

## **1. Аналіз сучасних легких літальних апаратів**

В даному розділі розглянуто сучасні легкі п'яти місні літальні апарати. Ознайомившись з літературою та інтернет ресурсами було виділено для детального аналізу наступні літаки: Embraer Phenom 100EV, Honda Jet та Cessna Citation Mustang.

### **Порівняльна характеристика**

В даному розділі розроблено порівняльну характеристику трьох популярних легких бізнес джетів Embraer Phenom 100EV, Honda Jet та Cessna Citation Mustang. Розглянуто ключові параметри продуктивності літаків (такі як корисне навантаження, швидкість, маса та габарити).

### **1. 1. ХАРАКТЕРИСТИКА ЛІТАКА The Embraer Phenom 100**

#### **Загальна характеристика**

The Embraer Phenom 100 - це легкий реактивний літак, представлений на ринку бразильським виробником літаків Embraer з 2007 року та по сьогодні. Літак призначений для легких авіаперельотів і перевозить від чотирьох до семи пасажирів та членів екіпажу, а також може мати додаткове сидіння, спрямоване на бік. Літаки в основному використовуються компаніями, чартерними операторами, приватними особами та кількома військовими операціями.

Phenom 100— двовісний реактивний літак з низькорозташованим крилом, Т-подібним оперенням і трьохопорним шасі.

Літак розрахований на перевезення 4 пасажирів в нормальній конфігурації. Салон був розроблений американським дизайнерським підрозділом автоконцерна BMW. Кабіна герметична. Також є грузовий відсік об'ємом 1,7 кубометрів (негерметичний). 20% конструкцій, виготовляються з композиційних матеріалів.

Літак оснащений двома турбовентиляторними двигунами Pratt & Whitney Canada PW617-F, розташованими на пілонах у хвостовій частині фюзеляжу. Двигуни оснащені електронною системою управління FADEC.

## **Історія створення Phenom 100**

У 2005 році в компанії Embraer була розпочата робота над створенням лінійки легких реактивних літаків бізнес-класу. Було прийнято рішення розпочати з проекту по створенню спочатку - молодшої моделі лінійки – надлегкого літака, відповідно до сучасних технологій за доступною ціною. В кінці 2005 року на конвенції бізнес-авіації NBAA Embraer офіційно відбувся анонс проекту Phenom 100. Компанія представила повнорозмірний макет майбутнього літака.

Через два роки після анонсування - в липні 2007 року прототип Phenom 100 здійснив перший політ. У 2008 році, завершивши програму літніх випробувань, літак отримав сертифікат типу авіаційної влади Бразилії (під найменуванням EMB-500), і в грудні того року було компанія отримала перше замовлення.

## **Експлуатація Phenom 100**

З 2008 року (на 2015 рік) було здійснено поставку 330 літаків Phenom 100 більша частина, яких знаходиться в приватній власності. Також, літаки входять до парків ВВС Бразилії, США, Великобританії, державних служб Грузії, України та інших країн.

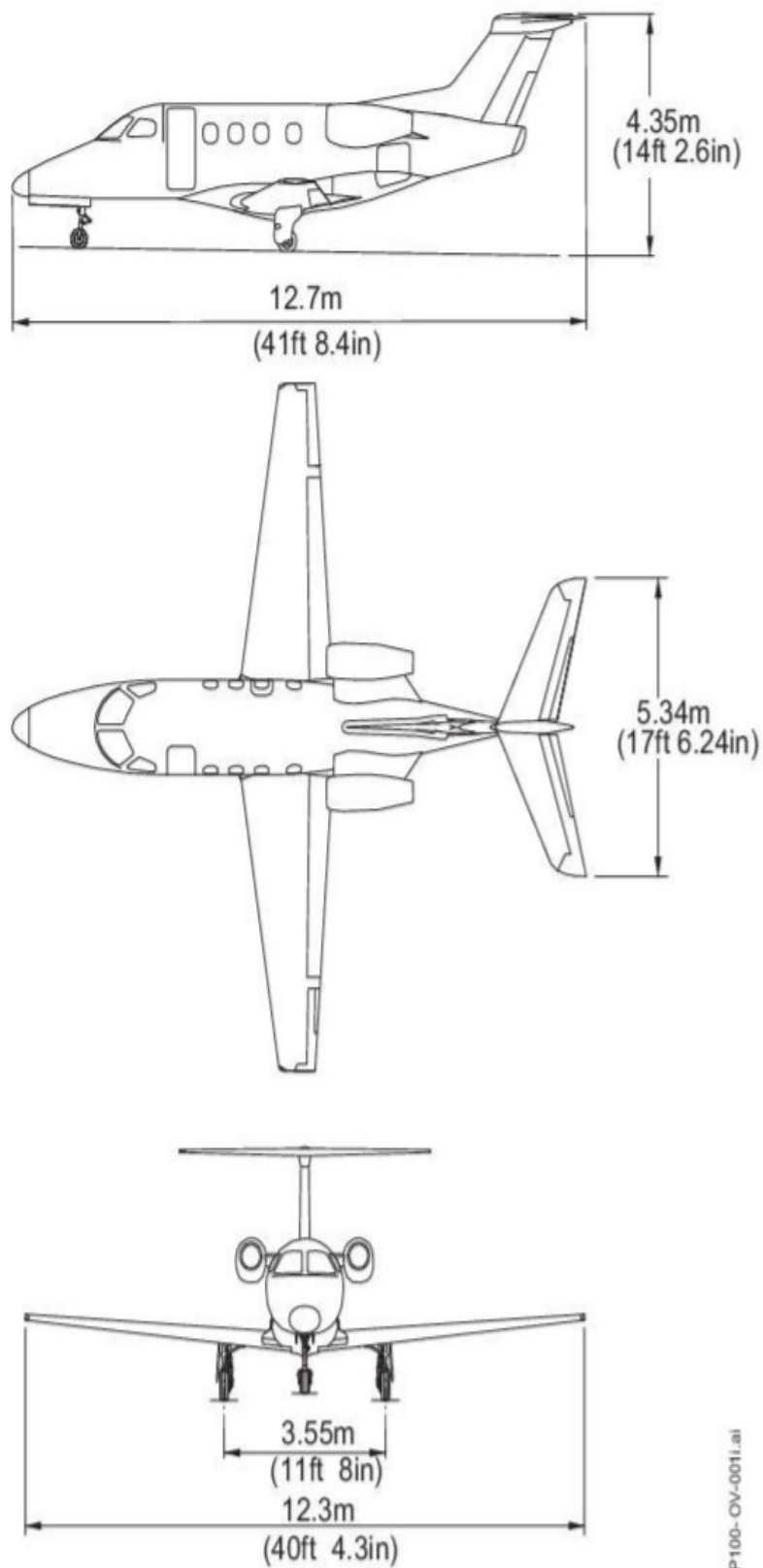


Рис.1 Загальний вигляд Embraer Phenom 100

## Льотно-технічні характеристики Embraer Phenom 100

Таблиця 1.

Модифікація	Embraer Phenom 100
Розмах крила, м	12,30
Довжина літака, м	12,80
Висота літака, м	4,4
Площа крила, м <sup>2</sup>	
Маса, кг	
пустого літака	3830
нормальна взлітна	4427
максимальна взлітна	4750
Внутрішнє паливо, кг	1272
Тип двигуна	2 × Pratt & Whitney Canada PW617F-E
Тяга, кН	2x7,2
Максимальна швидкість, маха	0,7
Крейсерська швидкість, км/год	722
Практична дальність, км	2782 (4 пасажери)
Довжина розгону, м	1037
Довжина пробігу, м	823
Екіпаж, ос.	1-2
Пасажиромісткість	4
Вантажопідйомність	595
Корисне навантаження, кг	1535

### 1. 2. ХАРАКТЕРИСТИКА ЛІТАКА HondaJet

Фюзеляж HondaJet має змішану конструкцію: носова і хвостова частини виконані зі стільникових сендвіч-панелей, а середня частина постійного діаметру - повністю з вуглецевих композитних матеріалів. Крило ж, в свою чергу, - суцільнометалеве і має спеціально розроблений ламінарний профіль. За результатами комп'ютерного моделювання та численних продувок в аеродинамічній трубі, розміщення двигунів на

пілонах над крилом може створити сприятливу інтерференцію між крилом і мотогондолами, що в свою чергу, збільшує аеродинамічну якість більш ніж на 5%. Сама мотогондола зміщена всередину, до осі літака, щодо пілона, що спрощує доступ до двигуна при наземному обслуговуванні. Крім того, весь фюзеляж спроектований для максимального безвідривного ламінарного обтікання, тому його носова частина має опуклу форму.

Перший прототип HA-420 був побудований в Японії і здійснив свій перший політ 3 грудня 2003 року.

Двигун HF120 має класичну для двигунів даного типу конструкцію з одноступінчастим вентилятором з широкохордними лопатками, відцентровим компресором високого тиску, двоступінчастим компресором низького тиску противотічною, одноступінчатою турбіною високого тиску, низькоемісійною камерою згоряння і двоступеневою турбіною низького тиску. Виробник повідомляє, що двигун HF120 вимагає значно меншого технічного обсягу обслуговування в порівнянні з аналогами та має міжремонтний ресурс 5000 год.



Рис.2. Двигун HA-420 HondaJet

HondaJet має довжину близько 12,7 метрів і висоту 4 метри. Розмах крила становить 12,5 метрів. Цей літак, враховуючи свої невеликі габарити, проходить відстань до 2593 кілометрів з максимальною швидкістю 778 км / год. Поріг висоти - 13 тисяч метрів. Злітна маса не повинна перевищувати 4,17 тонн.

Довжина салону становить 5,43 метрів, його ширина і висота - 1,52 метрів. У стандартній комплектації бізнес-джет може вмістити чотири

місця, але за бажанням замовника може бути доповнений ще двома кріслами.

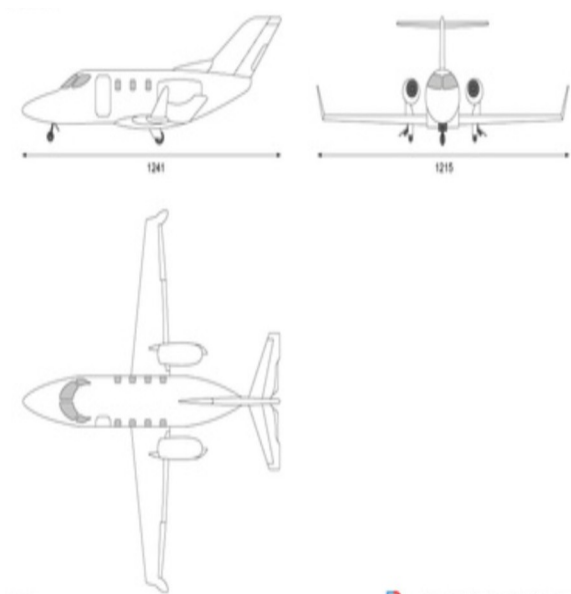


Рис.3. Загальний вигляд HondaJet

### Льотно-технічні характеристики

Таблиця 2.

Модифікація	<b>HondaJet</b>
Розмах крила, м	12,2
Довжина літака, м	12,52
Висота літака, м	4,01
Площа крила, м <sup>2</sup>	16,4
Маса, кг	
пустого літака	3267
нормальна взлітна	
максимальна взлітна	4808
Внутрішнє паливо, кг	1290
Тип двигуна	2 × ТРДД GE Honda HF120
Тяга, кН	
Максимальна швидкість, км/год	782
Крейсерська швидкість, км/год	477
Практична дальність, км	2037
Практична стеля, м	13100
Довжина розгону, м	1200

Довжина пробігу, м	900
Екіпаж, ос.	1-2
Пасажиромісткість	4

### 1. 3. ХАРАКТЕРИСТИКА ЛІТАКА Cessna 510 Citation Mustang

Модель Cessna Citation Mustang була запущена в виробництво в 2007 році і стала першим надлегким реактивним літаком на світовому ринку. Компанія Cessna заповнила прогалину в ніші приватних чартерів завдяки великим успіхам моделей Mustang. З 2005 року було виготовлено і доставлено понад 350 одиниць реактивних літаків, а компанія Embraer і Honda відреагували та випустили конкурентоспроможні легкі реактивні літаки. Кабіна літака з комфортом може помістити 4 пасажирів.

Mustang – вільнонесучий низькоплан з трьома стійками шасі і двома турбореактивними двигунами Pratt & Whitney Canada PW615F, встановленими у гондолах у кормовій частині фюзеляжу. Планер літака побудований з алюмінієвих сплавів, з трьохлонжеронними крилами. Основні двері розташовані в передній лівій частині літака, праворуч - в центрі фюзеляжу, розташований аварійний вихід.

