skills in all disciplines of the curriculum, mastering modern methods, forms of organization of undergraduate work in the field of aircraft construction. In this case, the main area of research is the aerodynamics of aircraft.

The diploma project processed a large amount of literature and other sources, conducted research and study of modern software for calculating the aerodynamic characteristics of aircraft, as well as confirmed the results of Autodesk Fusion 360. Also developed a method of aerodynamic calculation that corresponds to requirements of the TOR and guarantees accurate results.

Keywords: "flying wing", aerodynamic characteristics, Autodesk Fusion 360.

ЗМІСТ

ВСТУП.....6

1. АНАЛІЗ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ СХЕМИ “ЛІТАЮЧЕ КРИЛО”.....7

1.1. Порівняння характеристик літальних апаратів схеми “літаюче крило”.....7

1.1.1. Horten Ho-IX.....7

1.1.2. Northrop N-9M.....9

1.1.3. С-70 «Мисливець».....11

1.2. Переваги та недоліки схеми “літаюче крило”.....13

1.2.1. Переваги схеми “літаюче крило”.....13

1.2.2. Недоліки схеми “літаюче крило”.....15

1.3. Історія розвитку літальних апаратів схеми «літаюче крило».....16

2. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ.....19

2.1. Загальні поняття про навантаження на літак.....19

2.2. Розрахунок навантаження на крило.....20

2.3. Розподілення навантаження за розмахом крила.....22

2.4. Побудова епюр поперечних сил, згинаючих та крутних моментів по розмаху крила.....24

					ВЛ7307.10.00.00.00ПЗ				
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	Планер літального апарату схеми “літаюче крило”	Літ.	Арк.	Аркуші	
Розроб.		Касілов М. О.							
Перевір.		Конотоп Д. І.					4	55	
						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-73			
Н. Контр.		Поваров С. А.							
Затверд.		Кабанячий В. В.							

3. ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТА ДОСЛІДЖЕННЯ СТРУКТУРИ ПРОФІЛЬНОГО ОПОРУ АЕРОДИНАМІЧНОГО ПРОФІЛЯ НАСА-23015.....	32
3.1. Визначення аеродинамічних характеристик аеродинамічного профіля НАСА-23015.....	32
3.2. Дослідження структури профільного опору.....	35
4. СТВОРЕННЯ ПРОСТОРОВОЇ МОДЕЛІ ТА СИМУЛЯЦІЯ НАВАНТАЖЕНЬ.....	39
4.1. Створення просторової моделі.....	39
4.2. Симуляція навантажень.....	41
5. ТЕХНОЛОГІЯ СТВОРЕННЯ КОМПОЗИТНОГО КРИЛА.....	43
5.1. Загальні відомості про композитні матеріали.....	43
5.1.1. Переваги композитних матеріалів.....	44
5.1.2. Недоліки композитних матеріалів.....	46
5.2. Методи виготовлення крила з композитного матеріалу.....	46
5.2.1. Метод холодного формування.....	47
5.2.1.1. Вільне формування.....	47
5.2.1.2. Формування під тиском.....	52
5.2.2. Метод гарячого формування.....	52
Висновок по розділу.....	53
ВИСНОВОК.....	54
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	55

ВСТУП

Метою дипломного проекту є закріплення практичних навичок та теоретичних знань набутих протягом навчання, дослідження та аналіз поставлених задач та пошук шляхів їх вирішень.

Темою дипломного проекту є розробка планеру літального апарату схеми “літаюче крило”. Для виконання проекту необхідно зробити аналіз характеристик літаків-аналогів, визначити геометричні параметри літака, розрахунок крила на зовнішні навантаження, дослідити аеродинамічні характеристики профілю крила, створити просторову модель, провести симуляцію навантажень.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						6
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1. АНАЛІЗ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ СХЕМИ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО».

1.1. Порівняння характеристик літальних апаратів схеми «літаюче крило».

1.1.1. Horten Ho-IX.

Horten Ho IX – німецький експериментальний літак часів Другої світової війни. Перший літак схеми «літаюче крило» з реактивним двигуном. Розроблений братами Хортен. Перший політ відбувся у березні 1944 року у Гетінгені. На різних стадіях виготовлення було 6 літаків. Аналіз конструкторських особливостей літака Ho IX показує, що в конструкторському бюро Хортен був розроблений перший літак-«невидимка», призначений для прихованого проникнення до цілі. Хортени вперше застосували концепцію «Unsichtbar» мета якої – зниження радіолокаційної та інфрачервоної помітності літака. Це досягалося за рахунок застосування таких технічних рішень, як вибір схеми «літаюче крило», розташування двигунів всередині центроплану, втоплені повітрязабірники, використання обшивки з радіопоглинаючих матеріалів, екранування витікаючих з двигуна газів «бобровим хвостом», застосування системи їх охолодження.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		7

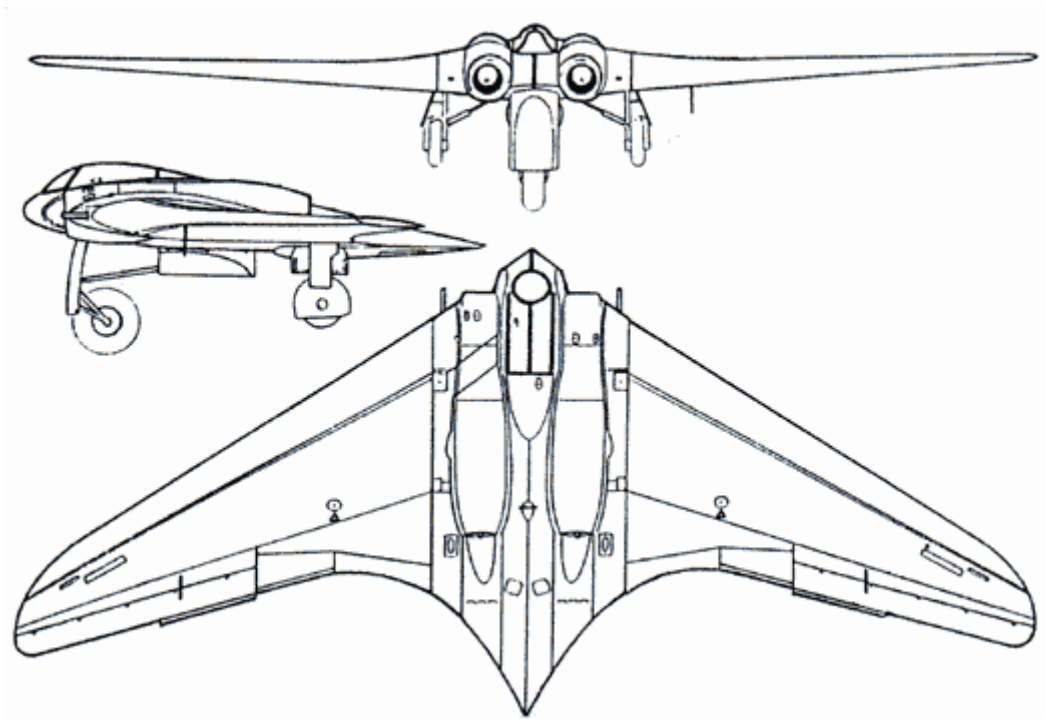


Рис. 1.1. Horten Ho-IX.

Характеристики:

- Розмах крила – 16,75 м;
- Довжина – 7,45 м;
- Висота – 2,8 м;
- Площа крила – 50,8 м²;
- Двигун – 2 х Junkers Jumo-004В-1, -2, -3;
- Тяга – 2 х 890 кгс;
- Злітна маса – 7515 кг;
- Маса порожнього – 4600 кг;
- Максимальна злітна маса – 8100 кг;
- Максимальна швидкість – 970 км/год;
- Крейсерська швидкість – 685 км/год;
- Практична дальність – 1880 км;
- Максимальна швидкопідйомність – 22 м/с;

- Практична стеця – 16000 м.
- Екіпаж – 1;

1.1.2. Northrop N-9M.

Northrop N-9M – американський експериментальний літак розроблений фірмою Northrop. Перший політ здійснив 27 грудня 1942 року. N-9M був пілотованою літальною моделлю літака-портотипа ХВ-35 у масштабі 1:3. Мав змішену конструкцію деревини та металу. Каркас був зварений з металевих труб, обшивка зроблена з деревини. Усього було виготовлено 4 літака. Силова установка складалася з двох поршневих двигунів, встановлених у внутрішньому об'ємі крила. Вали двигунів через гідравлічні муфти постійної частоти обертання з'єднувалися з дволопатеви́ми повітряними гвинтами. На передній кромці крила знаходяться повітрозабірники тракту охолодження двигунів; трохи нижче них розташовуються маслорадіатори. Аеродинамічні органи керування розташовувалися на задній кромці крила. Для керування по крену і тангажу використовувалися елевони, що з'єднують в собі функції керма висоти і елеронів. При повороті штурвала керування вони відхилялися диференційно, а при відхиленні його на себе або від себе - одночасно. Для керування по курсу використовувалися розкривні балансувальні закрилки-гальма. При натисканні на одну педаль відбувалося розкриття закрилка, що викликало гальмування повітряного потоку на відповідній половині крила і, відповідно, поворот. При одночасному натисканні на обидві педалі закрилки-гальма розкривалися одночасно, працюючи як звичайне повітряне гальмо. Привід керування розкриттям закрилка електричний. Закрилки могли також використовуватися як тримера

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		9

тангажу. Система керування - бустерна, необоротна. На кінцях крила були закриті профільовані щілини, що відчиняються з наближенням літака до критичної мінімальної швидкості, що запобігало зриву потоку на кінцях крила. N-9M мав трьохстійкове збиральне шасі з носовим колесом. У хвостовій частині була додаткова опора з невеликим колесом-пневматиком, яке обмежувало кут атаки апарату на зльоті, запобігаючи тим самим торкання штовхаючих повітряних гвинтів поверхні ЗПС.

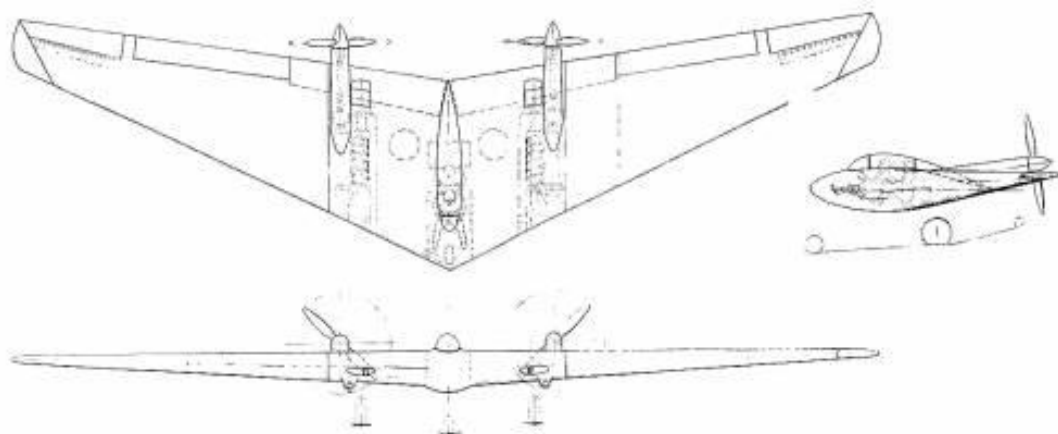


Рис. 1.2. Northrop N-9M.

Характеристики:

- Розмах крила – 18,29 м;
- Довжина – 5,45 м;
- Висота – 2,01 м;
- Площа крила – 45,57 м²;
- Двигун – 2 х ПД Franklin XO-540-7;
- Тяга – 2 х 300 кН;
- Злітна маса – 2872 кг;
- Маса порожнього – 1769 кг;
- Максимальна злітна маса – 3178 кг;

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

- Максимальна швидкість – 4140 км/год;
- Крейсерська швидкість – 191 км/год;
- Практична дальність – 805 км;
- Практична стеія – 6553 м.
- Екіпаж – 1;

1.1.3. С-70 «Мисливець».

