

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	4
ВСТУП	5
1 РОЗДІЛ - НАЯВНІ МЕТОДИ ЗМЕНШЕННЯ ЗАГАЛЬНОГО ОПОРУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ.....	6
1.1. ВСТУП ДО РОЗДІЛУ	6
1.2 ОБРОБКА ПОВЕРХНІ	8
1.3 ВИКОРИСТАННЯ ТУРБУЛІЗАТОРІВ НА ТІЛАХ, ЩО НЕЗРУЧНО ОБТІКАЮТЬСЯ.....	10
1.4 ІНТЕРФЕРЕНЦІЯ РІЗНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА	12
1.5 “ЛІТАЮЧЕ КРИЛО”.....	13
1.6 ЗМЕНШЕННЯ ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ	17
1.6.1 ЗБІЛЬШЕННЯ ВИДОВЖЕННЯ КРИЛА.....	17
1.6.2 ЗАКІНЦІВКИ КРИЛА, АБО ВІНГЛЕТИ	18
ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ	18
2 РОЗДІЛ - ДОСЛІДЖЕННЯ ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ	22
2.1 ВСТУП ДО РОЗДІЛУ.....	22
2.2 ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ КРИЛ РІЗНОГО ВИДОВЖЕННЯ З ТОЧКИ ЗОРУ ЗМЕНШЕННЯ ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ.....	22
2.3 ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕЛІПТИЧНОГО КРИЛА	24
ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ	24
3 РОЗДІЛ - ПРОВЕДЕНІ АЕРОДИНАМІЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ.....	26
3.1 ВСТУП ДО РОЗДІЛУ.....	26

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ				
Зм	Лис	№	Підп	Дат					
Розроб.		Ликін І.О.			Адаптивні закінцівки Крила		Літ.	Аркуш	Аркушів
Перевірив.		Конотоп Д.І.						I	
							КПІ ім. Ігоря Сікорського		
Н.кон		Поваров С.А.					Каф.АРБ		
Затв.		Кабанячий В.В.					Гр.ВЛ-72		

3.2 АНАЛІЗ ОБТІКАННЯ ПРЯМОГО КРИЛА.....	26
3.3 АНАЛІЗ ОБТІКАННЯ КРИЛА З ВІНГЛЕТОЮ.....	31
ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ	31
4 РОЗДІЛ - АНАЛІЗ СУЧАСНИХ РІШЕНЬ ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ	
ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ	36
4.1 ЛІТАК - ALBATROSS ONE ВІД AIRBUS.....	36
4.2 ПЕРЕВАГИ ТА НЕДОЛІКИ ЗАПРОПОНОВАНОЇ СХЕМИ.....	38
4.3 ЛІТАК - BOEING 777X.....	38
4.4 ПЕРЕВАГИ ТА НЕДОЛІКИ ЗАПРОПОНОВАНОЇ СХЕМИ.....	41
ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ	41
5 РОЗДІЛ - РОЗРОБКА ВЛАСНОЇ АДАПТИВНОЇ ЗАКІНЦІВКИ.....	42
5.1 ОПИС КОНЦЕПЦІЇ.....	42
5.2 РЕАЛІЗАЦІЯ КЕРУВАННЯ НАХИЛУ ПОВЕРХНІ КРИЛА.....	43
5.2.1 ГІДРОПРИВОДИ.....	43
5.2.2 ПНЕВМОМ'ЯЗИ.....	45
5.3 3D-МОДЕЛЬ ДЛЯ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА ІЗ	
СТРІЛОПОДІБНІСТЮ	49
5.4 ПОРІВНЯННЯ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНИХ ЛІТАКІВ	
ІЗ ЛІТАКОМ ВЛАСНОЇ РОЗРОБКИ.....	50
ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ	50
6 РОЗДІЛ - ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ	53
6.1 ВСТУП ДО РОЗДІЛУ.....	53
6.2 АЕРОДИНАМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ.....	53

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ		
Зм	Лис	№	Підп	Дат			
Розроб.	Ликін І.О.				Адаптивні закінцівки Крила	Літ.	Аркуш
Перевірив.	Конотоп Д.І.						2
						КПІ ім. Ігоря Сікорського	
Н.кон	Поваров С.А.					Каф.АРБ	
Затв.	Кабанячий В.В.					Гр.ВЛ-72	