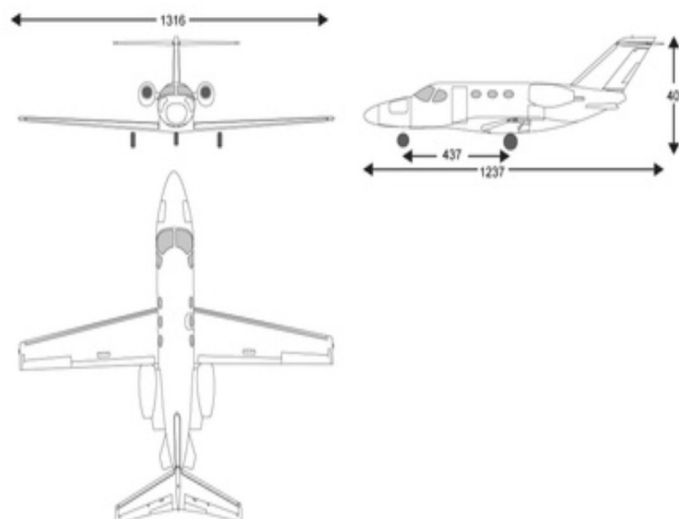


Рис.4. Загальний вигляд Cessna 510 Citation Mustang

### Льотно-технічні характеристики

Таблиця 3.

Модифікація	Cessna 510 Citation Mustang
Розмах крила, м	13,16
Довжина літака, м	13,16
Висота літака, м	4,09
Маса, кг	
пустого літака	3062
максимальна взлітна	3930
Внутрішнє паливо, кг	
Тип двигуна	2× турбовентиляторних Pratt & Whitney Canada PW615F
Потужність, е.л.с.	
Тяга, кН	2× 6,49 кН
Максимальна швидкість, маха	0,63
Крейсерська швидкість, км/год	630
Дальність дії, км	2161
Практична стеля, м	12500
Довжина розгону, м	948
Довжина пробігу, м	729
Екіпаж, ос.	1-2
Пасажиромісткість	4-5
Корисне навантаження, кг	1442

#### 1. 4. Вибір прототипу літального апарату

Основними критеріями вибору літака стало збільшення дальності польоту та зменшення споживання палива. Також важливим критерієм стала аеродинамічна якість літака. Легкий літак HondaJet зайняв перші позиції за аеродинамічною якістю та практичною дальністю польоту.

Тому, враховуючи проведений аналіз, був зроблений вибір обрати модель HondaJet в якості прототипу для подальшої розробки власного планера.



Висновок до розділу В даному звіті розглянуто порівняльну характеристику літаків Embraer Phenom 100EV, Honda Jet та Cessna Citation Mustang. Проведено аналіз сучасної науково-технічної літератури, розглянуто технічні та льотні характеристики трьох сучасних легких реактивних літаків. Був проведений аналіз сучасних надлегких п'яти місних літаків. Розглянуто конструкції, та обрано прототип для подальшої роботи над розробкою власного легкого п'яти місного планера літака. На основі проведеного аналізу, був здійснений вибір оптимальної моделі для подальшої роботи та обрано оптимальну модель аеродинамічного профілю літака бізнес-класу.

## 2. Розроблення конструкції планеру

Розробка конструкції лонжерону Для створення моделей поясів лонжеронів використовувалася програма Creo Parametric.

Лонжерон має складатиметься із двох поясів стандартного катаного профілю на довжину сліду поперечного силового набору та стінки із листового матеріалу. Лонжерон лежатиме в одній площині симетрії для забезпечення технологічності збирання.

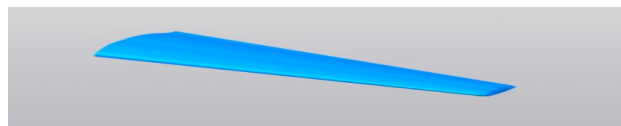


Рис. 5. Побудований профіль крила

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

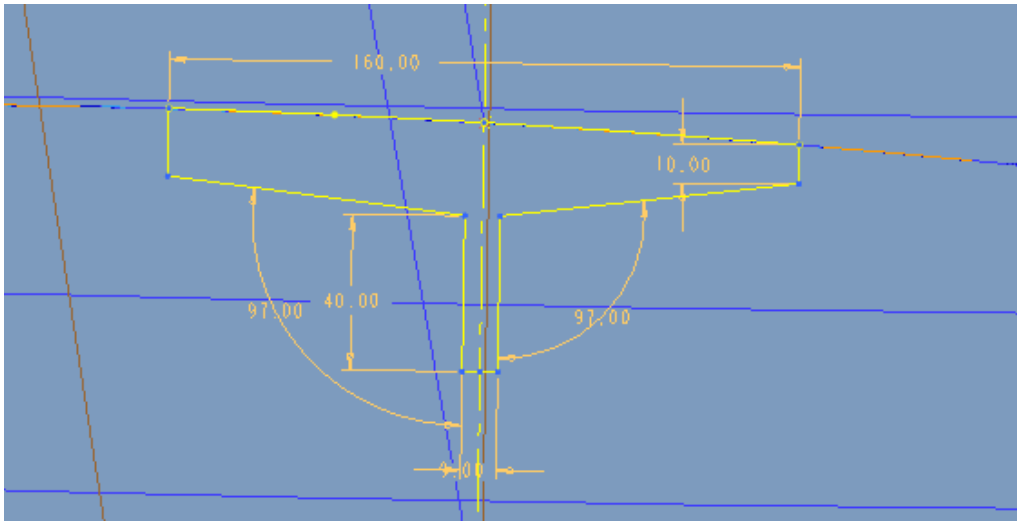


Рис.6. Перетин верхнього поясу лонжерону в кінцевому профілі



					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

### Рис.7. Верхній лонжерон

Рис. 8. Побудова ескізів нижнього поясу лонжерону

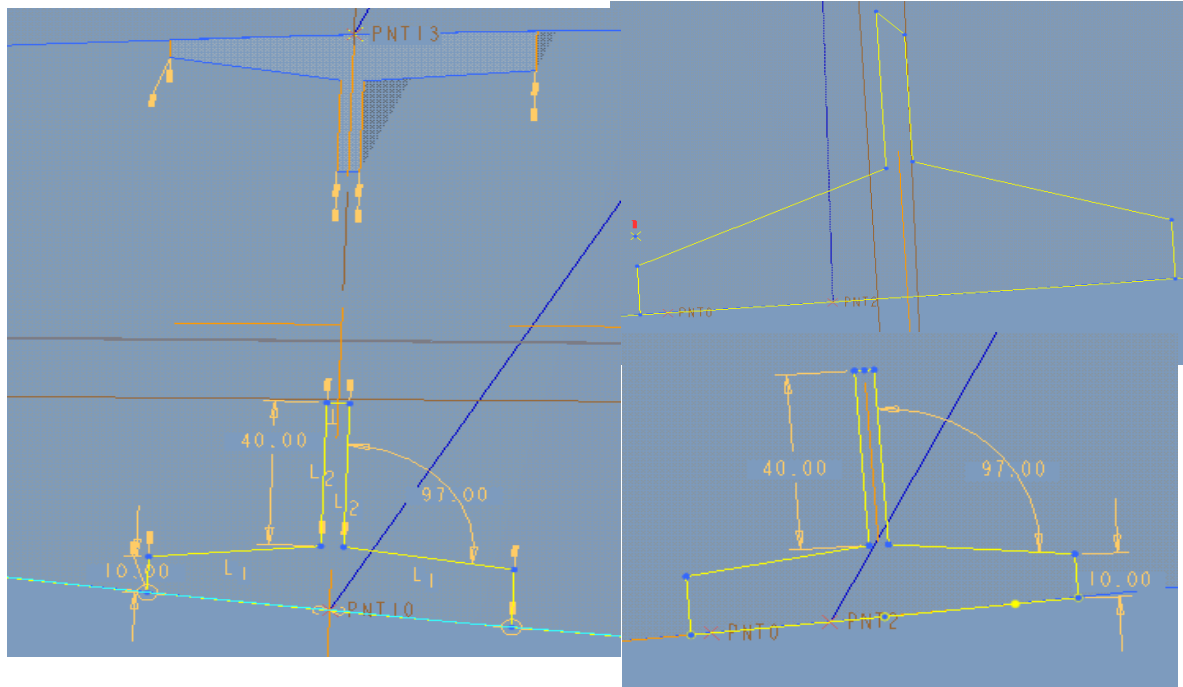




Рис.9. Нижній лонжерон

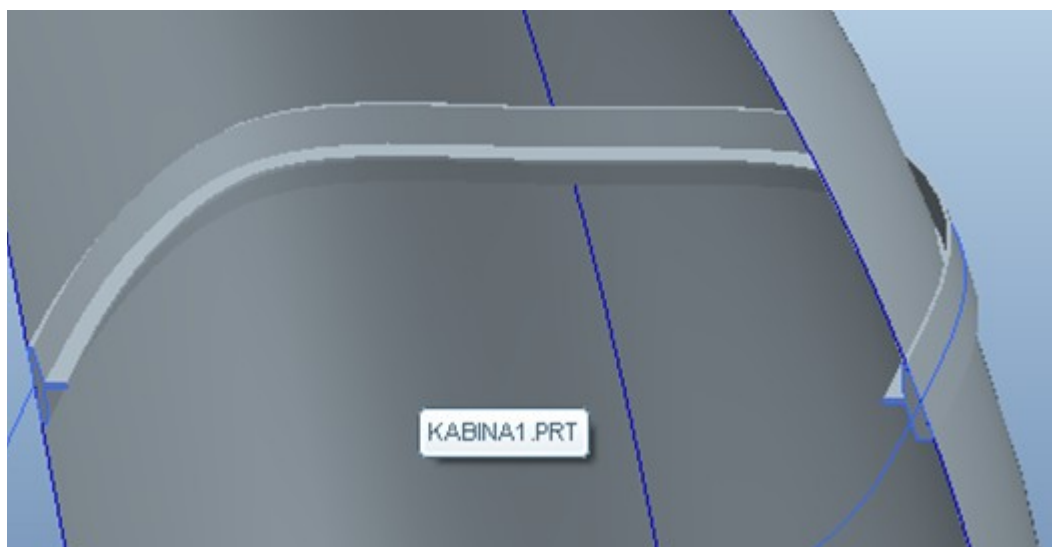


Рис. 10. Побудова шпангоуту фюзеляжа

Наступні дії по побудові планера ЛА були виконані за допомогою системи CAD Компас-3D v18.1.

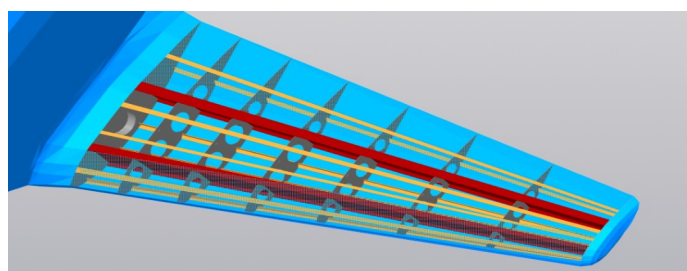


Рис. 11. Побудова силового набору крила ЛА

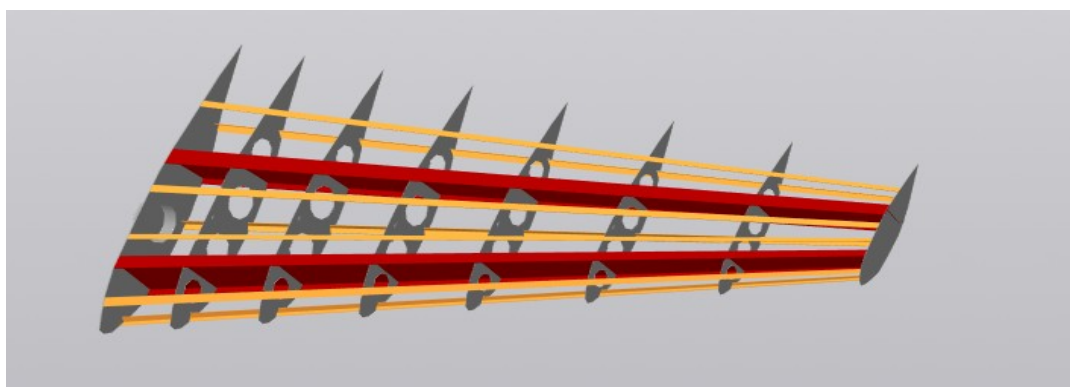


Рис. 12. Силовий набір крила ЛА (стрингери, нервюри, лонжерони)

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

ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ  
ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ

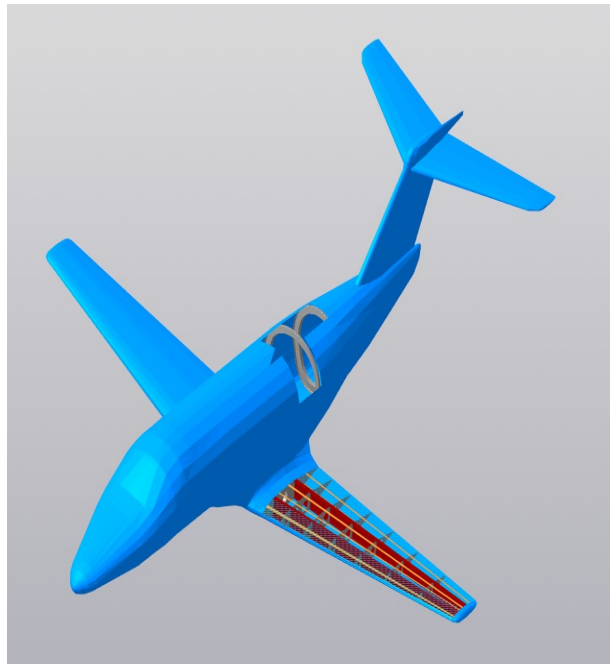


Рис. 13. Загальний вид планера з оперенням та силовими елементами

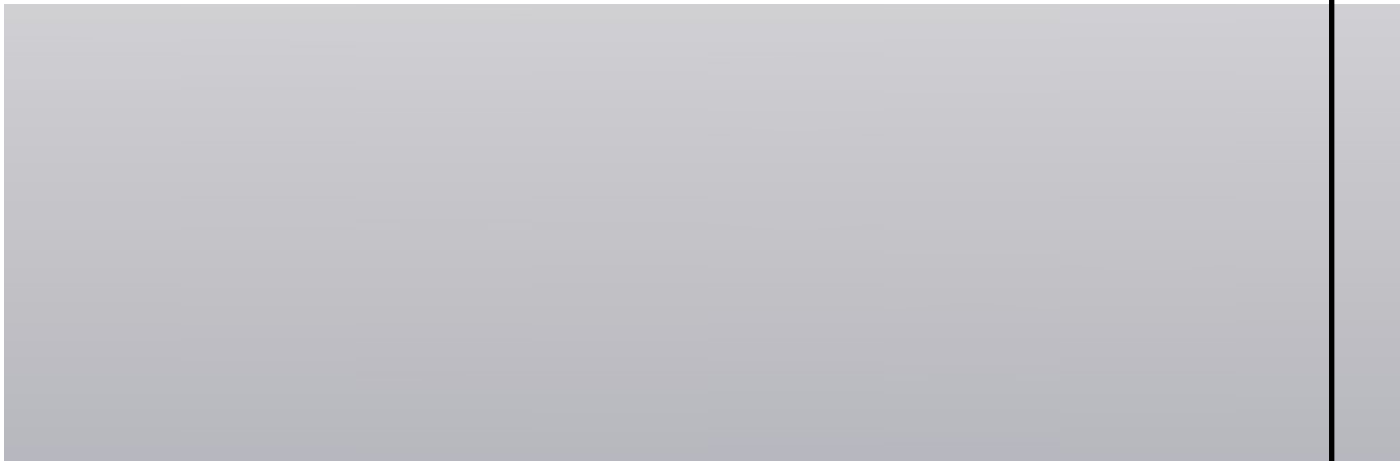


Рис. 14. Побудова передньої стійки шасі

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рис. 15. Побудова основної стійки шасі з підкосом

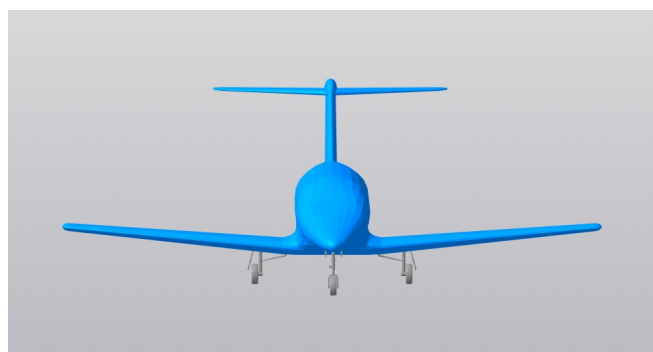


Рис. 15. Загальний вид планера легкого ЛА

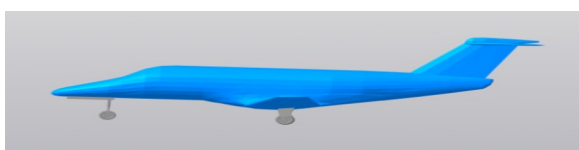


Рис. 16. Загальний вид планера – вид збоку

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		





Рис. 17. Загальний вид планера – вид зверху

## Висновок по розділу

### Рзподіл навантажень конструкції

Під час польоту літака, він знаходиться під впливом певних сил розрідження та тиску, що рівномірно розподілені по обшивці крила. Також на крило діють масові сили самої конструкції крила, що розподілені рівномірно по його розмаху, а також певні зосереджені сили у вигляді агрегатів або вантажів.

Згідно норм льотної придатності приймаємо експлуатаційне перевантаження  $n^3=3$ , а коефіцієнт безпеки  $f=1.5$ .

Крило літака пряме та має трапецієвидну форму. Довжина консолі разом із частиною центроплану, що створює підйомну силу становить 5,2 м. Для розрахунків було розбито цю частину крила на 12 частин, довжина кожної з яких  $\Delta z = 0,433$ .

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

ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ  
ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ

Для подальших розрахунків крутного моменту крила нам потрібно знати такий параметр крила як центр його жорсткості  $X_{ц.ж.}$ , при цьому заздалегідь припускаємо розтушування центрів розподілення масових сил  $X_m$  (0,42 довжини хорди) і центрів розподілених аеродинамічних сил  $X_a$  (0,2 довжини хорди).

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

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

$$X_{ц.ж.} = \frac{H_1^2 \cdot x_1 + H_2^2 \cdot x_2}{H_1^2 + H_2^2} = \frac{(0,08b)^2 \cdot 0,15b + (0,04b)^2 \cdot 0,75b}{(0,08b)^2 + (0,04b)^2} = 0,27b$$

де де  $b$  – довжина хорди перерізу крила,  $H_1$  - висота переднього лонжерона (приймаємо за  $0,08b$ ),  $H_2$  - висота заднього лонжерона (приймаємо за  $0,04b$ ),  $x_1$  – розміщення переднього лонжерона відносно передньої кромки крила (приймаємо за  $0,15b$ ),  $x_2$  – розміщення заднього лонжерона (приймаємо за  $0,75b$ ).

Розподілене навантаження на крило визначимо наступним чином:

$$q_{мас} = \frac{m_{\varphi} \cdot n^2 \cdot f}{S} \cdot b$$

де  $S$  – площа крила.

Розподілене масове навантаження визначимо наступним чином:

$$q_{мас} = \frac{m_{\varphi} \cdot n^2 \cdot f}{S} \cdot b$$

Масові та аеродинамічні навантаження замінюємо одним еквівалентним навантаженням:

$$q = q_{мас} - q_{аер}$$

Для подальшої побудови епюр нам потрібно знайти поперечну силу, згинаючий та крутний моменти у кожному перерізі крила.

Величину поперечної сили у обраному розрізі крила визначатиметься наступним чином:

$$Q_i = \sum_{i=1}^n (\Delta Q_i - m_{\text{звн.}i}) = \sum_{i=1}^n ((q_{\text{ср.}i}^F \cdot \Delta z) - m_{\text{звн.}i}) =$$

$$= \sum_{i=1}^n (((\frac{q_i + q_{(i-1)}}{2}) \cdot \Delta z) - m_{\text{звн.}i})$$

де  $n$  – кількість ділянок, на які розбитий напіврозмах,  $q_{\text{ср.}i}^F$  - середнє значення погонного навантаження на кожній ділянці довжиною  $\Delta z$ ,  $\Delta Q_i$  - приріст поперечної сили на будь-якій ділянці крила(за виключенням кінцевої ділянки, де  $\Delta Q_{\text{звн.}i} = \frac{2}{3} \cdot q_1 \cdot \Delta z$ , де  $q_1$  - погонне навантаження в першому перерізі крила від кінця.

Величину згинаючого моменту визначимо наступним чином:

$$M_{\text{звн.}i} = \sum_{i=1}^n \Delta M_{\text{звн.}i} = \sum_{i=1}^n Q_{\text{ср.}i} \cdot \Delta z = \sum_{i=1}^n \frac{Q_i + Q_{(i-1)}}{2} \cdot \Delta z$$

де  $\Delta M_{\text{звн.}i}$  - приріст згинаючого моменту.

Величину крутного моменту визначимо наступним чином:

$$M_{\text{ср.}i} = \sum_{i=1}^n (\Delta M_{\text{ср.}i} - M_{\text{ср.звн.}i}) = \sum_{i=1}^n ((m_{\text{ср.}i}^F \cdot \Delta z) - M_{\text{ср.звн.}i}) = \sum_{i=1}^n (((\frac{m_i + m_{(i-1)}}{2}) \cdot \Delta z) - M_{\text{ср.звн.}i}),$$

де  $\Delta M_{\text{ср.}i}$  - приріст крутного моменту в будь-якому перерізі,  $m_{\text{ср.}i}^F$  - середнє значення погонного крутного моменту на кожній ділянці,  $m_i = q_{\text{звн.}i} \cdot (X_{\text{в.ж.}} - X_{\text{Д}}) + q_{\text{звн.}i} \cdot (X_{\text{М}} - X_{\text{в.ж.}})$  - погонний крутний момент, де  $X_{\text{в.ж.}} - X_{\text{Д}}$  - відстань від центру тиску до лінії центрів згину,  $X_{\text{М}} - X_{\text{в.ж.}}$  - відстань від лінії центру мас крила до лінії центрів згину, а  $M_{\text{ср.звн.}i} = p \cdot h_{\text{ДВ}} - m_{\text{звн.}i} \cdot a_2$  ( $h_{\text{ДВ}}$  - відстань від центру мас двигуна до центру жорсткості по вертикалі,  $a_2$  - відстань від центру мас двигуна до центру жорсткості по горизонталі).

										Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

На основі вищеперерахованих розрахунків зводимо в таблиці результати і на їх основі будуємо епюри силових факторів, що діють на крило.

Таблиця 3.1.

**Розподілене аеродинамічне навантаження**

Таблиця	№ перерізу	b <sub>i</sub> , м	q пов., кгс/м	q мас., кгс/м	q,	3.2
					кгс/ м	
	1	0,78	1070	182	888	
	2	0,8694	1193	203	990	
	3	0,9588	1315	224	1092	
	4	1,0482	1438	244	1194	
	5	1,1376	1561	265	1295	
	6	1,227	1683	286	1397	
	7	1,3164	1806	307	1499	
	8	1,4058	1929	328	1601	
	9	1,4952	2051	349	1703	
	10	1,5846	2174	370	1804	

**Поперечна сила**

№ перерізу	b <sub>i</sub> , м	ΔZ, м	q <sub>i</sub> , кгс/м	q <sub>i+1</sub> , кгс/м	ΔQ <sub>i</sub> , кгс	Q <sub>i</sub> , кгс
1	0,78	0,43	888	990	257	257
2	0,87	0,43	990	1092	407	663
3	0,96	0,43	1092	1194	451	1115

4	1,05	0,43	1194	1295	495	1610
5	1,14	0,43	1295	1397	539	2149
6	1,23	0,43	1397	1499	583	2732
7	1,32	0,43	1499	1601	627	3360
8	1,41	0,43	1601	1703	672	4031
9	1,50	0,43	1703	1804	716	4747
10	1,58	0,43	1804	1906	760	5507
11	1,67	0,43	1906	2008	804	6311
12	1,76	0,43	2008	2110	848	7159
13	1,85	0,43	2110	-	892	8051

Таблиця 3.3

**Згинаючий момент**

№ перерізу	$b_i, м$	$\Delta Z, м$	$Q_i, кгс$	$Q_{i+1}, кгс$	$\Delta M_i, кгс*м$	$M_i, кгс*м$
1	0,78	0,43	257	663	0	0
2	0,87	0,43	663	1115	199	199
3	0,96	0,43	1115	1610	385	585
4	1,05	0,43	1610	2149	590	1175
5	1,14	0,43	2149	2732	814	1989
6	1,23	0,43	2732	3360	1057	3047
7	1,32	0,43	3360	4031	1320	4366
8	1,41	0,43	4031	4747	1601	5968
9	1,50	0,43	4747	5507	1902	7869

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ		Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			

10	1,58	0,43	5507	6311	2221	10091
11	1,67	0,43	6311	7159	2560	12651
12	1,76	0,43	7159	8051	2918	15569
13	1,85	0,43	8051	-	3295	18864

Таблиця 3.4.