С-70 «Мисливець» - російський важкий ударний БЛА розроблений ДКБ «Сухого». Перший політ здійснив 3 серпня 2019 року. Багатофункціональний БЛА зроблений з застосуванням технології «стелс». В комплексі з винищувачем п'ятого покоління може виконувати розвідувальні та відволікаючі функції та вести радіолокаційну боротьбу. Про можливості БЛА відомо мало. У відкритих джерелах фігурувала інформація про те, що бортове радіоелектронне обладнання С-70 включає в себе інформаційно-керуючу систему, систему автоматичного управління, систему контролю і діагностики бортового обладнання, а також інерційно-супутникову навігаційну систему. Радіолокаційний комплекс і система зв'язку дозволяють використовувати С-70 для розширення радіолокаційного поля інших бойових літаків і дистанційного цілевказання. Завдяки цьому з'являється можливість застосовувати засоби ураження більшої дальності без заходу їх носія в зону дії ППО супротивника.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

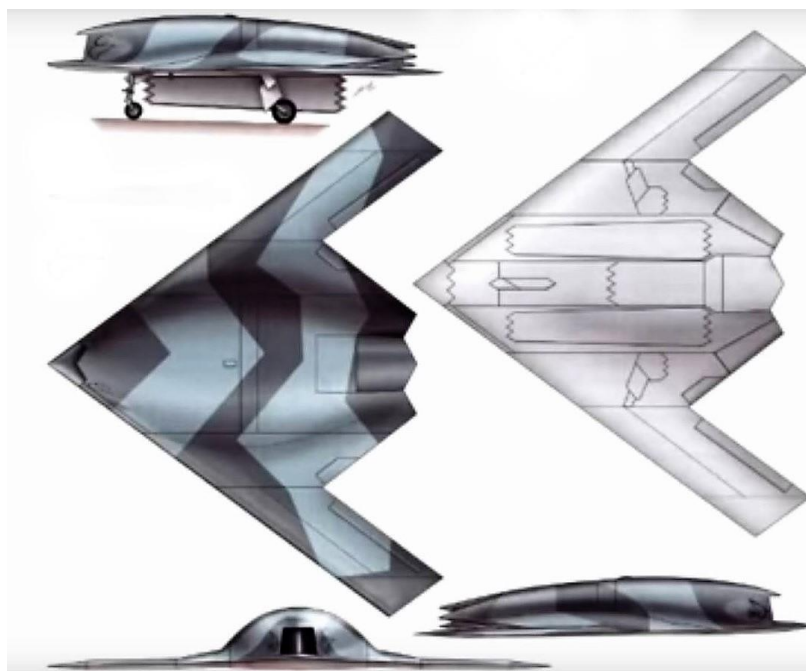


Рис. 1.3. С-70 «Мисливець».

Характеристики:

- Розмах крила – 19,1 м;
- Довжина – 15,1 м;
- Висота – 3,16 м;
- Двигун – 1 ТРДД АЛ-31Ф;
- Максимальна тяга – 1 х 7770 кгс;
- Тяга на форсажі – 1 х 12500 кгс;
- Максимальна злітна маса – 20000 кг;
- Максимальна швидкість – 920 км/год;
- Бойовий радіус – 3500 км;
- Практична стеля – 10500 м.

1.2. Переваги та недоліки схеми “літаюче крило”.

1.2.1. Переваги схеми “літаюче крило”

Літак, побудований за аеродинамічною схемою «літаюче крило» має багато переваг в порівнянні з традиційними схемами. Ці переваги обумовлені значним зниженням маси конструкції, аеродинамічного опору і вартості завдяки відсутності фюзеляжу і аеродинамічних поверхонь оперення. Крім того, внаслідок меншої інерційності підвищується поздовжня і колійна маневреність літального апарату. При великих розмірах літальних апаратів, виконаних за схемою «літаюче крило», пасажирів і вантажі можуть розміщуватися всередині крила, що володіє значними обсягами. У більшості літаків, побудованих за схемою «літаюче крило», силова установка, екіпаж і корисне навантаження розміщуються або в крилі, або в скороченому, в порівнянні зі звичайними літаками фюзеляжі, який часто називають гондолою. Поєднання функцій крила і фюзеляжу в єдиному корпусі дозволяє реалізувати наступне:

1. Отримати більш високі, ніж у літаків традиційних схем, аеродинамічні характеристики крейсерського польоту за рахунок зниження лобового опору.
2. Зменшити вагу конструкції літального апарату за рахунок відсутності фюзеляжу і горизонтального оперення.
3. Забезпечити рівномірність аеродинамічного навантаження по всій площі літального апарату і уникнути додаткових напружень, властивих традиційній схемі «крило-фюзеляж». Це веде до зниження частки маси планера під злітною масою всього літального апарату.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		13

4. Розподілити все вагове навантаження по значній площі і максимально використовувати ефект аеродинамічній розвантаження, що також веде до зниження частки ваги планера під злітною масою літального апарату.

5. Забезпечити значно меншу ефективну площу розсіювання (ЕПР), ніж у літальних апаратів «класичної» схеми за рахунок відсутності фюзеляжу і горизонтального оперення, що дозволяє більш повно використовувати технологію малої помітності в військової авіації.

Ці особливості аеродинамічній схеми ЛК дають можливість при, однакових подовженнях крила досягти більш високих, ніж у літаків «класичної» схеми, величин аеродинамічного якості крейсерського польоту і на 25% ... 30% збільшити корисне навантаження в порівнянні з літаками, виконаними по «нормальної» аеродинамічною схемою.

За даними Дж. Нортропа, наведеними для літака класу «дальній бомбардувальник» з крейсерською швидкістю польоту до 800 км / год («чистий» дозвуковій режим): коефіцієнт мінімального аеродинамічного опору ЛА схеми ЛК вдвічі менше, ніж у літака нормальної схеми; для підтримки однаковою крейсерській швидкості «літаючого крила» потрібно на 11...33% менша потужність двигуна, а дальність при цьому буде на 13...25% більше. При цьому, найвигідніша швидкість у ЛК на 7...19% більше, а виграш в дальності в такому випадку складатиме 14...41% при тому ж запасі палива. Необхідно відзначити, що оцінки Нортропа виконані для апаратів близьких до «чистого» ЛК, практично без виступаючих елементів. Ці дані справедливі і для ЛА меншого розміру, так як можливо масштабувати конструкцію.

1.2.2. Недоліки схеми «літаюче крило»

Поряд з перерахованими перевагами, аеродинамічна схема «літаюче крило» має низку недоліків, які не дозволили їй до теперішнього часу знайти широке застосування в авіації. До основних недоліків цієї схеми можна віднести

1. Складність вибору місця для розміщення горизонтального і вертикального оперення і, як наслідок, проблеми забезпечення прийнятних поздовжньої і шляхової стійкості і керованості, пов'язані з компактністю апарату уздовж поздовжньої і нормальної осей, а також відносно малим плечем органів стабілізації і управління, щодо центру мас.

2. Низьке злітно-посадковий значення коефіцієнта підйомної сили «літаючого крила» ($C_{умас} = 1.4...1.6$ в порівнянні з $C_{VMaKe} = 2...3$ у літаків «класичної» схеми). Це обумовлено складністю застосування ефективної злітно-посадкової механізації через великі пікіруючих моментів, що виникають при випуску механізації. Як наслідок, у літальних апаратів схеми «літаюче крило» більші, ніж у літаків «класичної» схеми швидкості зльоту і посадки, довжини розбігу і пробігу.

3. Необхідність використання шасі великої висоти для створення достатніх для безпечного зльоту і посадки кутів атаки. Подібна обставина тягне за собою збільшення маси конструкції літального апарату.

4. Низьке критичне число M польоту, обумовлене необхідністю використання криловим профілів більше відносної товщини в центральному перерізі для розміщення корисного навантаження і агрегатів без надмірного збільшення габаритних розмірів літального апарату.

Недоліки «літаючого крила» в минулі роки розвитку авіації практично зводили до нуля властиві йому гідності. Однак науково-технічні досягнення останніх років в області аеродинаміки, динаміки польоту і систем активного

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

управління літальних апаратів дозволяють в значній мірі усунути властиві цій аеродинамічною схемою недоліки і зайняти «літаючим крил» гідне місце серед літаків інших схем.

1.3. Історія розвитку схеми «літаюче крило»

Перша згадка про «безхвостих» літаків відноситься до 1865 р, коли французький дослідник Шарль де Лувріє розробив проект літака під назвою «Аеронав». Літак повинен був мати одну горизонтальну поверхню у вигляді ромбовидної площини і був, фактично, збільшеним варіантом «повітряного змія». Передбачалося застосування гвинтомоторної силової установки, що працює на стисненому повітрі або реактивного двигуна. Поздовжнє керування літаком мало здійснюватися переміщенням вантажів в гондолі, підвішеною знизу до крила, або зміною нахилу крила (в наш час таке керування, назване балансирним, використовується для керування дельтапланів).

У 1870 р англійський винахідник Р. Харт отримав патент на «удосконалений апарат для повітряних сполучень». Це був проект безхвостого моноплана з високорозташованим крилом у вигляді прямокутної пластини. Літак передбачалося забезпечити штовхаючим гвинтом, що приводився в обертання паровим або будь-яким іншим двигуном. Поздовжнє балансування мала би здійснюватися переміщенням центру мас літака. У проекті Харта пропонувалися також органи керування у вигляді елевонів, які могли відхилятися окремо для протидії реактивному моменту гвинта і одночасно - для поздовжнього керування. Кермо напряму не було передбачене.

В кінці XIX століття в Росії було створено два проекти безхвостих літаків. Автором першого проекту був Ф. Р. Гешвенд, другого - В. А. Татаринов. Однак в обох проектах основна увага приділялася конструкції планера і двигунів, а важливі питання стійкості і керованості практично не

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16

розглядалися.

Зовні цей літак з трикутним крилом малого подовження різко відрізнявся від інших проектів тих років і нагадував сучасний надзвуковий реактивний літак схеми «безхвістка». Керування повинно було забезпечуватися переміщенням центру мас літака. Передбачалося також кермо висоти. Поперечна стійкість досягалася за допомогою позитивного поперечного «V» крила.

Керування курсом передбачалося здійснювати або за допомогою керма напрямку, або (при установці двох двигунів) зміною тяги одного з них.

Розглянуті вище проекти літальних апаратів без горизонтального оперення були поздовжньо нестійкими, так як профіль крила не забезпечував створення відновлюючих рівновагу моментів. Успішне вирішення завдання польоту в цьому випадку могло бути отримано лише за допомогою автоматичного забезпечення поздовжньої стійкості, однак в той час подібні пристрої ще не були створені.

Поперечна стійкість літака повинна була забезпечуватися позитивним поперечним «V» крила, а колійна - вертикальним кілем, розташованим в задній частині фюзеляжу. Для керування тангажем були передбачені керма висоти, прикріплені до центральної частини задньої кромки крила. Керування курсом могло здійснюватися кермом напрямку, а також аеродинамічними гальмами, що представляють собою, що розщеплюванні щитки, розташовані на кінцях крила.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

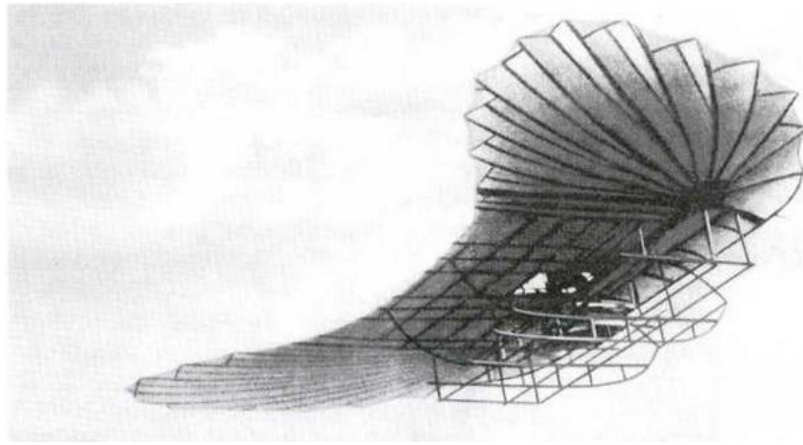


Рис. 1.4. – Безхвостий планер Етріха і Велса.

