

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

**Інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»

УДК \_\_\_\_\_ 3455-с \_\_\_\_\_

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Двомісний літак»**

Виконавля:

студентка VI курсу, групи АЛ-91мп

Ковальова Ірина Василівна \_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент, к.т.н.

Бондаренко Олександр Миколайович \_\_\_\_\_

Консультант :

Професор, доктор технічних наук, завідувач кафедрою АРБ

Сухов Віталій Вікторович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Професор, д.т.н., професор кафедри

Рижков Лев Михайлович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних посилань.  
Студент (-ка) \_\_\_\_\_

Київ – 2020 року



**6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу:**

- 6.1. Дизайн літака.  
 6.2. Результати розрахунків.  
 6.3. Конструкція літака.  
 6.4. Стартап.  
 6.5. Аналіз варіантів побудови

**7. Орієнтовний перелік публікацій:**

- 7.1. Стаття у фаховому виданні.  
 7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

**8. Дата видачі завдання: 01.10. 2019**

**1 КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд і аналіз науково-технічної літератури та досліджень за напрямком дисертації.	до 01.11.2019	
2.	Пошук по базах патентів і вибір варіантів побудови. Вибір базового варіанту	до 05.12.2019	
3.	Моделювання майстер геометрії	до 25.01.2020	
4.	Розрахунок аеродинамічних характеристик	до 20.02.2020	
5.	Побудова оптимізаційної моделі	до 01.03.2020	
6.	Розрахунок міцності та ресурсу	до 15.04.2020	
7.	Оптимізація конструкції	до 01.05.2020	
8.	Підготовка тез за результатами досліджень на науково-технічну конференцію.	до 01.06.2020	
9.	Підготовка статті до публікації	до 01.07.2020	
10.	Розробка технічної документації, креслень та ілюстративного матеріалу	до 01.10.2020	
11.	Підготовка стартап-проєкту	до 01.12.2020	

Студент

\_\_\_\_\_ (підпис)

Ірина КОВАЛЬОВА

\_\_\_\_\_ (ініціали, прізвище)

Науковий керівник

\_\_\_\_\_ (підпис)

Олександр БОНДАРЕНКО

\_\_\_\_\_ (ініціали, прізвище)

## Анотація

Тема індивідуального завдання – «Двомісний літак».

Було проведено огляд та аналіз наукових досліджень будови літальних апаратів даного типу. Обрано базовий варіант. Створено оптимізаційну модель і виконано розрахунок аеродинамічних характеристик, а також розрахунок міцності та ресурсу. За прототип взято літак А-20.

Магістерська дисертація складається з п'яти частин:

В першому розділі студент виконав глибокий інформаційний пошук та огляд наукових робіт, що присвячені авіаційному матеріалознавству та конструкції легких літаків.

В другому розділі описується процес моделювання майстер геометрії.

В третьому розділі детально описана методика визначення аеродинамічних характеристик обраної конструкції.

В четвертому розділі проведено розрахунок ресурсу конструкції.

В п'ятому розділі проведено маркетингове дослідження можливості запуску стартап-проекту.

Під час проектування та моделювання студентом використовувалось тривимірне моделювання в системах CAD CAM, метод кінцевих елементів, інформаційно-комунікаційні технології, математичне моделювання. комп'ютерне моделювання, сучасне програмне забезпечення, а саме: програми Microsoft Office, Creo Parametric, Matlab, Autodesk\_Simulation\_CFD\_2015

## Annotation

The topic of the individual assignment is "Double Plane".

An inspection and analysis of scientific research on the structure of this type of aircraft was carried out. The basic option is selected. An optimization model has been created and a calculation of aerodynamic characteristics, as well as a calculation of strength and resource has been made. The A-20 aircraft was taken as the prototype.

The master's dissertation consists of five parts:

In the first section, the student performed an in-depth information search and review of scientific papers on aviation materials science and light aircraft design.

The second section describes the modeling process of the master of geometry.

The third section describes in detail the method of determining the aerodynamic characteristics of the selected structure.

In the fourth section, the calculation of the resource of the structure.

In the fifth section, a marketing study of the possibility of launching a startup project.

During the design and modeling the student used three-dimensional modeling in CAD CAM systems, finite element method, information and communication technologies, mathematical modeling. computer simulation, modern software, namely: Microsoft Office, Creo Parametric, Matlab, Autodesk\_Simulation\_CFD\_2015.

## ЗМІСТ

Перелік скорочень, умовних позначень та термінів .....	7
Вступ.....	8
<b>РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ ЛІТЕРАТУРИ. ВИБІР</b>	
<b>ВАРІАНТІВ ПОБУДОВИ. ВИБІР БАЗОВОГО ВАРІАНТУ.....</b>	<b>11</b>
1.1. Особливості використання різних матеріалів в історії авіабудування..	11
1.2. Матеріали для легких та ультралежких літаків.....	13
1.2.1. Лаг-3, Лаг-5.....	13
1.2.2. МіГ-1 .....	13
1.2.3. Як – 3.....	15
1.2.4. Харрикейн.....	16
1.2.5. ЛІТАК "Be Star".....	17
1.2.6. Аі-10.....	19
1.2.7. А-20.....	21
Висновки з розділу.....	23
<b>РОЗДІЛ 2. МОДЕЛЮВАННЯ МАЙСТЕР ГЕОМЕТРІЇ.....</b>	<b>24</b>
2.1. Розробка фюзеляжу.....	24
2.2. Проектування крила.....	29
2.3. Формування оптимізаційної моделі крила.....	32
Висновки з розділу.....	37
<b>РОЗДІЛ 3. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....</b>	<b>38</b>
3.1. Загальні поняття.....	38
3.2. Основні аеродинамічні характеристики профілів.....	39
3.2.1. Максимальні несучі властивості.....	40
3.2.2. Вплив шорсткості поверхні профілю на його несучі властивості	41
3.2.3. Поздовжній момент.....	41
3.2.4. Опір профілю.....	41

<i>АЛ91мп05.14.00.00.00ПЗ</i>				
Змін.	Аркуш	№ докум.	Підпис	Дата
Розробив	Ковальова І.В.			
Перевірів	Бондаренко О.М			
Н. Контр.				
Затвердив				
<i>Двомісний літак</i>				
		Арк.	Аркуш	Аркушів
		5	85	
<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського, ІАТ, гр. АЛ-91мп</i>				

3.3. Вибір профілю несучої поверхні.....	42
3.4. Порядок розрахунків аеродинамічних характеристик.....	44
Висновки з розділу.....	54
<b>РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНКИ РЕСУРСУ.....</b>	<b>55</b>
4.1. Модель навантажень.....	55
4.2. Границя витривалості.....	57
4.3. Теоретичний коефіцієнт концентрації напружень.....	58
4.4. Визначення окружних навантажень на нервюру.....	65
4.5. Дія крутних сил.....	66
Висновки з розділу.....	71
<b>РОЗДІЛ 5. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ.....</b>	<b>72</b>
5.1. Опис ідеї проекту.....	72
5.2. Технологічний аудит ідеї проекту.....	73
5.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	74
5.3.1. Проведемо аналіз попиту.....	74
5.3.2. Визначаємо потенційні групи клієнтів.....	74
5.3.3. Аналіз ринкового середовища.....	75
5.3.4. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності.....	76
5.4. Розроблення ринкової стратегії.....	77
5.4.1. Базова стратегія розвитку.....	78
5.4.2. Вибір стратегії конкурентної поведінки.....	78
5.4.3. Стратегія позиціонування.....	79
5.5. Трирівнева маркетингова модель.....	79
5.5.1. Визначення цінових меж.....	79
5.5.2. Визначення оптимальної системи збуту.....	80
5.5.3. Розроблення концепції маркетингових комунікацій.....	80
Висновки з розділу.....	81
<b>ВИСНОВКИ.....</b>	<b>82</b>
<b>Список використаної літератури.....</b>	<b>84</b>

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ,  
УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА ТЕРМІНІВ

ЛА – літальний апарат

СГС – секунда, грам, сантиметр.

ТЗ – технічне завдання.

КМ – композитні матеріали

БД - база даних;

ГМ - геометрична модель;

КЕ - кінцевий елемент;

КЕМ – кінцево-елементна модель;

МКЕ - метод кінцевого елемента;

ВЧК – від’ємна частина кесона(крила);

ПЗ - програмне забезпечення;

ПСЛ – площина симетрії літака;

САПР - система автоматизованого проектування



## ВСТУП

В даний час в Україні п'ять підприємств серійно випускають легкі і ультралегкі літаки різного призначення, які знаходять збут не тільки на території країни, а й за її межами. Так, наприклад, фірми «Аеропракт» (Київ) і «Ост-Вест Колсалдінг» (Херсон) реалізують практично всі свої літаки виключно в Західній Європі, США та ОАЕ. При цьому, ціна машини становить від 55 до 85 тисяч доларів, що для західного ринку дуже небагато; проте, український споживач поки що не в змозі в значних кількостях купувати такі дорогі літальні апарати, хоча потреба в них з кожним роком все збільшується, особливо в галузі сільського господарства.

Тому, логіка насичення ринку передбачає створення і реалізацію такого літака, льотно-технічні дані якого були б максимально близькі до нині існуючих, а ціна - значно нижче. Таке протиріччя не є закономірністю, якщо відмовитися від класичної (звичної) конструкції апарату.

Реальна продуктивність випуску таких літаків новоствореним підприємством в перший рік їх виробництва могла б скласти 10-12 одиниць, в наступні роки 25 одиниць на рік. Рентабельність подібного виробу-до 30%.

Основним завданням дипломного проекту було створити двомісний легкий літак, доступний за технологіями виготовлення і конкурентний по співвідношенню ціна - якість, з мінімальними експлуатаційними витратами.

Запропоновано конструкцію підкісного високоплана класичного аеродинамічного компонування з тягнучим повітряним гвинтом, кабіною закритого типу.

Високоплан — літак виду моноплан крило якого проходить через верхню частину фюзеляжу, розташовується на фюзеляжі або над ним.

Переваги високоплану.

Низьке розташування фюзеляжу до поверхні землі. Це спрощує і прискорює завантаження або розвантаження літака, зокрема вантажних і військово-транспортних літаків, що є важливо. З цієї причини при проектуванні

таких літаків часто використовують саме високе розташування крила. Наприклад Ан-12, Ан-124, Ан-225...

Високе розташування силової установки і (якщо такі є) повітряних гвинтів зменшує можливість їх пошкодження при зльоті та посадці на необладнаних злітно-посадкових смугах у бойових умовах..

Покращується поздовжня стійкість літака на великих кутах атаки.

Широкий діапазон експлуатаційних центрувань.

Недоліки високоплану. Оскільки двигуни і крило розташовуються високо над поверхнею землі, істотно ускладнюється можливість їх обслуговування - для проведення технічного обслуговування необхідні сходи-драбини та підйомники.

При роботі над дипломним проектом зберігалась повна відповідність з методиками авіаційної промисловості. Була опрацьована концепція, сформована технічне завдання, виконані аванпроект і ескізний проекти. Виконано повний комплекс розрахунків - ваговий, аеродинамічний, оцінка льотно-технічних і злітно-посадочних характеристик, характеристик стійкості і керованості, втомний розрахунок і розрахунок на міцність, опрацьована об'ємно-вагова компоновка.

Робота виконується в межах проекту студентського літака, який веде кафедра АРБ.

Постановка завдання: розробити оптимальну конструкцію двомісного літака за показниками надійність – маса – витрати. Обрати прототип та основні конструктивні особливості, розробити модель силової конструкції, перевірити аеродинамічні навантаження і на основі отриманих досліджень виконати оптимізацію даної конструкції.

Новизна - комплексне дослідження можливостей такої конструктивної схеми із штовхуючим двигуном.

Практична цінність - модернізація конструкції літака по результатам розрахунків.

В роботі було використано такі методи дослідження як: тривимірне моделювання в системах CAD CAM, метод кінцевих елементів, інформаційно-комунікаційні технології, математичне моделювання.

Результати даної роботи покажуть шляхи оптимізації і покращення даної конструкції, в майбутньому, допоможуть з обґрунтуванням даного типу конструкції в рамках розробки студентського проекту літака майбутнім інженерам.

## **РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.**

### **ВИБІР ВАРІАНТІВ ПОБУДОВИ. ВИБІР БАЗОВОГО ВАРІАНТУ**

#### **1.1. Особливості використання різних матеріалів в історії авіабудування.**

Сучасні літаки різним обладнанням, приладами та механізмами. Деталі літака і виготовляють з алюмінієвих і магнієвих сплавів, високоміцних легованих сталей і титанових сплавів, композиційних матеріалів, гуми, пластмас. Багато з цих матеріалів важко піддаються обробці звичайними методами. Для виготовлення деталей з таких матеріалів розробляють нові наукомісткі технологічні процеси.

Перші літаки будувались з дерева і обтягувались тканиною. Так, наприклад, крила літака братів Райт були обтягнуті небіленим мусліном. На початку свого розвитку авіація використовувала переважно дерево, згодом в конструкції літаків почали все більше застосовувати метали, зокрема алюміній. Хоча дерево активно застосовувалось аж до середини 20 століття, перехід до виробництва металевих літаків відбувається поступово в ході 2 світової війни, в міру зживання дефіциту в дюралі. Першим кроком стало створення в 1942 р Як-7ДІ - прототипу Як-9, у якого дерев'яні лонжерони з дуже товстими і важкими полицями - таврами - були замінені алюмінієвими. Потім металеві лонжерони використовували на Як-1М (Як-3). І, нарешті, в 1946 році був створений Як-9П з суцільнометалевим крилом. До речі кажучи, заміні алюмінієвими піддавалися не тільки дерев'яні деталі, але і сталеві. всі подальші модифікації літаків в напрямку створення суцільнометалевих конструкцій були пов'язані з тим, що після закінчення війни з боку замовника (ВПС) до літаків стали пред'являтися більш жорсткі експлуатаційні вимоги. Але процес цей був тривалим і дуже непростим з інженерно-технічного боку. У зв'язку з неосвоєнням виробництва металевих літаків (в основному клепальних робіт) і меншою гладкістю поверхні металевого крила в порівнянні з дерев'яним льотно-тактичні характеристики знижувалися. По суті, тільки з настанням ери

реактивної авіації індустрія змогла відійти від широкого використання дерева в конструкціях літаків.

В наш час все більшого попиту набули композиційні матеріали, вони невеликими але впевненими кроками витісняють своїх попередників.

Традиційно застосовувані металеві та неметалеві матеріали досягнули своєї границі міцності. Але розвиток техніки в сучасному світі вимагає створенні матеріалів, що надійно працюють при різних комбінаціях температурних і силових полів, в агресивних середовищах, при випромінюваннях, вакуумі і високих тисках.

Часто відбувається так, що до матеріалів висувають досить суперечливі вимоги. Наприклад, високоміцні сплави мають, як правило, низьку пластичність, високу чутливість до концентраторів напружень і, порівняно низький опір розвитку тріщин утоми. Легування і термомеханічне оброблення дозволяє істотно підвищити міцність металів і сплавів, але не може змінити модуль пружності високоміцного матеріалу. Визнано, що для конструкційних матеріалів, що працюють в складних умовах, найважливішими характеристиками є питома міцність, питома жорсткість і коефіцієнт інтенсивності напружень. Враховуючи два перших показника, композиційні матеріали переважають усі відомі конструкційні сплави.

КМ дозволяють отримати задане сполучення різнорідних властивостей, а саме високої питомої міцності і твердості, жароміцності, зносостійкості, теплозахисних властивостей, тощо. При використанні звичайних матеріалів неможливо отримати спектр властивостей композитів. Їх застосування дає можливість створювати принципово нові, невикористовувані раніше, конструкції.

Використання таких матеріалів дає можливість зменшувати масу конструкцій і підвищувати їх вагову ефективність. Наприклад, використання КМ в конструкції Ан-225 «Мрія» дозволило замінити 16 тон металевих сплавів, зекономити на пальному і збільшити його вантажопідйомність.

Розглянемо декілька варіантів літальних апаратів різної будови та з використанням різних матеріалів, щоб визначити переваги і недоліки і відповідно, обрати найбільш оптимальний варіант.

## 1.2. Матеріали для легких та ультралегких літаків

Огляд легких літаків, виготовлених з різних матеріалів для вибору і обґрунтування обраної конструкції.

### 1.2.1. Лаг-3, Лаг-5

Лаг-3.

Позитивні якості: висока живучість, мінімальне використання дефіцитних матеріалів — основний матеріал сосна, березовий шпон, фанера і модифікована смолами деревина (дельта-деревина).

Недоліки: слабкий двигун і внаслідок цього погана тягоозброєність, недоробки конструкції через рекордно короткі терміни розробки, величезну вагу внаслідок застосування недостатньо вивченого матеріалу (дельта-деревина), що змусило при розрахунках використовувати великі коефіцієнти запасу міцності.

Лаг – 5

Ла-5 є модифікацією серійного винищувача ЛаГГ-3 під зіркоподібний двигун повітряного охолодження АШ-82. Модернізація не значно вплинула на розміри і конструкцію літака (хоча в подальшому фюзеляж був перероблений). Як і ЛаГГ-3, ЛаГГ-5 виконувався з дерев'яним каркасом з матер'яною обшивкою і дерев'яними лонжеронами крила.

### 1.2.2. МіГ-1

Винищувач МіГ-1 був низькоплан мішаної конструкції. Його фюзеляж у передній частині формений, зварений із сталевих хроманселевих труб з дюралевою обшивкою, хвостова частина — дерев'яний монокок, центроплан — дюралевий. Ліхтар — формований

з **плексигласу**, без бронескла; кришка зсувна на роликах. Бронеспинка — 9 мм (спочатку була 8). Крило однолонжерне, консолі крила (його площа 17,44 квадратних метрів) — дерев'яні, оперення — дюралевий каркас, обтягнутий полотном. Всього було побудовано 100 літаків МіГ-1. На деяких екземплярах кришка ліхтаря спочатку погано відкривалася, і тому вона не ставилася зовсім, ліхтар був відкритим. Потім кришку виправили.

#### Льотно-технічні характеристики:

- **Екіпаж:** 1 пілот
- **Довжина:** 8,25 м
- **Розмах крил:** 10,2 м
- **Висота:** 3,325 м
- **Площа крил:** 17,44 м<sup>2</sup>
- **Профіль крила:** Кларк УН
- **Коефіцієнт подовження крила:** 5,97
- **Маса порожнього:** 2699 кг
- **Маса спорядженого =**
- **Нормальна злітна маса:** 3355 кг
  - З кулеметами під крилом: 3510 кг
- **Маса палива:** 463 кг
- **Обсяг паливних баків:** 640 л
- **Реактивний чи гвинтовий:** Гвинтовий
- **Кількість двигунів:** 1
- **Двигун:** АМ-35А
- **Потужність, к.с.:** 1350 к.с.
- **Потужність, квт:** 993 квт (злітна)
- **Повітряний гвинт:** трилопатевий ВИШ-22Е
- **Максимальна швидкість:**
  - Біля землі: 495 км / год

- На висоті: 640 км / год на 7800 м
- Посадочна швидкість: 144,5 км / год
- Практична дальність: 820—857 км на 7860 м
- Практична стеія: 11 500 м
- Навантаження: 192 кг/м<sup>2</sup>
- Тягоозброєність: 284 Вт / кг
- Довжина розбігу: 347 м
- Довжина пробігу: 410 м
- Час набору висоти:
  - 5000 м за 6,5 хв
  - 8000 м за 10,28 хв
- Час віражу: 25-26 с на 4000 м

### 1.2.3.Як - 3

Конструкція винищувача змішана: каркас фюзеляжу - ферма, зварена із сталевих хромансілевих труб із внутрішніми перехресними розчалками, складова єдине ціле з моторамою. Зверху і знизу за кабіною каркас був опрофілірований фанерними горготами для надання йому обтічної форми. Обшивка носової частини дюралева, хвостовий - полотняна. Крило площею 17,15 м<sup>2</sup>. дерев'яне, без роз'ємів, обклеєне полотном. З дюралю виготовляли тільки каркаси керма та елеронів (обшивка - полотно), знімні капоти двигуна, тунель водорадіатора, залізні крила та оперення, кришки люків, посадочні щитки, а також щитки, що закривають стійки шасі в прибраному положенні. З двигуном ВК-105П винищувач розвивав швидкість до 569 км / год (на висоті 4860 м). Висоту в 5 тис. м набирав за 5,7 хв.

Характеристики:

- Екіпаж, чол.        1
- Перший політ        1940



- Довжина, м 8.48
- Розмах крила, м 10.00
- Площа крила, м<sup>2</sup> 17.5
- Маса порожнього, кг 2445
- Маса нормальна злітна, кг 2950
- Тип двигуна М-105ПА
- Потужність номінальна, к.с. 1020
- Потужність злітна, к.с. 1100
- Максимальна швидкість біля землі, км/год 472
- Максимальна швидкість на висоті, км/год 569
- Практична дальність, км 650
- Максимальна швидкопідйомність, м/хв 877

#### 1.2.4. Харрикейн

«Харрикейн» был разработан Hawker Aircraft Ltd в у відповідь на запит міністерства авіації. Перший прототип К5083 почав будуватися в серпня 1935 з двигуном PV-12 Merlin. Наземне тестування зайняло близько двох тижнів, і 6 листопада 1935 під керуванням головного тест-пілота Hawker P.W.S. Джорджа Булмана (George Vulman) прототип піднявся в повітря в перший раз.

Незважаючи на більш високу швидкість в порівнянні зі стояли на озброєнні RAF біпланами, «Харрикейн» був застарілим вже в момент створення. Силовий каркас був виконаний за тією ж технологією, що і каркас біпланів, де зварних з'єднань воліли заклепки. Він мав ферменну фюзеляж із сталевих труб високої міцності, до якого кріпилися лонжерони, обтягнуті лляною тканиною. Така конструкція означала високу міцність «Харрикейна» і більший опір розривним снарядам, ніж покритий металом Supermarine Spitfire. Спочатку крило складалося з двох лонжеронів і також обтягують тканиною. Суцільнометалева

крило з дюралюмінію було розроблено лише в квітні 1939. Таким крилом оснащувалися всі наступні модифікації.

Простота в обслуговуванні, широка колія шасі, хороші льотні характеристики дозволяли «Харрикейни» широко використовуватися на театрах військових дій, де надійність, зручність управління і стабільна платформа для озброєння були більш важливими, ніж льотні характеристики, наприклад в ролі штурмовика.

### 1.2.5. ЛІТАК "BeStar"

Літак "BeStar" призначений для маршрутних польотів на відстані до 2000 км, первинного навчання, тренувальних польотів, патрулювання (АЕП, газонафтопроводів, рыбразведки, автомагістралей, і так далі)

Пілотажно-навігаційне устаткування забезпечує виконання польотів в простих метеоумовах, можлива установка устаткування такого, що дозволяє виконувати польоти вночі.

Компонування: Класичний високоплан з вільнонесучим крилом з силовими установками, що тягнуть, триопорним шасі з носовим колесом. Конструкція: Фюзеляж, оперення виконане повністю з композиційних матеріалів на основі вуглецю (вуглепластик). Кабіна - чотиримісна закрита. Шасі - що не забираються, ресорного типу з носовим колесом, що вільно-орієнтується, і гальмівними колесами основних стоек.