**Крутний момент**

№ перерізу	$b_i$ , м	$\Delta Z$ , м	$m_{крі}$ , кгс*м	$m_{крі+1}$ , кгс*м	$\Delta M_{крі}$ , кгс*м	$M_{крі}$ , кгс*м
1	0,78	0,43	80	99	0	0
2	0,87	0,43	99	120	39	39
3	0,96	0,43	120	144	48	86
4	1,05	0,43	144	170	57	144
5	1,14	0,43	170	197	68	211
6	1,23	0,43	197	227	79	291
7	1,32	0,43	227	259	92	383
8	1,41	0,43	259	293	105	488
9	1,50	0,43	293	329	120	608
10	1,58	0,43	329	367	135	742
11	1,67	0,43	367	407	151	893
12	1,76	0,43	407	450	168	1061
13	1,85	0,43	450	-	186	1247

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

На рис. 1.1 показані результати розрахунків у вигляді епюр силових факторів:

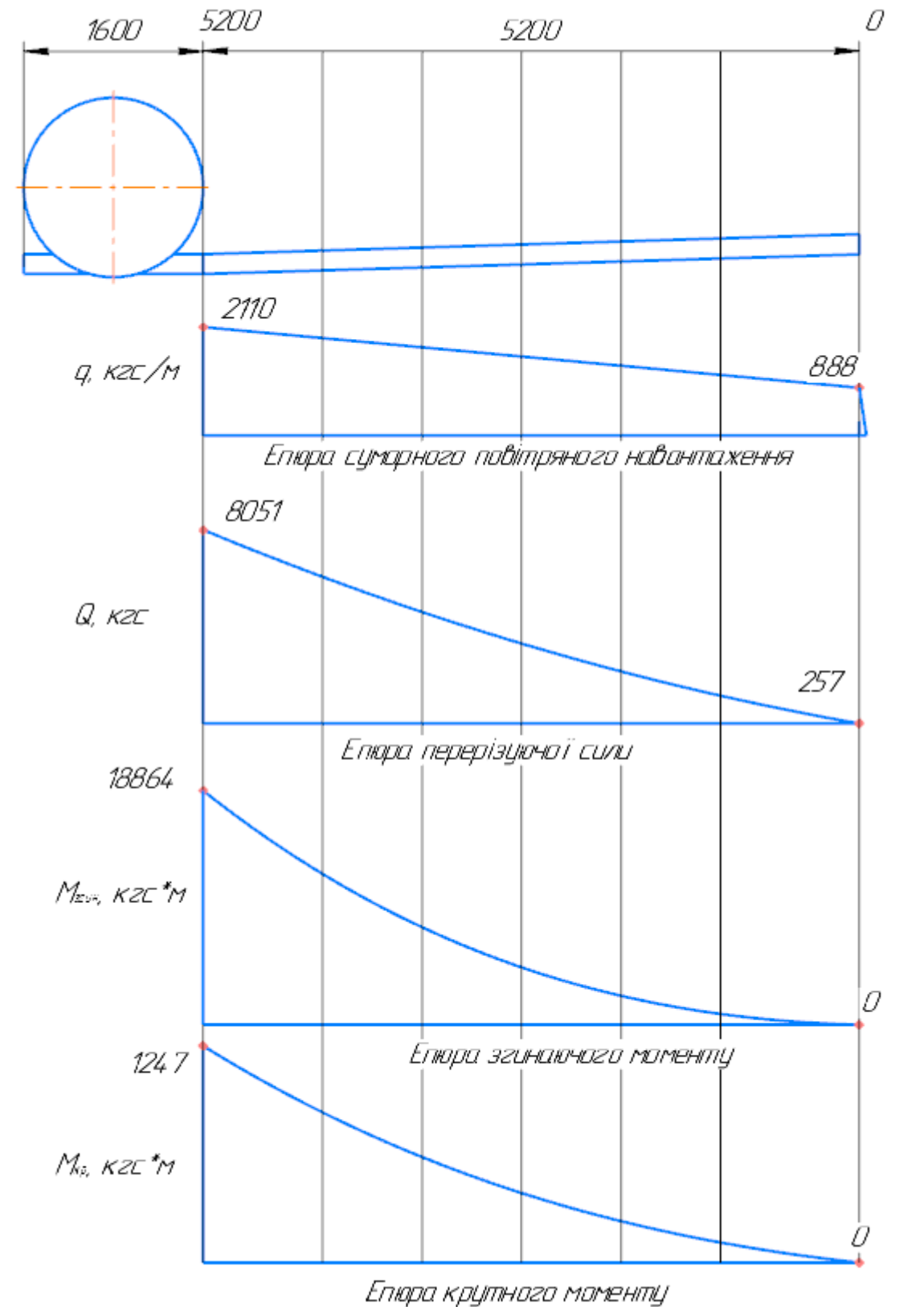


Рис. 1.1 Епюри силових факторів, що діють на крило

### Висновок по розділу

В даному розділі були проведені розрахунки розподілені в обшивці крила розробленого планера, зокрема обчислено розподілене аеродинамічне навантаження, поперечні сили, згинаючий момент та крутний момент. Опираючись на отримані результати, були побудовані епюри силових факторів, що діють на крило.

### 3. Аеродинамічний розрахунок літака за методом потужностей

Аеродинамічний аналіз методу потужної потужності зручно робити для більш високої продуктивності літальних апаратів, оскільки основна характеристика їх електростанції - це потужність. Спрощений аналіз за методом потужностей, знайдений на графіках, шуканої  $N_r$  і наявної  $N_p$  потужності горизонталі в ході швидкості від швидкості на різних висотах. На рис. якомога швидше виглядає графічний графік на всю висоту на рівні. Цей графік показує, наскільки швидко вони  $V_{min}$ ,  $V_{ec}$ ,  $V_{max}$ . За допомогою цього графіка можна швидко встановити діапазон швидкості та максимального надлишку імпульсу  $\Delta N_{max}$ , який, як зазначалося, розташований між швидкостями  $V_{nv}$  і  $V_{ek}$ .

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



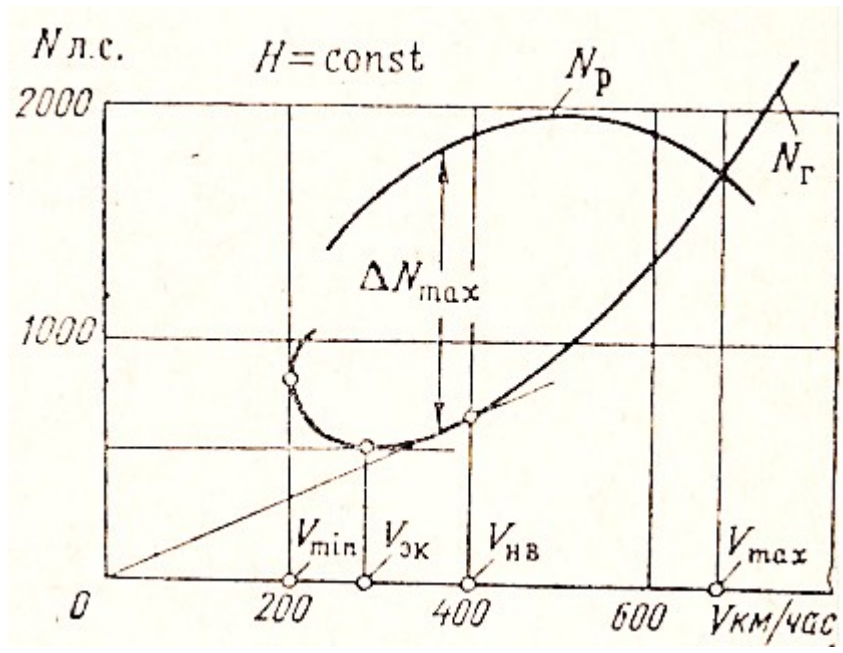


Рис. 4.1. Криві потрібних  $N_p$  і відомих  $N_g$  потужностей для висоти.

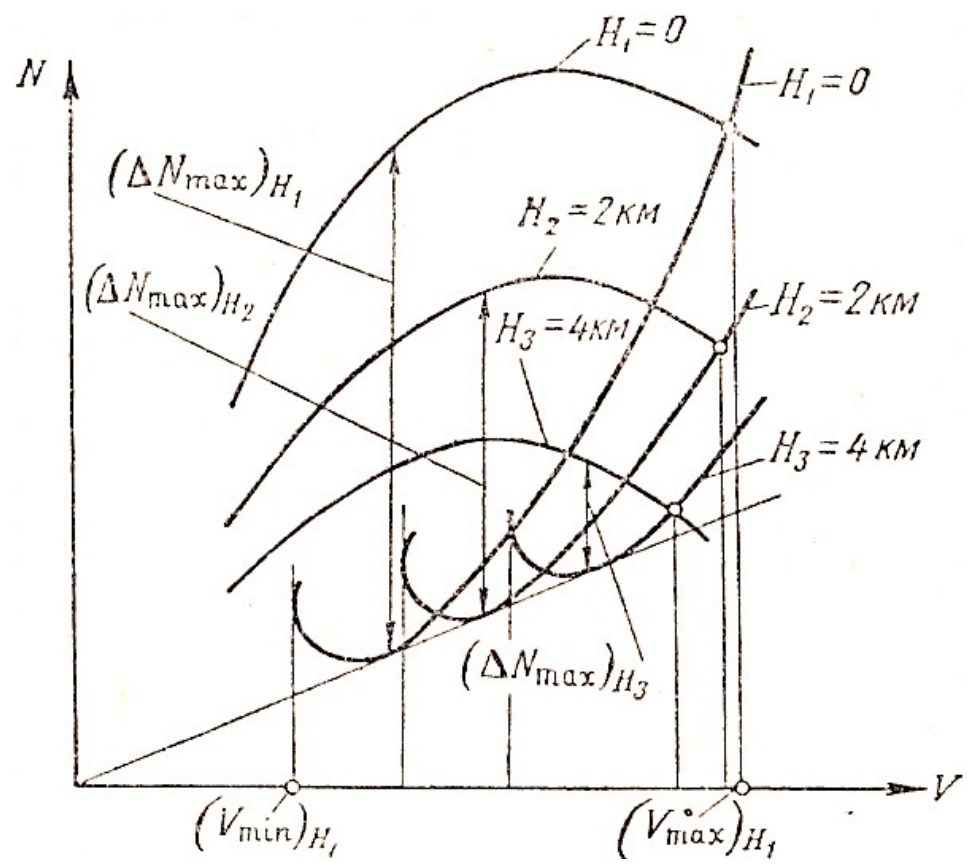


Рис. 4.2. Криві  $N_g$  і  $N_p$  ЛА з невисотно поршневыми двигунами для різної висоти.

Надмірна потужність, як і надлишкова тяга, використовується для отримання висоти та збільшення швидкості горизонтального польоту. При

постійному горизонтальному польоті надлишкова потужність не використовується, для цього двигун пригнічується.

Для визначення характеристик польоту літального апарату на різних висотах будується комбінований графік необхідної та наявної потужності на висотах. У цьому випадку, у поршневих двигунах на низькій висоті наявна потужність  $N_p$  зі збільшенням висоти постійно зменшується у високогірних двигунах із впорскуванням до розрахункової висоти  $H_p$ , вона збільшується і вище цієї висоти падає.

Видно, що для літаків з не висотними поршневими днищами максимальна швидкість, діапазон швидкості і надлишкова потужність з підйомом на висоту постійно зменшуються, а для літаків з висотними двигунами, оснащеними нагнітачем, ці характеристики проектної висоти  $H_p$  двигуна збільшуються, і вище цієї висоти - зменшується.

Наступний графік показаний для літаків з двигунами з низьким і висотним рівнем. З цього графіка видно, що вертикальна швидкість літака з маломобільним двигуном у міру збільшення висоти весь час падає, а літальний апарат з висотним двигуном до проектної висоти збільшується і падає вище проектної висоти. Тому при однаковій вертикальній швидкості в землі стеля літака з висотним двигуном набагато вище, ніж у літака з двигуном на низькій висоті. Для побудови барограми підйому графік залежності  $V_{y_{max}} = \varphi(H)$  перетворюється в графік залежності  $1 / V_{y_{max}} = \varphi(H)$ , після чого знаходиться час набору кожної ділянки висоти методом графічної інтеграції.

Розрахунки проводяться за тією ж таблицею, що і в методі стрижнів. За даними таблиці будують барограми підйому.

Для розробленого літака висота польоту становить 11 км. Потрібна потужність  $N_{ек} = 600$  к.с., доступна потужність двох двигунів 1400 кн, що вистачає для п'ятимісного літака.

### **3.1. Визначення дальності та тривалості польоту методом потужностей**

Дальність польоту - це відстань по 1 горизонтальній площині, що пролітає на площині, рухаючи її в одній вертикальній площині після споживання певного запасу палива. Ця відстань включає такі області, типові для обчислення дальності польоту:

- ділянку, пройдену літальним апаратом, на заданій висоті;
- ділянку основну, що відповідає горизонтальному польоту на заданій висоті;
- ділянку, яку пройшов літак, коли він опускається для посадки в пункт призначення.

Для спрощення обчислень не враховуватиметься зміну вага польоту через вигорання палива, і будемо вважатимемо, що у другому, головному розділі, літак має постійну вагу польоту та постійну швидкість. Відстань, пройдена літаком на головній ділянці, зазвичай становить до 95% від повного дальності. Ця відстань, визначена за відсутності вітру, називається технічним діапазоном.