6.3 ЕФЕКТИВНІСТЬ ПО ЗМЕНШЕННЮ ЗГІНАЛЬНОГО МОМЕНТУ КРИЛА	55
6.4 ПРИНЦИП КОНТРОЛЮ МЕХАНІЗМУ АДАПТИВНОЇ ВІНГЛЕТИ ВЛАСНОЇ РОЗРОБКИ	63
6.5 МАТЕРІАЛИ ДЛЯ РОЗРОБЛЮВАНОВОГО ВУЗЛА.....	63
ВИСНОВОК ПО РОЗДІЛУ	63
ВИСНОВКИ ПО ПРОЕКТУ	67
СПИСОК ДЖЕРЕЛ	70
ДОДАТКИ	71
ДОДАТОК А (ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ НА СТВОРЕННЯ ЛІТАКА ВЛАСНОЇ РОЗРОБКИ).....	71
ДОДАТОК Б (КОД ПРОГРАМИ МАТЛАВ ІЗ РЕЗУЛЬТАТАМИ РОЗРАХУНКІВ).....	73

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ				
Зм	Лис	№	Підп	Дат					
Розроб.		Ликін І.О.			Адаптивні закінцівки Крила	Літ.	Аркуш	Аркушів	
Перевірів.		Конотоп Д.І.					3		
						КПІ ім. Ігоря Сікорського			
Н.кон		Поваров С.А.				Каф.АРБ			
Затв.		Кабанячий В.В.				Гр.ВЛ-72			

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ЛА – літальний апарат;

НЛА – надлегкий літальний апарат;

ТЗ – технічне завдання;

FAR – Federal Aviation Regulation (Федеральне авіаційне регулювання); ЦМ – центр мас;

ЛТХ – льотно-технічні характеристики;

Cl- Coefficient of Lift - коефіцієнт підйимальної сили;

Cd- Coefficient of Drag - коефіцієнт опору;

Cdi - Coefficient of Induced Drag - коефіцієнт індуктивного опору;

K - Аеродинамічна якість;

Вінглет - адаптивна закінцівка;

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

ВСТУП

Для конструкторів літальних апаратів найрізноманітніших типів, призначень, в будь-який час одним з найважливіших та найвпливовіших факторів буд аеродинамічний аналіз та розрахунок. Адже фактично саме це відрізняє авіакомплекс від автомобіля, або будь-якої іншої конструкції. Форми повинні легко обтікатися повітрям на всіх можливих режимах польоту. Найчастіше саме відходячи від обраної компоновочної схеми, параметрів крила таких як форма, видовження, використований профіль обирають інші агрегати та системи що будуть встановлюватися на авіакомплекс. Але в авіації завжди існує компроміс. Не всі форми крила, його профілю, його видовження та інші параметри доцільно, а найчастіше реально використовувати в реальному літаку. Адже існують обмеження по матеріалам, розмірам деталей, агрегатів навіть виходячи із найпростішого розрахунку на міцність.

З одного боку, коефіцієнт запасу має бути якомога більшим щоб забезпечити велику надійність конструкції, та, наприклад, безпеку пасажирів. Але з іншого, такий літак, маючи надвеликі розміри, та головне - надвелику масу буде зовсім неефективний до виконання своєї головної цілі. Будь це перевезення вантажів, пасажирів, або виконання військової місії завоювання повітряного простору.

Таким чином, робимо висновок, що коефіцієнт запасу буде визначатися виходячи із призначення літака, навантажень що діють на нього.

Відповідно, потрібний докладний аналіз навантажень що діють на літак, і які саме навантаження спричиняють найбільші зміни до конструкції.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

1 РОЗДІЛ - НАЯВНІ МЕТОДИ ЗМЕНШЕННЯ ЗАГАЛЬНОГО ОПОРУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

1.1. ВСТУП ДО РОЗДІЛУ

Для конструкторів літальних апаратів найрізноманітніших типів, призначень, в будь-який час одним з найважливіших та найвпливовіших факторів буд аеродинамічний аналіз та розрахунок. Адже фактично саме це відрізняє авіакомплекс від автомобіля, або будь-якої іншої конструкції. Форми повинні легко обтікати повітрям на всіх можливих режимах польоту. Найчастіше саме відходячи від обраної компоновочної схеми, параметрів крила таких як форма, видовження, використований профіль обирають інші агрегати та системи що будуть встановлюватися на авіакомплекс. Але в авіації завжди існує компроміс. Не всі форми крила, його профілю, його видовження та інші параметри доцільно, а найчастіше реально використовувати в реальному літаку. Адже існують обмеження по матеріалам, розмірам деталей, агрегатів навіть виходячи із найпростішого розрахунку на міцність.

З одного боку, коефіцієнт запасу має бути якомога більшим щоб забезпечити велику надійність конструкції, та, наприклад, безпеку пасажирів. Але з іншого, такий літак, маючи надвеликі розміри, та головне - надвелику масу буде зовсім неефективний до виконання своєї головної цілі. Будь це перевезення вантажів, пасажирів, або виконання військової місії завоювання повітряного простору.