Недостатнє знання законів аеродинаміки, стійкості і керованості призвело багатьох дослідників, які працювали в розглянутий період в області авіації, до думки, що єдиний спосіб створення літака - це спосіб копіювання тварин, здатних здійснювати стійкий плануючий - політ, тим часом як природа давала багато прикладів, коли стійкий політ відбувався без допомоги хвостового оперення.

З вивчення польоту літаючих тварин і рослин почали свою діяльність в галузі авіації австрійські винахідники І. Етріх і Ф. Велс. Вони побудували безхвостий планер, крило якого було збільшеною копією насіння рослини «Заноні макрокарпії» (рис. 3.1). У жовтні 1906 року Ф. Велс зробив ряд польотів на планері, причому дальність окремих польотів перевищувала 220 м. Планер Етріха і Велса був першим безхвостим літальним апаратом важчим за повітря («літаючим крилом»), вчинившим стійкий політ з людиною на борту.

2. РОЗРАХУНОК ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ

2.1 Загальні поняття про навантаження на літак

Зовнішні навантаження, діючі на літак під час польоту або посадки і руху по землі, називаються експлуатаційними. Напруження в елементах конструкції від цих навантажень не повинні перевищувати межі пропорційності або межі текучості матеріалу, для уникнення залишкових деформацій в елементах понад регламентовані.

Коефіцієнт безпеки показує в скільки разів руйнівне навантаження більше максимально можливої експлуатаційного навантаження:

$$f = \frac{P_{\text{руйн}}}{P_{\text{max}}^e};$$

$$P_{\text{руйн}} = P_{\text{max}}^e f,$$

де $P_{\text{руйн}}$ – руйнівне (розрахункове) навантаження;

P_{max}^e - максимально можливе експлуатаційне навантаження;

f – коефіцієнт безпеки.

Коефіцієнт безпеки вводиться в розрахунки для забезпечення певного рівня безпеки конструкції від дії максимальних навантажень з врахуваннями розбігу величини зовнішніх навантажень, діючих на конструкцію, розбігу несучої здатності конструкції в зв'язку з допустимими відхиленнями технологічних процесів і механічних характеристик матеріалів.

З точки зору забезпечення безпеки польоту коефіцієнт безпеки необхідно брати найбільшим, а з точки зору отримання найліпших льотно-технічних якостей – найменшим. При виборі коефіцієнта безпеки слід керуватися наступним: при максимально можливому експлуатаційному навантаженню напруження в елементах конструкції повинні бути близькими до межі

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

пропорційності σ_p і не перевищувати межу текучості σ_s . Значення коефіцієнту безпеки подані в таблиці 1.

Таблиця 2.1.

Розрахункові зони та елементи	Значення f
Регулярні зони крила, фюзеляжу, оперення, поверхонь управління та елементів механізації	1,5
Стикові вузли, кронштейни	2

Розрахункове навантаження і перевантаження визначаються:

$$P^P = P^e f = 20160 \text{ кг};$$

$$n^P = n^e f = 4,5 \text{ кг},$$

де n^e – експлуатаційне перевантаження.

$$n_{max}^e = 3$$

2.2 Розрахунок навантаження на крило

На крило літака діють навантаження: аеродинамічні та масові розподілені та зосереджені сили. На рис. 5 зображено зовнішні навантаження, діючі на крило при невеликих числах M і на додатних кутах атаки.

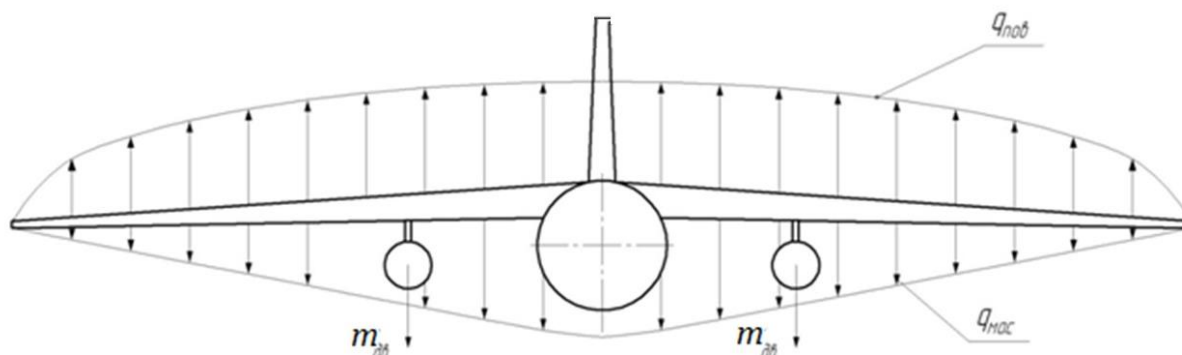


Рис. 5. Навантаження на крило:

$q_{пов}$ – розподілене повітряне навантаження; $q_{мас}$ – розподілене масове навантаження, $M_{дв}$ – маса двигуна.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		20

Знаючи масу літака , експлуатаційне перевантаження n^e та коефіцієнт безпеки f , можна визначити величину розрахункової підйомної сили крила за формулою:

$$Y^P = Y^e = m_0 n^e f = 6000 \cdot 3 \cdot 1,5 = 27000 \text{ кг}$$

де m_0 – злітна маса літака, кг;

n^e – експлуатаційне перевантаження (табл. 5);

f – коефіцієнт безпеки.

Згідно з таблицею 5 значення коефіцієнта експлуатаційного перевантаження буде дорівнювати $n^e = 3$.

Таблиця 2.2.

Тип літака	Значення n^e
Пасажирський	2,5
Військово-транспортний, транспортний	3

Масове розрахункове навантаження від крила:

$$m_{кр}^P = m_{кр} n^e f = 1500 \cdot 3 \cdot 1,5 = 6750 \text{ кг}$$

де $m_{кр}$ – маса крила, кг.

Розрахункові навантаження від зосереджених мас, що розташовані на крилі, визначаються:

$$m_{ван}^P = m_{ван} n^e f = 500 \text{ кг}$$

де $m_{ван}$ – маса вантажу, кг.

З урахуванням попередніх викладок розрахункове навантаження на крило визначається:

$$P^P = ((m_0 - m_{кр}) - \sum_{i=1}^n m_{ван}) n^e f = 450 \text{ кг}$$

2.3 Розподілення навантаження за розмахом крила

Розподіл аеродинамічного навантаження за розмахом крила має складний характер та обумовлюється: формою крила в плані, наявністю аеродинамічного та геометричного закручення крила, розміщення мотогондол чи обтічників, а також режимом польоту (віраж, крен тощо). В КП не буде враховуватись вплив вищезазначених факторів.

Для спрощення розрахунків приймається:

- розподілені аеродинамічні та масові навантаження розподіляються по розмаху пропорційно хордам;
- для зменшення розрахунків приймається, що центр прикладання аеродинамічних навантажень x_d розміщений на 25% хорди в даному перерізі (рис. 6);
- розшташування центрів розподілення масових сил X_M (0,42 довжини хорди для прямого крила) і центри розподілення аеродинамічних сил X_d (приймаємо 0,2 довжини хорди для зменшення розрахунків):

$$X_M = 0,42 \cdot b$$

$$X_d = 0,2 \cdot b$$

- наближене положення центру жорсткості $x_{ц.ж.}$ (більш точні обчислення наведені нижче);
- зосереджені навантаження прикладаються в центрі мас вантажів;

- центр прикладання маси палива – в геометричному центрі перерізу паливного баку;
- масові та аеродинамічні навантаження паралельні та протилежно направлені.

Координата центра жорсткості при двох лонжеронах з висотами H_1 та H_2 , розташованих на відстанях x_1 (приймаємо за $0,15 b$) та x_2 (приймаємо за $0,75 b$) від носка крила можна визначити за формулою:

$$x_{\text{ц.ж.}} \approx \frac{H_1^2 * x_1 + H_2^2 * x_2}{H_1^2 + H_2^2} \approx 0,71b$$

Розподілене аеродинамічне навантаження визначається як:

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

де b – хорда крила в даному перерізі, м;

S – площа крила, м^2 ;

m_0 – злітна маса літака, кг.

Розподілене масове навантаження визначається:

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

де $m_{\text{кр}}$ – маса крила, кг, $m_{\text{кр}} = (0,08 \dots 0,15) m_0$.

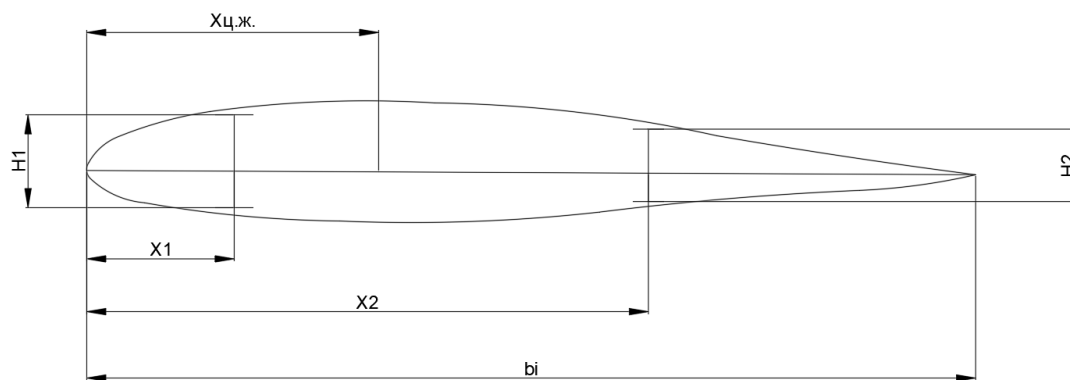


Рис 2.2. Визначення положення центра жорсткості

Масові та аеродинамічні навантаження замінюються одним еквівалентним навантаженням

$$q = q_{\text{пов}} - q_{\text{мас}}$$

2.4 Побудова епюр поперечних сил, згинаючих та крутних моментів по розмаху крила

В загальному випадку крило працює на згин та кручення. При розрахунку крило розглядають як тонкостінну балку, що лежить на двох опорах. Вихідними даними для розрахунку крила є епюри поперечних сил Q , згинаючих та крутних моментів, побудованих за розмахом крила.

Для визначення поперечних сил та згинаючих моментів використовуються метод графічного інтегрування (метод трапецій). Розбиваючи напіврозмах крила на n рівних відсіків довжиною Δz , визначаються сумарні погонні навантаження в різних перерізах.

При наявності зосереджених вантажів дозволяється змінювати крок розбиття для зручності розрахунків. Розрахунок ведеться табличним методом. Після інтегрування поперечних сил отримаємо розподілення згинаючого моменту. Необхідні параметри для розрахунку визначаються:

- середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною Δz дорівнює: $q_{\text{ср } i}^p = \frac{q_i + q_{(i+1)}}{2}$;

- приріст поперечної сили в будь-якому перерізі крила (за виключенням кінцевої ділянки): $\Delta Q_i = q_{\text{ср } i}^p \Delta z$;

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

- величина поперечної сили в будь-якому перерізі крила $Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i - m_{\text{ван } i})$, де n – кількість ділянок, на які розбитий напіврозмах крила (зазвичай, $n \geq 10$);

- 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 $M_{\text{згин } i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{згин } i}$. Бажано, щоб Δz не перевищувало 1 м.

- розмах спрямленого крила визначається за формулою:

$$L_{\text{екв}} = \frac{l}{\cos \alpha_{0.5}},$$

$$L_{\text{екв}} = 17.48$$

де $L_{\text{екв}}$ – розмах еквівалентного прямого крила;

l – пів розмах стрілоподібного крила, $l = 7,58$;

$\alpha_{0.5} = 115,7$ – кут між повздовжньою лінією фюзеляжу та лінією, що побудована на половинах хорд прямого крила.