Надалі ми обмежимося представленням методу обчислення дальності та тривалості польоту для основного розділу. Подача палива в повітряне судно, що відповідає технічному діапазону його польоту, називається доступною подачею палива.

Наявний запас палива дорівнює повному запасу палива без частини, необхідної для запуску і випробування двигунів перед польотом, літати по колу після зльоту і над аеродромом призначення, встановити задану висоту і опустити літак для посадки .

Окрім технічної дальності, розрізняють практичну дальність польоту, маючи на увазі під цим терміном відстань уздовж горизонту, пройденого літальним апаратом після споживання доступного запасу палива за вирахуванням так званого аеронавігаційного постачання палива.

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Аеронавігаційний запас палива визначається умовами при сміливому зменшенні дальності дії вітрових вітрів і при об'їзді гір, гроз, хмар тощо. Перешкоди. Зазвичай це 5 ÷ 10% від загальної кількості палива. Іноді використовується концепція радіусу дії літального апарату, тобто максимальна відстань, на яку літак може пройти від свого аеродрому, за умови повернення до нього без проміжних посадок і заправки.

Дальність польоту залежить від наступних основних факторів подачі палива, кількості кілометрової витрати палива, звивистості та ступні по черзі в режимі польоту (швидкості та висоти), напрямку та силі вітру на маршруті польоту. Час, який літальний апарат може тривати у повітрі до повного вигорання наявного палива, називається тривалістю польоту.

Технічна дальність польоту визначається за формулою

$$L = \frac{G_{m.p}}{q_k}$$

де L — дальність польоту в км;

$q_k$  — кілометровий витрата палива в кг / км;

$G_{m.p}$  — наявний запас палива в кг.

Тривалість польоту залежить від подачі пального на повітряне судно та його погодинного споживання визначається співвідношенням

$$T = \frac{G_{m.p}}{q_{ch}}$$

де T - тривалість польоту в год .;

$q_{ch}$  - годинна витрата палива в кг / год.

Формули дальності і тривалості польоту для літальних апаратів з поршневыми двигунами

Розгорнута формула, яка визначає дальність польоту, виходить із формули наступним чином.

										Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ					

Відомо, що кілометрова витрата палива  $q_k = \frac{q_v}{3.6 V_H} [\text{кг/км}]$

де  $V$  — швидкість польоту на заданій висоті в м / сек, а годинна витрата палива

$$q_v = c_\epsilon N_\epsilon [\text{кг/час}]$$

де  $c_\epsilon$  — питома витрата пального в кг / л. с. ч., т. е. витрата палива двигуном (або двигунами, якщо їх на літаку кілька) на одиницю потужності за одну годину.

Для сучасних поршневих двигунів

$$c_\epsilon \approx 0,22 \div 0,25 \frac{\text{кг}}{\text{л. с. ч.}}$$

$N_\epsilon$  — ефективна потужність двигуна (або двигунів) в л. с.

Так як технічна дальність визначається при умовах горизонтального польоту, то потужність потрібна для польоту повинна дорівнювати відомій.

$$N_m = N_p = \frac{P V_H}{75}$$

де  $P$  — тяга гвинта.

Враховуючи що

$$N_p = N_\epsilon \eta_B$$

$\eta_B$  — коефіцієнт корисної дії (к. П. Д.) Гвинта, можна записати в игляді

$$N_\epsilon = \frac{P V_H}{75 \eta_B}$$

Підставивши замість  $q_k$  і  $N_\epsilon$  знайдені вирази, отримаємо з формули

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$L = \frac{G_{m.p}}{q_k} = \frac{G_{m.p} 3,6 V_H}{q_c} = \frac{G_{m.p} 3,6 V_H}{c_\epsilon N_\epsilon} = \frac{G_{m.p} 3,6 V_H 75 \eta_B}{c_\epsilon P V_H}$$

$$L = 270 \frac{G_{m.p} \eta_B}{c_\epsilon P}$$

Сила тяги при горизонтальному польоті

$$P = \frac{G_{cp}}{K}$$

де  $K$  - якість літака;

$G_{cp}$  - середній польотний вага в кг.

Ця вага визначається, як різниця між вихідною польотною вагою літака при вильоті  $G_0$  і середнім арифметичним суми ваг наявного палива  $G_{т.р}$  (згорає в польоті) скидаються в польоті вантажів  $G_{cp}$ .

$$G_{cp} = G_0 - \frac{G_{m.p} + G_{сб}}{2}$$

Провівши заміну у формулі сили тяги її виразом, буде отримана формула дальності польоту в наступному вигляді:

$$L = 270 \frac{G_{m.p}}{G_{cp}} K \frac{\eta_B}{c_\epsilon}$$

З формули видно, що дальність польоту залежить від зносу  $\frac{G_{m.p}}{G_{cp}}$ , що є

постійним значенням, незалежним від режиму польоту та значення змінної

$K \frac{\eta_B}{c_\epsilon}$  залежної від режиму польоту.

Максимальна дальність польоту, очевидно, досягається при

максимальному значенні величини  $K \frac{\eta_B}{c_\epsilon}$ . Якщо відношення  $\frac{\eta_B}{c_\epsilon}$  не

залежить від швидкості польоту, то для отримання максимуму. Однак, як

відомо, співвідношення  $\frac{\eta_B}{c_\epsilon}$  залежить від швидкості і досягає своїх

максимальних значень зі швидкістю, значно вищою за швидкість.  $V_{nv}$ ,

										Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ					

коли якість починає вмирати. Тому максимальне значення  $K \frac{\eta_B}{C_\epsilon}$

досягається зі швидкістю, трохи більшою від найбільш сприятливої.

Швидкість, з якою досягається максимальний діапазон, називається

крейсерською швидкістю. Для літаків з крейсерською швидкістю

$$V_{\text{крейс}} \approx (0,70 \div 0,80) V_{\text{max}}$$

Дальність польоту при максимальному значенні швидкості становить приблизно 50% від крейсерської швидкості.

Формула тривалості польоту може бути виражена, більш повно, наступним чином.

Аналогічно з дальністю польоту, запис тривалості польоту

$$T = 75 \frac{G_{\text{м.р}}}{G_{\text{ср}}} \frac{K}{V_H} \frac{\eta_B}{C_\epsilon}$$

$$T = \frac{75}{4} \sqrt{S \Delta} \frac{G_{\text{м.р}}}{G_{\text{ср}}^{\frac{2}{3}}} \frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x} \frac{\eta_\epsilon}{C_\epsilon}$$

В умовах постійної відносної тривалості польоту, яка досяглася б за найбільш економічної швидкості, при якій коефіцієнт потужності  $\frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x}$  має максимальне значення. Практично в роботі, яка перебуває у співвідношенні  $\frac{\eta_\epsilon}{C_\epsilon}$ , режим максимальної довільності отримується зі швидкістю і повинен бути економічно ефективним.

$$L = 270 \frac{G_{\text{тр}}}{G_{\text{ср}}} \frac{K}{C_\epsilon} = 270 \cdot \frac{4500}{16000} \cdot 13 \cdot \frac{0,8}{0,22} = 3590 \text{ км}$$

$$T = 75 (S \Delta)^{0,5} \left( \frac{C_y}{G_{\text{ср}}} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{G_{\text{тр}}}{C_x} \frac{K}{C_\epsilon} = 75 \cdot \frac{4500}{16000} \cdot 13 \cdot \sqrt{\frac{0,27}{16000}} \cdot \frac{0,8}{0,22} \cdot \sqrt{\frac{91}{2}} \cdot 0,45 = 19 \text{ год}$$

										Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ

## Розрахунок ресурсу крила

В ході проведення розрахунків була використана система Nastran 2018.

Побудуємо модель навантаження. В польоті від зриву потоку циклічне навантаження буде затухаючі. Проведено спостереження і визначено, що під час польоту спостерігається помітне коливання періодично, раз на 1 хвилину протягом десяти циклів з частотою коливань від 0,5 Гц до 2 Гц. Амплітуда коливань помітна, тому вона становить приблизно 0,25... 0,5 м. Розмах крила - 12 метрів. Тривалість польоту до точки посадки - 4 години. Злітна вага літака – 3300 кг.

Знаходження критичної точки дії навантаження. Зокрема, прикладить до крила кінець кесона навантаження в 100 кгс (рис. 3.1).

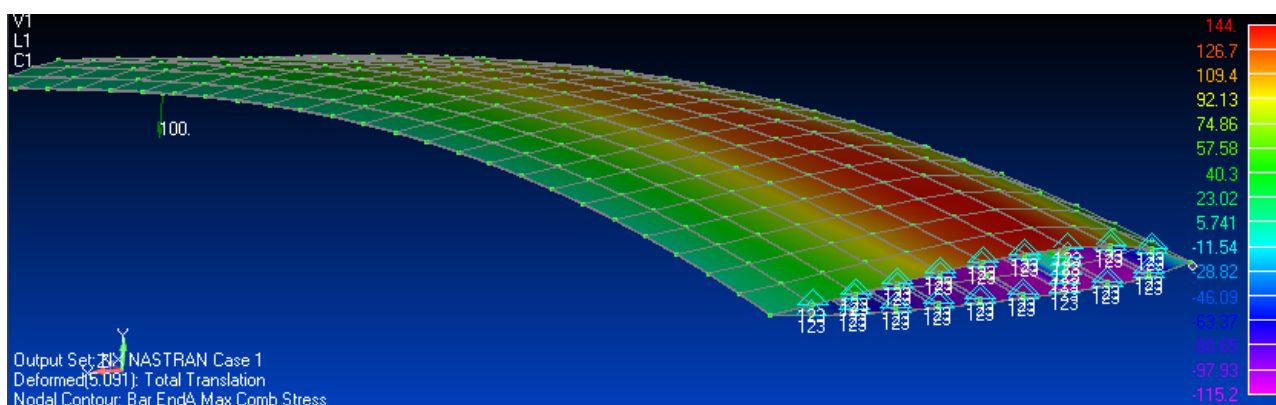


Рис. 5.1. Механічні напруження в стрижневих елементах

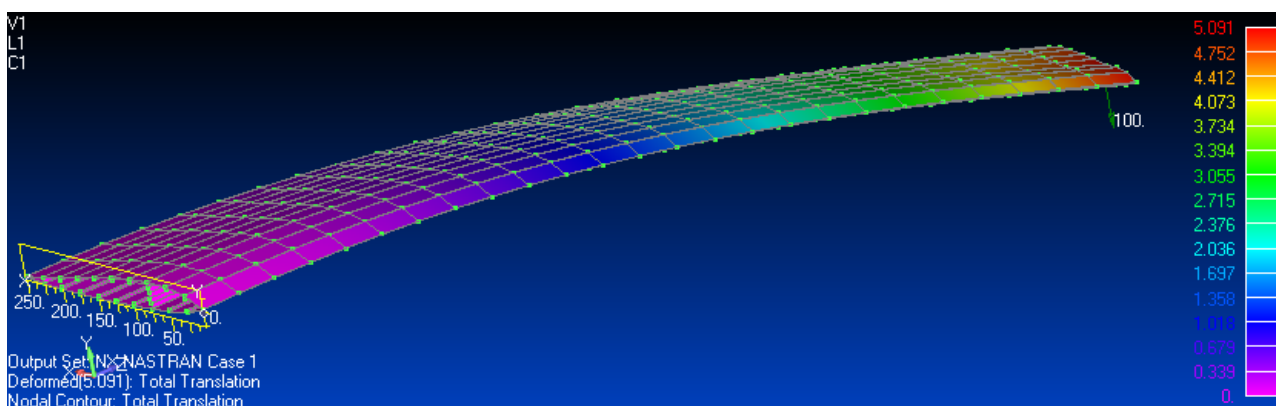


Рис. 5.2. Переміщення крила

Переміщення дорівнює  $\delta=5$  см, механічні напруження  $\sigma_{eqv}$ , отже за четвертою теорією міцності (Губера-Мізеса-Генки)

										Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ



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

де  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  - основні напруження вздовж взаємно перпендикулярних осей.

Такий же модуль напруги виникає і в двовузлових елементах (рис.5.1. Bar End A Max Comb Stress). У випадку переміщення в 10 разів більше більшого  $\delta' = 50$  см механічні напруги становитимуть  $\sigma' = 1500$  кгс/см<sup>2</sup>. Найбільші напруги припадають на елементи біля кореневої нервюри, відповідну тут доцільно вибрати критичну точку (в поясі лонжерону).

Відповідно до формули Серенсена-Кінасошвілі, еквівалентна напруга симетричного циклу

$$\sigma_{a eqv} = \sigma_a + \psi_{\sigma} \sigma_m \quad (3)$$

де  $\sigma_a, \sigma_m$  - амплітудне і середнє напруження зазначеного асиметричного циклу навантаження,  $\psi_{\sigma}$  - коефіцієнт асиметрії циклу навантаження, котрий визначається за формулою

$$\psi_{\sigma} = (2\sigma_{-1} - \sigma_0) / \sigma_0 \quad (4)$$

Тут  $\sigma_{-1}$  - границя витривалості за симетричного циклу навантаження ( $\sigma_m = 0$ ),  $\sigma_0$  - границя витривалості за пульсуючого циклу навантаження ( $\sigma_a = \sigma_m$ ).