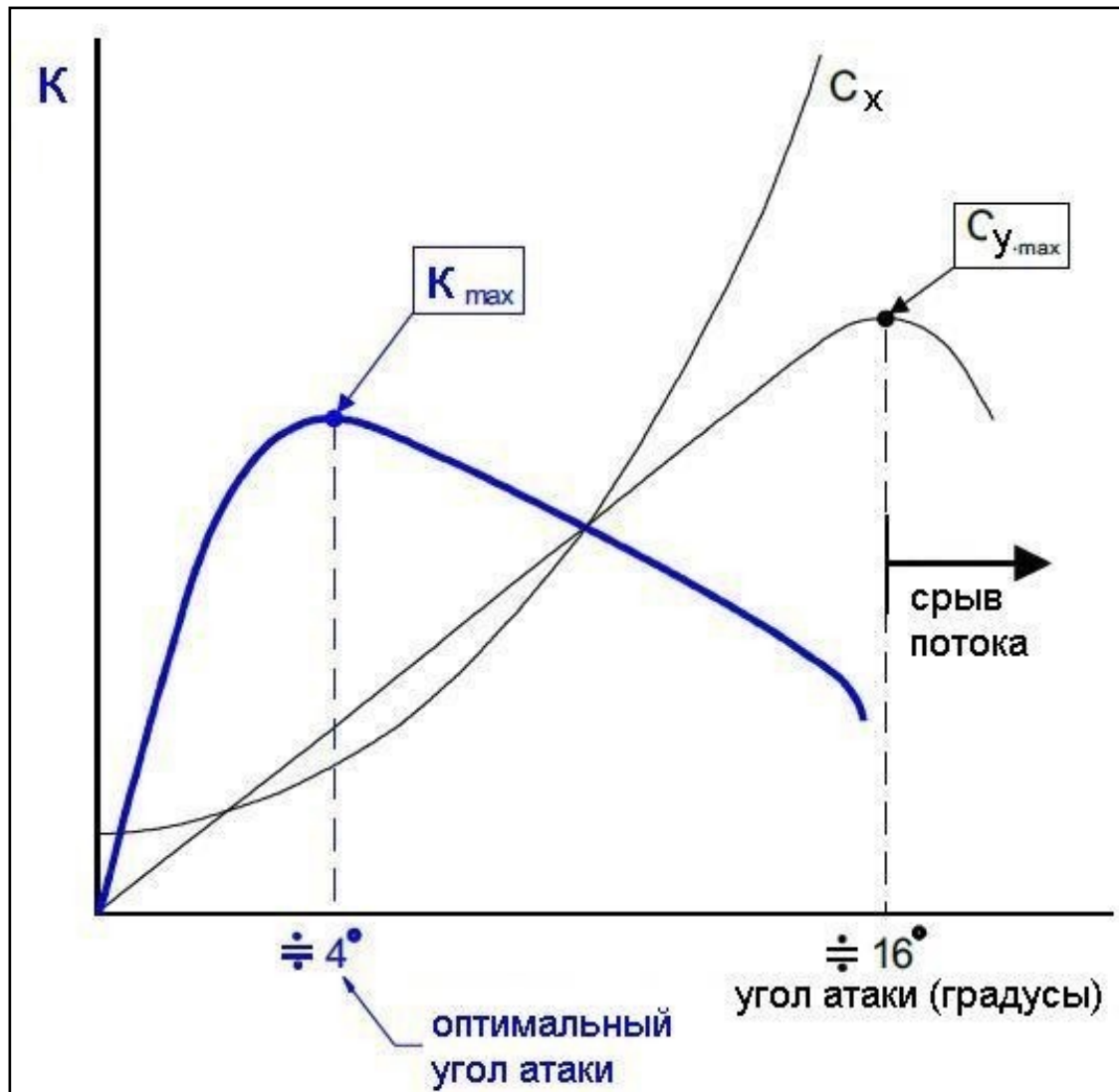
Таким чином, робимо висновок, що коефіцієнт запасу буде визначатися виходячи із призначення літака, навантажень що діють на нього. Відповідно, потрібний докладний аналіз навантажень що діють на літак, і які саме навантаження спричиняють найбільші зміни до конструкції.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Основними силами, що діють на літальний апарат є гравітація, підйомна сила, сила опору та сила тяги.

Збільшення аеродинамічної якості, тобто відношення сумарного коефіцієнту підйомної сили до сумарного коефіцієнту опору сили є основною ціллю інженерів-аеродинаміків.

Рис 1.1.1



Для цього будуються поляри відповідних коефіцієнтів та графічним методом визначається найбільш вигідний кут атаки для польоту ЛА (Рис. 1.1.1)

Оптимізація будь-якої конструкції зводиться точніше до зменшення коефіцієнту опору, та/або збільшення коефіцієнту підйомної сили при заданих умовах.