Таблиця 2.3. Розподілене аеродинамічне навантаження на крило

Номер перерізу	b_i , м	$q_{\text{пов}}$, кг/м	$q_{\text{мас}}$, кг/м	q , кг/м
0	4,13	2448	612	1836
1	3,48	2058	514	1543
2	2,95	1748	437	1311
3	2,60	1540	385	1155
4	2,36	1395	349	1046
5	2,18	1290	322	967
6	2,07	1227	307	920
7	2,00	1181	295	886
8	1,94	1148	287	861
9	1,90	1125	281	844
10	1,87	1105	276	829
11	1,83	1084	271	813
12	1,79	1062	265	796
13	1,75	1034	259	776
14	1,71	1011	253	758
15	1,65	976	244	732
16	1,57	931	233	699
17	1,50	887	222	665
18	1,40	828	207	621
19	1,21	717	179	538
20	0,26	153	38	115

Таблиця 2.4. Результати розрахунку поперечної сили

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	q_i , кг/м	ΔQ_i , кг	$m_{\text{ван } i}$, кг	Q_i , кг
0	4,13	0,33	1836	557,5344572	23	547,2
1	3,48	0,33	1543	470,9257401	23	493,4
2	2,95	0,33	1311	406,8851151	23	448,2
3	2,60	0,33	1155	363,2143914	23	409,4
4	2,36	0,33	1046	332,2199013	23	375,0
5	2,18	0,33	967	311,4103618	23	343,7
6	2,07	0,33	920	298,001398	23	314,4
7	2,00	0,33	886	288,2560855	23	286,5
8	1,94	0,33	861	281,295148	23	259,6
9	1,90	0,33	844	275,9462171	23	233,4
10	1,87	0,33	829	270,8171053	23	207,7
11	1,83	0,33	813	265,4681743	23	182,5
12	1,79	0,33	796	259,3865132	23	157,8
13	1,75	0,33	776	253,0850329	23	133,8
14	1,71	0,33	758	245,8310033	23	110,4
15	1,65	0,33	732	236,0124178	23	87,7
16	1,57	0,33	699	225,0214638	23	66,0
17	1,50	0,33	665	212,1986842	23	45,4
18	1,40	0,33	621	191,1693257	23	26,1
19	1,21	0,33	538	107,7113487	23	8,9
20	0,26	0,33	115	18,97771382	23	0

Таблиця 2.5. Результати розрахунку згинаючого моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	Q_i , кг	$Q_{(i+1)}$, кг	ΔM_i , кг*м	M_i , кг*м
0	4,13	0,33	547,2	520,3	171,699	327,063
1	3,48	0,33	493,4	470,8	155,364	296,868
2	2,95	0,33	448,2	428,8	141,504	270,93
3	2,60	0,33	409,4	392,2	129,426	248,0115
4	2,36	0,33	375	359,35	118,5855	227,172
5	2,18	0,33	343,7	329,05	108,5865	207,735
6	2,07	0,33	314,4	300,45	99,1485	189,255
7	2,00	0,33	286,5	273,05	90,1065	171,4515
8	1,94	0,33	259,6	246,5	81,345	154,1265
9	1,90	0,33	233,4	220,55	72,7815	137,1645
10	1,87	0,33	207,7	195,1	64,383	120,5325
11	1,83	0,33	182,5	170,15	56,1495	104,2635
12	1,79	0,33	157,8	145,8	48,114	88,407
13	1,75	0,33	133,8	122,1	40,293	72,9795
14	1,71	0,33	110,4	99,05	32,6865	58,047
15	1,65	0,33	87,7	76,85	25,3605	43,7415
16	1,57	0,33	66	55,7	18,381	30,1785
17	1,50	0,33	45,4	35,75	11,7975	17,5725
18	1,40	0,33	26,1	17,5	5,775	7,2435
19	1,21	0,33	8,9	4,45	1,4685	1,4685
20	0,26	0,33	0	0	0	0

Епюра крутних моментів будується відносно вісі жорсткості крила, що проходить через центри жорсткості перерізів.

Якщо вона побудована відносно лінії центрів жорсткостей згину, то це - істинна епюра крутних моментів, так як крило закручується відносно лінії жорсткості. Вирази для розрахунку крутного моменту:

– погонний крутний момент $m_i = q_{\text{пов}} a + q_{\text{мас}} a_1$, де a – відстань від центру тиску до лінії центрів згину, $a = 0,1b_i$;

відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину, $a_1 = 0,1b_i$;

– $x_{\text{ц.ж}} = 0,3b_i$;

– крутний момент від зосередженого вантажу $\Delta M_{\text{кр ван}} = m_{\text{кр}} a_2$ де

– a_2 – відстань від центру мас вантажу до лінії центрів згину;

– повний крутний момент $M_{\text{кр } i} = \int_{L/2}^z m_i dz \pm \sum_{k=1}^m \Delta M_{\text{кр ван}}$.

Розрахунок значень в перерізах виконують методом графічного інтегрування. Розраховані величини заносяться до таблиці.

Необхідні параметри для розрахунку визначаються:

– середнє значення погонного крутного моменту на кожній ділянці

$$\text{довжиною } \Delta z \text{ дорівнює } \bar{M}_{\text{кр } i}^p = \frac{\bar{M}_i + \bar{M}_{i+1}}{2} ;$$

– приріст крутного моменту в будь-якому перерізі крила $\Delta M_{\text{кр } i} = m_{\text{кр } i}^p \Delta z$;

– величина крутного моменту в будь-якому перерізі крила $M_{\text{кр } i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{\text{кр } i} - M_{\text{кр ван } i})$, де n – кількість ділянок (див. рис. 6), на які розбитий напіврозмах крила (зазвичай, $n \geq 10$).

– $\Delta M_{\text{кр}} = m_{\text{ван}} a_2 - P_{\text{дв}} h_{\text{дв}}$

Таблиця 2.6. Результати розрахунку крутного моменту

Номер перерізу	b_i , м	Δz , м	m_i , кг*м	$m_{(i+1)}$, кг*м	$\Delta M_{кр i}$, кг*м	$M_{кр i}$, кг*м
0	4,13	0,33	1264,881612	1079,318376	356,175064	-166,72
1	3,48	0,33	893,7551398	769,3641488	253,8901691	-56,68
2	2,95	0,33	644,9731579	572,8435238	189,0383629	-1,35
3	2,60	0,33	500,7138898	455,7706949	150,4043293	20,16
4	2,36	0,33	410,8275	380,9612664	125,7172179	28,92
5	2,18	0,33	351,0950329	334,4235691	110,3597778	33,89
6	2,07	0,33	317,7521053	306,163162	101,0338435	35,19
7	2,00	0,33	294,5742188	286,4215214	94,51910206	35,75
8	1,94	0,33	278,268824	272,728162	90,00029346	36,04
9	1,90	0,33	267,1875	262,4490296	86,60817977	35,84
10	1,87	0,33	257,7105592	252,7866118	83,41958191	35,33
11	1,83	0,33	247,8626645	242,9018956	80,15762553	34,79
12	1,79	0,33	237,9411266	231,9149753	76,53194186	33,86
13	1,75	0,33	225,888824	220,7759951	72,85607837	33,39
14	1,71	0,33	215,6631661	208,3378988	68,75150662	31,93
15	1,65	0,33	201,0126316	192,0727673	63,3840132	30,25
16	1,57	0,33	183,132903	174,6093627	57,62108968	28,81
17	1,50	0,33	166,0858224	155,3687171	51,27167664	26,3
18	1,40	0,33	144,6516118	126,5967311	41,77692126	21,55
19	1,21	0,33	108,5418503	56,75336349	18,72860995	5,58

На основі проведених розрахунків будуються епюри силових факторів: розподіленої поперечної сили q , поперечної сили Q , згинаючого $M_{зг}$ та крутного $M_{кр}$ моментів.

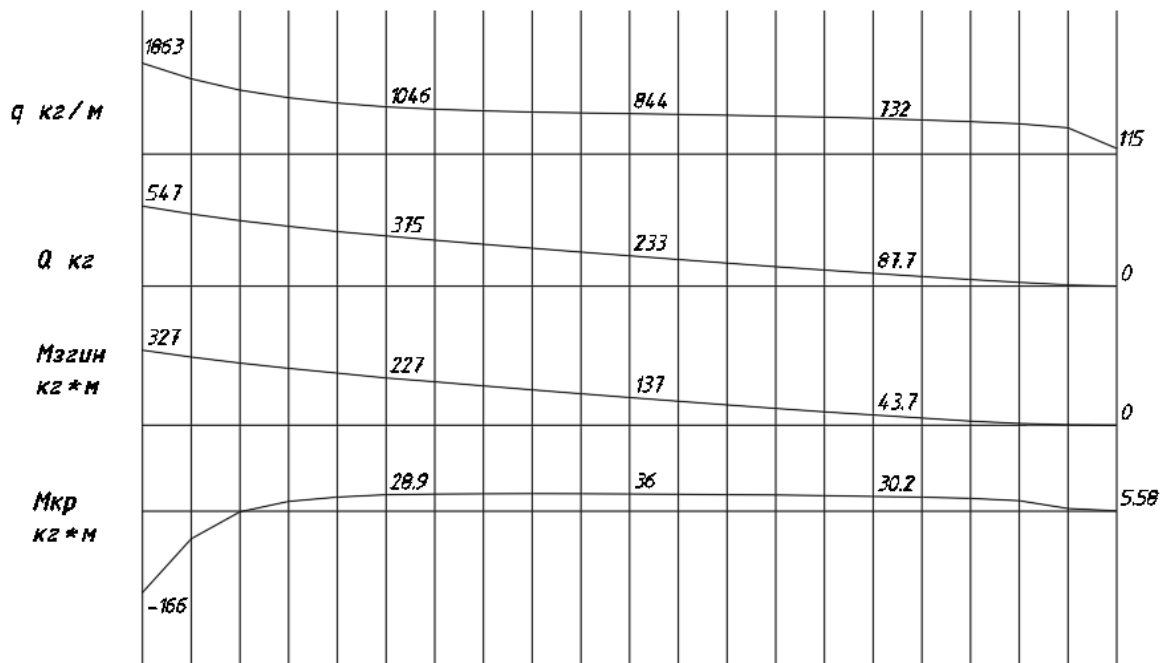


Рис. 2.3. Епюри навантажень на крило.

3. ВИЗНАЧЕННЯ АЕРДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТА ДОСЛІДЖЕННЯ СТРУКТУРИ ПРОФІЛЬНОГО ОПОРУ АЕРОДИНАМІЧНОГО ПРОФІЛЯ НАСА-23015

3.1. Визначення аеродинамічних характеристик аеродинамічного профіля НАСА-23015

У цьому розділі за допомогою програмного середовища OOMMMV визначені основні аеродинамічні коефіцієнти C_y , C_x і C_m (відносно носка профілю) при різних кутах атаки, а також побудовані та проаналізовані отримані графіки $C_y(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $K(\alpha)$, $C_m(\alpha)$, $X_d(\alpha)$ при значеннях числа Маха $M=0,12$, числі Рейнольдса $Re = 0,11 \cdot 10^7$

В програмному середовищі OOMMMV знайдені значення C_x , C_y , C_m для профілю НАСА-23015 з кроком кута атаки 1° . C_x – коефіцієнт сили лобового опору, C_y – коефіцієнт підйомної сили, C_m – коефіцієнт повздовжнього моменту.

Максимальні кути атаки, які може обрахувати OOMMMV: 10° та -5° . Тому, можна зробити висновок, що критичні кути атаки $\alpha_{кр+} = 10^\circ$ та $\alpha_{кр-} = -5^\circ$.

За допомогою програми MS Excel розраховані параметри K – коефіцієнт аеродинамічної якості та X_d – положення центру тиску.

$$K = \frac{C_y}{C_x}$$

$$X_d = -\frac{C_m}{C_x}$$

Для зручності побудови та роботи з діаграмами, відносно великим та малим значенням наданий масштаб: K та C_x , 1:100 та 500:1 відповідно. В таблиці позначені $K/100$ та $C_x \cdot 500$.

Таблиця 3.1.