#### Льотно-технічні характеристики

- Довжина 6,33 м
- Розмах крыла 11 м
- Площа крила 14,3 м<sup>2</sup>
- Подовження крила 8,5
- Злітна маса 750 кг

- Маса порожнього 400 кг
- Вага палива 70 кг
- Маса корисного навантаження 300 кг
- Максимальна швидкість 400 км/год
- Крейсерська швидкість 280 км/час
- Злітна швидкість 90 км/год
- Експлуатаційні перевантаження +4; -2
- Дальність з подв. паливними баками 1500 км
- Двигун 2 x "ROTAH"912S

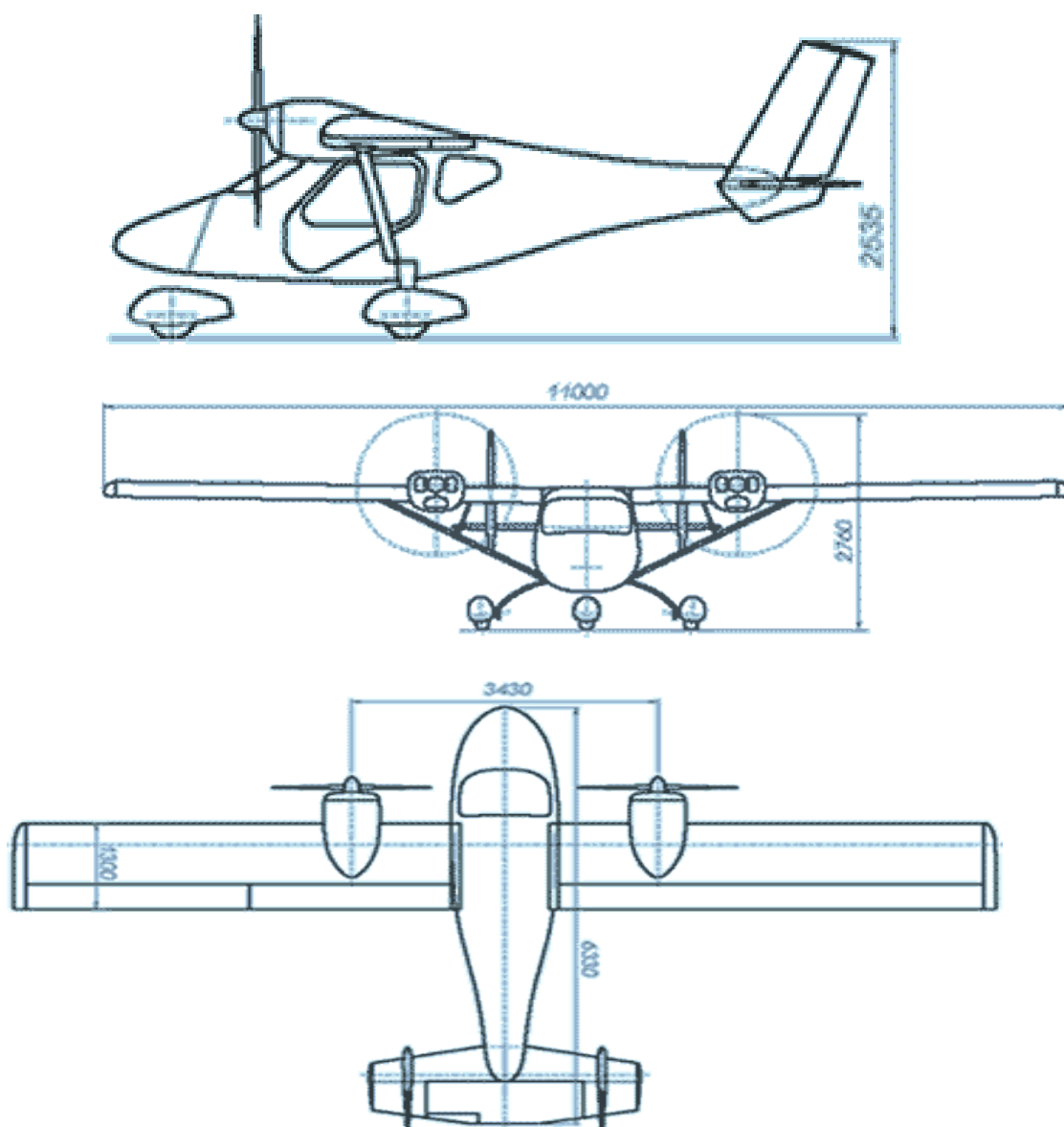


Рис. 1. Літак "BeStar"

### 1.2.6. Ai-10

Конструкція - підкісний високоплана класичної аеродинамічної компоновки з тягнучим повітряним гвинтом, кабіною закритого типу і шасі, що не забираються з керованим хвостовим колесом

Ферма фюзеляжу виготовлена з тонкостінних шовних труб з нержавіючої сталі; обшивка крила - лист товщиною 0,5 мм зі сплаву Д-16Т; обшивка фюзеляжу, елеронів, закрилків - термозбіжна синтетична тканина; оперення композитне; лакофарбові покриття. Крило має прямокутну в плані форму. Крило однолонжеронне металеве. Каркас фюзеляжу літака являє собою просторову ферму, зварену з сталевих труб різного перетину.

У кореневій частині крила розташовані знімні паливні баки загальним об'ємом 90 літрів.

Завдяки застосуванню ефективної механізації досягаються мінімальні розбіг і пробіг, злітна і посадкова швидкості. Модернізований профіль НАСА 23014 в поєднанні з формою крила в плані і механізацією забезпечує невисокі швидкості звалювання. При виході на критичні кути атаки літак попереджає пілота про вихід на небезпечний режим польоту збільшенням навантаження на ручці управління літаком (УКР), потім плавно опускає ніс і розганяється. Така поведінка зручно в навчально-тренувального польоту.

Розташування членів екіпажу - рядне. За кріслами екіпажу розташований легкодоступний багажник великого обсягу. Для більшої жорсткості і поліпшення аеродинаміки використовуються сферичні дверні скла.

Шасі спроектовано по трехопорной схемою з хвостовим керованим колесом. У разі необхідності легко зробити перебудову шасі на переднє колесо, що управляє. Основні опори пірамідальної конструкції зварені зі сталевих труб. Передбачається гідравлічна амортизація.

Для літака спеціально розроблений трилопатевий повітряний гвинт змінюваного на землі кроку діаметром 1,7 м. Редуктор гвинта одноступінчатий

з циліндричними прямозубих шестернями зовнішнього зачеплення і передавальним числом 2,43.

У літаку передбачена установка двигуна Rotax 912S. Двигун розвиває максимальну потужність 100 к.с.

#### Льотно-технічні характеристики

- Макс. злітна маса 600кг
- Маса пустого (з системою безпеки) 280кг
- Максимальна швидкість польоту в турбулентній атмосфері 180км/год
- Макс. швидкість з випущеними крилками :
  - при положенні 20° км/г 120
  - при положенні 42° 108км/год
- Практична стеля 3 000М
- Максимальний кут крена 60°
- Максимальна дальність польоту 840км
- Швидкість відриву 60км/год
- Швидкість звалювання (крилки прибрані, двигун на малому газі) 65 км/г

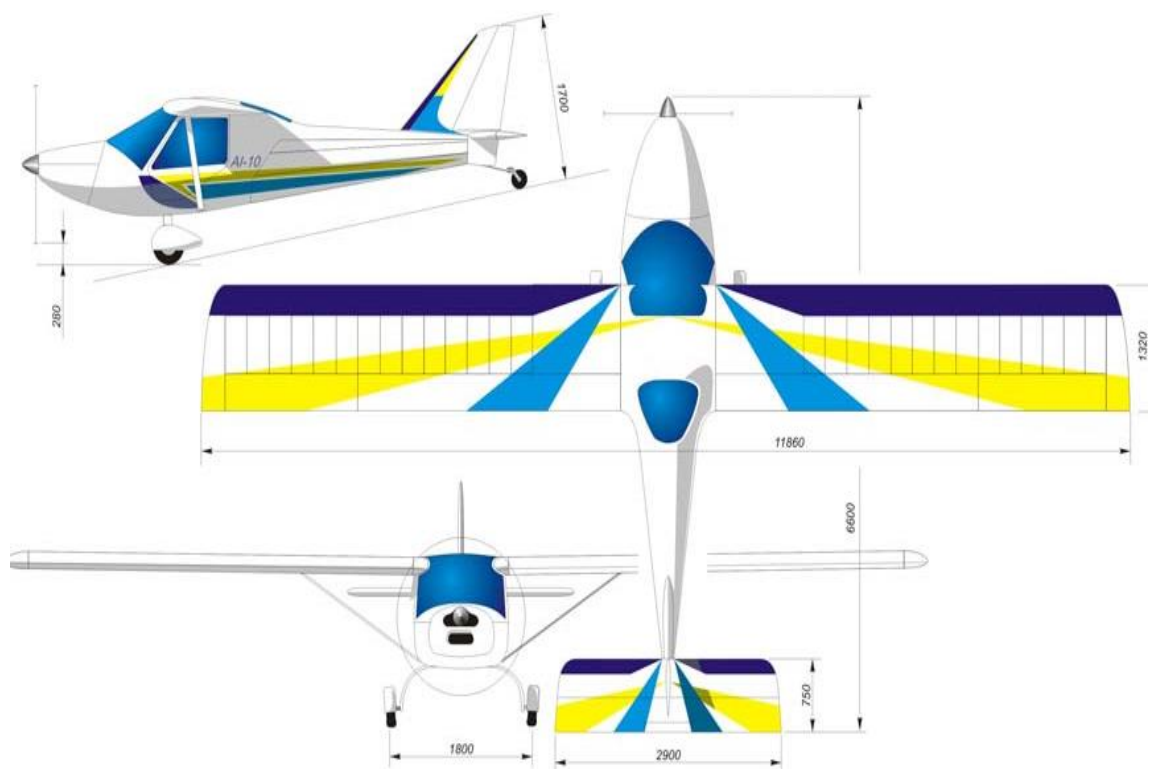


Рис.2. Літак Ai-10

### 1.2.7. А-20

А-20 побудований за аеродинамічною схемою підкісний високоплана з Т-образним оперенням. Конструкція змішана. Крило, оперення і хвостова балка виконані з алюмінієвих сплавів, гондола фюзеляжу і основна ресора шасі - зі склопластику. Обшивка крила і оперення полотняна. Кабіна екіпажу закрита. Пряме крило розташоване за кабіною, що разом з великою площею скління забезпечує хороший огляд на всіх режимах польоту. Шасі не вбирається, трьохопорне з хвостовим колесом. Силова установка складається з поршневого двоциліндрового двигуна повітряного охолодження "Ротакс-503".

Льотно-технічні характеристики:

- Двигун Ротакс-503
- Злітна потужність, к.с.                    50
- Габарити, м:
- розмах крила                                    11,40
- довжина    6,64
- висота    1,77
- Площа крила, м<sup>2</sup>                                15,7
- Маса, кг:
- Порожнього                                      218
- злітна максимальна                          450
- Запас палива (бензин А-76), л                36
- Швидкість, км / год
- Крейсерська                                      105
- Максимальна                                      140
- Посадкова                                         60
- звалювання (з закрилками)                46
- Швидкопідйомність біля землі, м / с        3,0
- Максимально допустимі перевантаження:

- Позитивна 4
- Негативна 2
- Практична стеця, м 2500
- Дальність польоту максимальна, км 500
- Тривалість польоту,г. 4,5
- Крейсерський витрата палива, л / год. 8
- Довжина розбігу, м 80
- пробігу, м 40
- Екіпаж, чол. 2

**Висновки з розділу:** традиційно застосовувані металеві та неметалеві матеріали досягнули своєї границі міцності. Але розвиток техніки в сучасному світі вимагає створенні матеріалів, що надійно працюють при різних комбінаціях температурних і силових полів, в агресивних середовищах , при випромінюваннях , вакумі і високих тисках.

В наш час все більшого попиту набули композиційні матеріали, вони невеликими але впевненими кроками витісняють своїх попередників.

Проаналізувавши ринок літальних апаратів, а також науково-технічну літературу, прототипом було обрано літак А-20 змішаної конструкції, який задовільняє необхідні вимоги дипломного проекту. Даний літак виготовлявся підприємством «Аеропракт» але на даний момент його виробництво зупинено.



## РОЗДІЛ 2. МОДЕЛЮВАННЯ МАЙСТЕР ГЕОМЕТРІЇ

### 2.1. Розробка фюзеляжу.

На відстані 3 м від координатної площини front створимо допоміжну площину, на якій створимо ескіз. Для побудови фюзеляжу обираємо дану площину в якості базової. Фактично вона може містити центр ваги або центр тиску конструкції літака. На ескізі позначаємо характерні точки, по яким плануємо побудувати фюзеляж.

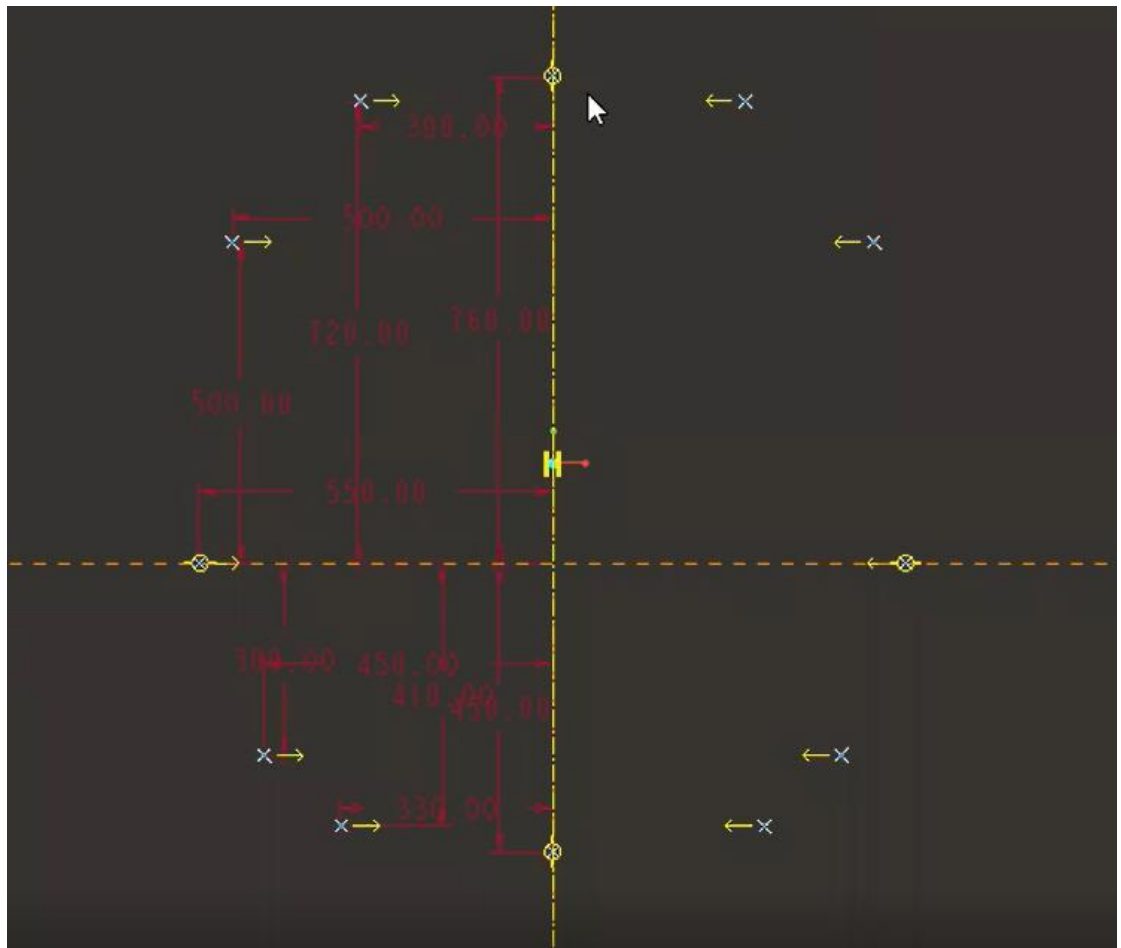


Рис.3. Введення координат характерних точок фюзеляжу

По характерним точкам за допомогою інструменту «Сплайн» створюємо контур перерізу фюзеляжу.

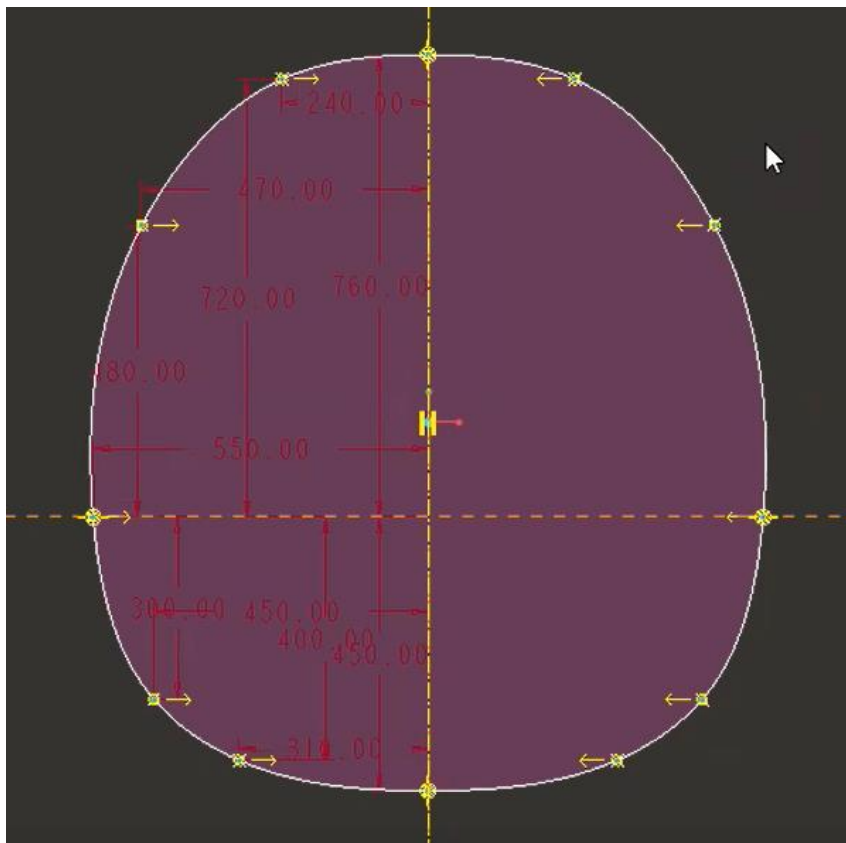


Рис.4. Сплайн по точкам контуру фюзеляжу

Аналогічно створюємо низку всіх перетинів фюзеляжу в ескізах, розташованих у допоміжних площинах на визначених відстанях від опорної площини.

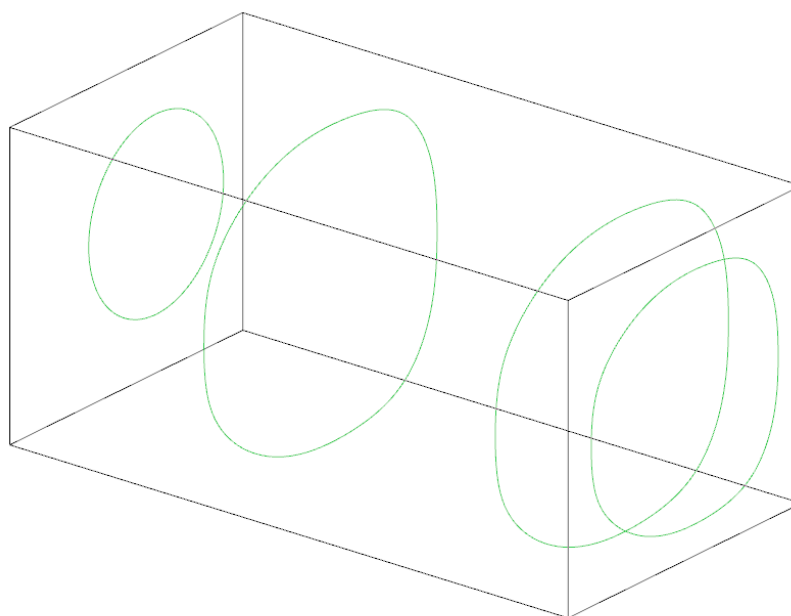


Рис.5. Набір перетинів фюзеляжу

За допомогою вже відомих інструментів «Точка» і «Крива» створюємо допоміжні твірні теоретичної поверхні фюзеляжу.

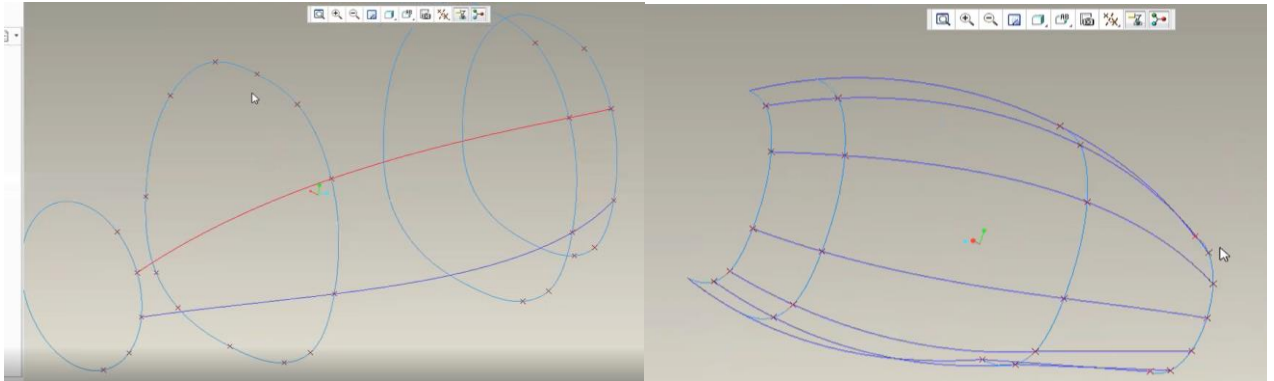


Рис.6. Допоміжні криві для побудови

Максимально використовуємо прямі лінії в якості твірних щоб спростити технологію виготовлення фюзеляжу, допускаємо криві лише для забезпечення аеродинамічних характеристик обтікання фюзеляжу набігаючим потоком.

На основі створених твірних будуємо теоретичну поверхню фюзеляжу. Теоретичну поверхню потрібно створювати частинами. Нашу теоретичну поверхню складено із трьох частин – передня, задня і середня. Причому, кожна поверхня має окремі твірні, які закінчуються на краях, що обмежують теоретичну поверхню, в межах якої ті застосовуються.

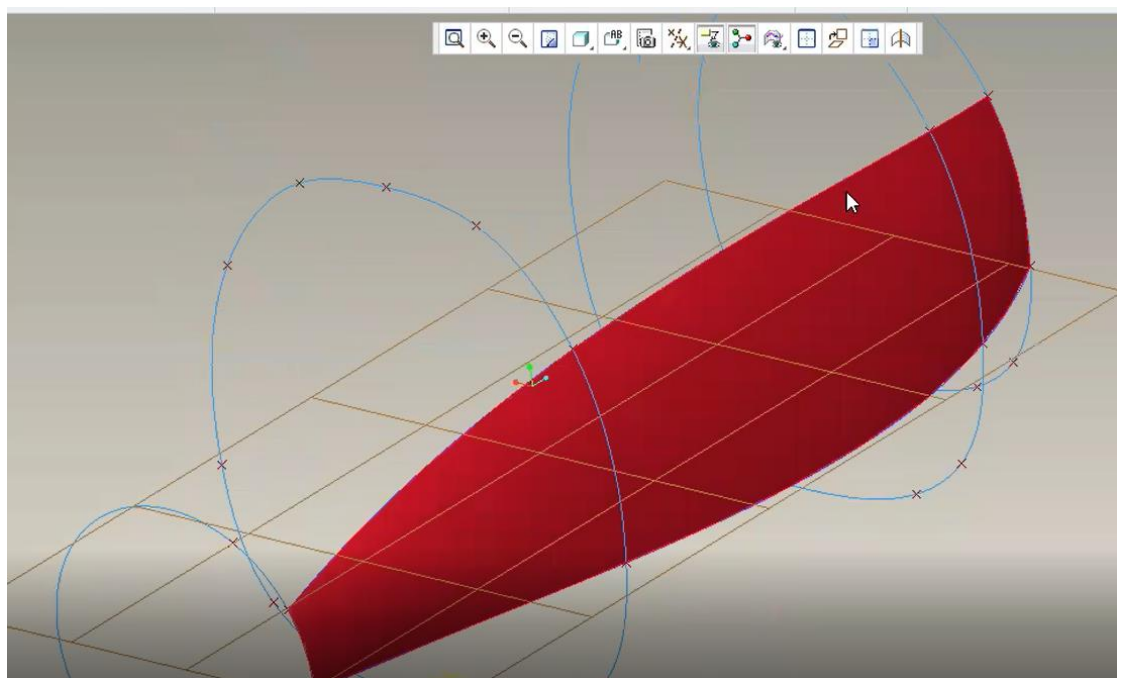


Рис.7. Теоретична поверхня фюзеляжу

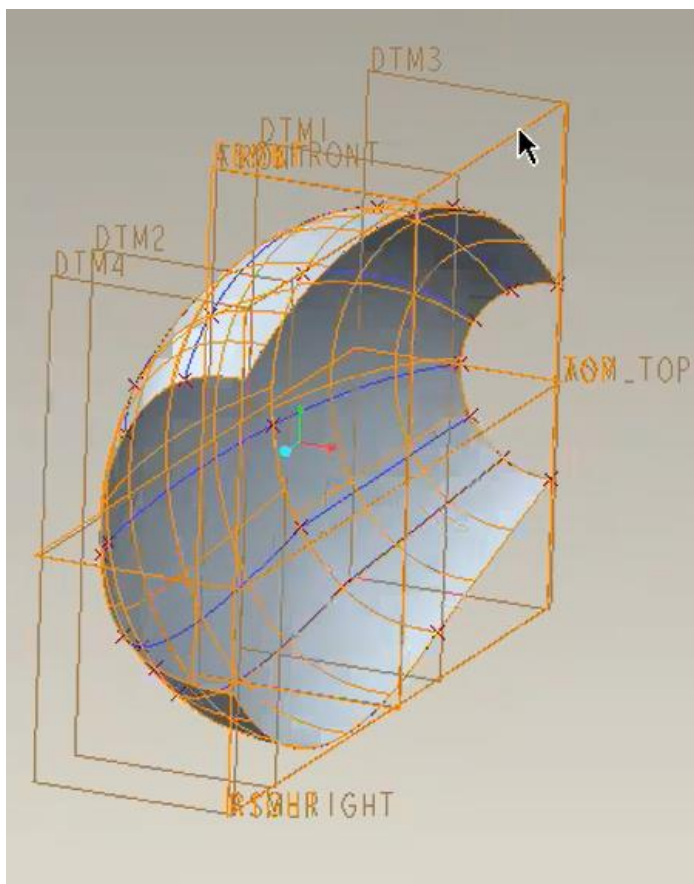


Рис.8 Теоретична поверхня фюзеляжу

Використавши інструмент «Симетрія» створюється інша ідентична половина фюзеляжу.