Наступне питання яким задаються конструктори - яким чином можна це зробити?

1.2 ОБРОБКА ПОВЕРХНІ

Критичність оброблювання поверхні крила, фюзеляжу для отримання кращих аеродинамічних характеристик була виявлена ще за часів братів Райт, та літаків Першої світової війни. Завжди намагалися використовувати матеріали з найменшою шорсткістю, як наприклад перкаль. Аналоги якої часто використовуються в наші дні. (Рис. 1.2.1)



Рис 1.2.1

Таким чином, ми перейшли до першого різновиду обшивки, і це

1) Тканеві обшивки

Основним видом обшивки літаків малої авіації є покриття Poly-Fiber, що масово використовується із 1967 року.

2) Металева обшивка

Другим типом обшивки є обшивка металева. Із розвитком двигунобудування, із відкриттям нових технологій виготовлення літаків, які до речі відбувалися надзвичайно швидко під впливом Другої світової війни, металева обшивка застосовувалася все частіше. Вперше вона була застосована на всесвітньо відомому літаку DC-3. Літак став настільки успішним, що СРСР навіть офіційно викупив усю документацію, щоб виробляти аналог DC-3, літак Лі-2. До речі, саме із появою цього літака зв'язують і появу метода ув'язки розмірів - плазово-шаблонний метод.

Приклад металевої обшивки зображений на Рис. 1.2.1

Під металевою обшивкою також розуміються панелі обшивки, що застосовуються на більшості сучасних авіалайнерів.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		



Рис 1.2.1

Найбільшої досконалості якість обшивки вдалося досягнути на найсучаснішому літаку Celera 500L Рис. 1.2.2



Рис 1.2.2

В даному випадку окрім зменшення опору тертя за допомогою передової гладкості обшивки використовується ще особлива аеродинамічна схема та компоновка, яка буде більш докладно розглянута пізніше.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Взагалі, саме опір тертя є найбільш проблемним в усунуванні. І тільки використання певного матеріалу недостатньо. Саме завдяки обробці поверхні становиться гладкою та обтікається легше

На наступній ілюстрації показаний вплив опору тертя Рис. 1.2.3

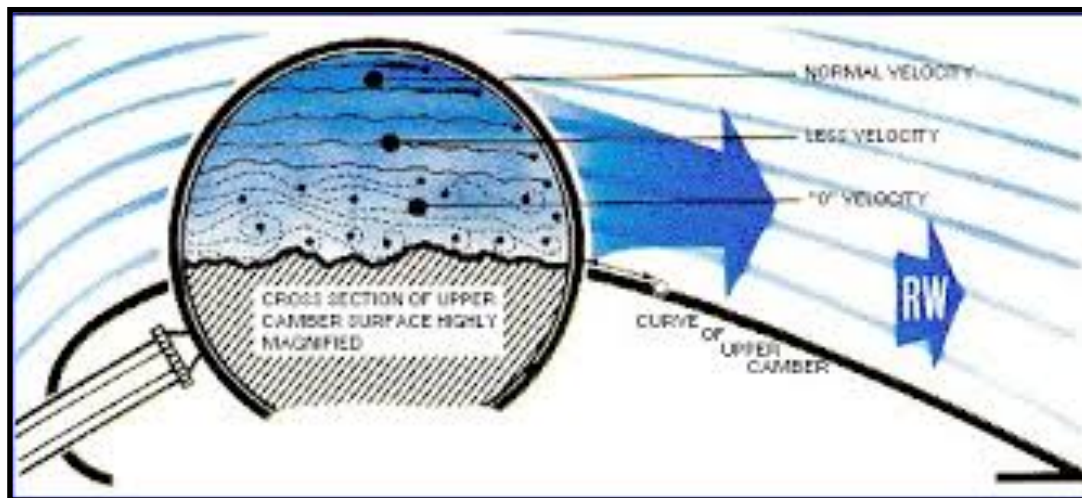


Рис 1.2.3

Обробка поверхні може відбуватися проклейкою додаткових гладких слоїв. Забезпеченням неvistупу головок заклепок, або інших кріпильних елементів. Забезпечення точних стиків панелей, агрегатів, окремих частин літального апарату.