Навантаження за обраних умов симетричне відносно нульового положення в часі, відповідно

$$\sigma_m = 0, \text{ і } \sigma_{a eqv} = \sigma_a = \sigma_{eqv}.$$

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Границя витривалості  $\sigma_d$  елемента розробленої конструкції

$$\sigma_d = K_d \sigma_{-1} \quad (5)$$

де  $K_d$  - коефіцієнт впливу елемента конструкції, який визначається за формулою:

$$K_d = \frac{1}{(K_\sigma / (K_d + 1 / K_F - 1) / K_v)}, \quad (6)$$

де  $K_\sigma$  - ефективні коефіцієнти концентрації напруги (зменшення меж витривалості основного зразка до межі витривалості зразка з концентратором напруги), розраховується за формулою

$$K_\sigma = 1 + (\alpha_\sigma - 1)q. \quad (7)$$

$\alpha_\sigma$  - теоретичний коефіцієнт концентрації напруги, досягнутий номограмами,  $q$  - коефіцієнт чутливості матеріалу до концентрації напруги, оберемо необхідне для алюмінію значення  $q = 0,4$ ;

$K_d$  - коефіцієнт, що міститься у вільному розмірі, перерізі чи коефіцієнті масштабу (зменшення межі витривалості вибірки діаграми до межі витривалості зразка зі стандартним діаметром), який існує на номограмі;  $K_F$  - коефіцієнт, що використовується лише у віці (зменшення меж витривалості з перервою з визначенням того, хто довіряє межі витривалості з перервою, в момент, коли отримана крива Велера), що використовується на номограмі,  $K_v$  - коефіцієнт, що обмежує вітрифікацію зразка лише необхідним. до межі витривалості не змінює зріз), що вираховується за допомогою номаграм.

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

При виконанні розрахунків дійсних варіантів у формулі зміни заміни амплітуди  $\sigma_a$  напружень потрібно провести підстановку

$$\sigma_{aD} = \sigma_a / K_D$$

Наприклад, формула (3) отримає вигляд:

$$\sigma_{a\text{ eqv}} = \sigma_a / K_D + \Psi \sigma_m \quad (8)$$

Пошкодження, накопичення у безпечній точці досліджуваної структури в заданих умовах розглядатися за формулою

$$\Psi = \sum_{i=1}^{N_b} \Psi_i = \sum_{i=1}^{N_b} \frac{k_i}{N_i}, \quad \Psi_i = \frac{k_i}{N_i} \quad (9)$$

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

У разі опису процесу накопичення шкоди рівнянням (9) умова руйнування реєструється як:

$$\Psi \geq a_p \quad (10)$$

де  $a_p$  – число, наближене до «1».

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

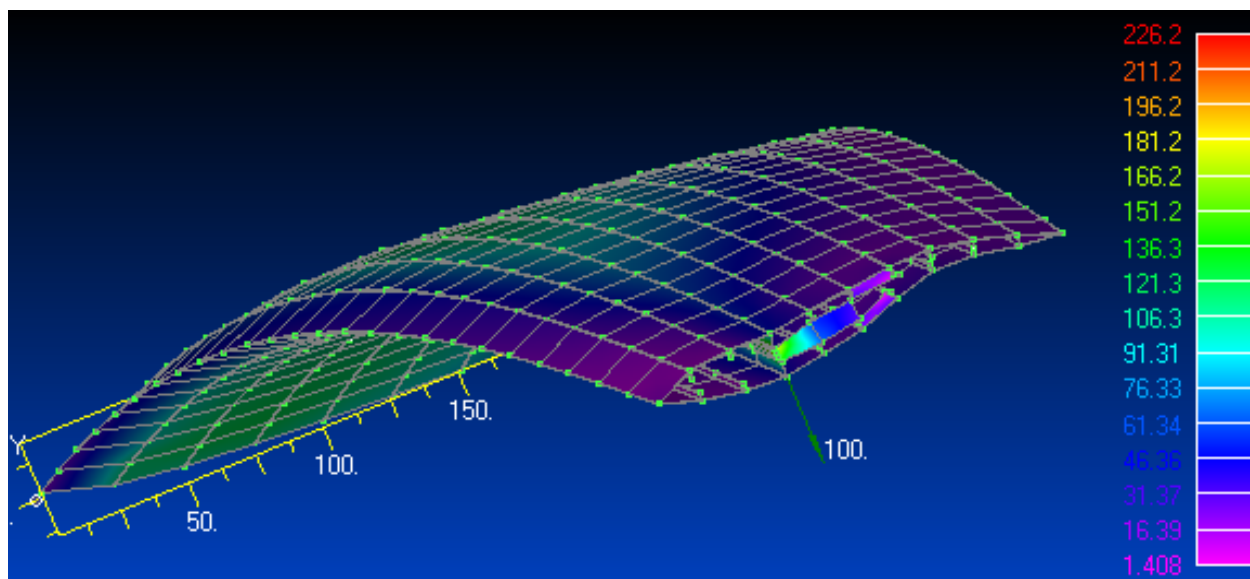


Рис.5.3. Розподіл напружень на профілі, із залученням показників їх концентрації в елементах

Визначення коефіцієнту концентрації напружень:

$$\alpha_{\sigma} = \sigma_{\text{ном}} / \sigma_{\text{max}} = 1500 / 2260 = 0,67 . \quad (11)$$

Коефіцієнт впливу якості обробки поверхні при граничній стійкості для поясу лонжерону  $\sigma_T=350$  МПа (алюмінію з катаного профілю), відповідає значенню

$$F = 0,8.$$

Рис.5.4 Графік для визначення коефіцієнту якості обробки поверхні:  
 1 - обробка поверхні за допомогою полірування, 2 - обробка поверхні шліфуванням, 3 - обробка поверхні за допомогою тонкого точіння, 4 - обробка поверхні з використанням процесу грубого точіння, 5 - присутня окалина на поверхні.  
 Визначення ефективного коефіцієнту концентрації напружень за допомогою формули(7) :

$$K_{\sigma} = 1 + (\alpha_{\sigma} - 1)q = 1 + (0,67 - 1) 0,4 = 0,868. \quad (7a)$$

Обираємо коефіцієнт впливу  $K_v = 1$ . За формулою (6) визначаємо значення конструктивного коефіцієнту

										Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ					

$$K_D = 1 / (0,868 / 1,02 + 1 / 0,8 - 1) / 1 = 0,85. \quad (6a)$$

Перевірка вигляду напружено-деформованого стану в елементах обшивки за допомогою параметру Надаї-Лоде:

$$\chi_\sigma = 2 (\sigma_2 - \sigma_3) / (\sigma_1 - \sigma_3) - 1 \quad (12)$$

Значення параметра, створює залежність для визначення напруженого стану та відповідає класифікується за видами:

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

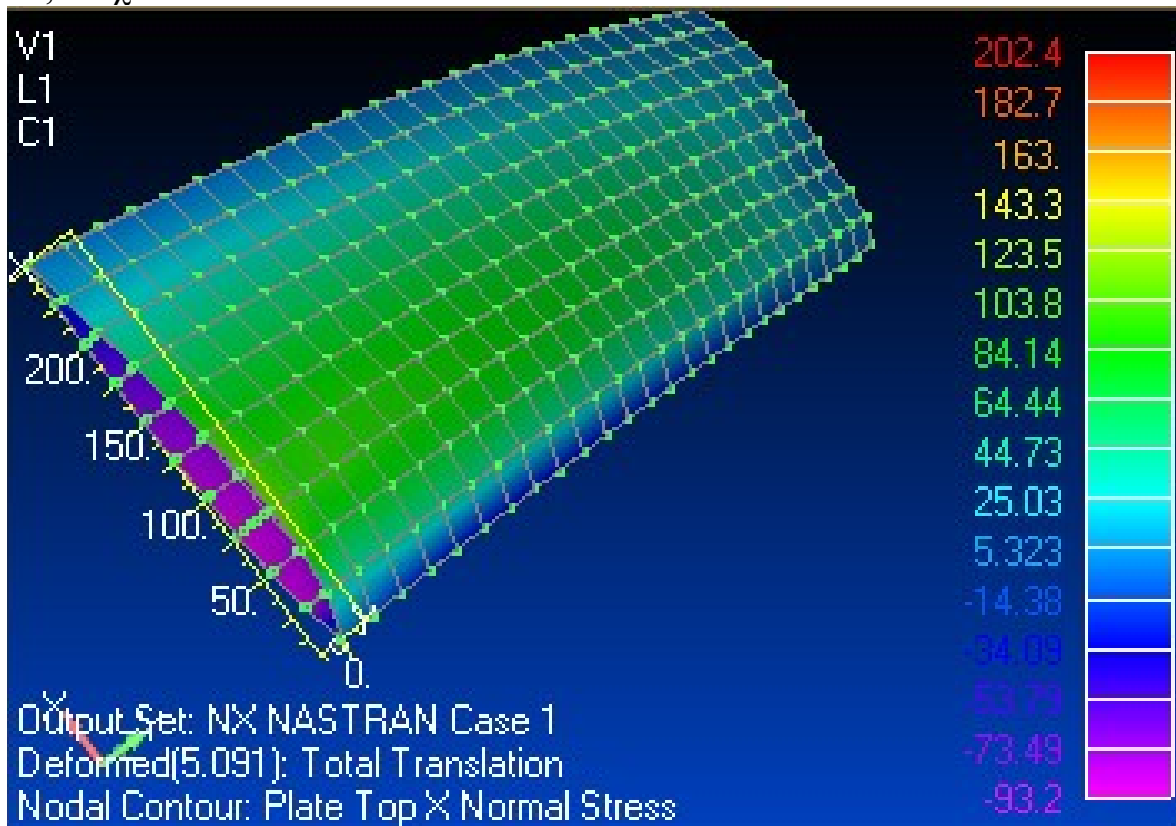
$\chi_\sigma = 1$  – одноосьове стиснення;

$\chi_\sigma = 0$  – чистий зсув;

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

$-0,5 < \chi_\sigma < 0,5$  – зсув;

$0,5 < \chi_\sigma < 1$  – стиснення.



					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Рис.5.5. Компоненти нормальних напружень в обшивці при  $\sigma_1 = 123$   
 кгс/кв.см

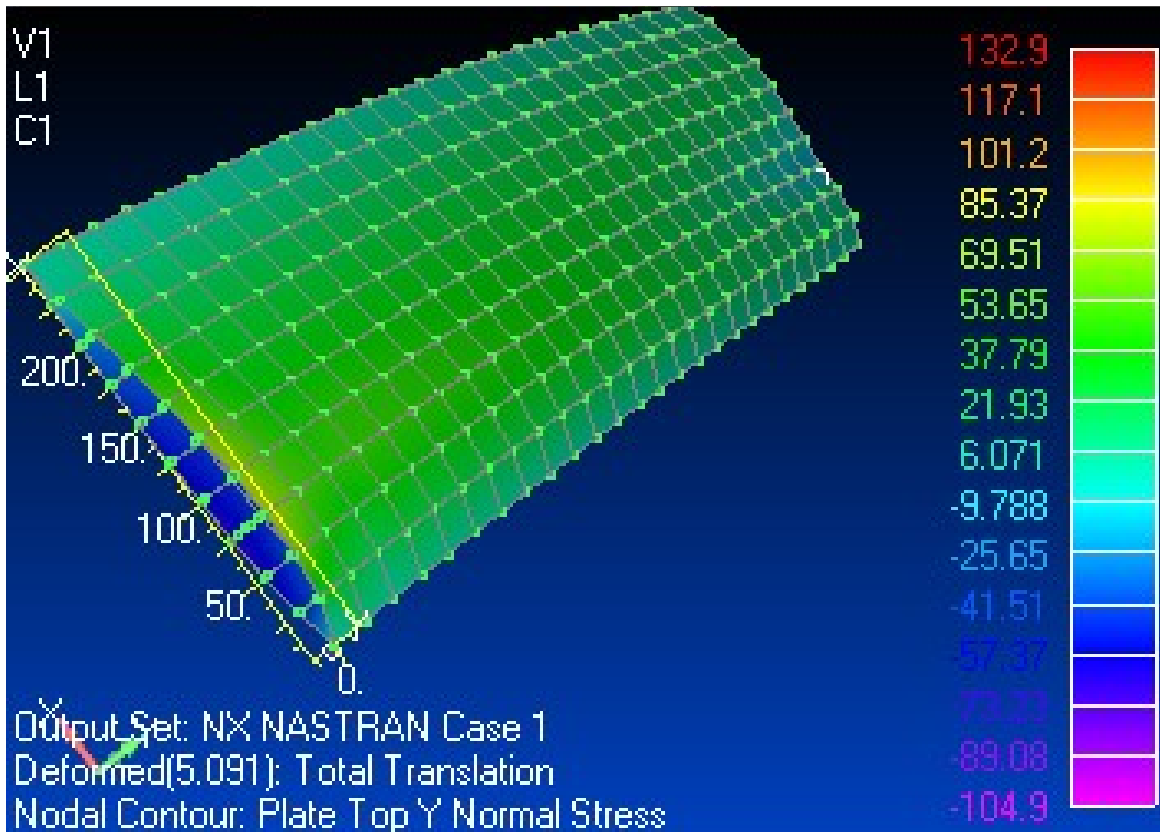


Рис.5.6. Компоненти нормальних напружень в обшивці при  $\sigma_2 = 69$   
 кгс/кв.см