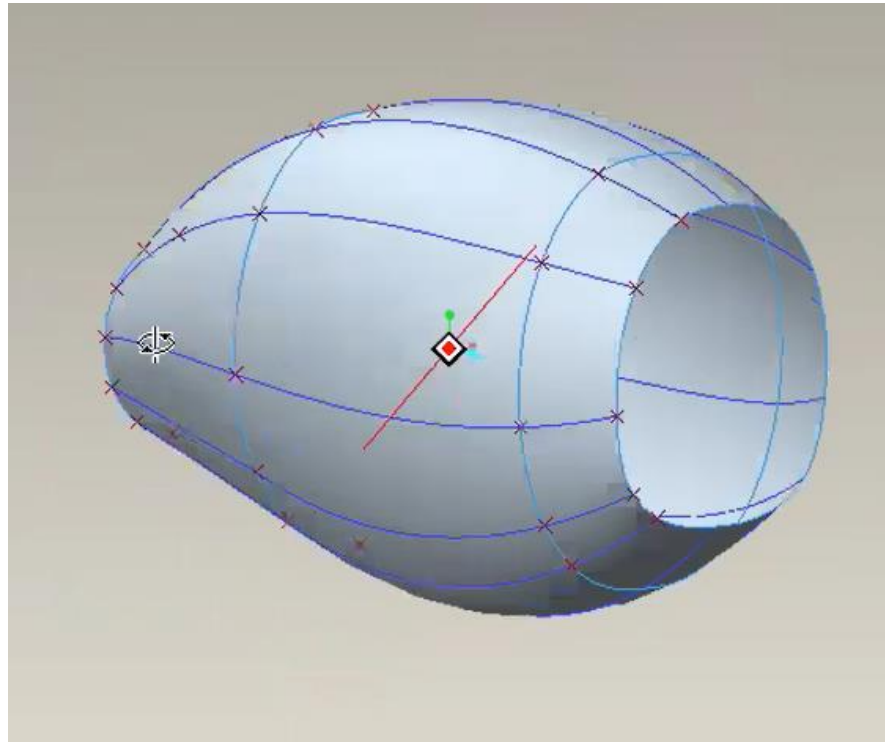


Рис.9 Використання інструменту «Симетрія».

Використаємо теоретичну поверхню в якості скелетону. Для цього створимо новий файл збірки і в її складі новий скелетон за допомогою панелі «Створити компонент» - «Каркасна модель».

Активуємо збірку і створюємо в ній нову твердотільну деталь по місцю. Встановлюємо прив'язку системи координат новоствореної деталі до системи координат збірки, яка також є і системою координат скелетону. Всі елементи скелетону можуть бути доступні всім новоствореним деталям в складі збірки, що зменшує кількість операцій для конструювання. Другу частину теоретичної поверхні побудуємо в окремому файлі копіюванням.

Використаємо скелетон для побудови твердотільної деталі. Активуємо скелетон. Створюємо в скелетоні нову площину по паралельним твірним теоретичної поверхні і в цій площині - новий ескіз. В ескізі побудуємо перетин шпангоуту у вигляді стандартного профілю. Далі встановимо властивості загальності новостворених ескізів та поперечного сліду, біля якого ці ескізи створювались. Для цього до набору ланок додаємо відповідні контури перетинів та поперечного сліду теоретичної поверхні фюзеляжу.

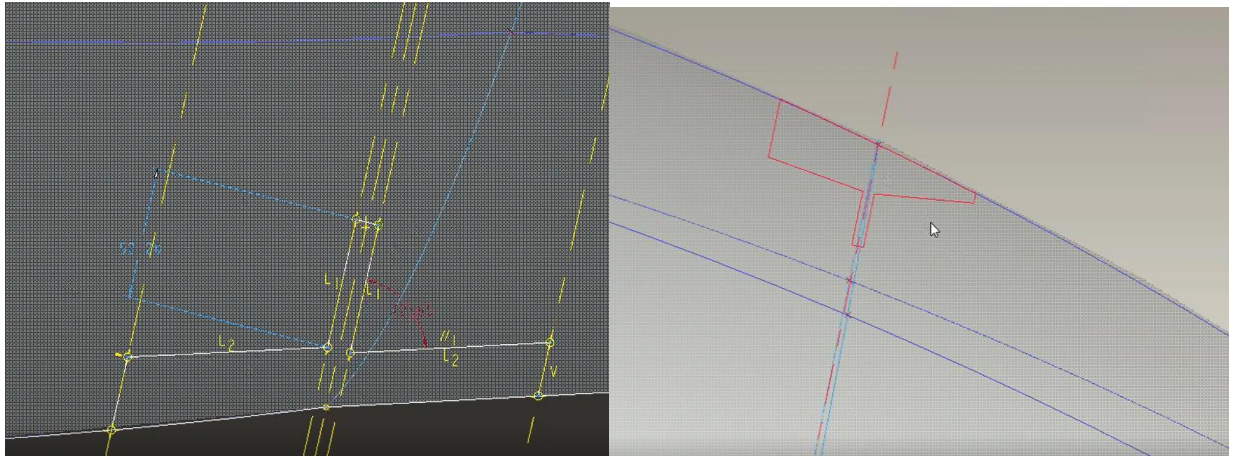


Рис.10. Побудова контуру

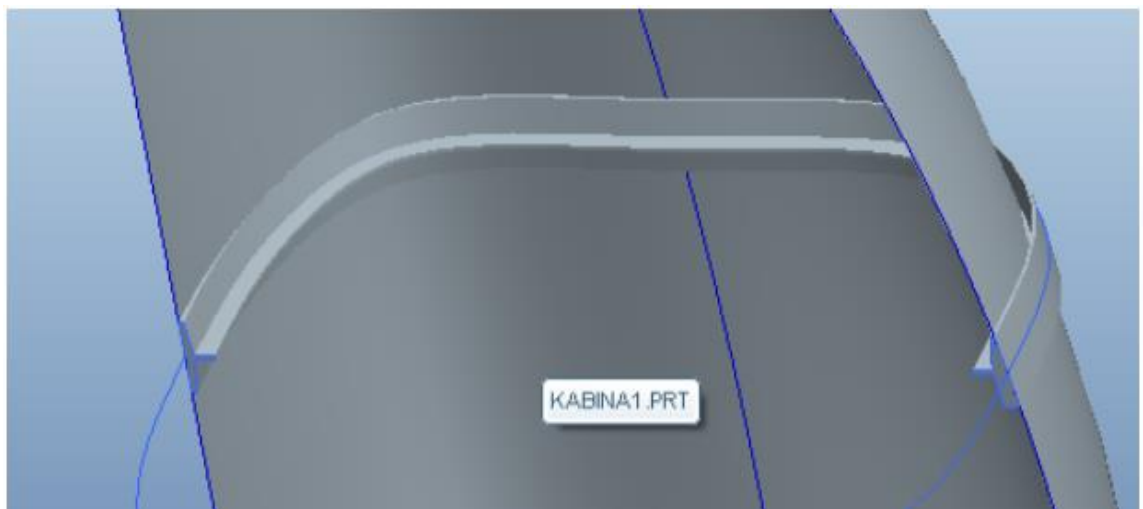


Рис.11. Побудований шпангоут фюзеляжу за допомогою інструменту «Плавне спряження»

Другу, симетричну, половину елементів фюзеляжу формуємо інструментом «Відбиття».

## 2.2. Проектування крила.

Вихідними даними для формування аеродинамічного профілю крила є певний набір координат точок його верхнього та нижнього обводів.

Визначаємо площину ескізу, визначаємо хорду. Вказуємо 100 в якості розміру оскільки координати профілів задаються у процентах.

Після цього оберемо початок системи координат профілю, вертикальну вісь моделі, створивши таким чином горизонтальний розмір від початку системи координат моделі до початку системи координат профілю.

Аналогічним чином будемо вертикальний розмір від початку системи координат моделі до початку системи координат профілю, обравши горизонтальну вісь моделі та початкову точку профілю, а також розмір кута встановлення, обравши горизонтальну вісь системи координат моделі та горизонтальну вісь системи координат профілю.

Таблиця 1 .Координати профілю FX 67-K-170/70

$$\bar{c} = 0,17$$

$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_a, \%$	$\bar{y}_n, \%$	$\bar{x}, \%$	$\bar{y}_a, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0,000	0,000	0,000	43,474	13,571	-3,435
0,107	0,653	-0,217	46,730	13,490	-3,365
0,428	1,292	-0,514	50,000	13,274	-3,272
0,961	2,012	-0,815	53,270	12,919	-3,155
1,704	2,765	-1,057	56,526	12,429	-3,012
2,653	3,487	-1,321	59,755	11,808	-2,844
3,806	4,309	-1,580	62,941	11,063	-2,654
5,156	5,158	-1,827	66,072	10,208	-2,437
6,699	6,011	-2,062	69,134	9,263	-2,187
8,427	6,856	-2,282	72,114	8,259	-1,896
10,332	7,685	-2,490	75,000	7,233	-1,572
12,408	8,490	-2,682	77,779	6,229	-1,236
14,645	9,263	-2,856	80,438	5,287	-0,913
17,033	9,994	-3,011	82,967	4,437	-0,625
19,562	10,677	-3,146	85,355	3,689	-0,386
22,221	11,305	-3,261	87,592	3,040	-0,197
25,000	11,870	-3,354	91,573	1,991	-0,037
27,866	12,365	-3,425	94,844	1,201	-0,124
30,866	12,783	-3,474	97,347	0,631	-0,105
33,928	13,119	-3,499	99,039	0,243	-0,044
37,059	13,370	-3,501	99,893	0,027	-0,005
40,245	13,526	-3,480	100,000	0,000	0,000

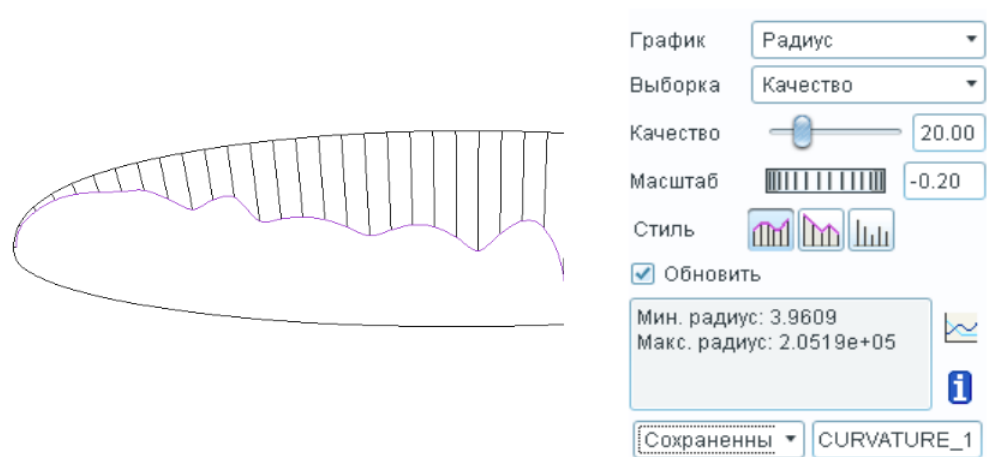


Рис.12 Аналіз змінювання радіуса кривини профілю

Аналогічно створюємо кінцевий профіль.

Формуємо опорні точки на профілі крила. Попарно вказуємо точки, що будуть сполучати напрямні, обов'язково побудувавши у такий спосіб прямолінійні відрізки переднього та заднього краю теоретичної поверхні.

Створюємо прив'язки, як основні вказуємо обводи профілів, передній і задній край крила, а в якості додаткових – побудовані напрямні лінії. В результаті цього отримуємо поверхню, подібну до зображеної на рис

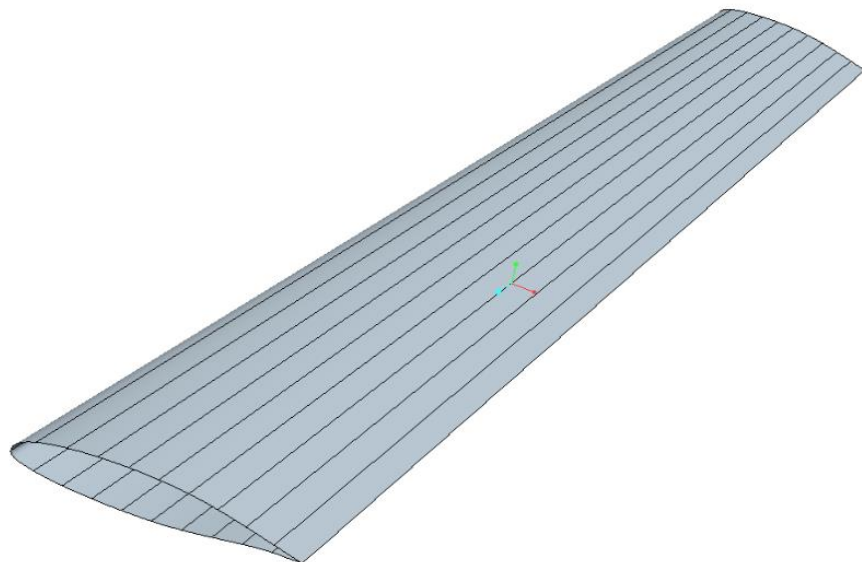


Рис.13. Теоретична поверхня крила

Формуємо сліди конструктивно-силового набору на теоретичній поверхні крила. Створюємо набір базових площин нервюр. Сліди повздовжніх конструктивно-силових елементів формуються схожим чином.



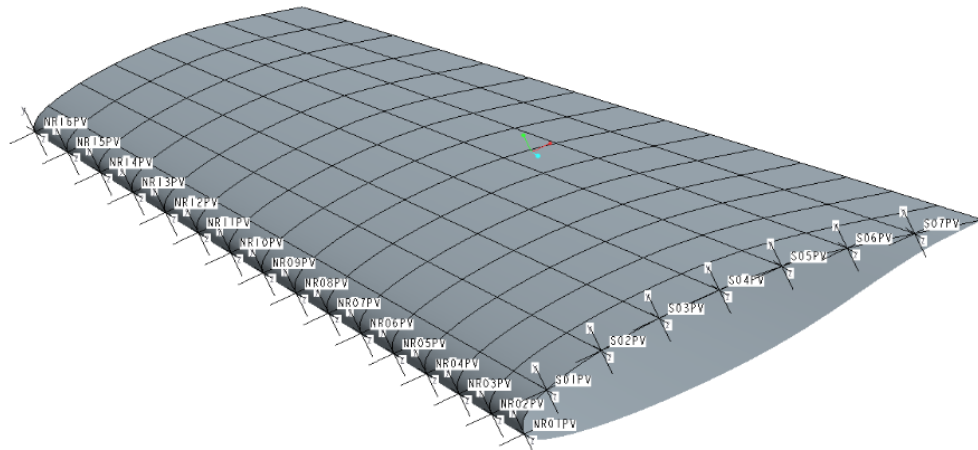


Рис.14. Сліди конструктивно-силових елементів крила літака

### 2.3.Формування оптимізаційної моделі крила.

За допомогою підпункту головного меню Mesh - Mesh Control - Mapped Division розмічаємо послідовно спочатку верхню, потім нижню поверхні для завдання заданої кількості плоских кінцевих елементів, що моделюють обшивання. По довжині (s) - кількість проміжних елементів поперечного набору (нервюр), по ширині (t) - кількість елементів поздовжнього набору (стрингерів і лонжеронів).

Створюємо тип КЭ - плоский (plate1) товщиною обшивки (0,2 см).

Вибираємо матеріал Al Plate (будь-який) і для переводу в кгс\*см залишаємо в показниках граничних напруг тільки дві значущі цифри перед комою, відповідно в пружних константах також забираємо ту ж кількість нулів, що й у граничних напругах, модуль зсуву записуємо, помноживши модуль Юнга на коефіцієнт Пуассона. Щільність повинна мати порядок 10 у мінус третьому ступені (кілограм на см квадратний). Зберігаємо матеріал за назвою Al\_kgs.

Розбиваємо площини на кінцеві елементи через головне меню Mesh - Geometry – Surface. У результаті виходить набір плоских елементів, що моделюють обшивку між елементами силового набору. Утворені вузли обшивки є базовими для побудови елементів силового набору.

Для формування стрингерів у вигляді двохпоясних балок розмічаємо точки розташування шапок стрингерів. Для цього створюємо по вузлах на краях додаткові точки за допомогою Головного меню - Geometry - Point - on Node.

На лініях будуємо точки Geometry - Point, метод Length Along, на відстані розташування шапок стрингерів (орієнтовно 2,5 см). Для того, щоб наступна точка виявилася із протилежного кінця лінії, при вказанні нового місця розташування крапки варто вказувати лінію з іншої сторони від її центра. Для зручності, ставимо крапки попарно відразу зверху й знизу в межах кожної допоміжної лінії. Для поточного виправлення геометрії використати команди повернення дій, головного меню видалити (геометрію - точки) або головного меню модифікувати - правити - геометрію - точки.

Аналогічним чином встановлюємо центри шапок поясів лонжеронів на відстані орієнтовно 3,5...5,5 см.

Розбиваємо сполучувальні лінії по встановлених крапках за допомогою команд Modify - Break, вибравши лінію й далі метод on Point і точку шапки стінки стрингера (пояса лонжерона)

Після розбивки на основі коротких відрізків сполучних ліній будуємо видавлюванням площини для формування кінцевих елементів стінок стрингера й поясів лонжерона. Для цього використати команду Geometry - Surface - Extrude, вибрати лінію, метод - Point, укапати точки початку (Base) і закінчення (Tip) вектора видавлювання.

Формуємо на створених площинах аналогічно п.3...6 кінцеві елементи, кількість яких по ширині (s) дорівнює 1, по довжині (t) - як уздовж обшивки (у прикладі - 25). Товщина стінок полки стрингера може відрізнятися від обшивки, для чого вводиться свій Property - Plate2 (у прикладі - 1,5 см).

Сформуємо стінку лонжерона. Для цього створимо площину по чотирьох кутах за допомогою команд головного меню Geometry - Surface - Corners , по колу вибравши першу, другу, третю й четверту точку в кутах пояса лонжерона.

Задаємо двухвузлові елементи поздовжнього силового набору. Спочатку створимо тип двухвузлової шапки стрингера з умовно круглим (симетричним) поперечним перерізом. Model - Property - Type - Var. Назвемо його Cap1, виберемо за допомогою кнопки Shape круглий перетин, установимо радіус  $r = \sqrt{Scap1/\pi}$  (наприклад, 0,3 см), де Scap1 - умовна площа шапки. Якщо стрингер S - образний, то площа дорівнює довжина горизонтальної полиці (наприклад, 2 см) помноженої на товщину стрингера (наприклад, 0,15 см). Матеріал той же, що й раніше - Д16Т, щоб полегшити конструкцію. Далі розмітимо шапки по кількості елементів на довжину за допомогою меню Mesh - Mesh Control - Custom Size along Curve, вибравши відповідні лінії, уздовж яких відбувається розмітка. Тепер остаточно створюємо двухвузлові елементи на лініях шапок стрингерів за допомогою меню Mesh - Geometry - Curve, тип Cap1.

Аналогічно будуємо двухвузлові елементи тієї ж або небагато більшої площі поперечного перерізу для полиць поясів стрингерів і верхнього пояса лонжерона.

Формуємо поперечний набір силових елементів - нервюр - по вузлах уже створених сіток. Нервюру представимо у вигляді листового штампованого матеріалу, без підкріплювальних стійок:

- створюємо пояса нервюр за допомогою двухвузлових елементів у поперечному напрямку між вузлами обшивки;

- створюємо компенсатори за допомогою сдвигових елементів (Property Type - Shear Panel) по чотирьох вузлах - два на вузлах, що відстоять на деякій відстані від шапок нервюр, і два в місці з'єднання стрингерів з обшивкою;

- створюємо елементи типу Property - Plate, що моделюють стінки нервюр, по чотирьох вузлах між кницями й компенсаторами;

- створюємо книці у вигляді двухвузлових із властивістю Property - Road (приміром , із площею поперечного переріза, як у шапки стрингера) елементів між вузлом на шапці стрингера й вузлом, створеним на лінії стрингерів на деякій відстані від шапки стрингера;

- створюємо умовні вертикальні двухвузлові елементи, що окантовують, на стрингерах типу Property - Bar (у прикладі - такі, як у шапки стрингерів), що з'єднують кінці й обшивку.

Таким чином, завершуємо набір усього поперечного набору, попутно додаючи відсутні елементи поздовжнього силового набору.

Для прискорення набору можна відмовитися від кінців і компенсаторів, моделюючи монолітну нервюру.

Після повного набору моделі видаляємо всю геометрію, що використалася як допоміжна для набору моделі, щоб та не обмежувала можливості по з'єднанню співпадаючих вузлів, командою головного меню Delete-Geometry-All.