1.3 ВИКОРИСТАННЯ ТУРБУЛІЗАТОРІВ НА ТІЛАХ, ЩО НЕЗРУЧНО ОБТІКАЮТЬСЯ

В літальних апаратах часто можуть зустрічатися тіла, що принципово не можуть обтікатися повітрям зручно. На ці тіла найбільш суттєво буде впливати не опір тертя, а опір тиску. Адже при відриві потоку на достатньо великих числах Рейнольдса буде виникати велика різниця тиску перед та за тілом, що обтікається Рис. 1.3.1

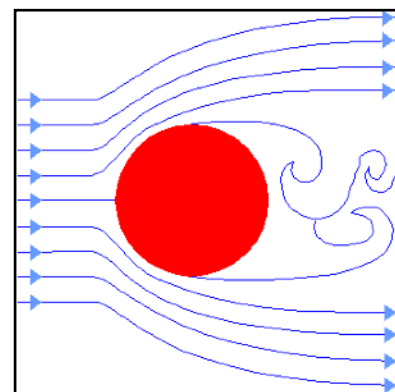


Рис 1.3.1

Саме в цьому випадку опір тиску буде найбільший.

Для його зменшення при турбулізації потоку перед моментом його відриву

можна суттєво зменшити опір тиску, адже зона відриву зменшиться через особливу властивість турбулентного потоку - він неохотно відривається від форми що обтікається. Рис. 1.3.2

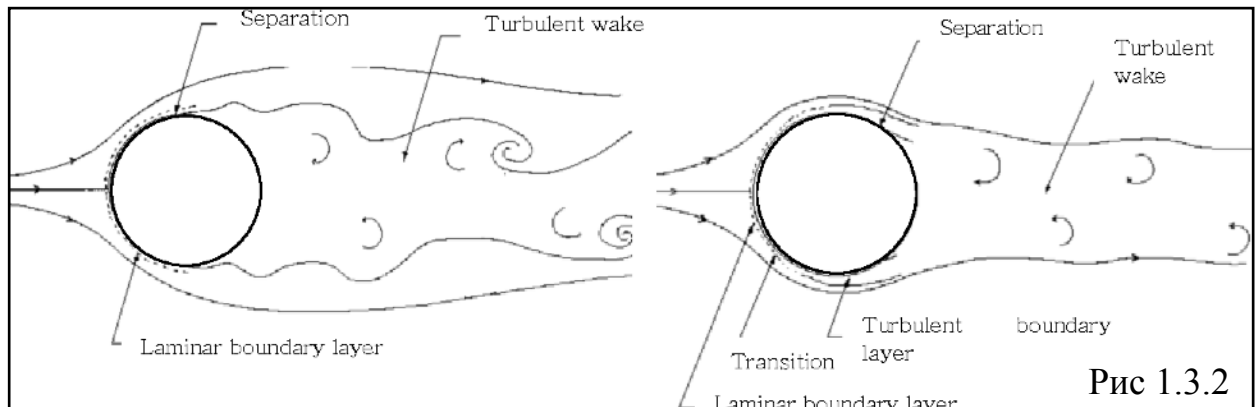


Рис 1.3.2

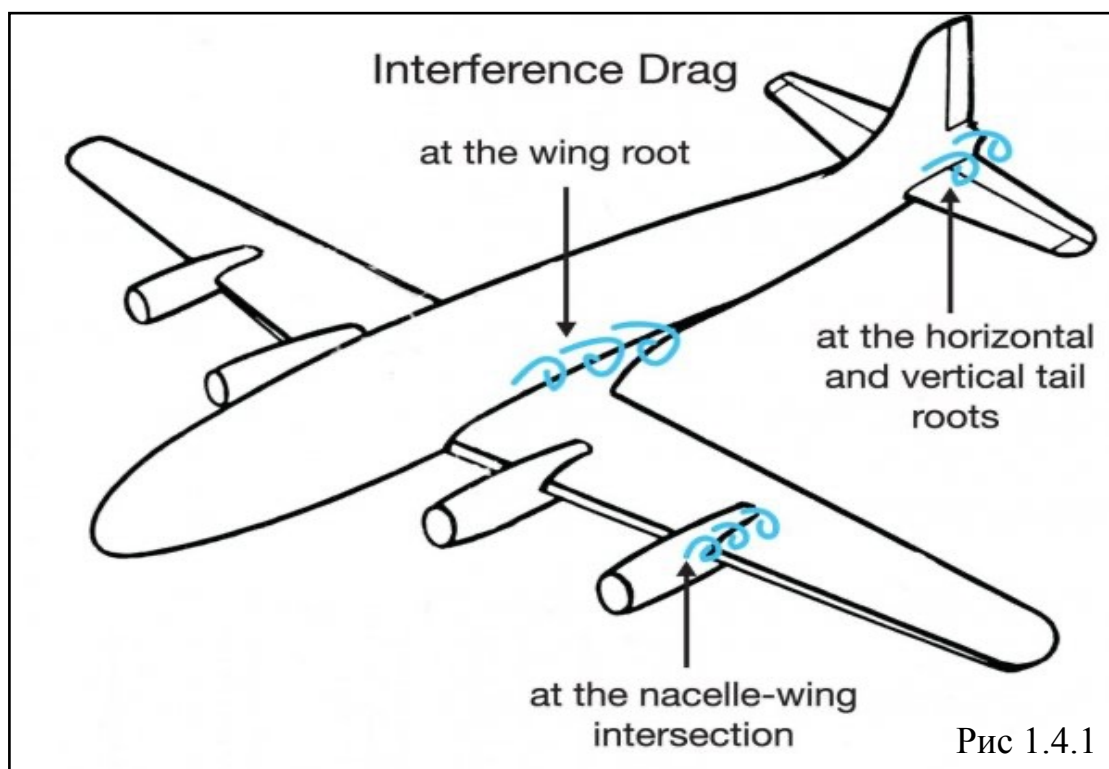
Хоча ця опція є можливою, найкращим рішенням для розміщення великих, в вихідному стані незручно обтічних форм - це використання напливів, обтічників як на Рис. 1.3.3 де зображений концепт літака радіолокаційного спостереження на базі Ан-178 із хвостовим розташуванням РЛС модулю, а також РЛ версія радянського Іл-76, із модулем РЛС, встановленим за центропланом на подвійному обтічному пілоні.