α	C_y	C_x	M_z	$C_x \cdot 500$	K	$(-X_d)$	K/100
10	1,1064	0,0138	-0,265	6,9	80,1734	0,2395	0,802
9	1,0044	0,0129	-0,240	6,45	77,860	0,2389	0,779
8	0,9073	0,0121	-0,218	6,05	74,983	0,2402	0,750
7	0,7992	0,0114	-0,192	5,7	70,105	0,2402	0,701
6	0,7013	0,0105	-0,169	5,25	66,790	0,2409	0,668
5	0,6037	0,0096	-0,146	4,8	62,885	0,2418	0,629
4	0,5023	0,009	-0,122	4,5	55,811	0,2428	0,558
3	0,3999	0,0086	-0,097	4,3	46,5	0,2425	0,465
2	0,3062	0,0078	-0,075	3,9	39,256	0,2449	0,393
1	0,2097	0,0074	-0,052	3,7	28,3374	0,2479	0,283
0	0,1177	0,007	-0,031	3,5	16,814	0,2633	0,168
-1	0,0208	0,0069	-0,008	3,45	3,0144	0,3846	0,030
-2	-0,079	0,007	0,0158	3,5	-11,285	0,2	-0,113
-3	-0,163	0,0076	0,0353	3,8	-21,447	0,2165	-0,214
-4	-0,222	0,0096	0,0447	4,8	-23,125	0,2013	-0,231
-5	-0,309	0,011	0,0651	5,5	-28,090	0,2106	-0,281

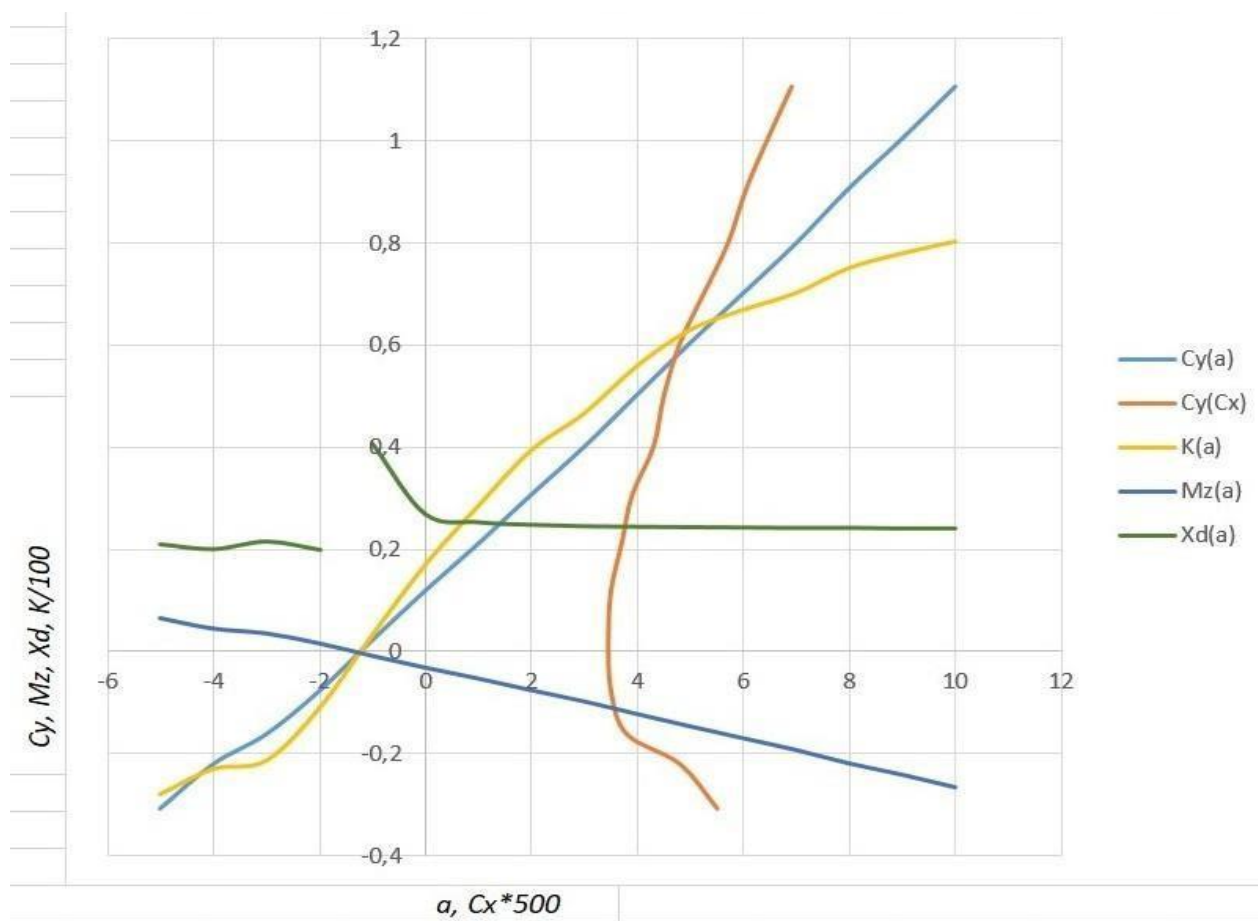


Рис. 3.1.

3.2. Дослідження структури профільного опору

У цьому підрозділі за допомогою програмного середовища OOMMMV були визначені коефіцієнти опору тиску, профілю та тертя аеродинамічного профілю NACA-23015 при числі Маха ($M=0.25$). Також були визначені точки переходу ламінарної течії в турбулентну і точки відриву потоку при числі Рейнольдса ($Re=1.1000000$).

Побудовані графіки аеродинамічних коефіцієнтів $S_{xtиску}(C_y)$, $S_{хтертя}(C_y)$, $S_{хпрофілю}(C_y)$, $C_y(X_{перех.в})$, $C_y(X_{відрив.в})$, $C_y(X_{перех.н})$, $C_y(X_{відрив.н})$. Також було визначено розташування точок переходу ламінарної течії в турбулентну і точок відриву потоку на верхній та нижній поверхні профілю.

В програмному середовищі Excel побудовано графіки: $S_{xtиску}(C_y)$, $S_{хтертя}(C_y)$, $S_{хпрофілю}(C_y)$, $C_y(X_{перех.в})$, $C_y(X_{відрив.в})$, $C_y(X_{перех.н})$, $C_y(X_{відрив.н})$.

Таблиця 3.2. Значення коефіцієнтів α , C_y , C_x , $C_{x\text{тр}}$, C_{x0} , $X_{o.v}$, $X_{o.n}$, $X_{т.в}$, $X_{т.н}$, $X_{відрив.в}$, $X_{перех.н}$, $X_{відрив.н}$

α	C_y	C_x	$C_{x\text{тр}}$	C_{x0}	$X_{o.v}$	$X_{o.n}$	$X_{т.в}$	$X_{т.н}$
12	1,4013	0,018	0,0056	0,013	0,85	1	0,05	0,91
11	1,2884	0,017	0,0057	0,0118	0,85	1	0,04	0,89
10	1,1797	0,016	0,0055	0,0109	0,87	1	0,1	0,86
9	1,0722	0,015	0,0058	0,0097	0,89	1	0,1	0,87
8	0,973	0,014	0,0058	0,0083	0,86	1	0,11	0,85
7	0,8738	0,012	0,0068	0,0056	0,86	1	0,12	0,83
6	0,7833	0,010	0,0071	0,0033	0,89	1	0,12	0,8
5	0,6915	0,009	0,007	0,0024	0,89	1	0,14	0,77
4	0,5903	0,008	0,0069	0,0016	0,89	1	0,15	0,73
3	0,4956	0,008	0,0069	0,0011	0,86	1	0,18	0,69
2	0,3911	0,007 5	0,007	0,0005	0,86	1	0,18	0,66
1	0,2846	0,007	0,0061	0,0016	0,86	1	0,3	0,61
0	0,1902	0,007	0,006	0,0012	0,86	1	0,39	0,54
-1	0,107	0,006	0,0056	0,0013	0,99	1	0,42	0,46
-2	0,0192	0,006	0,0064	0,0004	1	0,95	0,5	0,38
-3	-0,060	0,007	0,0069	0,0007	1	0,95	0,58	0,34
-4	-0,152	0,008	0,0069	0,0011	1	0,89	0,63	0,05
-5	-0,246	0,008	0,0067	0,002	1	0,93	0,67	0,05
-6	-0,347	0,010	0,0068	0,0033	1	0,93	0,67	0,06
-7	-0,425	0,011	0,0067	0,0048	1	0,95	0,7	0,06

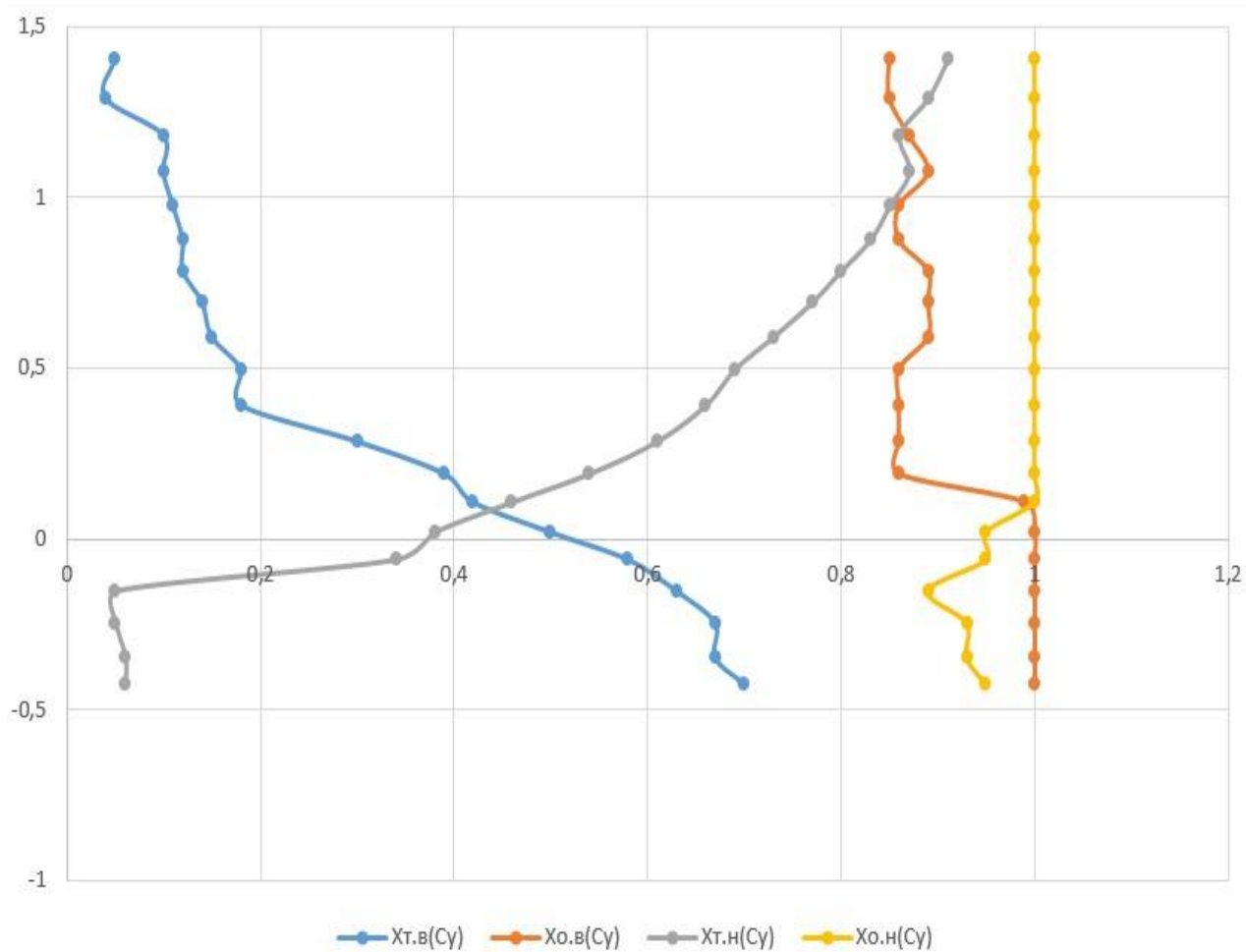


Рис.3.2. Графік залежності $X_{\text{перех.в}}(C_y)$, $X_{\text{відрив.в}}(C_y)$, $X_{\text{перех.н}}(C_y)$, $X_{\text{відрив.н}}(C_y)$.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ

Арк.