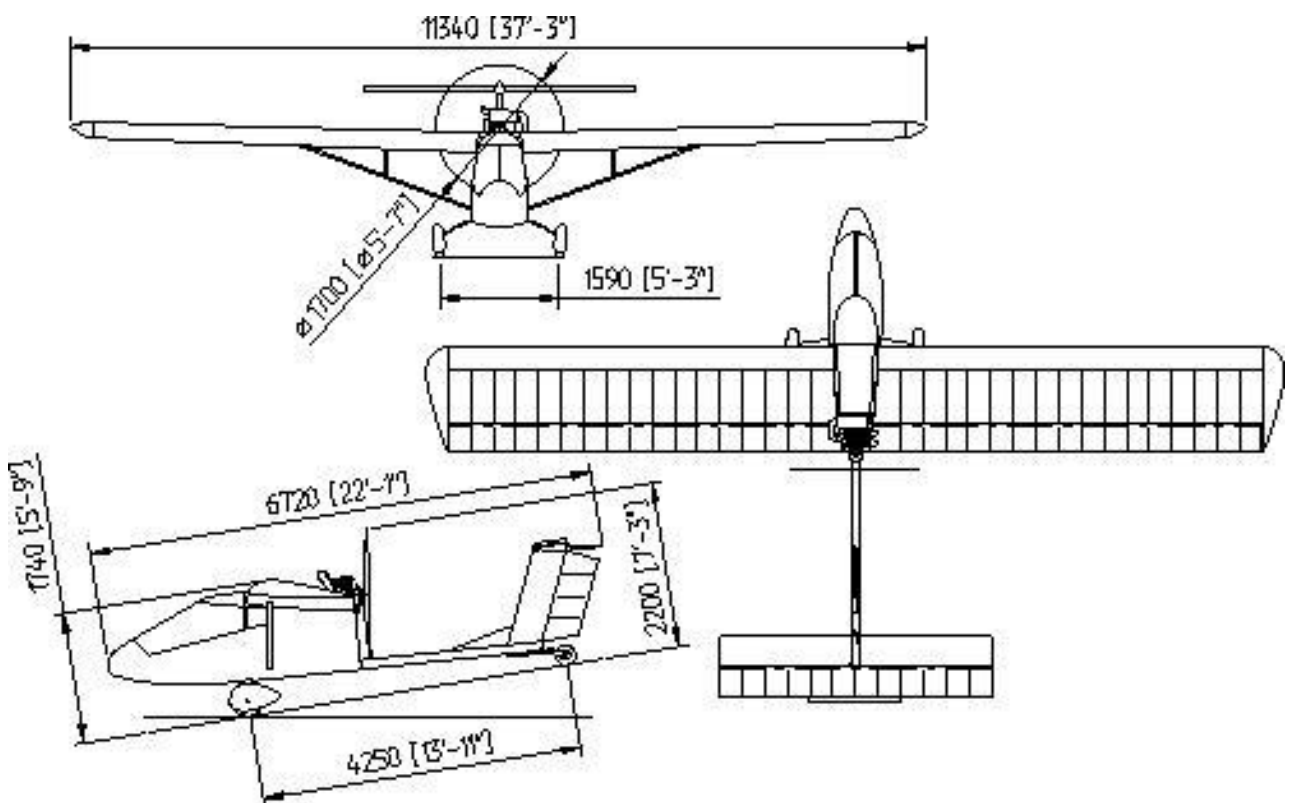


Рис.15а. Схема літака

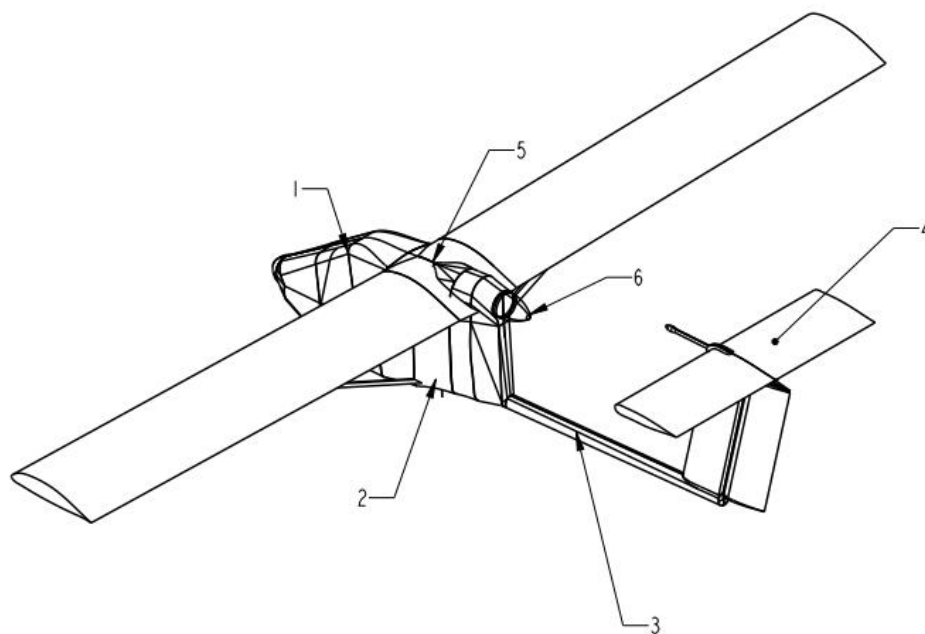


Рис.156. Схема літака

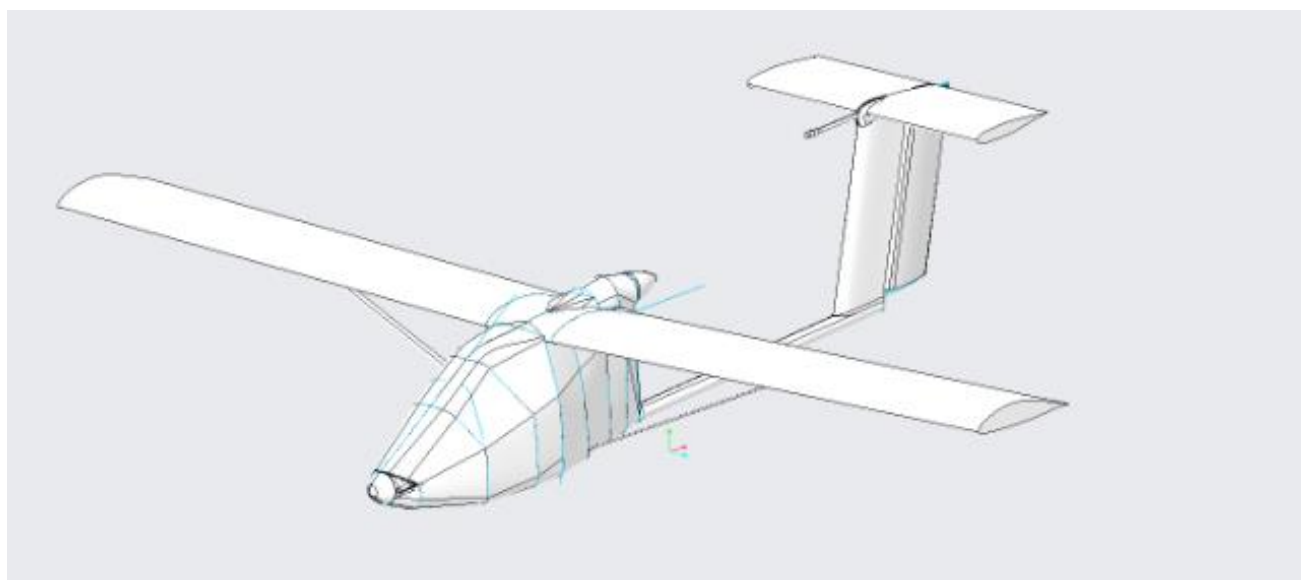


Рис. 16.Твердотільна модель в середовищі Creo.

**Висновки з розділу:** моделювання конструкції було виконане в програмі Creo Parametric. Всі основні елементи конструкції розроблялись окремо, після чого увійшли до загальної збірки. Для створення просторової моделі спочатку необхідно виконати теоретичну поверхню, далі залежно від виду деталі, за допомогою інструментів таких як витягування, гнуття і т.д. виконуємо необхідні операції для отримання деталі.

## РОЗДІЛ 3. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

### 3.1. Загальні поняття

Аеродинамічні сили, що виникають від взаємодії профілю з потоком, що набігає, можна умовно розділити відповідно до природи їх виникнення на два види:

- сили, зумовлені нормальними тисками на поверхні профілю (підйомна сила і сила опору тиску);
- сила, викликана дотичними напруженнями і пов'язана з проявом в'язкості повітря, - опір тертя.

Підйомна сила, що діє на профіль, викликана різницею тисків на нижній і верхній поверхнях і спрямована перпендикулярно вектору швидкості набігаючого потоку. Точка, крапка додатки підйомної сили називається центром тиску. Положення центру тиску на несиметричному профілі залежить від кута атаки. Тому в аеродинаміці користуються більш зручним поняттям - фокусом.

Фокус - це точка докладання збільшення підйомної сили, викликаного зміною кута атаки.

Сили в'язкості, що виникають при русі шарів повітря друг щодо одного, роблять помітний вплив на перебіг в тонкому шарі повітря, що прилягає до поверхні профілю. В цьому шарі, званому прикордонним, відбувається різке наростання швидкості по нормалі до стінки від нуля (частки, які прилипли до стінки, повністю загальмовані) до місцевої швидкості зовнішнього течії. якщо частинки повітря пошарово рухаються в прикордонному шарі, потік називається

ламінарним. При деяких умовах шаруватий (ламинарний) потік руйнується і виникає потік з бурхливим перемішуванням шарів - турбулентний. Умовою, що визначає перехід від одного типу течії до іншої, є параметр Рейнольдса ( $Re$ ). Значення параметра  $Re$ , при якому відбувається перехід

ламінарного течії в турбулентний, називається критичним числом - Рекр. Величина Рекр істотно залежить від ступеня шорсткості тіла; чим менше висота мікронерівностей, тим вище значення Рекр, тим довша довжина ламинарного ділянки при обтіканні тіла. Характер плинину в прикордонному шарі надає вирішальний вплив на величину опору тертя: при ламінарному потоку коефіцієнт тертя в кілька разів нижче, ніж при турбулентному.

Розглядаючи обтікання профілю на різних кутах атаки, можна відзначити два принципово різні режими:

а) безвідривне обтікання, коли прикордонний шар і течія в цілому приєднані до поверхні профілю; при цьому підйомна сила пов'язана з кутом атаки лінійною залежністю, а опір профілю

мінімально;

б) обтікання з відривом прикордонного шару від верхньої поверхні профілю, що має місце на кутах атаки 14-20 °, Цей режим обтікання характерний порушенням лінійної залежності підйомної сили від кута атаки різким підвищенням опору тиску.

### **3.2. Основні аеродинамічні характеристики профілів**

Основним призначенням поверхні літального апарату є створення сили, яка використовується як підйомна, керуюча або стабілізуюча.

Кут атаки профілю, відповідний нульовій підйомній силі, в основному визначається його кривизною. Відносна товщина профілю мало впливає на величину цього кута.

Похідна  $\square C_u$  (відношення приросту коефіцієнта під'ємки сили до відповідного збільшенню кута

атаки) Для звичайних профілів похідна  $\square C_u$  зменшується при збільшенні відносної товщини. Встановлено також, що зменшення кута сходу (Кута при задній кромці) профілю призводить до деякого збільшення значення  $\square C_u$ .



### 3.2.1. Максимальні несучі властивості

Для більшості відомих профілів при збільшенні відносної товщини до  $c = 12\%$  значення  $C_y$  зростає. подальше збільшення товщини профілю не робить істотного впливу на його максимальні несучі властивості. Важливо відзначити, що збільшення відносної товщини профілю супроводжується зростанням збільшення  $\square C_y$ , викликаного відхиленням механізації задньої кромки.

Крилові профілі з положенням максимальної кривизни поблизу передньої кромки проявляють схильність до зриву потоку з різкою втратою несучих властивостей. Пологіша форма піку залежності ( $\square$ )  $C_y$  в околиці  $C_y$  тах досягається, коли положення максимальної кривизни зміщене назад. За впливом числа  $Re$  на  $C_y$  тах профілі можна умовно розділити на чотири групи. До першої групи профілів відносяться симетричні профілі і профілі з малою кривизною не більше 2-2.5% від хорди, тонкі профілі із середньою кривизною близько 3-4% від хорди і профілі з середньою кривизною, максимальна ордината якої знаходиться в задній половині хорди профілю.  $C_y$  тах профілів цієї групи зростає при збільшенні числа  $Re$ .

До другої групи профілів відносяться профілі товщиною 12-16% з середньою кривизною 3-4% від хорди, максимальна ордината якої розташована на відстані (0,4-0,45)  $b$  від носика. Величина  $C_y$  тах профілів цієї групи дуже слабо убиває при зростанні числа  $Re$ .

До третьої групи належать сильно увігнуті профілі з середньою кривизною близько 3-4%, але з ординатою максимальної кривизни, розташованої на відстані (0.2-0.25)  $b$  від носика, і товсті профілі із середньою кривизною.  $C_y$  тах цих профілів сильно убиває при зростанні  $Re$ .

До четвертої групи належать профілі з гострою або злегка закругленою передньою кромкою.  $C_y$  тах цих профілів дуже малий (0.4-0.5). Збільшення  $Re$  злегка збільшує значення  $C_y$  тах .

### 3.2.2. Вплив шорсткості поверхні профілю на його несучі властивості.

Експериментально встановлено, що шорсткість поверхні, особливо поблизу передньої кромки, сильно впливає на несучі властивості профілю. Величина  $C_y$  у тах помітно зменшується зі збільшенням шорсткості поверхні. Для профілю з шорсткою передній кромкою  $C_y$  у тах повільно збільшується з ростом числа  $Re$ . В той же час шорсткість поверхні, розташована за положенням максимальної товщини профілю, мало впливає на його максимальні несучі властивості і величину  $\Delta C_y$ . Шорсткість поверхні профілю при товщині понад 18% призводить до зменшення похідною  $\Delta C_y$ . Для профілів з меншою відносною товщиною вплив шорсткості на  $\Delta C_y$  набагато слабкіше.

### 3.2.3. Поздовжній момент.

Зміна відносної товщини профілю слабо впливає на величину моменту тангажа при нульовій підйомній силі, приводячи до незначного зменшення його величини при підвищенні товщини профілю. Збільшення кривизни профілю супроводжується збільшенням поздовжнього моменту на пікірування. Фокус профілю при збільшенні відносної товщини зміщається вперед.

### 3.2.4. Опір профілю

Значення мінімального опору гладкого профілю залежить головним чином від числа  $Re$  і протяжності ділянки ламінарного обтікання і слабкіше від відносної товщини і кривизни. коефіцієнт

опору зазвичай зменшується зі зростанням числа  $Re$ . Збільшення кривизни профілю практично не призводить до змін в значенні  $x_{p \min}$   $C$ . Збільшення відносної товщини профілю, так само як і

зміщення її положення до носика, супроводжується підвищенням мінімального лобового опору.

Шорсткість поверхні профілю може значно збільшити його мінімальний опір, тому важливо зберігати гладкість поверхні при будь-якому характері течії в пограничному шарі.

### 3.3. Вибір профілю несучої поверхні

Вибір профілю крила починають з оцінки параметра, характеризує мінімальну і максимальну швидкість літального апарату. В якості такого параметра зазвичай розглядають відношення максимального коефіцієнта підйомної сили при повністю відхиленою механізації до коефіцієнта профільного опору при значенні  $C_u$ , відповідному польоту на максимальній швидкості:

$x$   $r$  хутро  $C_u$   $\max$   $C$ . Великі значення цього відношення відповідають більшій досяжною величиною максимальної швидкості польоту при заданій посадкової швидкості.

Для оцінки якості профілю за рекомендованим відношенню необхідно брати значення хутро  $C_u$   $\max$  при числі  $Re$ , відповідному посадкової швидкості.

Вибираючи профілі за критерієм  $x$   $r$  хутро  $C_u$   $\max$   $C$  необхідно пам'ятати, що для окремих класів літальних апаратів (високоманеврені літаки) важливо додатково дотримання певного співвідношення  $C_u$   $\max$   $C_u$   $\min$ , що вимагає застосування профілів близьких до симетричним ( $f = 0$ ) (наприклад, "C", NASA 230). Для більшості літаків самодіяльної споруди (неманеврених або обмежено маневрених літаків) цей критерій не відіграє суттєвої ролі. В цьому випадку можна підвищити співвідношення  $x$   $r$  хутро  $C_u$   $\max$   $C$  застосовуючи несиметричні профілі, що мають великі значення  $C_u$   $\max$  і більш плавну залежність  $C_u$  в області критичних кутів атаки, що підвищить безпеку при польоті на окологрідических кутах атаки (посадка, крутий віраж).

Серед обраних класів профілів, так само задовольняють розглянутої вище оцінки, слід віддати перевагу профілям, мають мінімальне значення коефіцієнта поздовжнього моменту при нульовий підйомній силі  $C_m$  0. Подальше звуження

класів розглянутих профілів проводиться на основі задоволення додатковим вимогам, яким повинен відповідати проєктований літальний апарат.

Представлені в атласі профілі можна умовно розділити на кілька груп:

- профілі серій Р-II, Р-III, НАСА44, ЦАГІ-846, Gö відносяться до класичним профілів, розробленим в 30-і роки. ці профілі володіють хорошими несучими властивостями, плавної залежністю  $\square C_u$ ) в області критичних кутів атаки, не пред'являють особливих вимозі до якості поверхні і точності виконання контуру профілю. Такі профілі можуть бути використані для крил з гнучкою обшивкою, при цьому втрати в несучих властивостях і аеродинамічному опорі, по порівняно з жорстким крилом, будуть не дуже значні. з цієї причини такі профілі можуть знайти широке застосування на легких літаках схематичних схем;

-до іншій групі профілів відносяться Р-IIIА, MS 16/209, D-2, K-3,

NACA 230, NACA 430, GA (W) -1, Вони володіють хорошими несучими властивостями і високим значенням відношення  $C_u \max C_x$  р min. ці профілі пред'являють більш високі вимоги до дотримання форми контуру і можуть бути рекомендовані для застосування на легких літаках з жорстким крилом;

- профілі серії "С" мають високі несучі властивості і різкою зміною залежності ( $\square$ )  $C_u$  в області критичних кутів атаки. Вони висувають високі вимоги до чистоти поверхні і точності

контуру профілю і призначені для пілотажно-акробатичних літаків. Застосування таких профілів для крил аматорських літаків загального призначення небажано через підвищеної небезпеки до звалювання;

- ламінаризовані профілі серії FX, розроблені Вортманом, мають високі несучі властивості і аеродинамічним якістю, в тому числі на малих числах Re. Такі профілі можуть бути рекомендовані для планерів і легких рекордних літаків з жорстким крилом. Ці профілі пред'являють підвищені вимоги до якості поверхні і точності виконання контуру профілю при створенні літального апарату і в процесі експлуатації.

Для даного проекту було обрано профіль FX 67-K-170/70.

### 3.4.Порядок розрахунків аеродинамічних характеристик

В програмі Creo Parametric відкриваємо файл із теоретичною поверхнею крила. За допомогою інструменту Форми-Виступ створюємо твердотільний виступ по 2-м перетинам, як це було зроблено в лонжероні. Використаємо для виступу кореневий та кінцевий замкнений профілі крила.

В програмі Autodesk\_Simulation\_CFD\_2015 створюємо новий сценарій. У сценарії використовуємо файл твердотільної моделі крила.

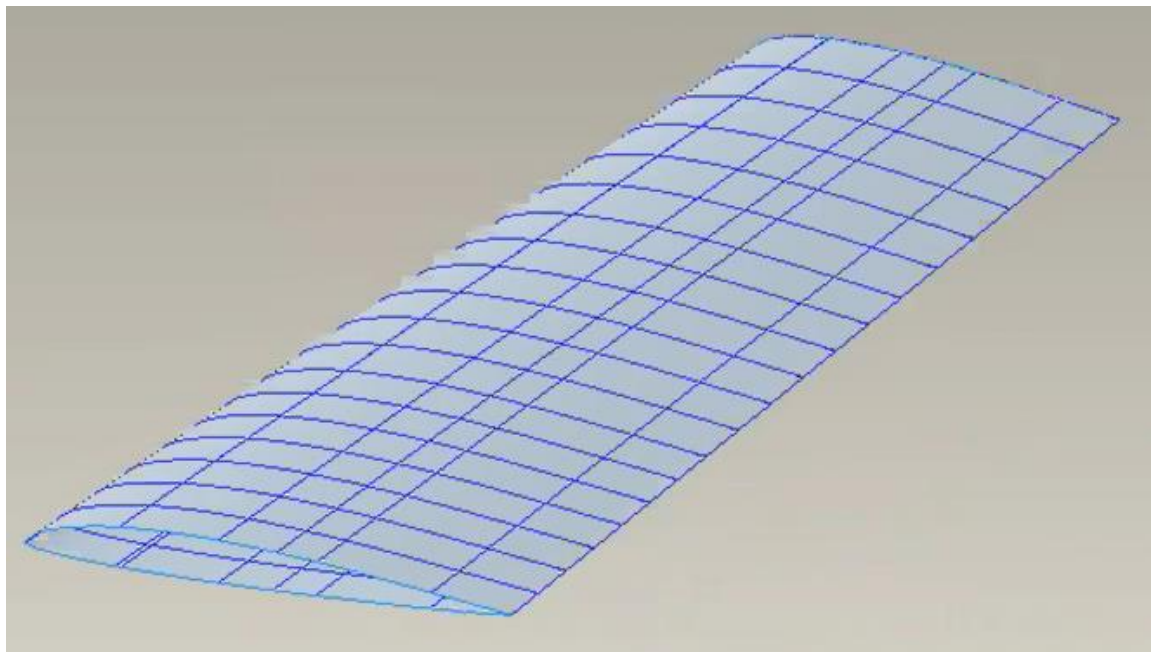


Рис.17.Теоретична поверхня крила.

Задаємо панель повітря навколо крила, задаємо матеріали повітря (Air) та крила, задаємо крайові умови у вигляді швидкості  $V=170$  км/год на передню стінку панелі повітря, тиску  $P=0$  Па на протилежну стінку панелі повітря, вибираємо вручну (manual) розмір кінцевого елемента та розбиваємо на кінцеві елементи панель повітря у обсязі інструкції.

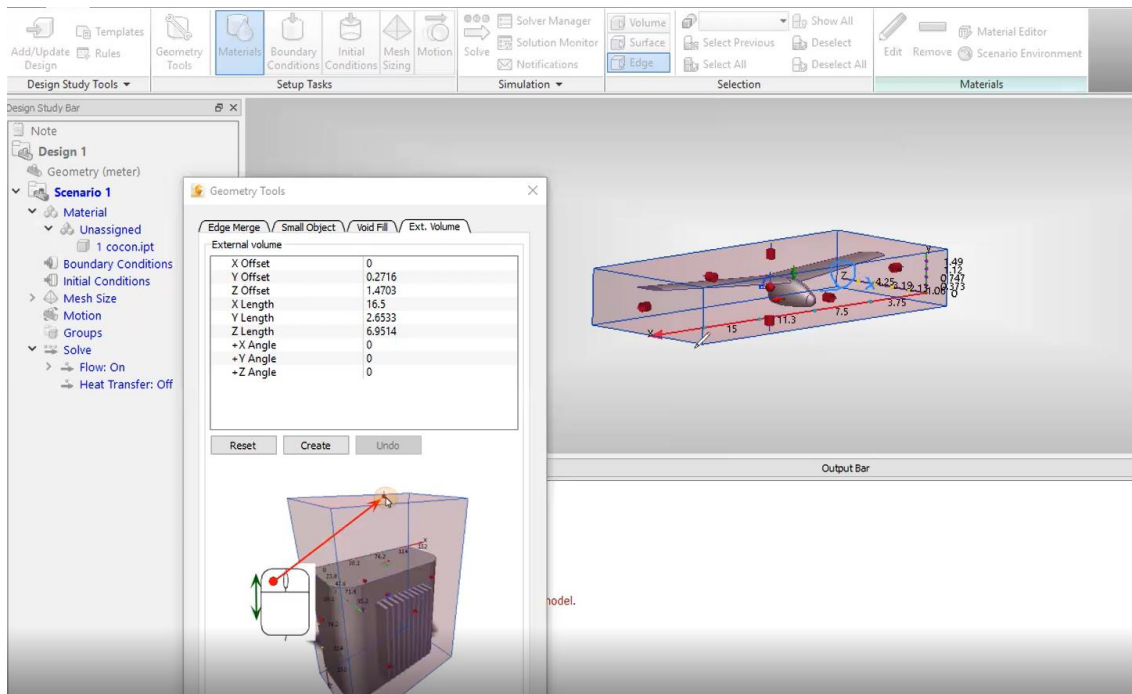


Рис.18. Обираємо зовнішній об'єм

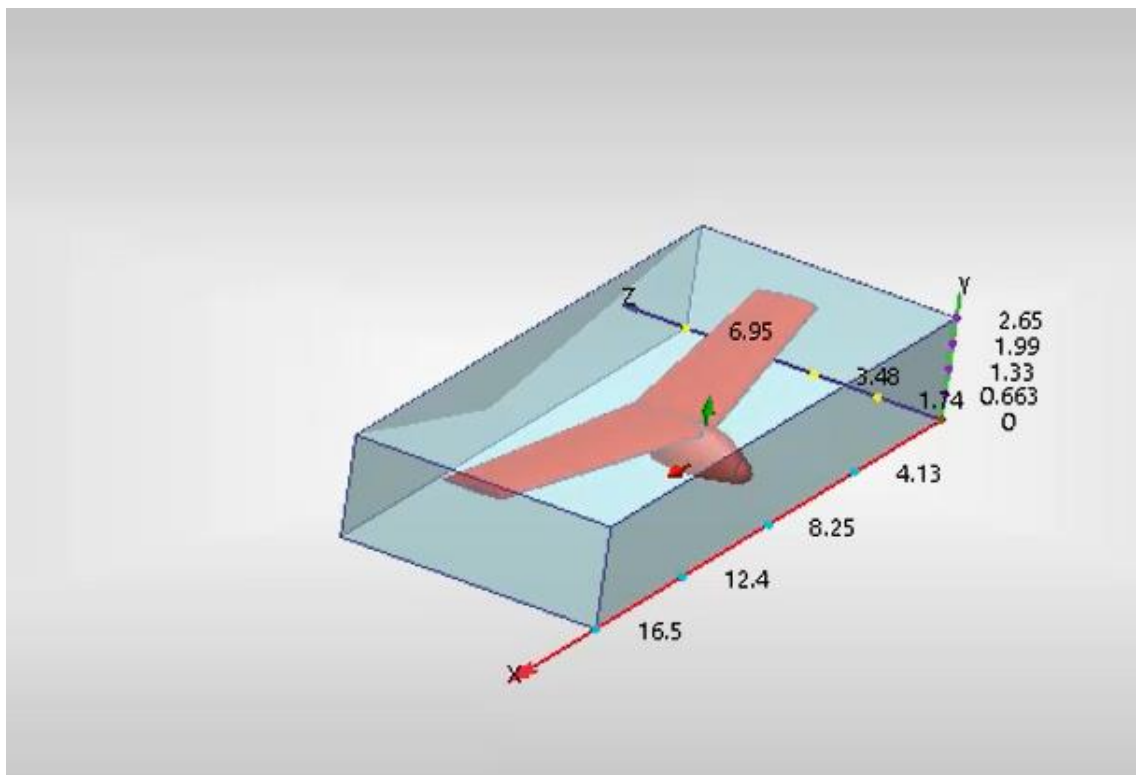


Рис. 19. Задаємо матеріал та крайові умови

Виконуємо розрахунки із врахуванням стислості повітря та обравши певну модель турбулентності. Здійснюємо пост обробку результатів розрахунків, вивівши лінії потоку та розподіл тиску на поверхні крила в

кольорі. Із використанням Wall Calculator обчислюємо складові сил на верхній і нижній поверхнях крила по осям координат.