Рис 1.3.3

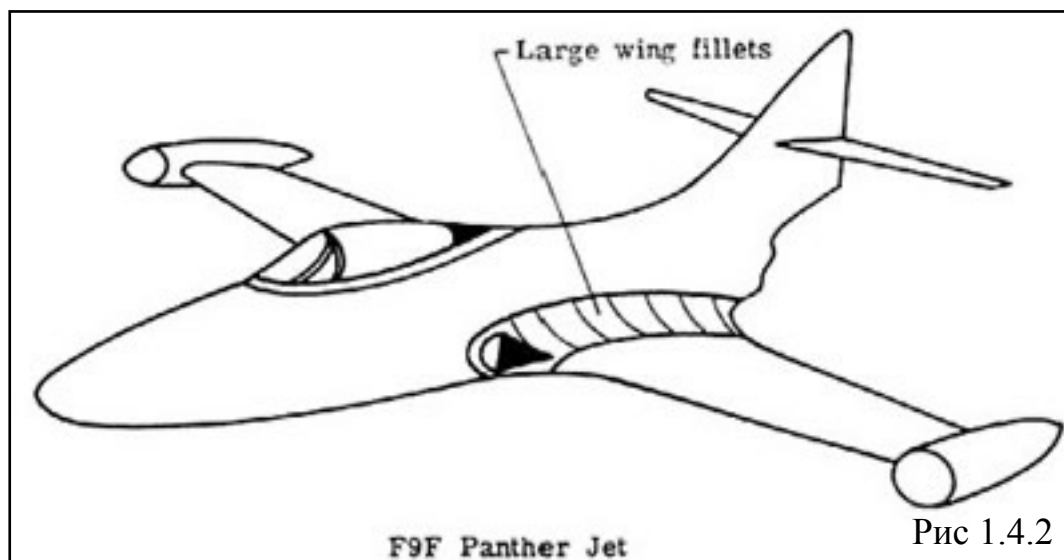
1.4 ІНТЕРФЕРЕНЦІЯ РІЗНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА

Окреме розглядання різних частин, окремих агрегатів літака є обов'язковим для визначення аеродинамічних характеристик, та оптимізації відповідних форм, але так само обов'язково треба враховувати інтерференцію між різними частинами літака. Інтерференція (від англ. interfere - впливати на щось) являє собою вплив різних частин літака в сборі. Тобто як змінюється обтікання цілого літака, його аеродинамічні характеристики під дією обтікання та взаємодії усіх його частин. Ілюстрація інтерференційного опору показана на Рис. 1.4.1



Різні аеродинамічні схеми літаків мають різні особливості, але методи зменшення впливу цієї інтерференції зазвичай зводяться до використання наплівів, обтікачів великих радіусів скруглення Рис. 1.4.2

Це суттєво зменшує інтерференційний вплив на загальну аеродинамічну якість літального апарату, дозволяючи повітрю протікати без великої затримки, створюючи менші за розміром вихри (vortexes).