$$\chi\sigma = 2(69 - 0) / (123 - 0) - 1 \approx 0 \quad (12a)$$

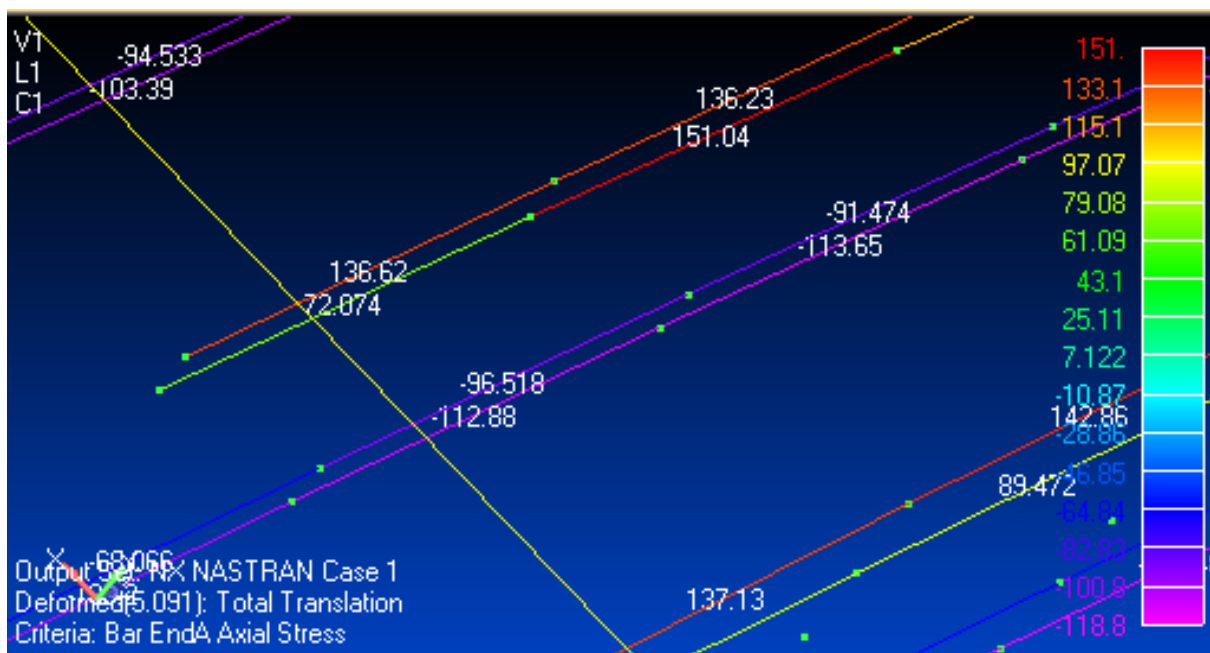


Рис.5.7. Осьові нормальні напруження двовузлових стержневих елементів  
 при  $\sigma_1 = 151$  кгс/см.кв

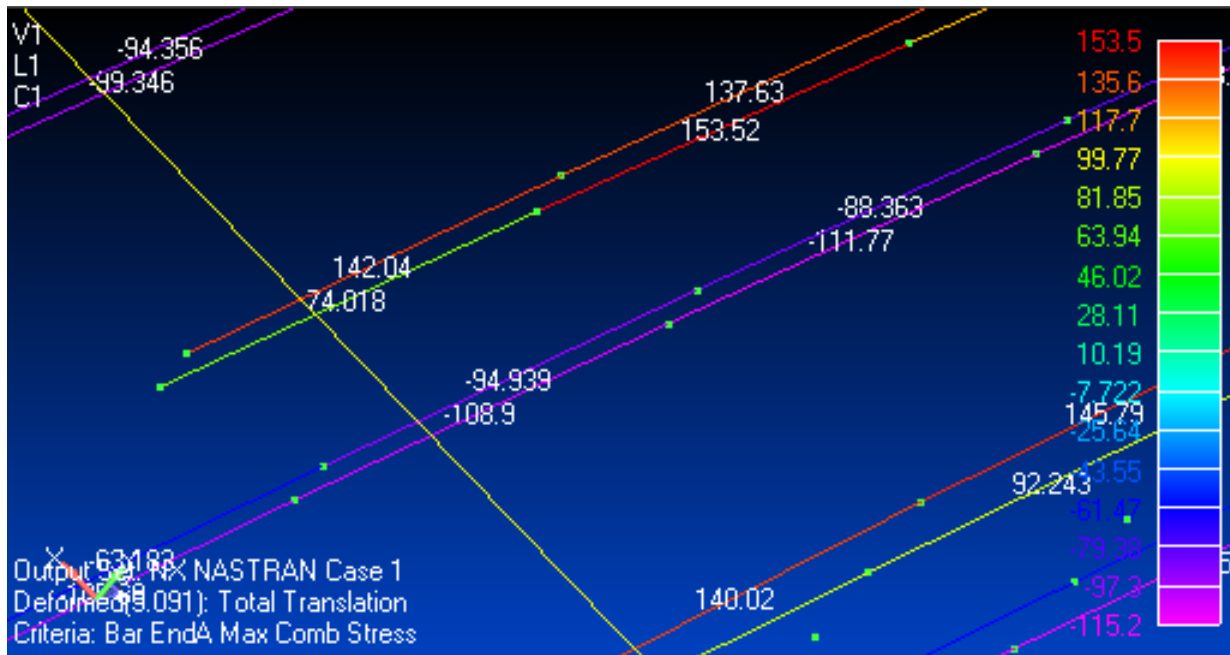


Рис.5.8. Максимальні сумарні напруження в двовузлових елементах при 153,5 кгс/см.кв

Згідно з формулою (12) одержимо:

$$\chi_{\sigma} \approx 2(0 - 0) / (\sigma_1 - 0) - 1 = -1. \quad (12, б)$$

Отриманий напружено-деформований стан свідчить про фактор одновісного розтягнення.

Крива витривалості для алюмінію 3 (рис. 5.9.).

Рис.5.9. Крива витривалості Веллера:

1 – маловуглецева сталь, 2 – високоміцна сталь, 3 – нержавіюча сталь та кольорові метали.

При визначеному  $\sigma_d = 1845 \text{ кгс/см}^2$ , враховуючи відповідне зміщення кривої по осі OX, кількість циклів до відмови під час розтягнення-стиснення буде дорівнювати  $N_s = 107$ .

Визначення кількості секцій до останніх меж витривалості

За одну годину відбувається 6 циклів по 1 хвилині та 10 коливаннях. Всього  $n = 60$  коливань на годину. Загальна кількість циклів до останніх меж витривалості  $N_s = 107$ .

ЗМН.	Арк.	№ док.	Підпис	Дата	ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
						Арк.

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

кількість перельотів дорівнює 17000 год. /4 год.= 40000 польотів.

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

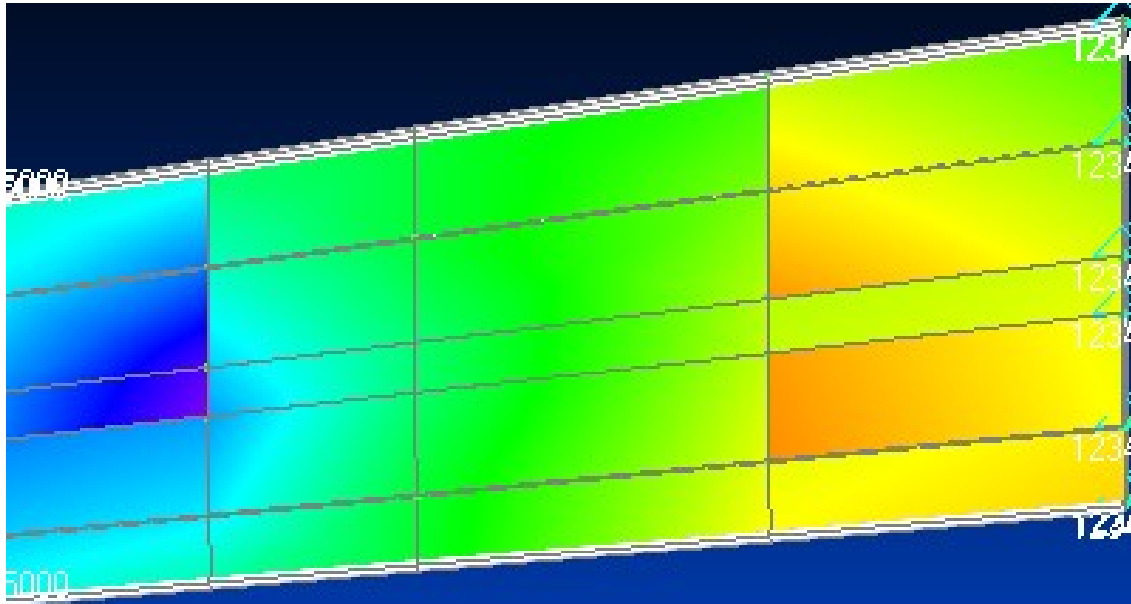


Рис.3.10. Секція крила в плані

Обчислимо значення крутного моменту від впливу підйомної сили при малому куті стрілоподібності  $\chi$

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

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		





Engineering) використовуються для автоматизованої роботи та вивчення аналітичних моделей, які існують в тих чи інших завданих умовах.

Призначення цього типу інструментів полягає в тому, щоб забезпечити льотні дані з безумовною відповідністю всім іншим обмеженням, які існують з точки зору керованості та безпеки польоту, зручності, простоти в експлуатації, обслуговуванні тощо.

Аеродинамічна компоновка практично зводиться до таких завдань:

1) знайти максимальні значення аеродинамічного коефіцієнту  $K$  і коефіцієнта підйомної сили, найменше значення коефіцієнту лобового опору  $C_X$  при найбільш раціональній схемі літака та оптимальних параметрах крила;

2) отримати плавне використання порушеного потоку. Бажано, щоб зрив виник у корені крила і поширювався до його кінця;

3) для забезпечення ефективності контрольних повернень у всьому діапазоні кутів атаки, включаючи закриті (зварювання, штопор);

4) ліквідування шкідливих застійних зон та вихрових течій.

Використання отриманих даних для побудування поляри ЛА

Полярою названа крива, яка описує залежність коефіцієнта лобового опору  $C_x$  від коефіцієнта підйомної сили  $C_y$ . Кути атаки а також виносяться на криву.

Для побудованих поляри ЛА, потрібно враховувати значення коефіцієнтів  $C_x$  та  $C_y$ , залежно від кутів атаки. Обчислення зручно виконувати в таблиці.

Після заповнення таблиці можна приступати до створення поляри. Для цього наносяться точки в системі координат  $C_y$  та  $C_x$ , які відповідають кутам атаки та з'єднані плавною кривою. Поляра літака

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

дозволяє легко і швидко досягти ряду аеродинамічних характеристик повітря, які використовуються при розрахунку льотно-технічних характеристик.

Важливою характеристикою, яка оцінювала аеродинамічну якість ЛА, являється аеродинамічна якість К. збільшення даного показника є одним з найважливіших завдань аеродинамічного компоновання літального апарату.

Максимальна аеродинамічна якість літака буде здійснюватись при обстрілах вугіллям, використовуючи точки дотику лінії, які проходять через часові координати, тримаючи дотичну до поляри.

## **5. 1. ПО для проведення віртуальних аеродинамічних випробувань**

Опис застосування систем CAE.

Для дослідження даних було обрано систему Solid Works 2020, та додатково встановлений пакет Flo Simulation.

Система Solid Works 2007 також використовувала системи САПР на етапі створення аналітичної суцільної моделі літального апарату. Система CAE Flo Simulation спеціально використовується для моделювання процесів, що використовуються з рухом рідинних, повітряних мас, які взаємодіють з твердими об'єктами, враховуючі задані експериментатором фізичні характеристики.

Випробування

Параметри:

1. Суцільна модель САПР, яка надається системою CAE "Flo Simulation" літака;
2. Параметри довгих слів  
випробування на висоті 1000 метрів у Міжнародному стандартна атмосфера;

						ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			

- газоподібне середовище – застосовується з поєднанням параметрів навколишнього середовища "Air";

- атмосферний тиск - 94 390 Па;

- температура навколишнього середовища - 8,5 С °;

- Вільна швидкість переду

- потужність потоку - 80 м / с;

- інтенсивність турбулентності - 1%;

- довжина турбулентності - 0,0205 м;

Методи випробувань.