37

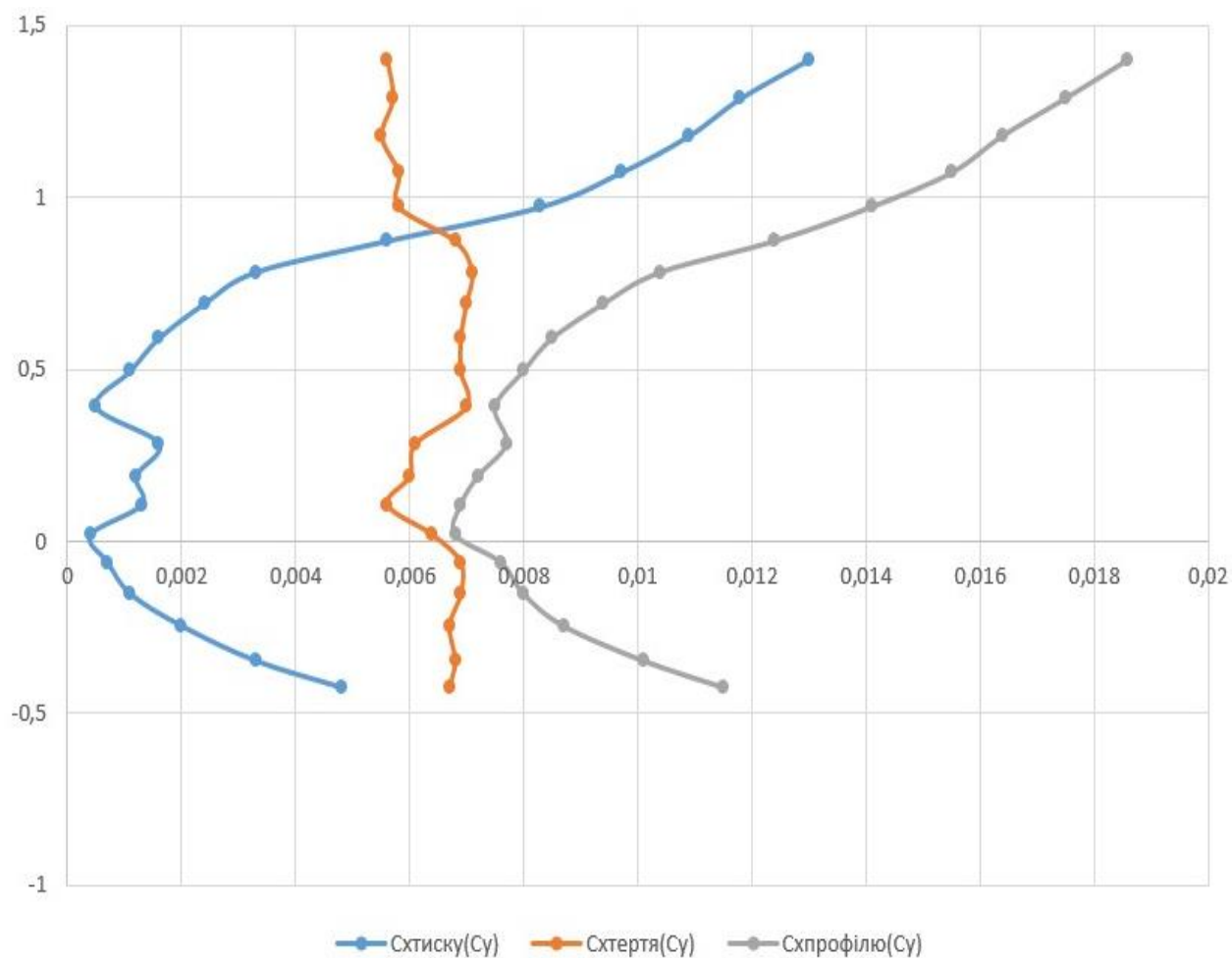


Рис 3.3. Графік залежності $S_{хтиску}(C_y)$, $S_{хтертя}(C_y)$, $S_{хпрофілю}(C_y)$

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ

Арк.
38

4. СТВОРЕННЯ ПРОСТОРОВОЇ МОДЕЛІ ТА СИМУЛЯЦІЯ НАВАНТАЖЕНЬ

4.1. Створення просторової моделі

За даними з попередніх розділів, на основі літака-аналога у програмному забезпеченні Autodesk Fusion 360 побудована просторова модель літального апарату.

Створення просторової моделі крила та центроплану

Так як літальний апарат даної схеми не має фюзеляжу побудова планера зводиться до моделювання крила. Профіль витягується з ескізу інструментом Loft по напрямних Rail до ескіза профіля кінцевої частини крила. Закінцівка зтягується інструментом Fill hole. Потім по ескізу інструментом Revolve створюється обтічник у носовій частині літального апарату. Далі інструментом Mirror створюється друга половина літака. В кінці інструментом Combine об'єднуються усі елементи.

Результати моделювання наведені нижче

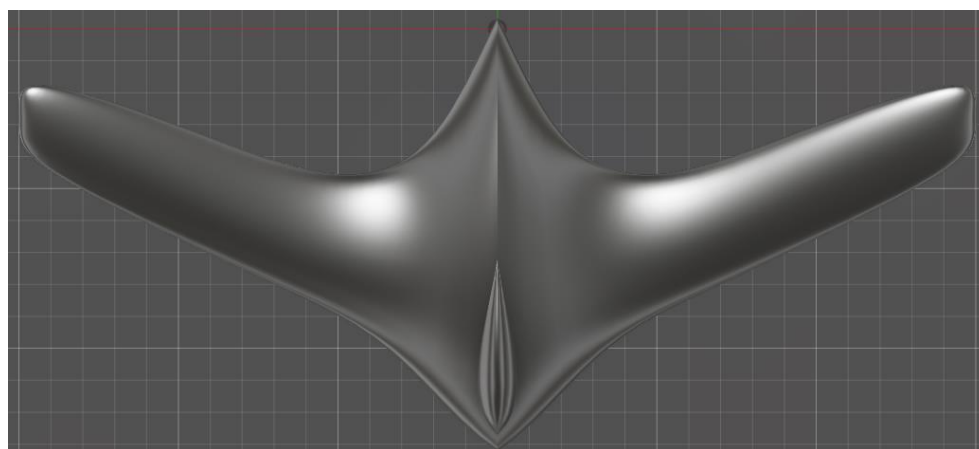


Рис. 4.1. Просторова модель вид зверху

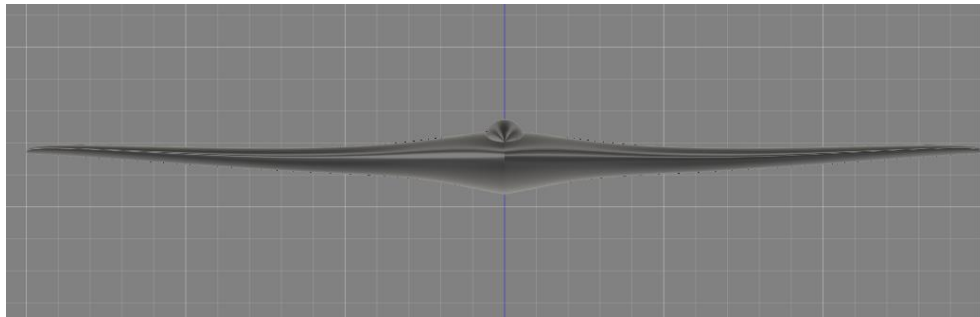


Рис. 4.2. Просторова модель вид спереду

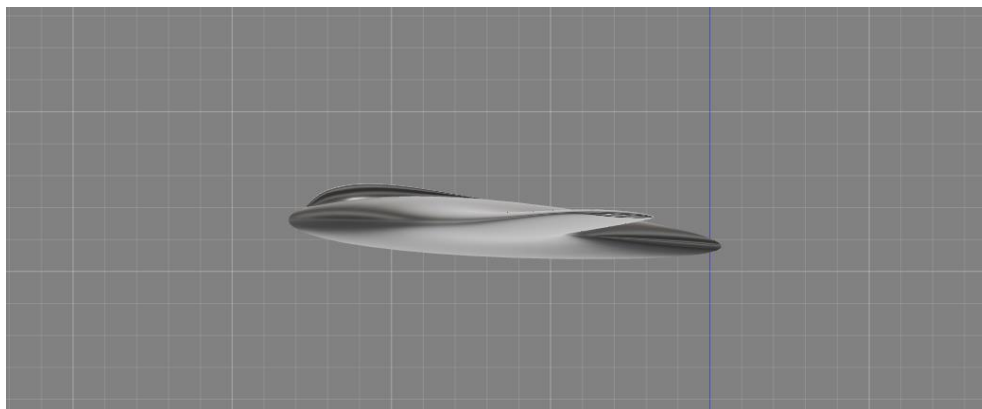


Рис. 4.3. Просторова модель вид збоку

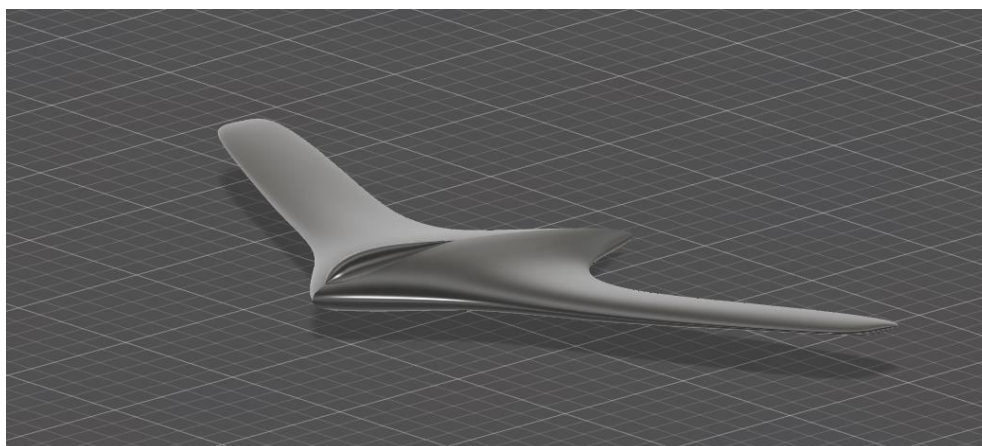


Рис. 4.4. Просторова модель вид загальний

4.2. Симуляція навантажень

У режимі Simulation від центроплану була відділена консольна частина крила (КЧК). Так як крило планується виготовляти з композитних матеріалів з бібліотеки матеріалів був вибраний CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymers) вуглепластик (полімерний композиційний матеріал). Після цього інструментом Structural Constraints фіксується стик КЧК та центроплану. Далі інструментом Load на нижню частину крила прикладається сила яка рівна 700 Ньютонам і направлена вгору. Після командою Solve починається процес симуляції. Результати та зображення симуляції наведені нижче.