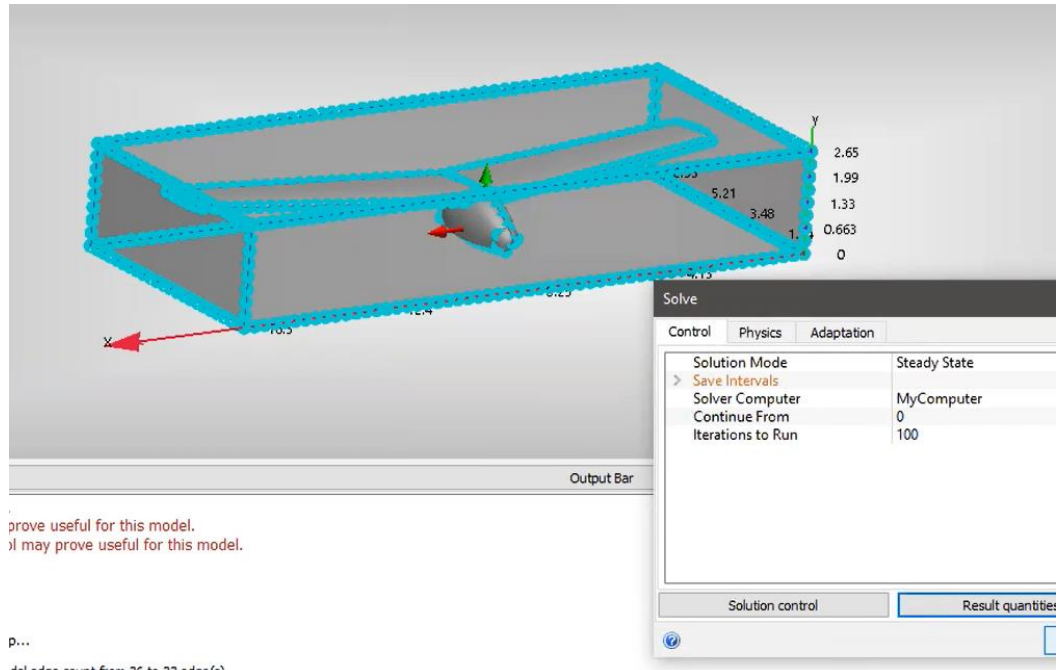


Рис. 20. Створення сітки і запуск розрахунку.

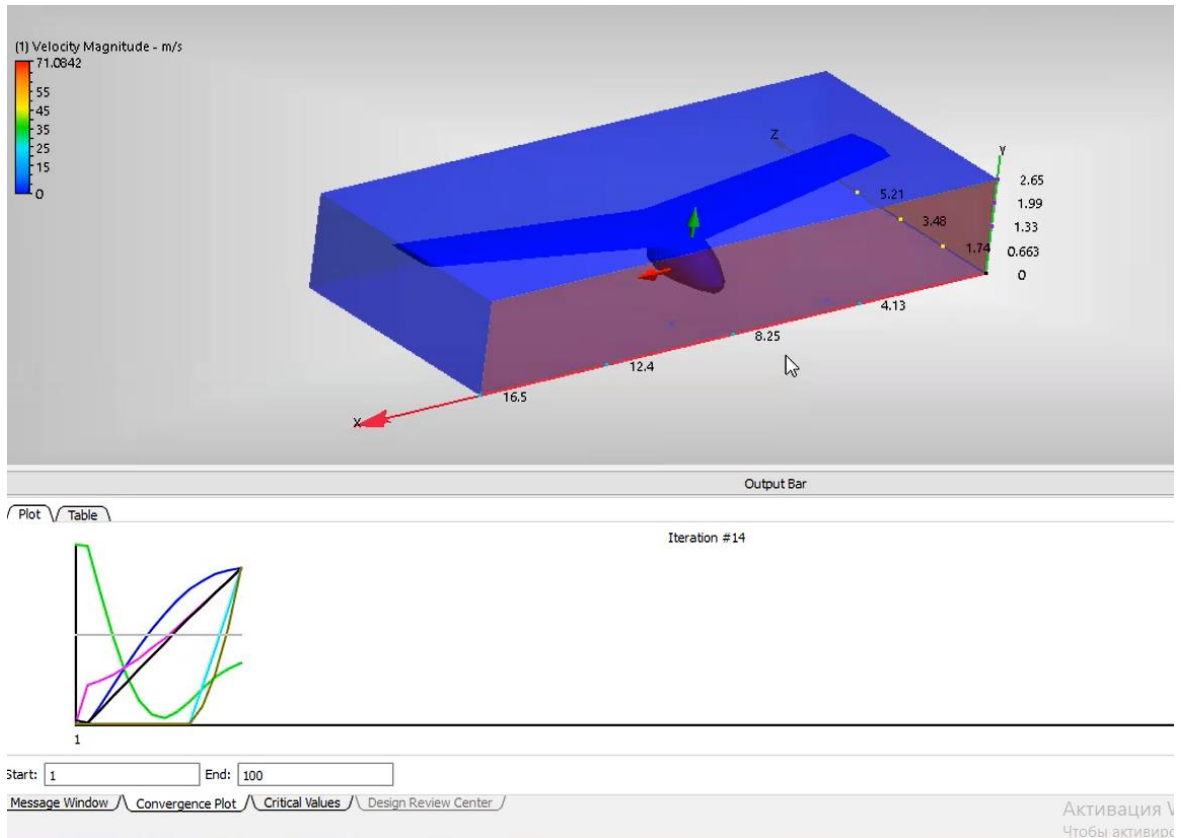


Рис.21. Процес розрахунку.

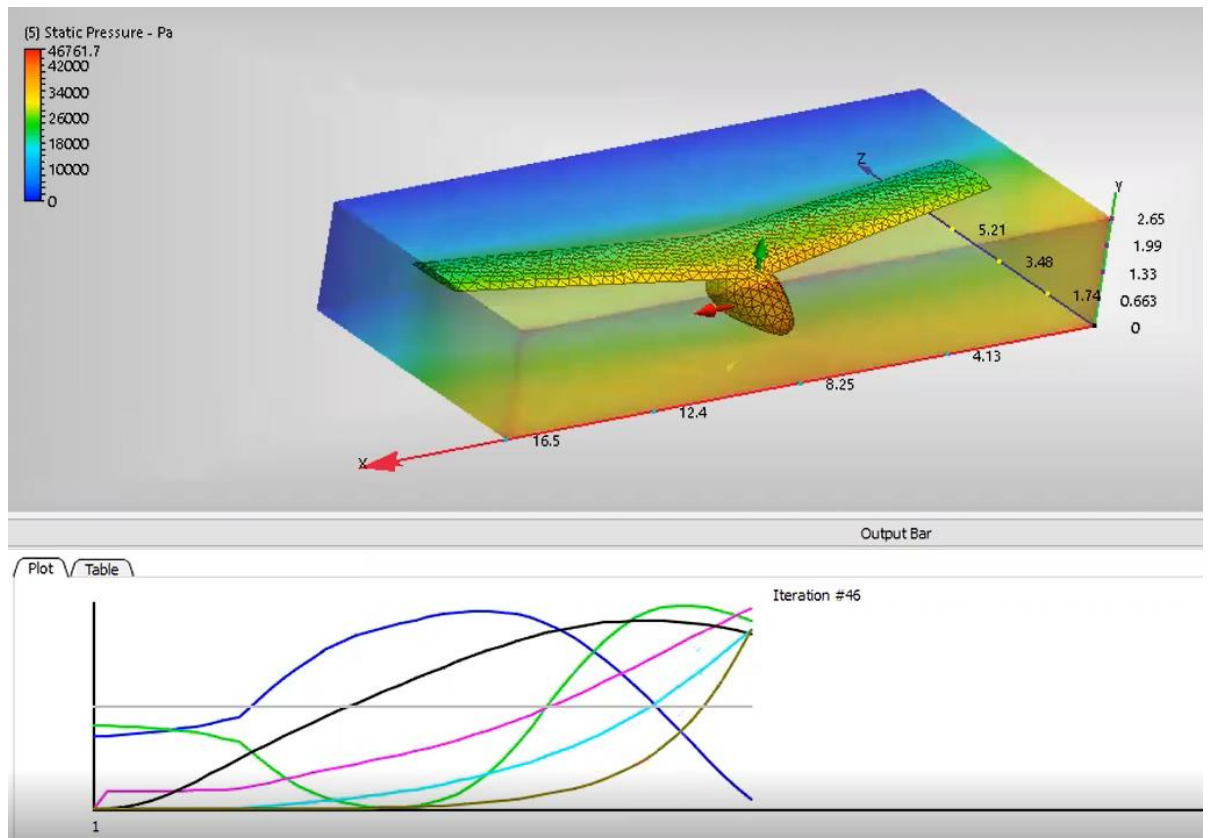


Рис.22. Процес розрахунку.

Із відомого співвідношення для визначення аеродинамічних сил

$$Y = c_y \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad X = c_x \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$

де беремо із рисунку  $Y = F_x$ ,  $X = F_y$   $S = \text{area Boundary ID 2}$  (переводимо в метри), густина повітря  $\rho = 1,29$  кг/куб.м, швидкість  $V$  переводимо в метри за секунду (помножити на 1000 м и поділити на 3600 с), знаходимо  $c_x$  и  $c_y$  відповідно. Перевіряємо якість  $K = c_y / c_x$ .

$\alpha := 0$	$\alpha := 3$	$F_{y3} := 17000$	$F_{x3} := 3700$
$F_y := 3700$	$F_x := 2800$		
$K := \frac{F_y \cdot 0.5}{F_x \cdot 0.1} = 4.035$	$F_x := F_{x3} \cdot \cos\left(3 \cdot \frac{\pi}{180}\right) + F_{y3} \cdot \sin\left(3 \cdot \frac{\pi}{180}\right) = 4.585 \cdot 10^3$		
	$F_y := -F_{x3} \cdot \sin\left(3 \cdot \frac{\pi}{180}\right) + F_{y3} \cdot \cos\left(3 \cdot \frac{\pi}{180}\right) = 1.678 \cdot 10^4$		
$\frac{10.5}{2.1} = 5$	$K := \frac{F_y \cdot 0.5}{F_x \cdot 0.1} = 18.304$		



Код Matab для побудови графіку аеродинамічної якості додається:

```
%побудова графіку якості крила
%проекція площі перетину в плані
S=15.8
%кут обтікання alfa
alfa=[2 4 6 8 10 15 20];
%підйомна сила fy
fy=[11.8 14.1 16.1 18.8 20.8 27 34.4];
%сила опору fx
fx=[0.99 1.04 1.175 1.4 1.6 2.5 3.705];
% аеродинамічна якість
K=fy./fx;
%графік аеродинамічної якості
figure;
plot(alfa,K,'-r','LineWidth',2,...
'MarkerEdgeColor','k',...
'MarkerFaceColor','g',...
'MarkerSize',10)
title('Аеродинамічна якість')
xlabel('кут атаки, град.')
ylabel('Аеродинамічна якість, безрозм.')
grid
figure; hold on; grid
plot(alfa,fy/S,'-b','LineWidth',2)
hold on
plot(alfa,fx/S,'-g','LineWidth',2)
title('Коефіцієнти аеродинамічної сили')
xlabel('кут атаки, град.')
ylabel('cy, cx, безрозм.')
legend('cy', 'cx')
```

Оскільки у вирази для сили опору і підйомної сили крила входять одні й тіж параметри, окрім аеродинамічних коефіцієнтів, то і аеродинамічну якість можна визначати простим співвідношенням підйомної сили до сили опору, позбавляючись проміжної операції визначення аеродинамічних коефіцієнтів.

Порівнюємо результати моделювання із полярами, представленими в атласах аеродинамічних профілів., наприклад С. Т. Кашафутдинов В.Н. Лушин.

АТЛАС АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ. Сибирский научно- исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 1994. – 76с.

Зважимо на те, що при зменшенні розмірів кінцево елементної сітки результати розрахунків все більше будуть наближатися до експериментальних, представлених в атласах профілів. Однак зменшення розмірів сітки веде до збільшення кількості кінцевих елементів і збільшення навантаження на комп'ютерну техніку. Тому слід обережно зменшувати розміри елементів. Також слід зважати на те, що під час імпорту в Simulation CFD моделей, створених в ProE не через перехідні формати, можливе автоматичне масштабування (збільшення розмірів) моделей.

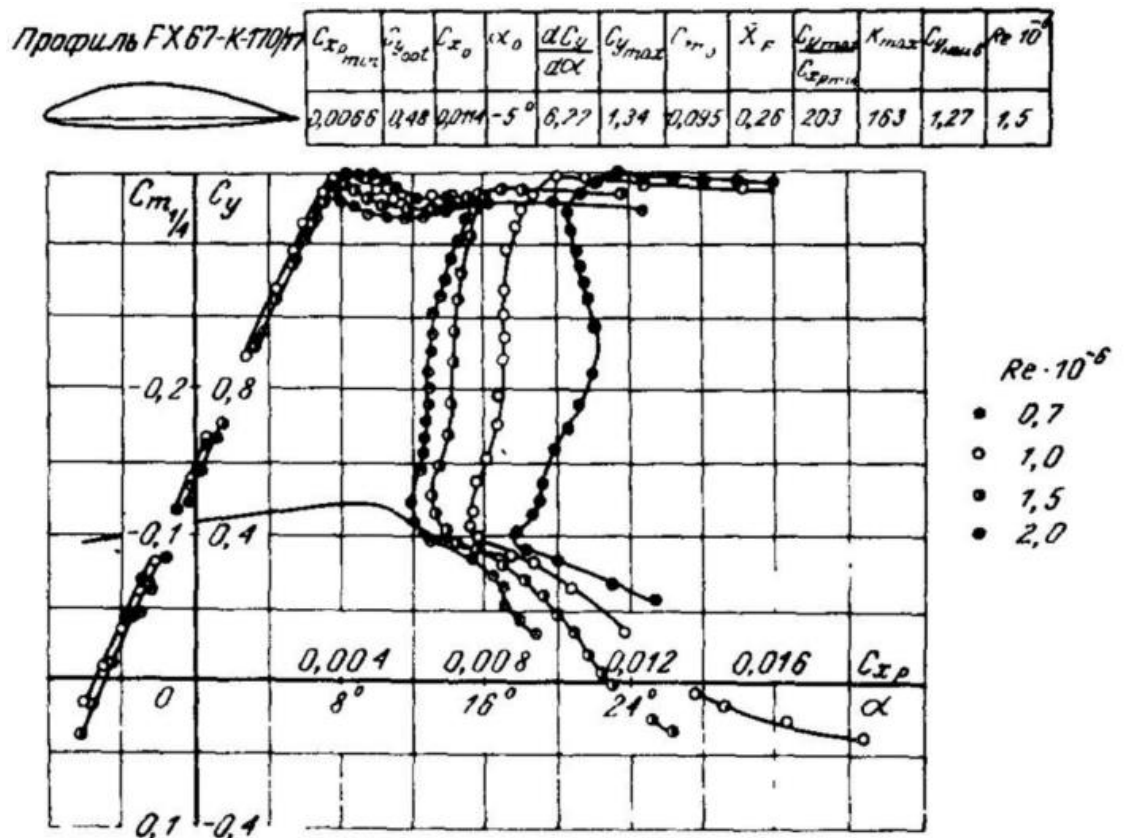


Рис. 23. Аеродинамічні характеристики профілю FX 67-K-170/70

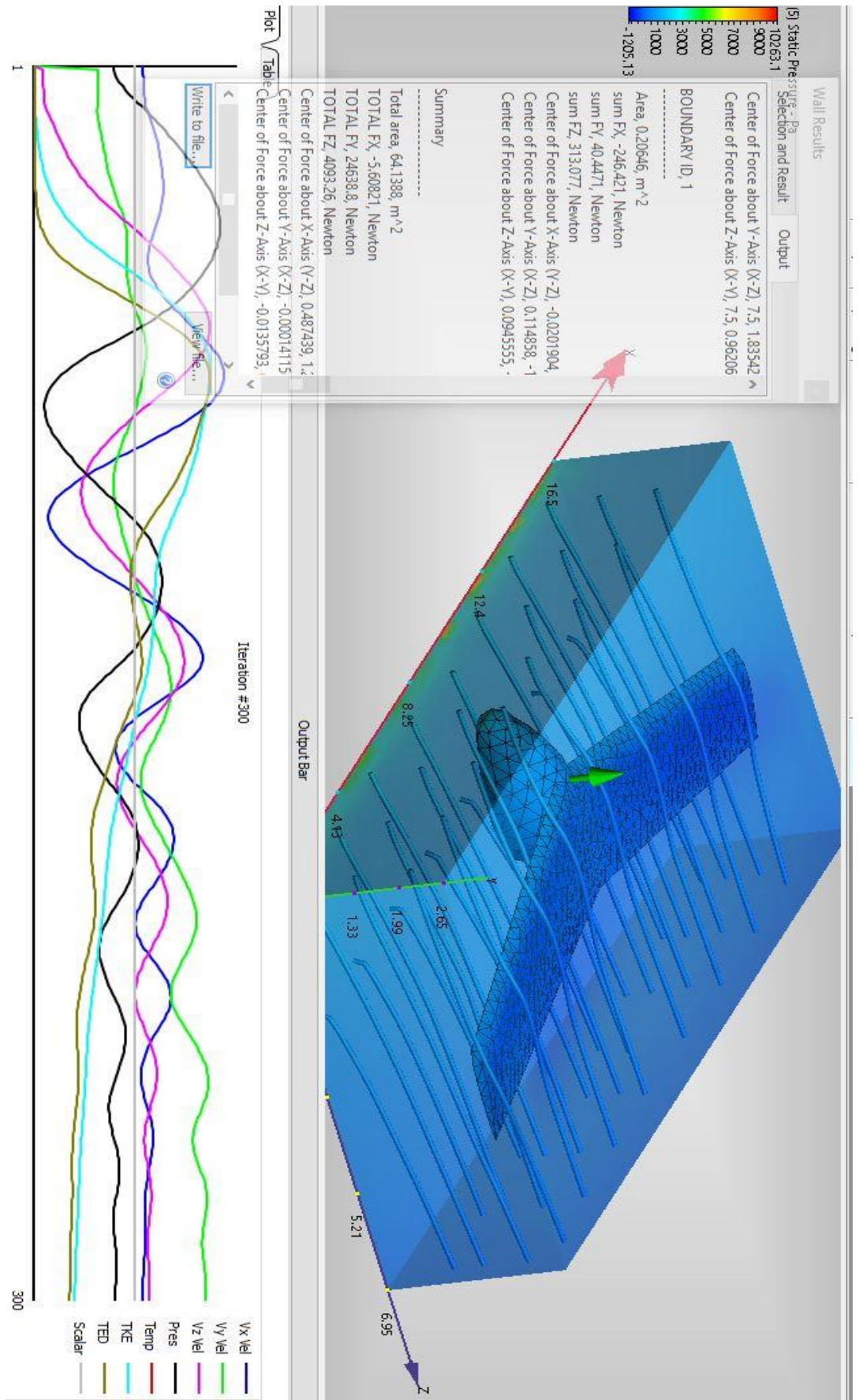


Рис. 24.Результат розрахунку

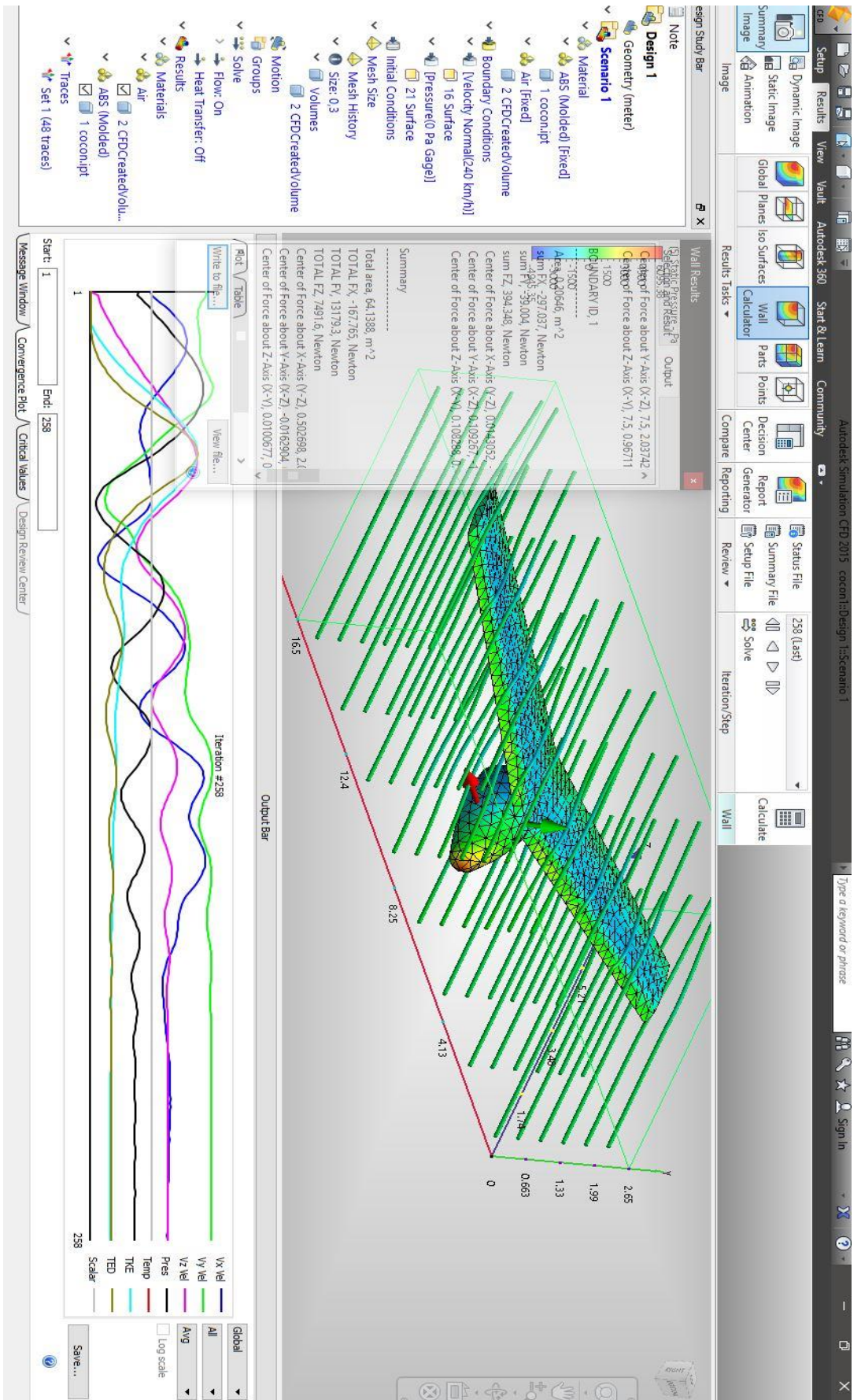


Рис.25. Результат розрахунку

Також було визначено зовнішні навантаження:

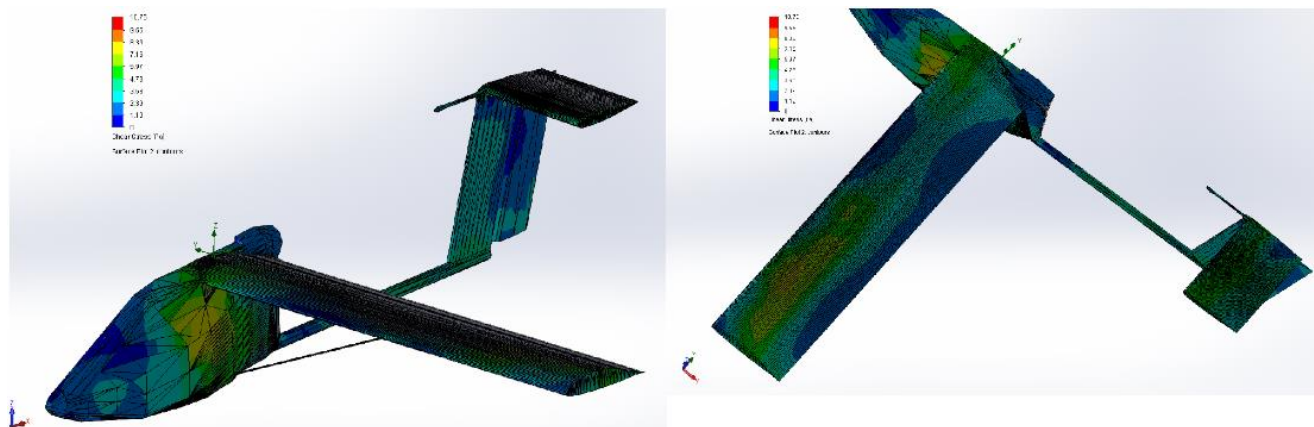


Рис.26. Розподіл зовнішніх навантажень

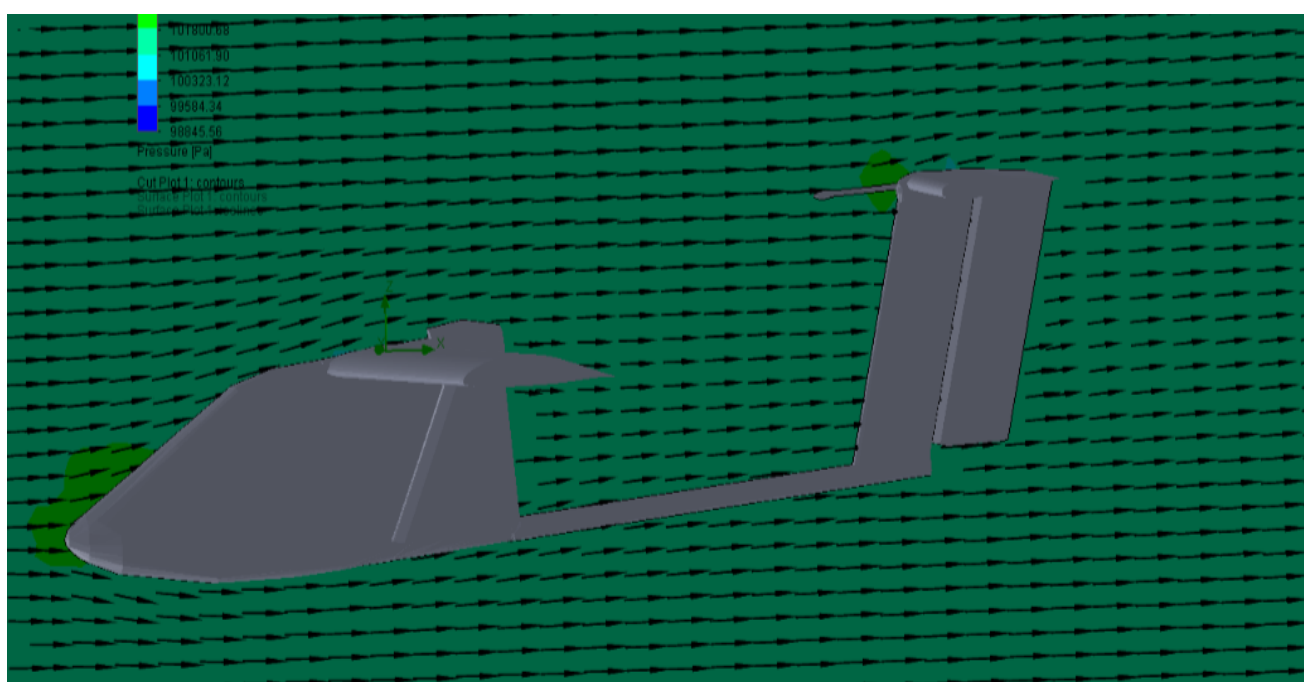


Рис.27. Швидкості і тиски в площині симетрії. Помітні зони підвищеного тиску перед кабіною і біля кріплення баласта ЦПГО.

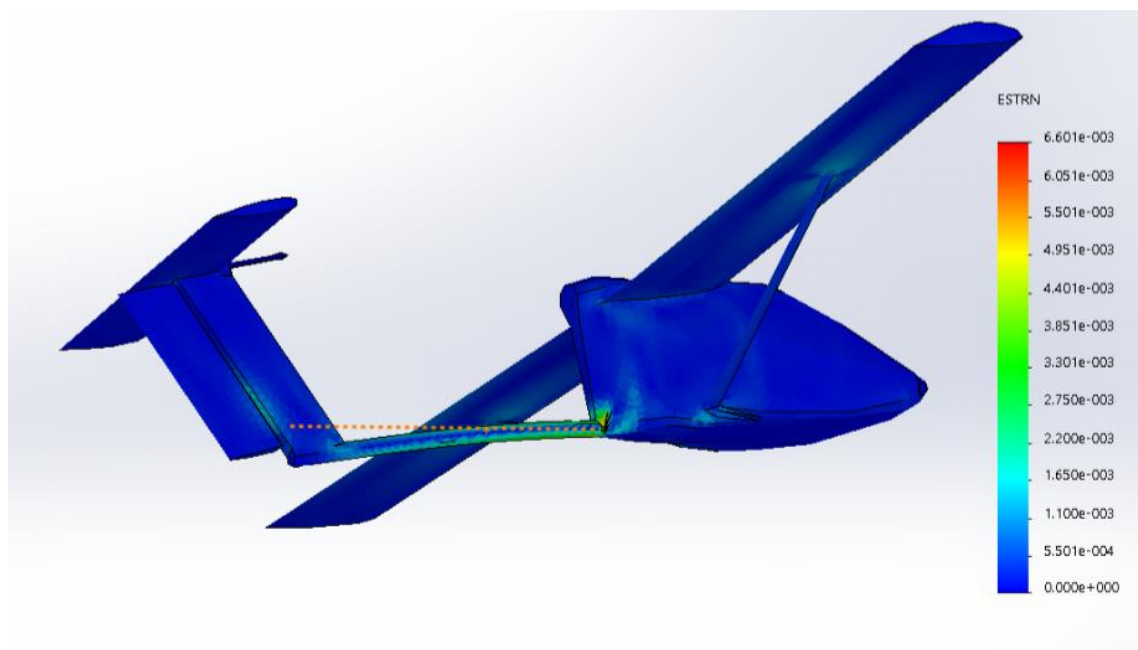


Рис. 28. Викривлення.

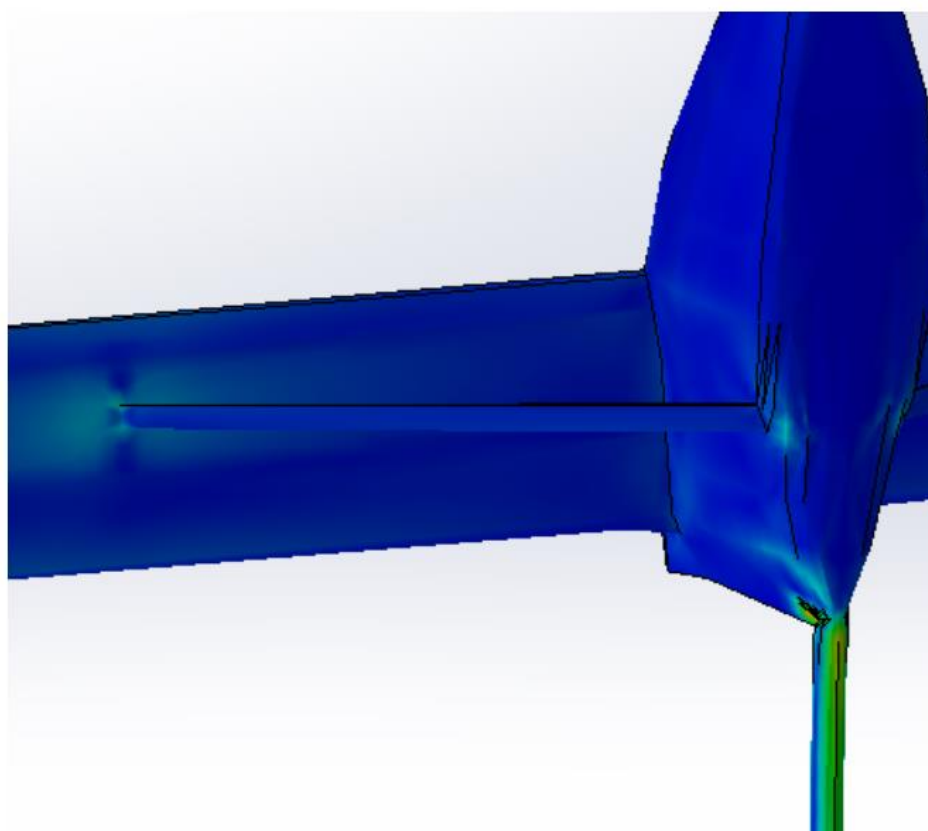


Рис. 29. Зміщення виникають і біля кріплень підкосів.

Найбільші зміщення і напруги спостерігаються в області кріплення хвостової балки і вертикального стабілізатора. Проте, завдяки підкосам, власне зміщення крила є набагато меншим, ніж у хвостової балки.

**Висновки з розділу:** в ході розробки проекту було виконано основні аеродинамічні розрахунки, зокрема порахована аеродинамічна якість, що рівна 18.304. Також було визначено зовнішні навантаження та розрахунки на міцність (для цього модель була спрощена), в результаті визначено, що найбільші зміщення і напруги спостерігаються в області кріплення хвостової балки і вертикального стабілізатора.

Для виконання даного обсягу розрахунків використовувалось таке програмне забезпечення: Creo Parametric, Matlab, Autodesk\_Simulation\_CFD\_2015.

## РОЗДІЛ 4. РОЗРАХУНКИ РЕСУРСУ

Розрахунок ресурсу загалом складається із визначення критичної точки шляхом статичного або модального розрахунку, приведення навантаження до одноосного за одним із критеріїв, систематизації і приведення асиметричного навантаження до симетричного за одним із критеріїв, встановлення коефіцієнту конструкції, побудови кривої втомленості матеріалу та визначення за нею граничної кількості циклів навантажень, перерахунок циклів в загальний граничний час дії навантажень та кількість перельотів заданої тривалості.

### 4.1. Модель навантажень.

Побудуємо модель навантажень. Нехай циклічним навантаженням будуть затухаючі «помахування» крил під час польоту від зриву потоку. Візуальні спостереження під час польоту показують, що в польоті виникають помітні коливання періодично, раз на 1 хвилину по 10 (десять) циклів із частотою коливань від 0,5 Гц до 2 Гц. Амплітуда коливань помітна, тому орієнтовно складає 0,25...0,5 м. Довжина (розмах) крила при цьому складає 9 метрів. Тривалість перельоту до точки посадки 4 години. Злітна вага літака складає 600 кг. Завдання: знайти кількість перельотів до капітального ремонту, в разі дії лише зазначеного циклічного навантаження

Знайдемо критичну точку дії навантаження. Зокрема, прикладемо до крила навантаження 40 кгс на кінець кесону (рис.26).

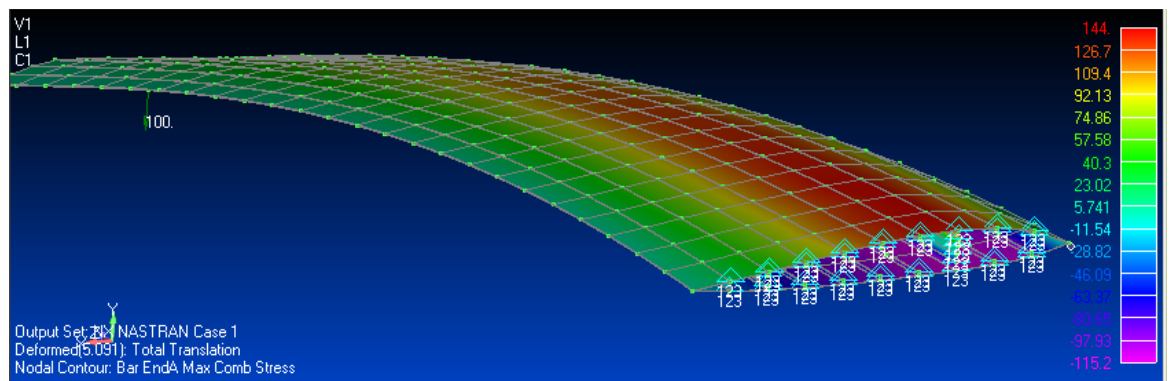


Рис.30.Механічні напруження в стрижневих елементах .



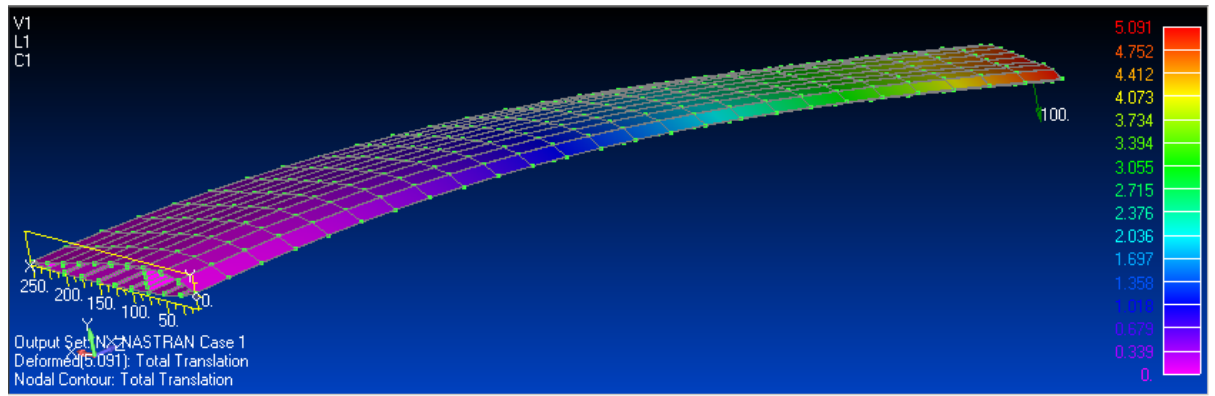


Рис. 31. Механічні напруження та переміщення крила.

Переміщення склали  $\delta=5$  см, механічні напруження  $\sigma_{eqv}$ , приведені до одновісного стану за четвертою теорією міцності (Губера-Мизеса-Генки):

$$\sigma_{eqv} = 0,7 ( (\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 )^{0,5} = 150 \text{ кгс/см}^2, \quad (4.1)$$

де  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  – головні напруження вздовж взаємоперпендикулярних осей.

Такі ж за модулем напруження виникають у двовузлових елементах (на рис.1 Bar End A Max Comb Stress). В разі переміщення в 10 разів більшого  $\delta' = 50$  см механічні напруження складуть  $\sigma' = 1500 \text{ кгс/см}^2$ . Найбільші напруження складають в елементах біля кореневої нервюри, тому тут і оберемо критичну точку (в поясі лонжерону).

За формулою Серенсена-Кинасошвили еквівалентне напруження симетричного циклу

$$\sigma_a eqv = \sigma_a + \psi \sigma_m \quad (4.2)$$

де  $\sigma_a$ ,  $\sigma_m$  – амплітудне і середнє напруження даного асиметричного циклу навантаження,  $\psi$  – коефіцієнт врахування асиметрії циклу навантаження, який визначається формулою

$$\psi = (2\sigma_{-1} - \sigma_0) / \sigma_0 \quad (4.3)$$

Тут  $\sigma_{-1}$  – границя витривалості при симетричному циклі навантаження ( $\sigma_m = 0$ ),  $\sigma_0$  – границя витривалості при пульсуючому (віднульовому) циклі навантаження ( $\sigma_a = \sigma_m$ ).

Навантаження за умовою задачі симетричне в часі відносно нульового положення, тому

$$\sigma_m = 0, \text{ і } \sigma_a \text{ eqv} = \sigma_a = \sigma \text{ eqv}. \quad (4.4)$$

## 4.2. Границя витривалості

Границя витривалості  $\sigma_d$  елемента конструкції

$$\sigma_d = K_d \sigma_{-1} \quad (4.5)$$

де  $K_d$  - коефіцієнт впливу конструкції елемента [1] визначається за формулою:

$$K_d = \frac{1}{(K_\sigma / (K_d + 1 / K_F - 1)) / K_v}, \quad (4.6)$$

де  $K_\sigma$  - ефективний коефіцієнт концентрації напружень (відношення границі витривалості гладкого зразка до границі витривалості зразка з концентратором напруг), визначається за формулою

$$K_\sigma = 1 + (\alpha_\sigma - 1)q. \quad (4.7)$$

Тут  $\alpha_\sigma$  - теоретичний коефіцієнт концентрації напружень, який визначається за номограмами,  $q$  - коефіцієнт чутливості матеріалу до концентрації напруг, зокрема, для алюмінію оберемо  $q=0,4$ ;

$K_d$  - коефіцієнт впливу абсолютних розмірів поперечного перерізу або масштабний фактор (відношення границі витривалості зразка заданого діаметра до границі витривалості зразка зі стандартним діаметром), який визначається на основі номограм ;

$K_F$  - коефіцієнт впливу якості обробки поверхні (відношення границі витривалості зразка з розглянутою якістю обробки поверхні до границі витривалості зразка, на підставі якого була отримана крива Велера) визначається на основі номограм,

$K_v$  – коефіцієнт впливу поверхневого зміцнення (відношення границі витривалості зразка з розглянутою обробкою поверхні до границі витривалості не зміцненого зразка), визначається на основі номограм.

При проведенні розрахунків у формулах замість амплітуди  $\sigma_a$  напружень циклу підставляється величина

$$\sigma_{a \text{ д}} = \sigma_a / K_{\text{д}}$$

Наприклад, формула (1.4) матиме вигляд:

$$\sigma_{a \text{ eqv}} = \sigma_a / K_{\text{д}} + \psi \sigma_{\text{ст}} \quad (4.8)$$

Ушкодження, накопичене в небезпечній точці досліджуваної конструкції при заданих умовах навантаження буде визначатися по формулі

$$\psi = \sum_{i=1}^{N_b} \psi_i = \sum_{i=1}^{N_b} \frac{k_i}{N_i}, \quad \psi_i = \frac{k_i}{N_i}. \quad (4.9)$$

$k_i$  – кількість циклів заданої амплітуди,  $N_i$  - гранична кількість таких циклів.

У випадку опису процесу нагромадження ушкоджень рівнянням умова руйнування записується у вигляді:

$$\psi \geq a_P. \quad (4.10)$$

де  $a_P$  – число, близьке до «1».

### 4.3. Теоретичний коефіцієнт концентрації напружень

Визначимо теоретичний коефіцієнт концентрації напружень за допомогою САД-системи. Відповідно до рис.23, в окремих елементах конструкції, наприклад, на нервюрі в місці дії сили, виникають дотичні напруження більші ніж в стержневих елементах, до 2260 кгс/см<sup>2</sup> при 1000 кгс поперечної сили від ваги літака (на рис. 226 кгс/см<sup>2</sup> при 100 кгс).

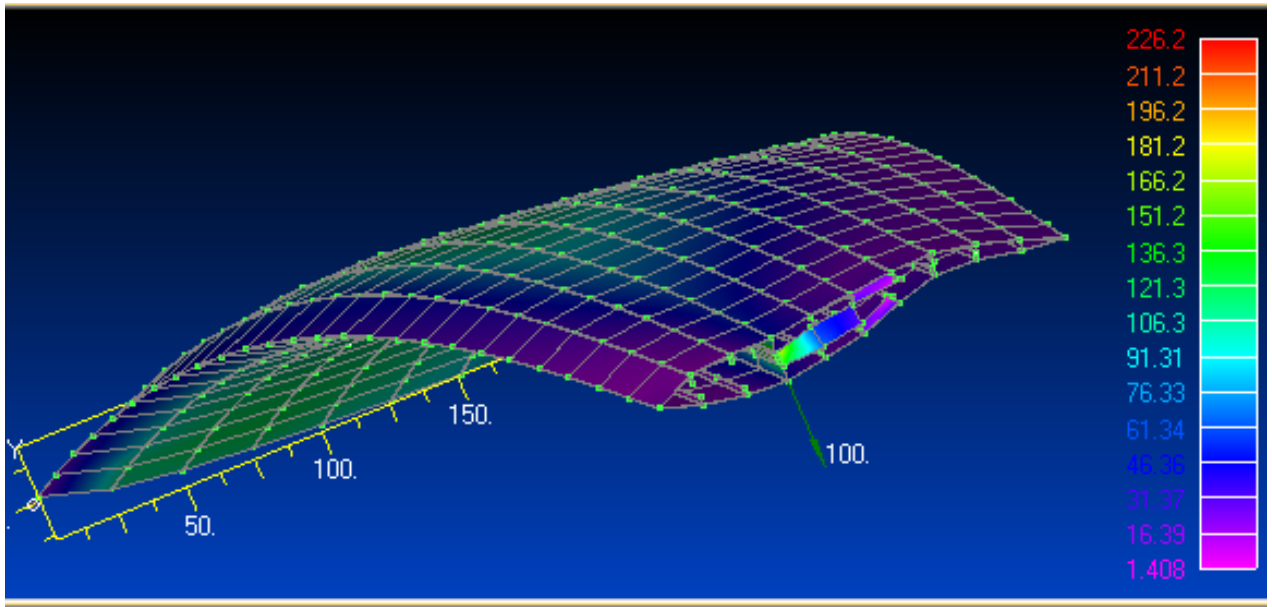


Рис.32. Розподіл напружень із врахуванням їх концентрації в елементах  
Тоді коефіцієнт концентрації напружень можна визначити прямим шляхом:

$$\alpha\sigma = \sigma_{\max} / \sigma_{\text{ном}} = 2260 / 1500 = 1,5 . \quad (4.11)$$

Коефіцієнт впливу якості обробки поверхні згідно номограми при границі міцності алюмінію із катаного профілю (для поясу лонжерону  $\sigma_T=350$  МПа , відповідно  $K_F=0,8$ ).

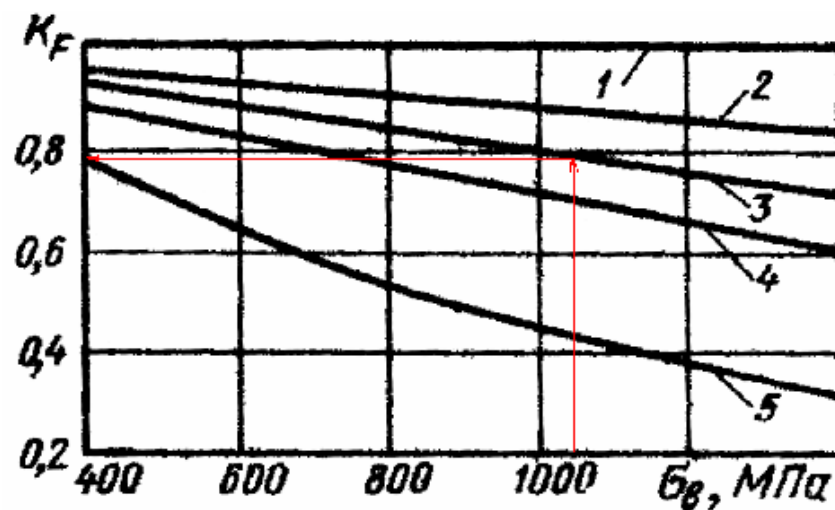


Рис.33 Номограма для визначення коефіцієнту якості обробки поверхні:

1 - обробка поверхні шляхом полірування, 2 - обробка поверхні шляхом шліфування, 3 - обробка поверхні шляхом тонкого точіння, 4 - обробка поверхні шляхом грубого точіння, 5 - наявність окалини на поверхні.

Ефективний коефіцієнт концентрації напружень відповідно дорівнює :

$$K\sigma = 1 + (\alpha\sigma - 1)q = 1 + (0,8 - 1) 0,4 = 0,976. \quad (4.12)$$

Еквівалентний радіус шапки лонжерону складає 3 мм (див. в параметрах моделі в Femar на лівій панелі інструментів елемент стержневого типу) . Тоді якщо при перевищенні радіусу перетину на 2мм , коефіцієнт площі зменшився на 0,02 од., значить, при такому ж зменшенні площі вийдемо на збільшення коефіцієнта на 0,02 од. , тобто  $Kd=1,02$  .

Зміцнення поверхні в алюмінієво-катаному профілі не проводять, тому відповідний коефіцієнт впливу  $K_v=1$ . За формулою (6) знаходимо значення конструктивного коефіцієнту

$$K_d = 1 / (0,976 / 1,02 + 1 / 0,8 - 1) / 1 = 0,81. \quad (4.13)$$

Визначаємо напруження, за якими визначатимемо граничну кількість циклів навантаження:

$$\sigma_d = 1500 / 0,81 = 1845 \text{ кгс/см}^2. \quad (4.14)$$

Вид напружено-деформованого стану для елементів конструкції планеру крила визначимо за схемою перетину (рис. 34).