Детальніше описаний метод випробування.

Результати тесту.

Випробування дали змогу отримати потрібні для тестування моделі льотні параметри.

## 5. 2. Результати випробувань

Рух повітряних мас вздовж вертикальної осі

В ході випробувань були отримані результати, які показали, що потік повітря, яке переміщається по вертикальній осі, під крилом літака складає від - 4,2 до -1м/с.

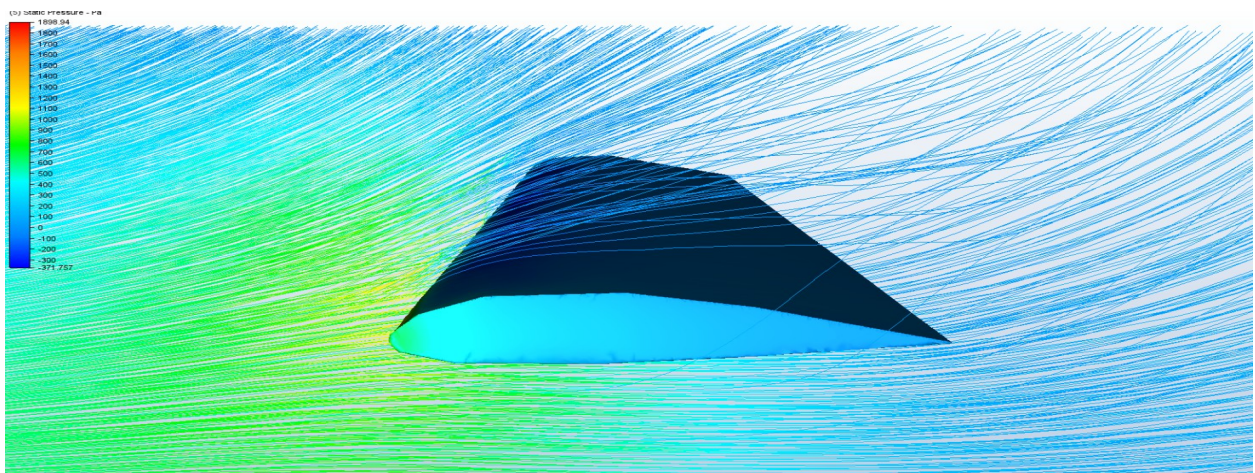


Рис.5.2.1.

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

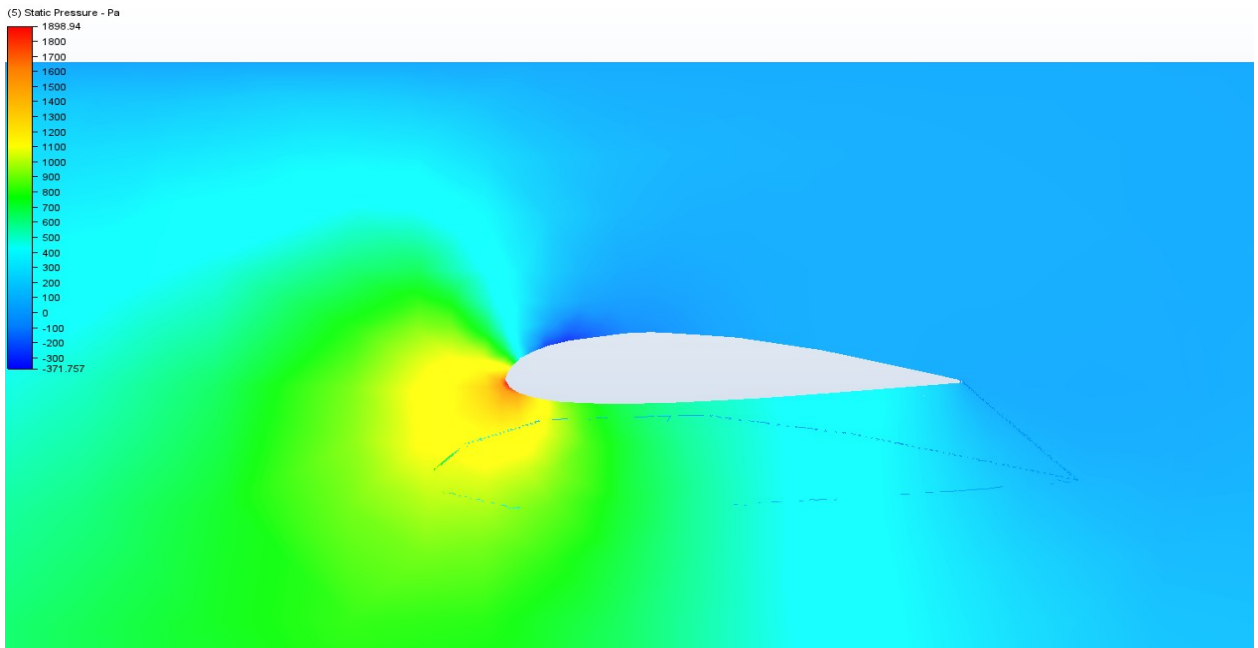
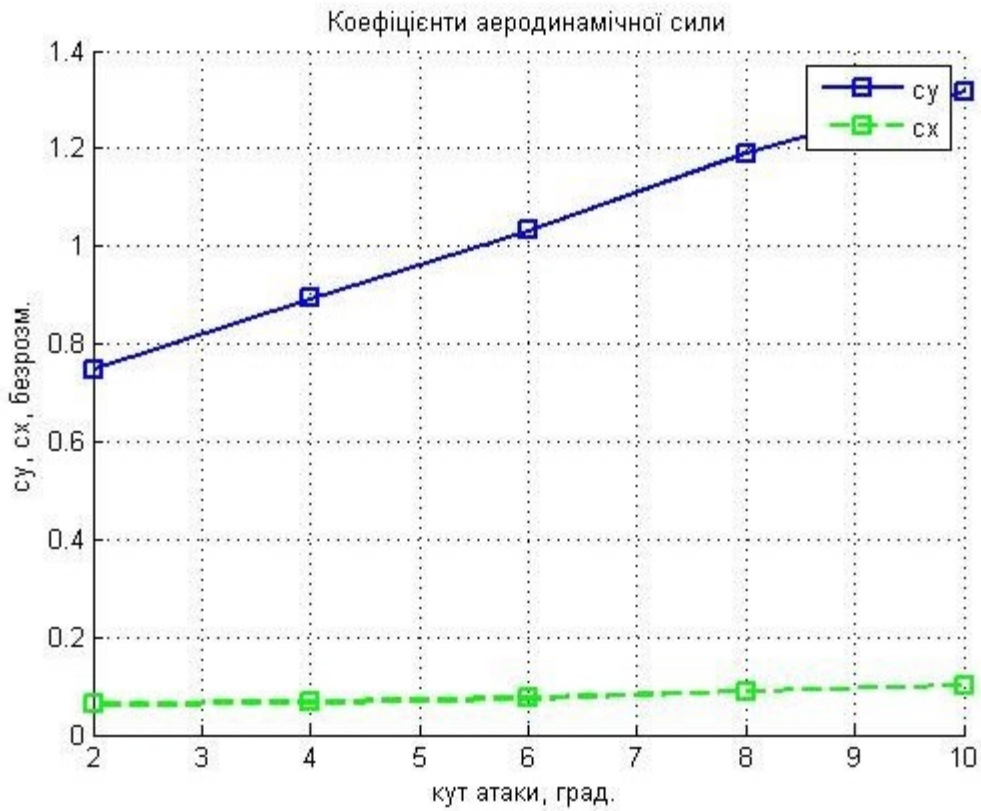


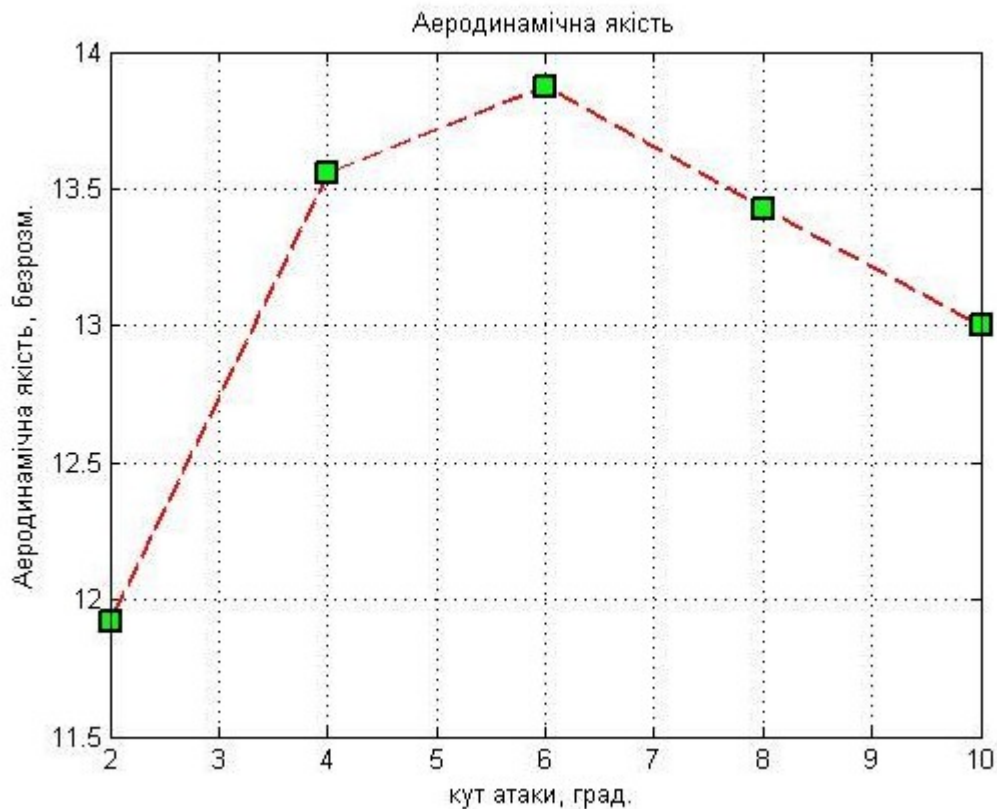
Рис.5.2.2. Показники швидкості повітряних потоків по вертикальній осі (м/с)



Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ

Арк.



## ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ

Здійснено аеродинамічні розрахунки:

- Проведений розрахунок та побудова залежності  $C_{ya} = f(\alpha)$  для великих чисел  $M$  за допомогою засобів механізації та шасі на рівні нульової висоти.
- Обчислено та побудовано полярю  $C_{ya} = f(C_{xa})$  для малих чисел  $M$  для з прибраними засобами механізації та шасі.
- Розрахунок та побудована крейсерська полярю, не враховуючи лобовий опір.
- Розрахунок залежності  $C_{ya} = f(\alpha)$  та полярності літака для зльоту, без урахування впливу Землі.

По отриманим даним було визначено, що літак має хороші аеродинамічні характеристики, що підтверджує візуалізація аеродинамічних навантажень у CDA-системах.

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## Список використаних джерел

1. [http://skyships.ru/?page\\_id=17382](http://skyships.ru/?page_id=17382)
2. <https://www.lunajets.com/ru/flot/cessna/citation-mustang>
- 3.
4. [https://www.the-blueprints.com/vectordrawings/show/1933/cessna\\_citation\\_mustang](https://www.the-blueprints.com/vectordrawings/show/1933/cessna_citation_mustang)  
[https://www.the-blueprints.com/vectordrawings/show/4718/honda\\_ha-420\\_hondajet/](https://www.the-blueprints.com/vectordrawings/show/4718/honda_ha-420_hondajet/)
5. [https://uk.wikipedia.org/wiki/Cessna\\_Citation\\_Mustang](https://uk.wikipedia.org/wiki/Cessna_Citation_Mustang)
6. [https://en.wikipedia.org/wiki/Embraer\\_Phenom\\_100](https://en.wikipedia.org/wiki/Embraer_Phenom_100)
7. [https://en.wikipedia.org/wiki/Honda\\_HA-420\\_HondaJet](https://en.wikipedia.org/wiki/Honda_HA-420_HondaJet)
8. <https://aviav.ru/product/honda-jet>
9. <http://www.take-off.ru/item/2189-hondajet-postupil-v-kommercheskuyu-ekspluatatsiyu>
10. <https://aviadrive.ru/reviews/ha-420-hondajet-znakomimsya-poblizhe-s-novym-legkim-reaktivnym-samoletom/>
11. [https://studbooks.net/2447681/tehnika/solidworks\\_2014](https://studbooks.net/2447681/tehnika/solidworks_2014)
- 12.8. Мхітарян А.М. та ін. Динаміка польоту. - М.: Машинобудування, 1978. - 422 с.
- 13.9. Лігум Т.І. Аеродинаміка та динаміка польоту турбореактивних літаків. - М.: Транспорт, 1979. - 319 с.
- 14.10. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практична аеродинаміка вертольотів. - М.: Транспорт, 1972. - 184 с.

					ВЛ6312.06.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		