При проведенні розрахунків на міцність крила при навантаженні 700 Н у програмі Fusion 360 були отримані наступні результати:

- максимальне навантаження 0,49 МПа, мінімальне – 0,07 МПа (рис. 4.5.);
- максимальна деформація 0,39 мм, мінімальна – 0 мм (рис. 4.6.);
- максимальне значення сили реакції – 70,36 Н, мінімальне – 0 Н (додаток 2.3.);

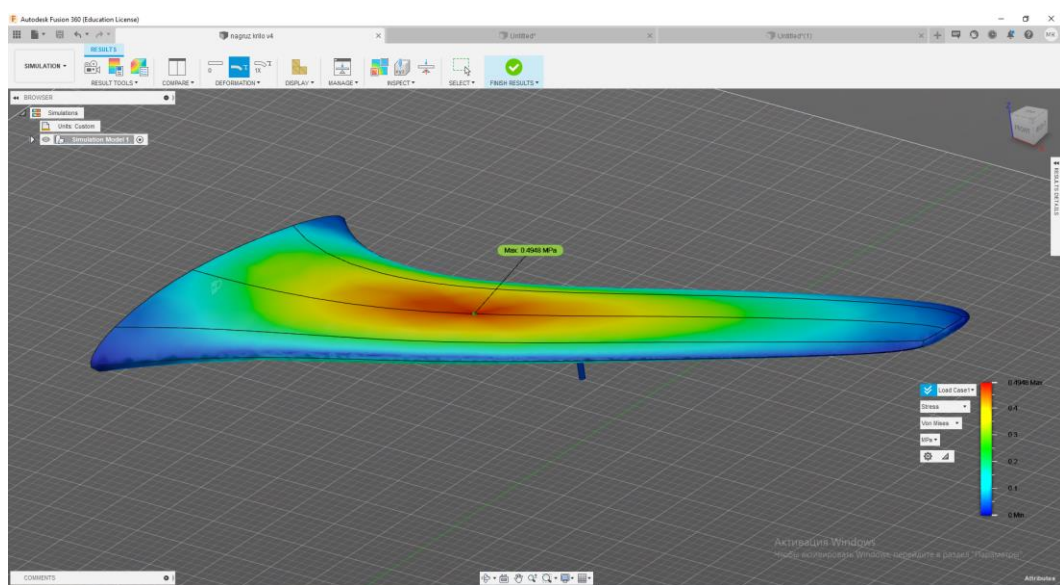


Рис. 4.5. місцеве навантаження на крило

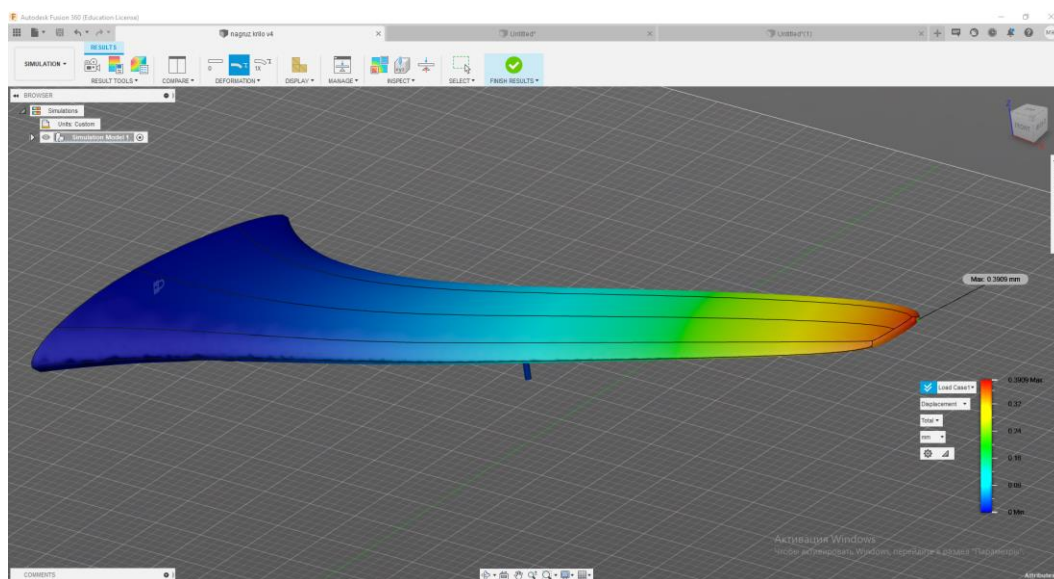


Рис. 4.6. Деформація

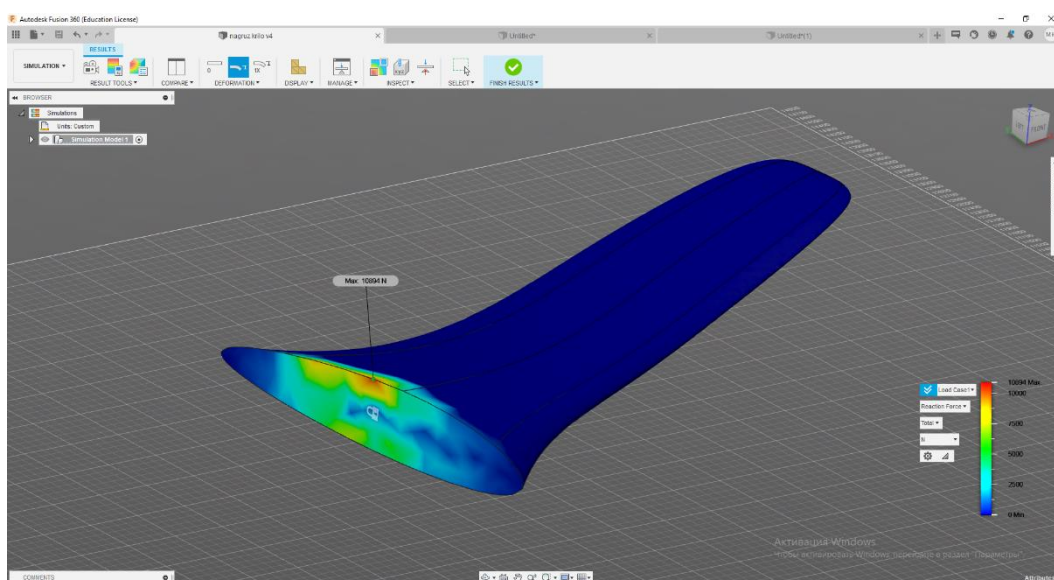


Рис. 4.7. Сила реакції

5. ТЕХНОЛОГІЯ СТВОРЕННЯ КОМПОЗИТНОГО КРИЛА

5.1. Загальні відомості про композитні матеріали

Композитні матеріали (КМ) є гетерофазними системи, отриманими з двох або більше компонентів зі збереженням індивідуальності кожного з них, що мають такі характерні ознаки: не існують в природі, оскільки створені людиною; компоненти присутні в кількості, достатній для досягнення заданих властивостей матеріалу; мають нові властивості, що відрізняються від властивостей складових їх компонентів; матеріал є однорідним в макромасштабі і неоднорідним в мікромасштабі (між компонентами існує явна межа розділу).

Основними ознаками класифікації КМ є: матеріали матриці та армуючих елементів, геометрія компонентів, структура і розташування компонентів, метод отримання.

При впровадженні композитних матеріалів треба особливо уважно враховувати взаємозв'язок технологічного процесу виготовлення виробу з фізико-механічними характеристиками матеріалу одержуваної конструкції.

Навіть у металевих конструкціях, що залишаються незаміщеними ПКМ, усе ширше замість алюмінієвих сплавів використовуються титанові, перевагою яких є краща корозійна стійкість конструкцій, утворених цією парою матеріалів. реальний потенціал композитів ще до кінця не реалізований, оскільки далеко не використаний науковий конструктивно-технологічний потенціал при створенні виробів з КМ

В авіабудуванні застосовується практично весь спектр композитних матеріалів:

1. Арамідні тканини (Матеріал зроблений з арамідних волокон. Це полімерні освіти, в яких мономері, що містять ароматичні кільця, пов'язані один з одним лінійними і поперечними зв'язками. Міцність арамідна тканини

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		43

обумовлена саме поперечними зв'язками, зміст яких досягає 85%) застосовуються в першу чергу при виробництві нижньої частини фюзеляжу і пілонів авіадвигуна.

2. Вуглетканини (матеріал, що складається з тонких ниток діаметром від 5 до 10 мкм, утворених переважно атомами вуглецю. Атоми вуглецю об'єднані в мікроскопічні кристали, вирівняні паралельно один одному. Вирівнювання кристалів надає волокну велику міцність на розтяг. Вуглецеві волокна характеризуються високою силою натягу, низькою питомою вагою, низьким коефіцієнтом температурного розширення і хімічної інертністю.) використовують для виготовлення рульових поверхонь, дверей, капота авіадвигуни та багатьох інших елементів.
3. Склотканини ж використовуються при виробництві менш навантажених частин конструкції, таких як приймачі повітряного тиску, повітрозабірник ВСУ і т.д.

5.1.1. Переваги композитних матеріалів

Більшість композитів створюються на основі високоміцних армуючих елементів і матриці, яка має досить високий ступінь деформативності. При руйнуванні армуючого елемента або пошкодженні межі розділу відбувається перерозподіл напружень таким чином, що пошкодження локалізується у відносно малому обсязі. Завдяки цьому ефективна міцність композиту в цілому практично не знижується, що є одним з переваг композитів перед більшістю традиційних матеріалів.

Вуглепластик, буде мати різні фізико-механічні параметри навіть у межах

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		44

однієї галузі промисловості залежно від тієї деталі, під яку конструюють матеріал. Різні кількість і вид армуючого елемента дозволяють створювати матеріали, придатні для роботи в якості фрикційних і антифрикційних.

Важливим позитивним ефектом є відсутність корозії в вуглепластикових конструкціях, що дозволяє експлуатувати літак в умовах великої вологості повітря

Нижче наведені інші переваги композитів з полімерною матрицею:

- високі питомі характеристики міцності і пружні характеристики;
- здатність демпфувати високо- і низькочастотні навантаження;
- стійкість до хімічних агресивних середовищ;
- низька тепло-електропровідність (скло і органопластики);
- радіопрозорість (скло і органопластики);
- вагові якості - деталь з композитів може бути до 80% легше металевій;
- висока міцність;
- стійкість до корозії;
- високі втомні характеристики;
- зносостійкість;
- екологічні властивості.

Композитна конструкція дозволяє помітно збільшити подовження крила в порівнянні з металевими конструкціями. В результаті аеродинамічна якість - а це основний параметр, що характеризує досконалість літака, - на великих швидкостях польоту може перевищувати 5-6%

5.1.2. Недоліки композитних матеріалів

Основним недоліком застосовуваних композитних матеріалів є залежність якості виробів (фізико-механічних характеристик КМ) від точності дотримання технології їх виготовлення і наявності та якості контролю готових виробів. До недоліків пластиків відносяться також їх низькі міцність і жорсткість при стисненні і зсуві, гігроскопічність, схильність зміни фізико-механічних характеристик під дією кліматичних факторів.

Аналіз експериментальних даних ускладнюється ще й наступними обставинами:

- у процесі виготовлення композита властивості армуючих елементів можуть змінюватися;
- міцність волокна в матриці може відрізнятись від міцності волокон у вільному стані;
- поведінка матриці може змінюватися внаслідок її армування волокнами.

5.2. Методи виготовлення крила з композитного матеріалу

Виготовлення крила літального апарату з полімерних композитних матеріалів і його робота здійснюються в такий спосіб. Верхню і нижню оболонки обшивки крила з пінопласту заповнювачем і його лонжерони виготовляють з скло, -вуглетканини (вуглеленти) шляхом укладання в відповідні матриці для подальшої просочення сполучною методом інфузії пов'язує і полімеризації матеріалу. За допомогою шаблонів на внутрішні поверхні верхньої і нижньої оболонок обшивки крила через клейову плівку встановлюють парні пріформовочні косинці з вуглетканини зі сполучною в отвержденном стані для

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		46

подальшого кріплення зазначених лонжеронів. Методом інфузії з шарів скло, вуглетканини і сполучного виготовляються три частини внутрішньої нервюри, з утворенням на їх периметрах двосторонніх фланців. За допомогою клейової плівки, нанесеної на вертикальні частини парних кутників, встановлених на внутрішню поверхню нижньої оболонки обшивки крила, до неї кріпляться лонжерони. Через клейову плівку, нанесену на фланці частин внутрішньої нервюри, ці частини також встановлюються на внутрішню поверхню нижньої обшивки крила і через свої фланці з'єднуються з лонжеронами.

Верхня обшивка крила з'єднується з нижньою обшивкою за допомогою клейової плівки, що наноситься на зв'язані сполучні поверхні в районі передньої (носовий) і кінцевий крайок крила, посилені пінопластовими вкладками, і клейової плівки, що наноситься на внутрішні вертикальні поверхні встановлених на верхню обшивку парних приформовочних кутників, між якими через клейову плівку поміщаються лонжерони, а також верхні частини фланців внутрішньої нервюри.

5.2.1. Метод холодного формування

5.2.1.1. Вільне формування

Напилення.