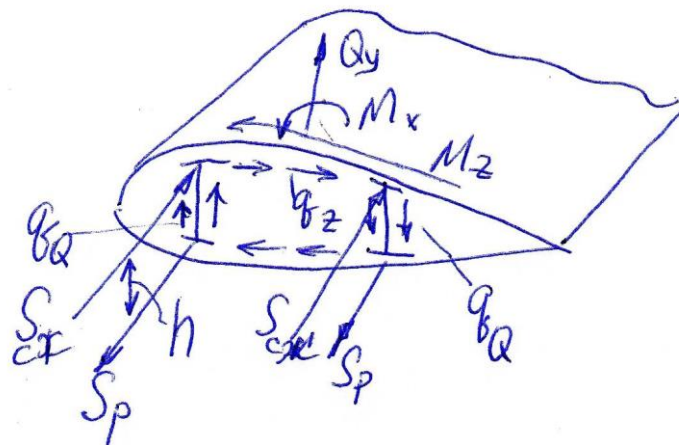


Рис.34. Схема навантажень перетину крила

В стержневих (двовузлових) елементах, які моделюють пояс лонжерону, виникає переважно розтягнення-стиснення. Тому слід використати криву витривалості для розтягнення-стиснення. В плоских елементах стінок лонжерону і нервюри діють також стискуючі і розтягуючі навантаження.

Перевіримо вид напружено-деформованого стан в елементах обшивки за параметром Надаї-Лоде:

$$\chi\sigma = 2 (\sigma_2 - \sigma_3) / (\sigma_1 - \sigma_3) - 1 \quad (4.15)$$

В залежності від значення параметра, напружений стан відповідає одному із наступних видів:

$\chi\sigma = -1$  – одноосьове розтягнення;

$\chi\sigma = 1$  – одноосьове стиснення;

$\chi\sigma = 0$  – чистий зсув;

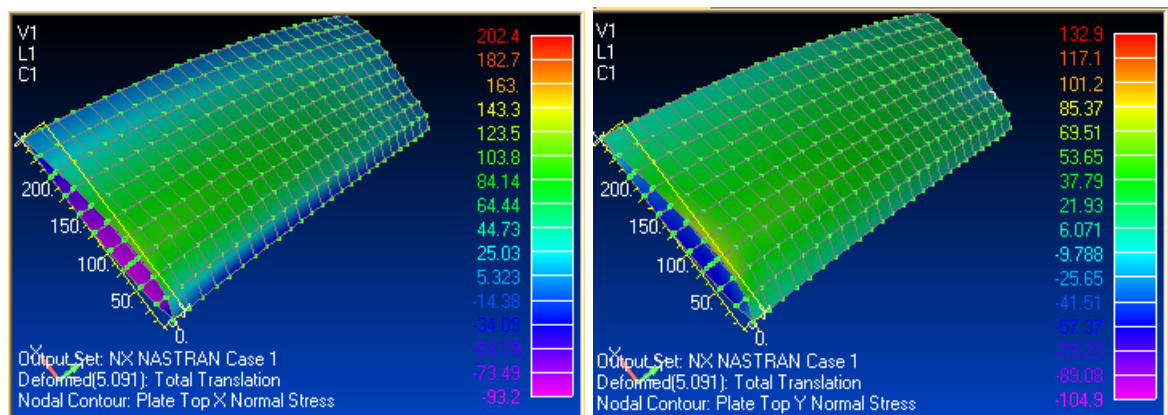
$-1 < \chi\sigma < -0,5$  – розтягнення;

$-0,5 < \chi\sigma < 0,5$  – зсув;

$0,5 < \chi\sigma < 1$  – стиснення.

Результати розрахунку на статичну міцність показують  $\sigma_1 = 123$  кгс/кв.см (рис.26, а),  $\sigma_2 = 69$  кгс/кв.см,  $\sigma_3 = 0$  у випадку плоского напруженого стану. Якщо зазначене підставити до виразу (1.15), одержимо:

$$\chi\sigma = 2 (69 - 0) / (123 - 0) - 1 \approx 0 \quad (4.16a)$$



а)

б)

Рис.35. Компоненти нормальних напружень в листах обшивки.

Такий стан відноситься до чистого зсуву, який у плоскому випадку приводить до розтягнення-стиснення .

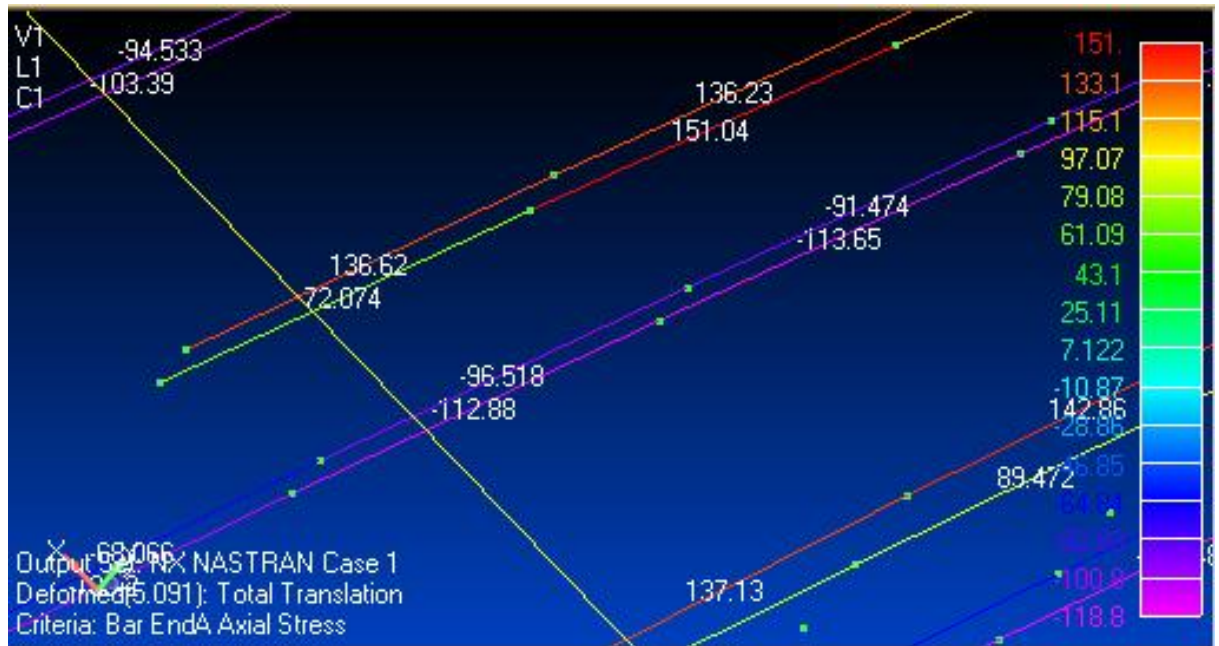


Рис.36. Осьові нормальні напруження двовузлових елементах

Для стержневих елементів максимальні осьові напруження біля кореневої нервюри дорівнюють  $\sigma_1 = 151$  кгс/см.кв. і складають основну частину сумарних напружень 153,5 кгс/см.кв в тих же двовузлових елементах, тобто  $\sigma_2 \approx \sigma_3 \approx 0$ .

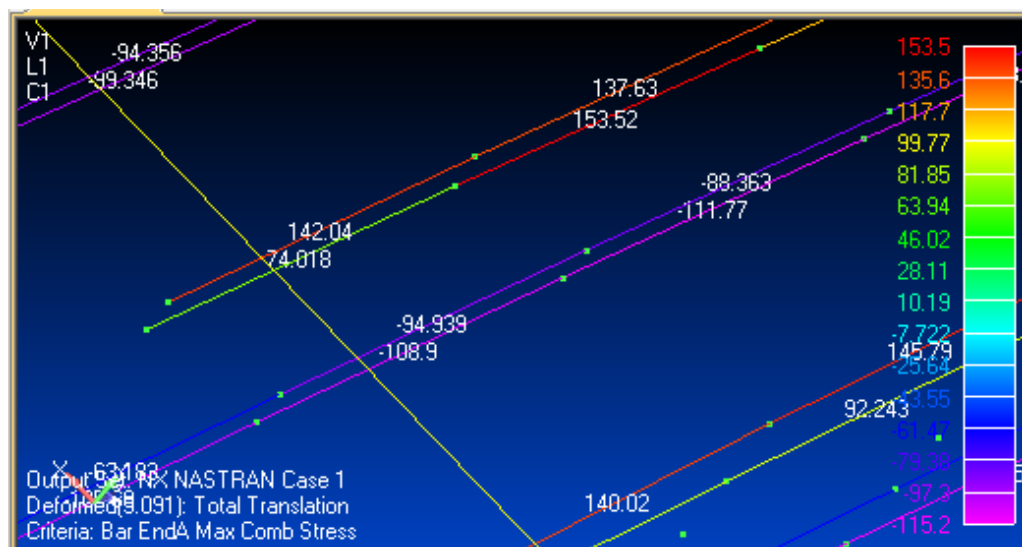


Рис.37. Максимальні сумарні напруження в двовузлових елементах

Відповідно до виразу (1.18) одержимо:

$$\chi\sigma \approx 2(0 - 0) / (\sigma_1 - 0) - 1 = -1. \quad (4.16 \text{ б})$$

Такий напружено-деформований стан відноситься до одновісного розтягнення.

Крива витривалості для алюмінію 3 (рис. 8) має точку перелому.

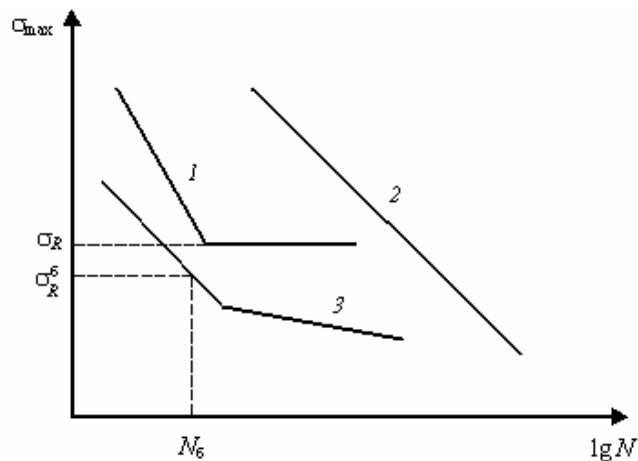


Рис.38. Вид кривої витривалості (Веллера):

1 – для маловуглецевої сталі, 2 – для високоміцної сталі, 3 – кольорові метали і неіржавіюча сталь.

Довідкові дані не дають координати точки перегину. Однак крива Веллера, представлена на рис ( ), має дуже близьке до табл. значення амплітуди напруження при  $10^8$  циклах, що дає підстави скористатись нею при подальших розрахунках.



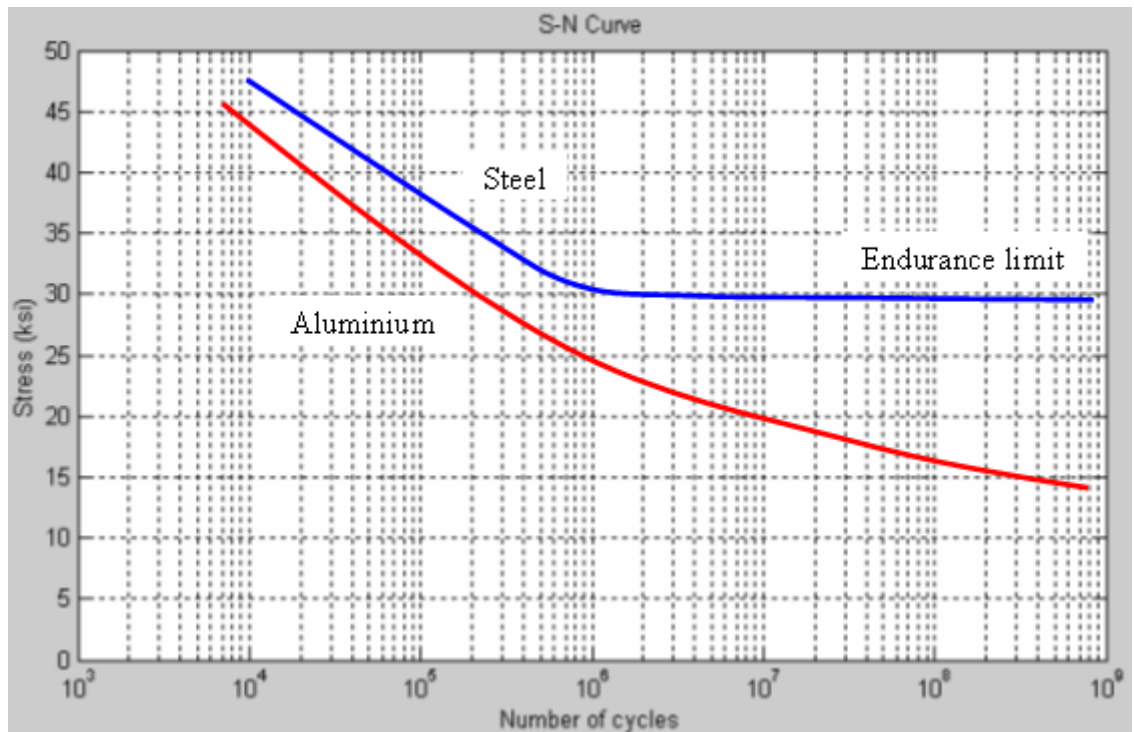


Рис.39. Крива Веллера із числовими даними

При раніше обчисленому  $\sigma_d = 1845 \text{ кгс/см}^2$ , враховуючи відповідне адитивне зміщення кривої по вертикалі [1], одержимо кількість циклів до руйнування при розтягненні-стисненні  $N_c = 10^7$ .

Визначимо кількість перельотів до настання границі витривалості при умовах, визначених в п.1. За одну годину зустрічаються 6 циклів по 1 хвилині, в кожен із яких відбувається по 10 коливань. Разом  $n=60$  коливань за годину. Загальна кількість циклів до настання границі витривалості  $N_c = 10^7$ , кількість годин польоту (ресурс)

$$i_N = N_c / n \approx 170000 \text{ годин}$$

і кількість перельотів

$$17000 \text{ год.} / 4 \text{ год.} = 40000 \text{ польотів.}$$

$$\psi_1 = 10000 / 170000 = 0,058.$$

Для визначення повної картини пошкоджень планеру літка, необхідно розглянути також інші циклічні навантаження, які виникають при зльоті і посадці літака, переході на різні висоти згідно із визначеним режимом польоту.

А також скласти і більш докладно розглянути моделі місця стику крила із центропланом, кесону із від'ємною частиною крила.

#### 4.4.Визначення окружних навантажень на нервюру

Для визначення окружних навантажень на нервюру під дією підйомної сили знайдемо стрілоподібність крила. Якщо зорієнтувати крило в плані, можна побачити співвідношення між довжиною цієї секції та зміщенням профілю на цій довжині, для прикладу,  $\chi=0,15$  радіан або орієнтовно  $\chi=10$  градусів.

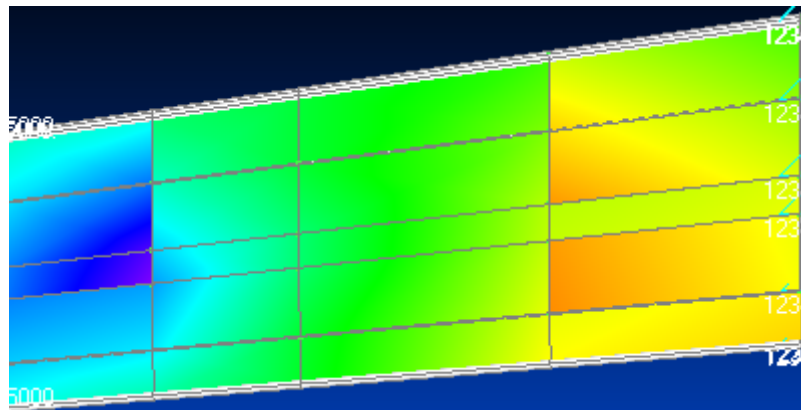


Рис.40. Секція крила в плані

Нехай для літака із піврозмахом крила близько  $L/2=8$  метрів сила ваги складатиме орієнтовно  $P=4$  тони (4000 кгс). Тоді величина крутного моменту від дії підйомної сили за малого кута стрілоподібності  $\chi$  із припустимою для інженерних розрахунків точністю складе:

$$M_{кр} \approx (P/2) * (L/2) * \chi = 2000 * 8 * 0,15 = 2400 \text{ кгс/м.} \quad (4.17)$$

Нехай крило по довжині містить  $N=20$  нервюр із кроком від 350...450 мм. Для зменшення рутинної роботи при побудові оптимізаційної моделі крила візьмемо подвійні нервюри із подвійним кроком. Тоді на кожну подвійну нервюру висотою профілю, в середньому (рис.31)  $b = 0,4$  м.

$$Fq = M_{кр} / (N/2) / (2 * b) = [(P/2) * (L/2) * \chi] / (N/2) / (2 * b) \quad (4.18)$$

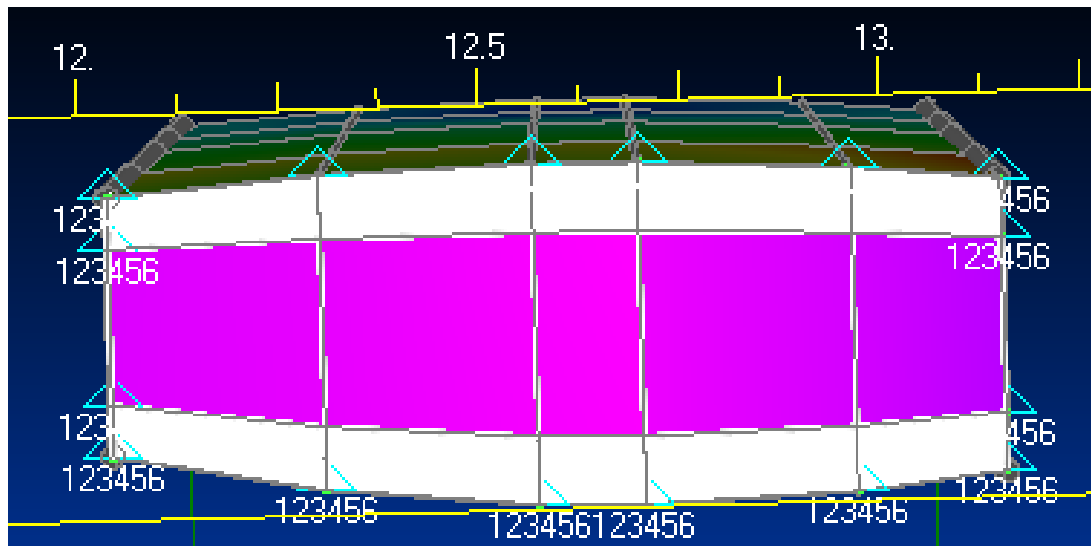


Рис. 41. Секція крила в перерізі сил

При подовженні крила  $(L/2 / H) = 5$ , де  $H \approx 2,5 b$  - довжина хорди крила, вираз можна спростити для окремого випадку:

$$Fq = [(P/2) * (L/2 / b) * \chi] / 2 / (N/2) = (P/2) * \chi / (N/2) \quad (4.19)$$

Вираз підтверджує припущення, що з достатньою для розрахунків першого наближення точністю, величина окружної сили, яка виникає в нервюрі під дією крутного моменту, дорівнює вазі літака, поділеній на кількість нервюр, із масштабним коефіцієнтом - синусом кута стрілоподібності  $\chi$ .

#### 4.5. Дія крутних сил.

Розглянемо дію крутних сил під час злету і посадки літака на нервюру. Для цього зосередимо всю вагу літака в одному крайньому вузлі кінцевої нервюри. Для аналізу оберемо не кінцеву нервюру, яка не в повній мірі відображає реальне навантаження, оскільки сила насправді буде дещо розподілена по крилу, а середню нервюру, де найменший вплив матимуть навантаження.

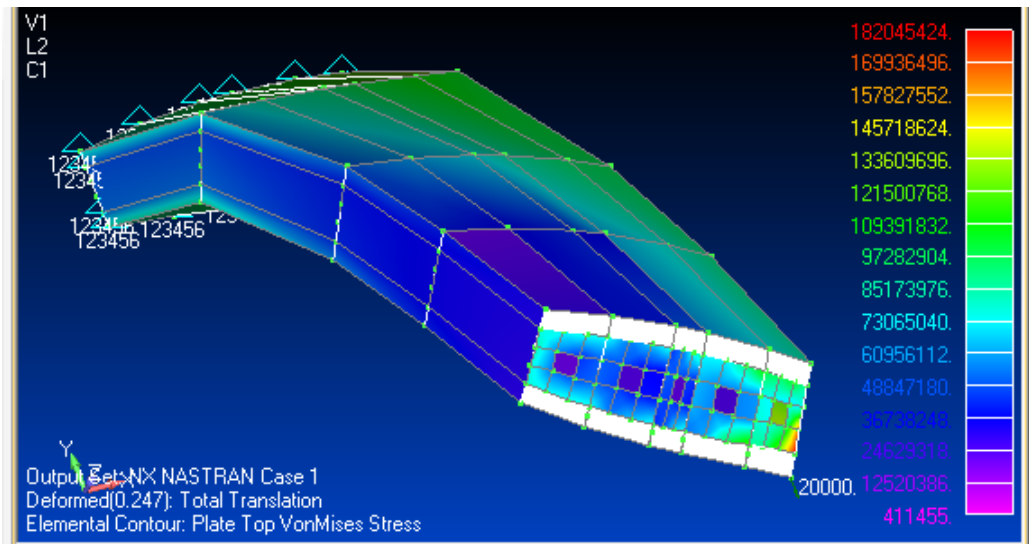


Рис.42. Навантаження крила літака під час великих кутів атаки

Напружено-деформований стан в нервюрі крила літака вагою 4 тони показує, що в стінці нервюри існують взаємопротилежні сили, які діють вздовж повздовжньої вісі ЛА в верхній та в нижній.

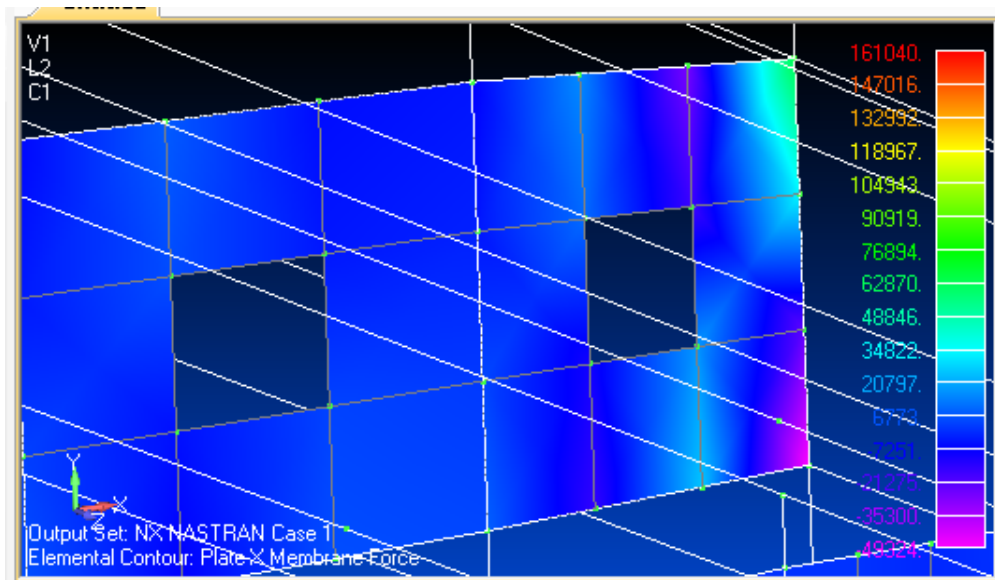


Рис. 43. Сили в серединній поверхні вздовж повздовжньої вісі ЛА

Також дія сил в серединній поверхні нервюри вздовж поперечної вісі показує, що в кожному із елементів нервюри, розташованому між стрингерами, діє не однорідна сила, а момент сил (на рис.14 мінус 50 тис.Н/м зверху ліворуч і знизу праворуч в секції нервюри).