1.5 “ЛІТАЮЧЕ КРИЛО”

Із попередніх пунктів було визначено, що аеродинамічна якість, будучи співвідношенням коефіцієнту підіймальної сили до коефіцієнту сумарного опору погіршується наступними видами опору:

- Опір тертя, що мінімізують обробкою поверхні, зменшенням шорсткості, мінімізацією виступів (наприклад використання потаємних заклепок)
- Опір тиску, що мінімізують використанням обтікачів, скругленням форм. Та при відсутності можливості зробити форму зручно обтікаємою, використання турбулізаторів потоку на місцях вирогідного відриву потоку.
- Опір інтерференції, що спричиняється взаємодією обтікання повітрям різних частин літака, мінімізується аналогічним до опору тиску, використанням радіусів скруглення між, наприклад, фюзеляжем і крилом. (ілюстрації вище)

Усі ці фактори намагалися взяти до уваги при створенні принципово іншої аеродинамічної схеми, такої як літаюче крило (Рис. 1.5.1)



Рис 1.5.1

Изм.	Лис	№	Подп	Дат

ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ

Лис

З одного боку, ми практично позбуваємося інтерференційного опору, адже літальний апарат являє собою буквально назву аеродинамічної схеми - літаюче крило. Тобто окремі частини як фюзеляж, хвостове оперення відсутні. Це суттєво знижає інтерференційний опір, що спостерігається тільки в місцях обтікачів, пілонів двигунів, та кабіні пілота.



Рис 1.5.2

Також, через те що подібні літаки зазвичай не мають виступаючих поверхонь, агрегатів, нерівностей, опір тиску також є меншим у порівнянні із літальними апаратами класичної аеродинамічної схеми.

Як ми бачимо, з точки зору сумарного коефіцієнту опору, така аеродинамічна схема як літаюче крило має неабияки переваги. Але вона також має і суттєві недоліки, головним із яких є наявність проблем із балансуванням літака по таким вісям як рискання та тангаж.

Відсутність хвостового оперення негативно впливає на балансувальні та керувальні характеристики, адже для, наприклад, для здійснення стандартних маневрів потребує великого поворотного моменту по тангажу, що суттєво знижується через менші відстані розташування рулевих поверхонь до нейтральної вісі літака.

По вісі рискання спостерігається навіть більша проблема, адже літаки схеми літаюче крило не мають хвостового оперення, яке б дозволяло не тільки забезпечити керованість та стабільність польоту, але й банально забезпечити балансувальні характеристики по рисканню. На деякі літаки встановлюється декілька вертикальних стабілізаторів, щоб забезпечити потрібну стійкість (Рис. 1.5.2)

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

А на найдорожчому літаку в світі, B-2 Spirit, застосовуються елевони (рульові поверхні, що являють собою поєднання рулю висоти та елерона) які також мають механізм повітряного гальма (інтерцептору), що дозволяє використовуючи складні гіроскопічні датчики, аналіз бортових комп'ютерів, здійснювати автоматичну стабілізацію по рисканню (Рис.1.5.3)

На фото видно в якому саме положенні знаходяться елевони-інтерцептори.



Рис 1.5.3

Як один з найбільш інноваційних в сфері використання схеми літаюче крило, так і взагалі вважають проект Flying-V Aircraft

Проблему недостатнього віддалення оперення для зручнішого балансування як по тангажу, так і по рисканню вирішили буквальною V-подібною формою літального апарату (Рис.1.5.4)