Принцип напилення заготовок деталей полягає в тому, що стеклоджгут спеціальним ріжучим механізмом нарізається на шматочки, які з потоком стисненого повітря надходять в пістолет-напилювачі, куди надходить і зв'язуюча.

У камері пістолета-напилювача відбувається змішування волокна з компонентами зв'язуючого. Підготовлена маса у вигляді окремих пасом волокна,

змоченого зв'язуючого, наноситься на форму виготовленої деталі (рис. 5.1.). Після наплення заготовки шаром волокнистої маси відбувається її ущільнення прикатуванням або пресуванням у формі. Для затвердіння зв'язуючого в заготівлі остання витримується при кімнатній або підвищеній температурі (в залежності від типу застосовуваного зв'язуючого).

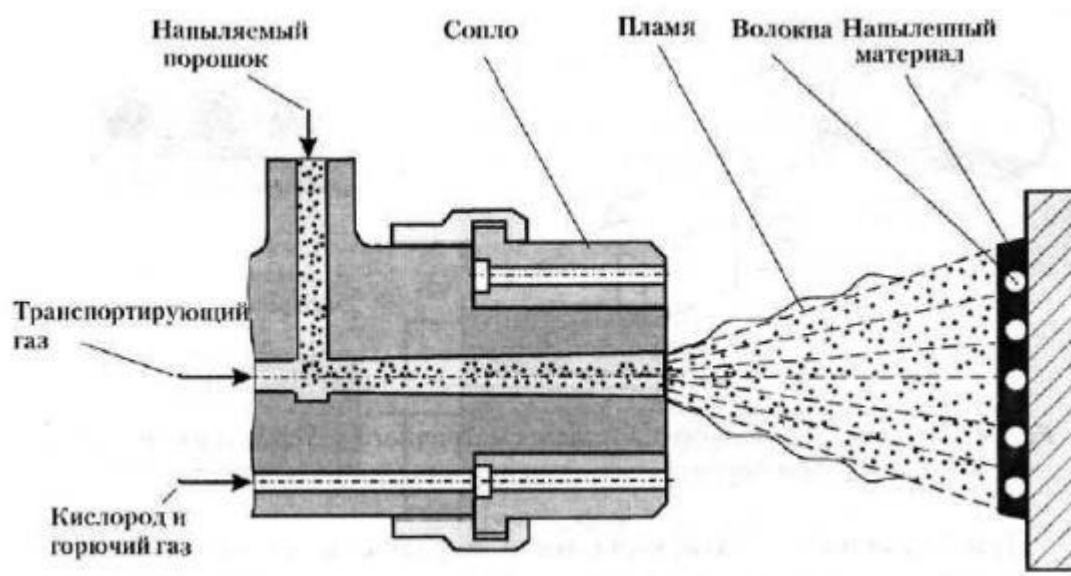


Рис. 5.1. Схема газопламенного наплення матричного матеріалу (порошку) на волокна

Основні переваги:

1. Широко використовується багато років.
2. Швидкий шлях нанесення волокна і смоли.
3. Дешеві форми.

Основні недоліки

1. Ламінати мають тенденцію бути дуже багатими смолою і тому надмірно важкими.
2. Присутні тільки короткі волокна, які обмежують механічні властивості ламінату.

3. Смоли повинні бути з низькою в'язкістю для можливості їх напилення. Це призводить до зменшення їх механічних властивостей і теплостійкості.
4. Шкідливі умови праці, великий вміст в повітрі дрібних частинок скла.
5. Якість кінцевого продукту в основному залежить від майстерності оператора установки.

Намотка

Виготовлення виробів з КМ намоткою забезпечує найбільш повне використання головної характеристики матеріалу, тобто волокна орієнтують таким чином, щоб вони працювали на розтягнення, забезпечуючи найбільшу питому міцність.

На сьогоднішній день, цей процес отримав дуже широке застосування у виробництві композитних високонавантажених виробів, як найбільш піддатливий до автоматизації. Використання таких високомодульних матеріалів, як вуглеволокно дозволяє отримувати тіла обертання не тільки з високим рівнем механічних характеристик, а й з досить високою розмірною стабільністю.

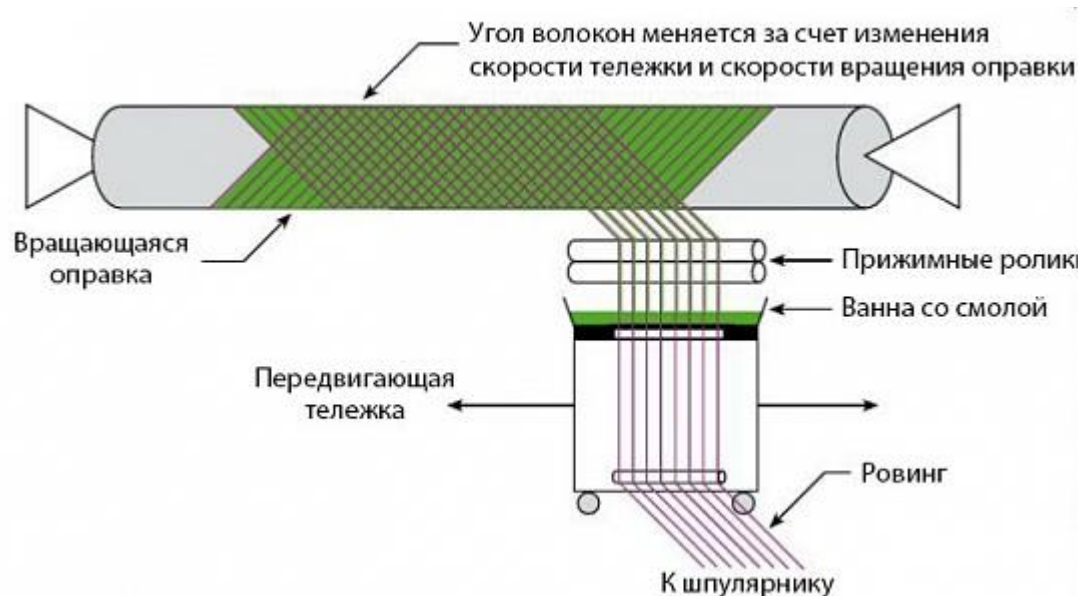


Рис. 5. Структура непрерывной намотки

Основні переваги:

1. Це може бути дуже швидкий і тому економічно вигідний метод укладання матеріалу.
2. Регульоване співвідношення смоли / скла.
3. Висока міцність при малій власній вазі.
4. Несхильність корозії та гниття.
5. Недорогі матеріали.
6. Задовільні структурні властивості ламінатів, так як профілі мають спрямовані волокна і високий вміст стекломатеріала.

Основні недоліки:

1. Обмежена номенклатура виробів.
2. Дороге обладнання.
3. Волокно важко точно покласти по довжині сердечника.
4. Високі витрати на сердечник для великих виробів.
5. Рельєфна лицьова поверхня.

Викладка

Викладення є найбільш поширеним та простим методом виготовлення виробів з КМ, який в тій чи іншій мірі застосовуються і до всіх інших методів.

Метод викладки полягає в викладанні в форму шари волокон та матриці. Процес затвердіння часто проводять при кімнатній температурі, а спосіб затвердіння визначається типом використовуваної матриці.

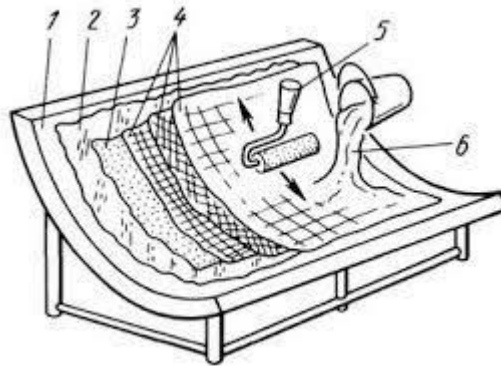


Рис. 5. Елементи конструкції форми та виробу при формуванні ручною викладкою: 1 – форма; 2 – розділювальна плівка; 3 – зовнішній смоляний шар; 4 – скловолокно; 5 – ручний валик; 6 – смола в суміші з каталізатором

Основні переваги:

1. Широко використовується протягом багатьох років.
2. Простота процесу.
3. Недорогі використовувані інструменти, якщо використовуються смоли, що тверднуть при кімнатній температурі.
4. Широкий вибір матеріалів.

Основні недоліки:

1. Якість суміші смоли і каталізатора, якість ламінату, зміст стеклоутворюючого в ламінаті дуже залежать від кваліфікації робітників.
2. Висока ймовірність повітряних включень в ламінаті.
3. Мала продуктивність методу.
4. Шкідливі умови праці.

5.2.1.2. Формування під тиском

Пресування

У жорсткій прес-формі можна пресувати пуансоном деталі з горизонтальними ділянками поверхні в поєднанні з криволінійними і похилими плоскими ділянками.

Тиск на пакет заготовки деталі, покладеної в матрицю, передається через пуансон, при цьому тиск на похилих ділянках поверхні не повинно бути нижче 0,5 кгс / см².

Методом прес-камери виготовляють вироби складної форми (порожнисті лопаті авіаційних гвинтів).

Пресування більш ефективно при гарячому формуванні.

Вакуумування

Найбільш прогресивний спосіб виготовлення деталей з композитів. Він дозволяє проводити більш якісні і легкі деталі, максимально реалізуючи властивості матеріалів. Цей спосіб дорожчий і вимагає додаткової витрати технологічного матеріалу та спеціального обладнання.

5.2.2. Метод гарячого формування

Пресування

Прес-форми для автоклавного пресування багато в чому схожі за конструкцією з прес-формами для вакуумного пресування, проте мають специфічні особливості, з огляду на порівняно високі робочі тиску.

Наразі автоклавний спосіб застосовується в обмежених обсягах в легкій авіації для виготовлення елементів конструкції з-за порівняно високої вартості оснащення та продукту.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		52

Висновок по розділу

Проаналізувавши сучасні методи виготовлення крила з композитного матеріалу було вирішено виготовляти крило літака методом гарячого формування, а саме пресуванням. Цей метод дозволяє створювати елементи конструкції, що відповідають вимогам проекту.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						53
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВИСНОВОК

При виконанні дипломного проекту застосував усі набуті протягом навчання практичні та теоретичні знання та опанував сучасні методи проектування літальних апаратів.

В рамках дипломного проекту виконав:

- дослідження та аналіз характеристик літаків-аналогів;
- розрахунок крила на зовнішні навантаження;
- визначення аеродинамічних характеристик профіля;
- створення просторової моделі літального апарату;
- симуляцію навантажень на крило просторової моделі.

					ВЛ7307.10.00.00.00 ПЗ	Арк.
						54
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Лемко О.Л. 2002 Летающие крылья. История и возможные пути развития.
2. П. Бауэрс 1991 Летательные аппараты нетрадиционных схем.
3. Электронний ресурс: <http://www.airwar.ru/enc/fww2/go229.html>
4. Электронний ресурс: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/n9m.html>
5. Электронний ресурс: <http://www.airwar.ru/enc/bpla/s70.html>
6. Методичні вказівки до виконання курсового проекту з дисципліни "Конструкція літальних апаратів" кафедри приладів та систем керування літальними апаратами / В. В. Сухов. К.: НТУУ «КПІ», 2010. 66 с.
7. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. Науч. предисловие А.М. Матвеевко, М.А. Погосьяна, Ю.М. Шустрова. - 4-е изд. Репр. воспр. текста изд. 1983 г. - М.; Логос, 2005.
8. Технология изготовления агрегатов легких самолетов из полимерных композиционных материалов, Бгатов В. И., Епифанов А. Г., Кропивенцев Д. А., Домбровская Л. М., Степанов И. М., Шахмистов В. М., Федеральное агентство по образованию, Самарский государственный аэрокосмический университет им. С. П. Королева
9. Электронний ресурс:
https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A3%D0%B3%D0%BB%D0%B5%D1%80%D0%BE%D0%B4%D0%BD%D0%BE%D0%B5_%D0%B2%D0%BE%D0%BB%D0%BE%D0%BA%D0%BD%D0%BE
10. Электронний ресурс:
https://otherreferats.allbest.ru/manufacture/00886527_0.html