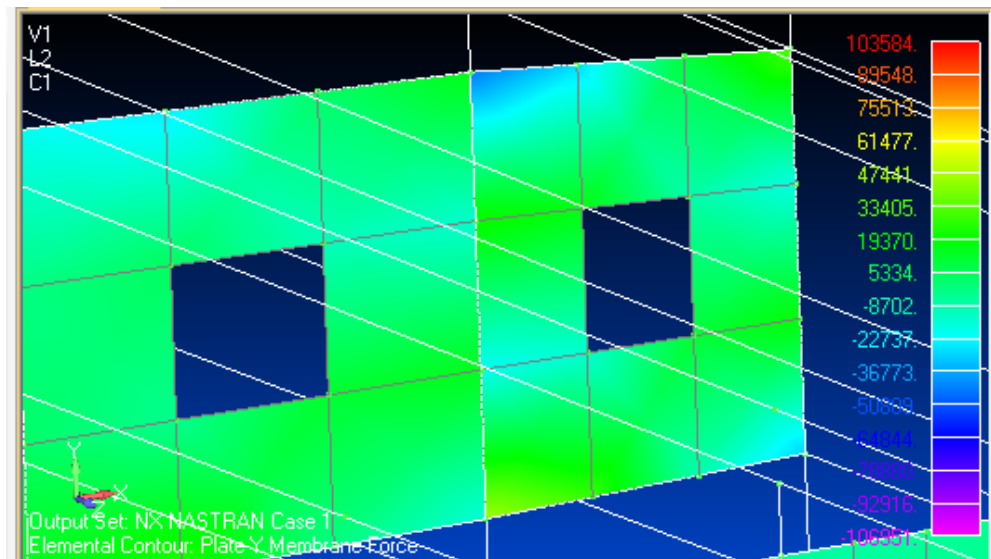


Рис.44 Сили в серединній поверхні вздовж поперечної вісі ЛА

Для визначення окружних сил, які діють на нервюру, використаємо осьові механічні напруження в двовузлових елементах, які окантовують нервюру (рис.15). В верхній частині нервюри діють щонайменші напруження  $\sigma_v =$  мінус  $1,4 \cdot 10^7$  Па, в нижній -  $\sigma_n =$  плюс  $1,4 \cdot 10^7$  Па. Якщо помножити зазначені напруження на площу перетину окантовуючого елемента (рис.36)  $S_o = 7 \cdot 10^6$  кв.м, одержимо окружні сили, які діють в нервюрі:

$$F = \sigma_n \cdot S_o = 100 \text{ Н.} \quad (4.20)$$

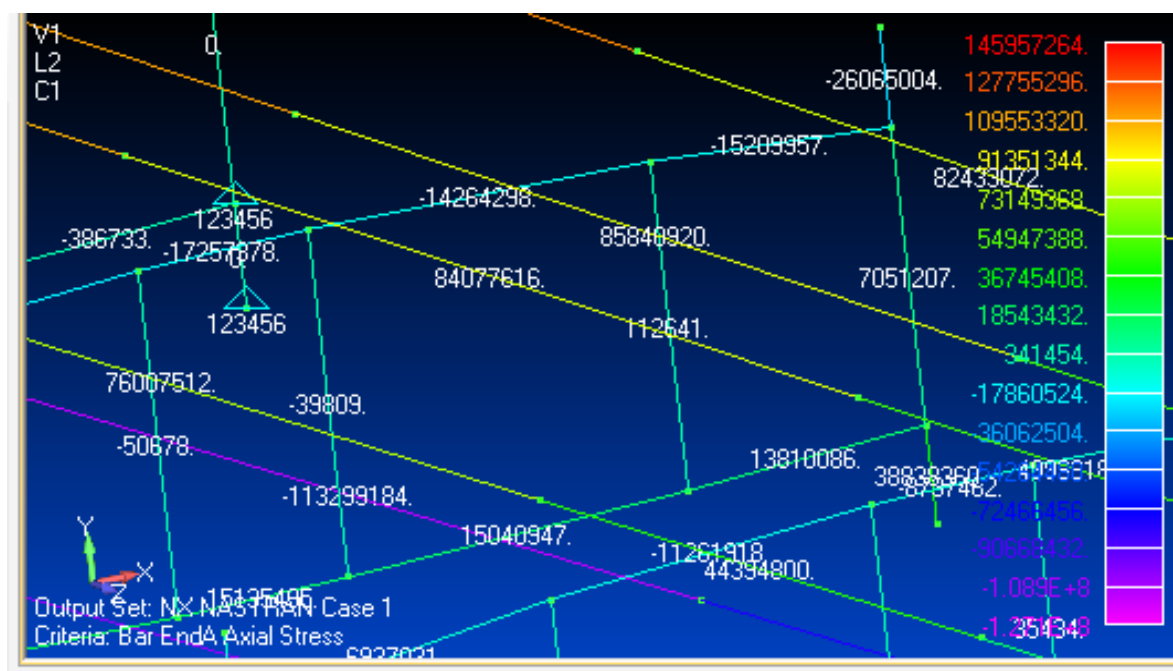


Рис.45. Механічні напруження в окантовуючих двовузлових елементах

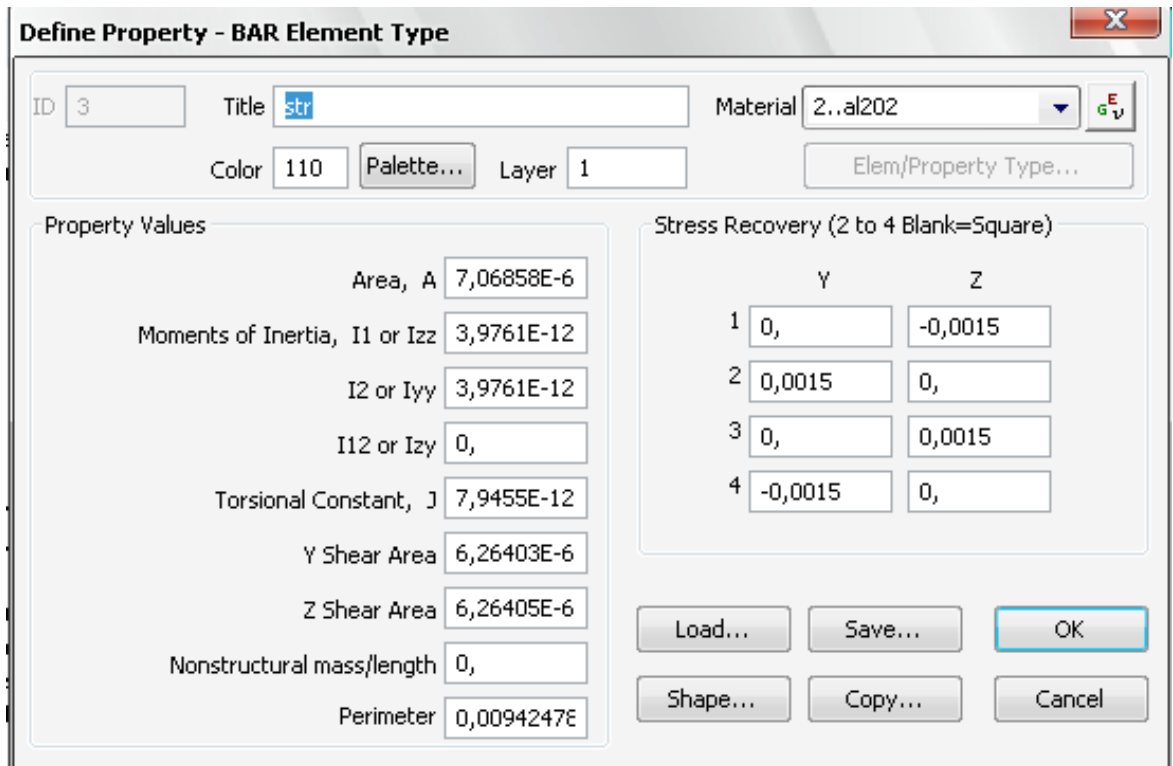


Рис.46. Властивості двовузлового елемента нервюри

Якщо повернутись до моделі, розрахованої окремо від інших елементів секції крила, то відповідно до пропорції між прикладеними силами  $N$  можна взяти діючі на нервюру механічні напруження  $\sigma_k$  під час крутної деформації

$$\sigma_k = \sigma_n / N, \quad (4.21)$$

де  $\sigma_n$  – напруження із попереднього розрахунку.

В випадку нервюри, розрахованої в  $\sigma_k = 2 \cdot 10^8$  Па.

Визначимо за виразом  $\sigma_a$  eqv, взявши

$$\sigma_a = \sigma_m = \sigma_k / 2, \quad \sigma_{-1} = \sigma_0, \quad \psi_\sigma = (2\sigma_{-1} - \sigma_0) / \sigma_0 = 1: \quad (4.22)$$

$$\sigma_a \text{ eqv} = \sigma_a + \psi_\sigma \sigma_m = \sigma_k / 2 + 1 \cdot \sigma_k / 2 = \sigma_k. \quad (4.23)$$

Взявши в першому наближенні такий же коефіцієнт конструкції, як і в (6а)  $K_D \approx 0,8$  (можна перерахувати по розрахунковим моделям нервюри), отримаємо  $\sigma_D = 2 \cdot 10^8$  Па / 0,81 =  $2,4 \cdot 10^8$  Па. Відповідно до рис.4, навантаження у нервюри окружні, показують, що переважно в потенційно небезпечних місцях нервюри відбувається згин. Тому для визначення ресурсу скористаємось кривою витривалості для згину. Перерахунок здійснюється за формулою і показує, що

при тій же кількості циклів (500 млн.циклів для Д16Т3, табл. 2)  $\sigma_v$  стає більшою:

$$\sigma_{vzg} = \sigma_{vrc} / 0,7 = 350 \text{ МПа} / 0,7 = 500 \text{ МПа}.$$

Відповідно до рис.45 падіння вдвічі по кривій витривалості, наприклад, від 25 до 12,5 ksi, здійснюється за 3 декади по кількості циклів (від  $10^6$  до  $10^9$  циклів), тому приблизно можна вважати, що від 500 МПа до 240 МПа витривалість зменшиться за 3 декади, тобто  $500 \text{ млн.} \cdot 10^3 = 5 \cdot 10^{11}$  циклів.

Висновки: результати розрахунку на статичну міцність показують  $\sigma_1 = 123 \text{ кгс/кв.см}$  (рис.26, а),  $\sigma_2 = 69 \text{ кгс/кв.см}$ ,  $\sigma_3 = 0$  у випадку плоского напруженого стану. Границя витривалості при 500 млн. циклів 140 МПа (1400 кгс/см.кв.).

**Висновки з розділу:** результати розрахунку на статичну міцність показують  $\sigma_1 = 123$  кгс/кв.см,  $\sigma_2 = 69$  кгс/кв.см,  $\sigma_3 = 0$  у випадку плоского напруженого стану. Границя витривалості при 500 млн. циклів 140 МПа (1400 кгс/см.кв.).



## РОЗДІЛ 5. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ

Стартап як форма малого ризикового (венчурного) підприємництва впродовж останнього десятиліття набула широкого розповсюдження у світі через зниження бар'єрів входу в ринок (із появою Інтернету як інструменту комунікацій та збуту стало простіше знаходити споживачів та інвесторів, займатись пошуком ресурсів, перетинати кордони між ринками різних країн), і вважається однією із наріжних складових інноваційної економіки, оскільки за рахунок мобільності, гнучкості та великої кількості стартап-проектів загальна маса інноваційних ідей зростає.

Проте створення та ринкове впровадження стартап-проектів відзначається підвищеною мірою ризику, ринково успішними стає лише невелика частка, що за різними оцінками складає від 10% до 20%. Ідея стартап-проекту, взята окремо, не вартує майже нічого: головним завданням керівника проекту на початковому етапі його існування є перетворення ідеї проекту у працюючу бізнес-модель, що починається із формування концепції товару (послуги) для визначеної клієнтської групи за наявних ринкових умов.

Розроблення та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

### 5.1. Опис ідеї проекту

#### 1.1) Зобразимо таблицю яка складається з пунктів

- зміст ідеї та можливі потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

- Напрямки застосування

- Вигоди для користувача

Таблиця 2

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Розробка легкого двомісного літака	1. Приватні перевезення 2. Участь у змаганнях	Зручність керування, менші витрати на паливо ніж у більш великих літаків.

1.2) Проведемо аналіз потенційних техніко-економічних переваг та ідеї порівняно із пропозиціями конкурентів:

- визначення переліку техніко-економічних властивостей та характеристик ідеї;
- визначення кола конкурентів, що вже існують на ринку, та проводиться попередньо їх оцінка, проводиться порівняльний аналіз показників:

## 5. 2 Технологічний аудит ідеї проекту

Визначемо технологічну здійсненність ідеї проекту, що передбачає аналіз таких компонентів:

- яка технологія виготовлення буде використовуватись під час реалізації данного проекту.
- Існування данної технології на ринку
- Доступність технології розробникам проекту.

Таблиця 3. Технологічна здійсненність ідеї проекту

Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
Двомісний літак	Збірка	Всі технології існують та широко використовуються на підприємствах	Доступні фірмама які займаються виготовленням легких літаків
	штамповка		
	прокатка		
	Формування та виготовлення деталей		
	Електроніка		

За результатами аналізу таблиці робимо висновок що для реалізації проекту потрібно співпраця з компаніями які мають досвід виготовлення легких літаків.

### 5.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

**5.3.1 Проведемо аналіз попиту:** наявність попиту, обсяг, динаміка розвитку ринку.

Таблиця 4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	4
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	4000\$
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	ні
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Складна сертифікація для легких літаків
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	8%

Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку) порівнюється із банківським відсотком на вкладення.

За результатами аналізу таблиці робимо висновок що ринок малої авіації зростає, рентабельність ринку досить висока, але майбутніх власників літака може відлякати складна процедура отримання сертифікату.

**5.3.2 Визначаємо потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формуємо орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.**

Таблиця 5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Камфортний швидкий комерційний переліт	Фізичні особи що мають необхідність приватних перевезень	економія палива порівняно з іншими подібними літаками.	Комфортність, зручне керування, зносостійкість літака
2	Перевезення негабаритного вантажу (на пасажирському сидінні)	Компанії, які мають потребу в транспортних перевезеннях	економія палива порівняно з більш великими літаками.	Комфортність, зручне керування, зносостійкість літака.
3	Подорожі на невеликі дистанції	Фізичні особи, домогосподарства	економія палива, легкість експлуатації, доступність.	Доступність, маневреність, легкість використання
4	Оприскування полів, фотозйомка	Фермерські господарства	економія палива, зручність керування, маневреність	Доступність, маневреність, легкість використання

### 5.3.3 Аналіз ринкового середовища.

Після визначення потенційних груп клієнтів проводиться аналіз ринкового середовища: складаємо таблиці факторів, що сприяють ринковому впровадженню проекту, та факторів, що йому перешкоджають.

Таблиця 6.Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Несправність літака	Виробничий дефект	Компенсація
2	Поломка	Поломка за невірне використання	Надання консультації покупцю та надання оптимальних умов вирішення проблеми

### 5.3.4. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

Таблиця 7.Приведемо таблицю факторів заміників:

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Унікальність конструкції літака	Споживач любить доступні, малогабаритні, легкі в обслуговуванні та експлуатації літаки, тому даний літак однозначно не залишиться без уваги
2	Легка керованість	Літак розроблявся на основі протатипу А-20, який відрізнявся унікальною легкістю керування, а тому моделі, що розроблялась цей фактор теж належить. Стійкість та легка керованість одні з найкращих показників в цієї моделі, саме тому споживач не залишить це без уваги.
3	Технологічність конструкції	Нові технології дозволили зробити літак легким та досить міцним.
4	Аеродинамічна якість	Літак має високу аеродинамічну якість у своєму класі, тому буде цікавий для спортсменів-авіаторів

Таблиця 8.Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проекту«Двомісний літак»

№	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні					
			-3	-2	-1	0	1	2
1	Унікальність конструкції літака	1	-3					
2	Легка керованість	17	1					
3	Технологічність конструкції	15	2					
4	Аеродинамічна якість	16	-3					

### 5.3.5. SWOT-аналіз

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін .

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 9. SWOT-аналіз стартап-проекту

<p>Сильні сторони: Висока тривалість польоту, висока аеродинамічна якість, технологічність конструкції, легка керуваність</p>	<p>Слабкі сторони: Невисока стійкість, мала вмістимість</p>
<p>Можливості: Зробити багатофункціональний легкий двомісний літак</p>	<p>Загрози: Користувач не оцінить конструкцію, Ресурс літака не задовільнить потенційних користувачів</p>

### 5.3.6 Альтернативи ринкової поведінки

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки (перелік заходів) для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок. Визначені альтернативи аналізуємо з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів.

**5.4. Розроблення ринкової стратегії** першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів.

Таблиця 10. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Середній клас населення, який має потребу у приватних перевезеннях	Легкі літаки вже давно широко використовуються середнім класом в Європі	7-10%	Літак конкурентно спроможний, за рядом показників.	Гарна реклама
2	Фермерські господарства	Фермери будуть зацікавлені у використанні багатофункціонального літака у межах своїх господарств	5-7%	Літак буде конкурентно спроможний	

За результатами аналізу потенційних груп споживачів (сегментів) обираємо цільові групи, для яких пропонуватимемо свій товар, та визначаємо стратегію охоплення ринку.

#### 5.4.1 Базова стратегія розвитку

Для роботи в обраних сегментах ринку сформуємо базову стратегію розвитку.

#### 5.4.2 Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки.

Таблиця 11. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки*
	Ні, проектів на сучасному ринку легких двомісних літаків існує достатньо	Літак займе місце у колі легких багатофункціональних двомісних літаків	Деякі прийоми з точки зору маркетингу та стратегій охоплення споживача, буде.	Стратегія наслідування лідеру

### 5.4.3 Стратегія позиціонування

На основі вимог споживачів з обраних сегментів до постачальника (стартап-компанії) та до продукту а також в залежності від обраної базової стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки розробляємо стратегію позиціонування, що полягає у формуванні ринкової позиції (комплексу асоціацій), за яким споживачі мають ідентифікувати проект.

Результатом виконання підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку.

### 5.5. Трирівнева маркетингова модель.

Надалі розробляємо трирівнева маркетингова модель товару: уточнюється ідея продукту, його фізичні складові, особливості процесу його надання.

Таблиця 12.Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові
I. Двомісний літак	Потреба споживача в приватних перельотах, схема високоплан , яка робить літак більш аеродинамічним та керованішим за конкурентів.
II. Товар у реальному виконанні	Цей пункт на разі не можливо описати

Після формування маркетингової моделі товару слід особливо відмітити – чим саме проект буде захищено від копіювання. Захист може бути організовано за рахунок захисту ідеї товару (захист інтелектуальної власності), або ноу-хау, чи комплексне поєднання властивостей і характеристик, закладене на другому та третьому рівнях товару.

**5.5.1** Наступним кроком є **визначення цінових меж**, якими необхідно керуватись при встановленні ціни на потенційний товар (остаточне визначення ціни відбувається під час фінансово-економічного аналізу проекту), яке передбачає аналіз ціни на товари-аналоги або товари субститути, а також аналіз рівня доходів цільової групи споживачів.

Аналіз проводимо експертним методом.



Таблиця 13.Визначення меж встановлення ціни

№	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на Товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
1	500\$-10 000\$	7 000\$-20 000\$	5000\$-10 000\$	Від 6000\$ До 12000\$

**5.5.2** Наступним кроком є **визначення оптимальної системи збуту**, в межах якого приймається рішення:

- проводити збут власними силами або залучати сторонніх посередників (власна або залучена система збуту);
- вибір та обґрунтування оптимальної глибини каналу збуту;
- вибір та обґрунтування виду посередників.

**5.5.3.** Останньою складовою маркетингової програми є **розроблення концепції маркетингових комунікацій**, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Результатом є ринкова (маркетингова) програма, що включає в себе концепції товару, збуту, просування та попередній аналіз можливостей ціноутворення, спирається на цінності та потреби потенційних клієнтів, конкурентні переваги ідеї, стан та динаміку ринкового середовища, в межах якого буде впроваджено проект, та відповідну обрану альтернативу ринкової поведінки.

**Висновки з розділу:** за проведеними дослідженнями можна зробити висновок що легкий двомісний літак може зайняти свою нішу серед споживачів. Літак порівняно з конкурентами має якісну конструкцію, порівняно недорогий у виготовленні, що виділяє його серед конкурентів. Літак орієнтований на приватне сімейне та фірмове використання. Ряду компаній (фермерствам) яким необхідно оприскувати поля, а також компаній, яким треба робити фотоаерозйомку, даний літак буде цікавий. Планується зробити літак значно керованішим ніж конкуренти цієї категорії.

Попередній аналіз показав що легкий двомісний літак має хороші шанси на вхід та завоювання ринку на теренах малої авіації.

## ВИСНОВКИ

Виконавши дану магістерську дисертацію можна зробити низку висновків.

Традиційно застосовувані металеві та неметалеві матеріали досягнули своєї границі міцності. Але розвиток техніки в сучасному світі вимагає створення матеріалів, що надійно працюють при різних комбінаціях температурних і силових полів, в агресивних середовищах, при випромінюваннях, вакумі і високих тисках. В наш час все більшого попиту набули композиційні матеріали, вони впевненими кроками витісняють своїх попередників. Саме завдяки їх універсальності було вирішено використовувати саме композитні матеріали при проектуванні літака.

В ході виконання даної роботи було розроблено двомісний літак, підкісний високоплан "нормальної" аеродинамічної схеми з кабіною закритого типу, шасі, що не вбираються з хвостовій опорою. Він має змішану конструкцію (металеві крило і оперення, склопластиковий фюзеляж), кожен агрегат зроблений так, щоб найкращим чином виконувати свої функції при мінімальній вазі і необхідних міцності і витривалості.

Був проведений аеродинамічний розрахунок, а також визначено основні аеродинамічні характеристики. Була порахована аеродинамічна якість, що рівна 18.304. Також було визначено зовнішні навантаження та розрахунки на міцність, в результаті визначено, що найбільші зміщення і напруги спостерігаються в області кріплення хвостової балки і вертикального стабілізатора.

На основі отриманих результатів було виконано оптимізацію даної конструкції, сформовано рекомендації щодо покращення аеродинаміки даної моделі. Розроблена оптимальна конструкція двомісного літака за показниками надійність – маса – витрати. Розроблена модель силової конструкції, перевірено аеродинамічні навантаження і на основі отриманих досліджень виконано оптимізацію даної конструкції.

В роботі було використано такі методи дослідження як: тривимірне моделювання в системах CAD CAM, метод кінцевих елементів, інформаційно-комунікаційні технології, математичне моделювання.

Результати даної роботи показують шляхи оптимізації і покращення даної конструкції, в майбутньому, допоможуть з обґрунтуванням даного типу конструкції в рамках розробки студентського проекту літака майбутнім інженерам.

### Список використаної літератури

1. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов.
2. Порядок розрахунку листової нервюри вбудованими інструментами засобів тривимірного моделювання. Файл: nerviura\_fem2.doc.
3. Інструкція по імпорту та розрахункам нервюри в кінцевоелементних прикладних пакетах. Файл: nerviura\_femap2.doc.
4. Н.Н. Берендеев. Применение системы ANSYS к оценке усталостной долговечности. Файл: 4.pdf.
5. Методичні вказівки «Розробка комп'ютерних моделей базової геометрії несучих поверхонь літака», файл «Методичні вказівки Карн - нов-34 - final+.doc».
6. Інструкція «Порядок створення лонжерону крила літака засобами тривимірного моделювання», файл «ЛонжеронРТС\_var2.doc».
7. Samoucitel\_Pro\2\_Work (Відеоуроки)\10\_Построение твердотельных деталей\ Видео 10.05 [www.cadacademia.ru] -- построение перехода из круга в прямоугольник.wmv
8. Розробка комп'ютерних моделей базової геометрії несучих поверхонь літака: Метод. вказівки до виконання комп'ютерного практикуму з дисципліни «Новітні технології в авіації і космонавтиці» для студ. спец. 8.05110101 «Літаки і вертольоти»/ Уклад.: Г.А. Вірченко, Р.В. Карнаушенко, В.В. Борисов, Ю.І. Бондар–К.: НТУУ «КПІ», 2012. – 43с.
9. Інструкція із розрахунків аеродинамічних характеристик в програмному модулі Simulation CFD).
10. С. Т. Кашафутдинов В.Н. Лушин «АТЛАС АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ», 1994г.
11. «Принципи формування структкр елементів конструкції планера літака»

12. ProEngineer WildFire 2.0/33.0/4.0 Самоучитель книга + видеокурс – СПб.: Наука и техника, 2008. – 352с.: ил., (+ DVD с видеоуроками).
13. Дипломний проект «Легкий літак за схемою верхньоплан»; Ковальова Ірина; 2019р.
14. <http://www.airwar.ru/>
15. <https://ru.wikipedia.org/>
16. <https://aviation21.ru/>
17. <https://www.aeroexpo.com.ru/>
18. <https://cyberleninka.ru/>