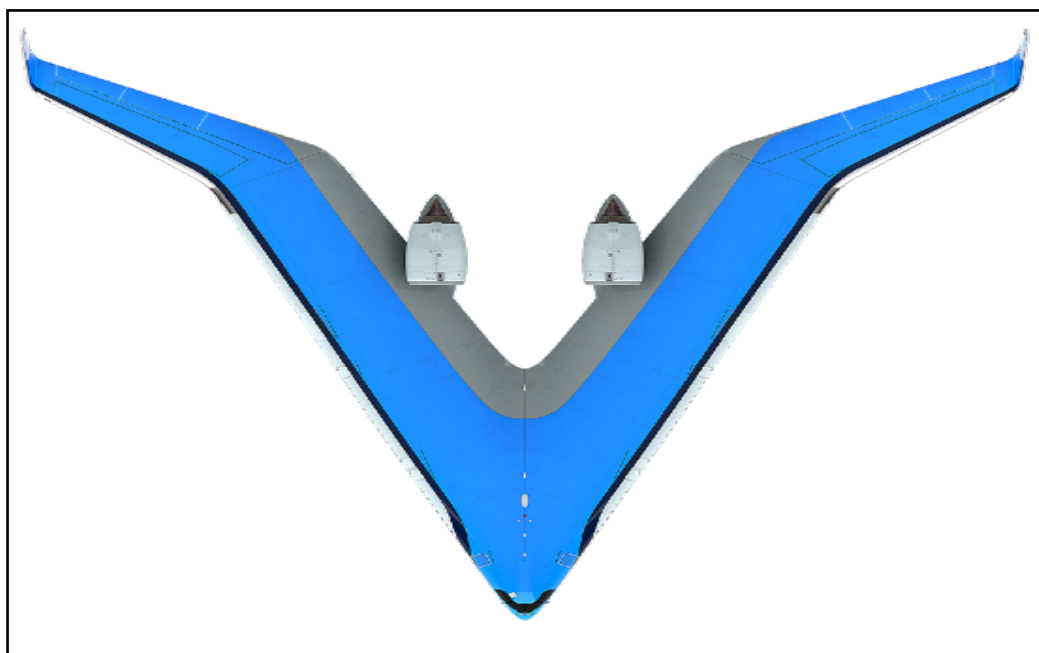


Рис 1.5.4

Двигуни розташовані у задній частині літаку, що дає більш чисте обтікання по всій поверхні, нема завихрувань від обертального руху лопаток турбовентилятору.

Також, інтерференційний супротив знижений до мінімуму через вищеписану особливість даної аеродинамічної схеми.

Високе розташування двигунів також дає низку переваг, основними з яких є:

- кращі аеродинамічні характеристики через ефект Коанда
- Низький шум як для пасажирів, так і для навколишнього середовища в нижній півплощині.

Основним недоліком є складність обслуговування двигунів. Взагалі, даний літак потребує суттєвих доробок до інсуючої інфраструктури.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

1.6 ЗМЕНШЕННЯ ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ

Останнім з основних видів опору, що діють на літальний апарат є індуктивний опір.(Рис. 1.6.1) Він спостерігається на будь-якому крилі кінцевого розміру. Виникає він через наявність зони перетікання повітря високого тиску до зони нижчого тиску. Саме через цей різновид опору літальні апарати можуть витратити на 5 і більше відсотків палива на тисячі кілометрів відстаней. Які існують методи зменшення індуктивного опору?

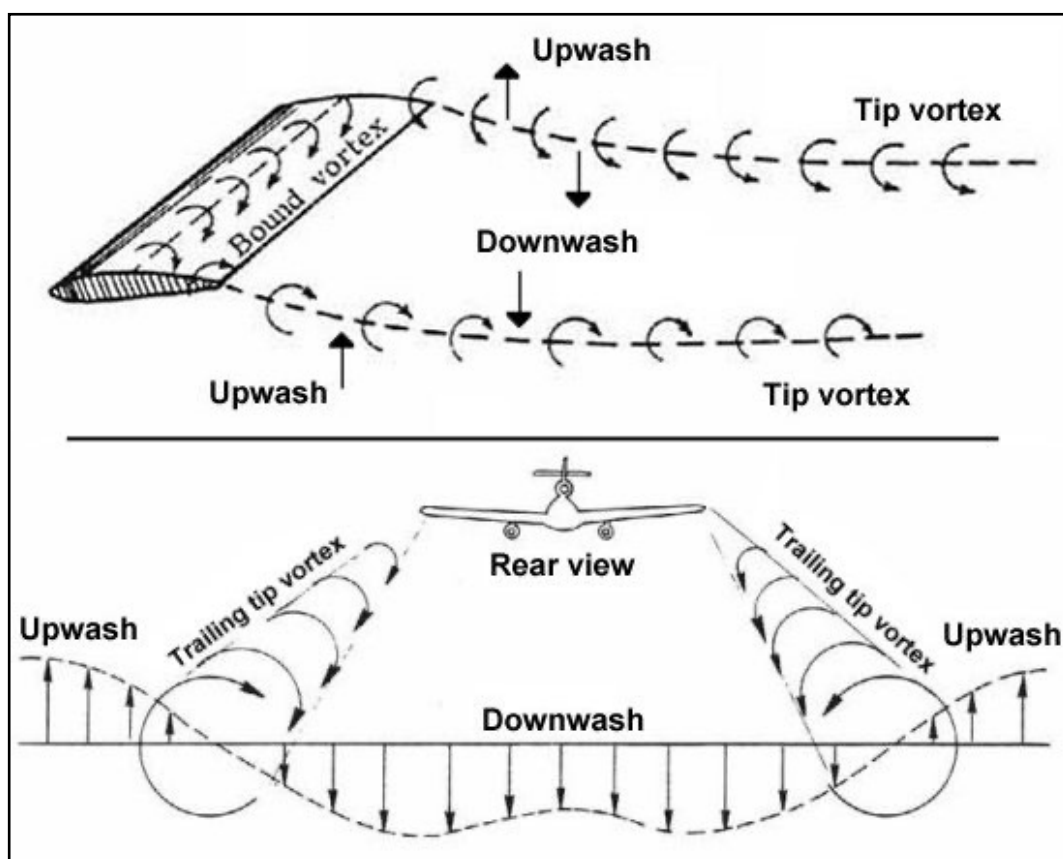


Рис 1.6.1

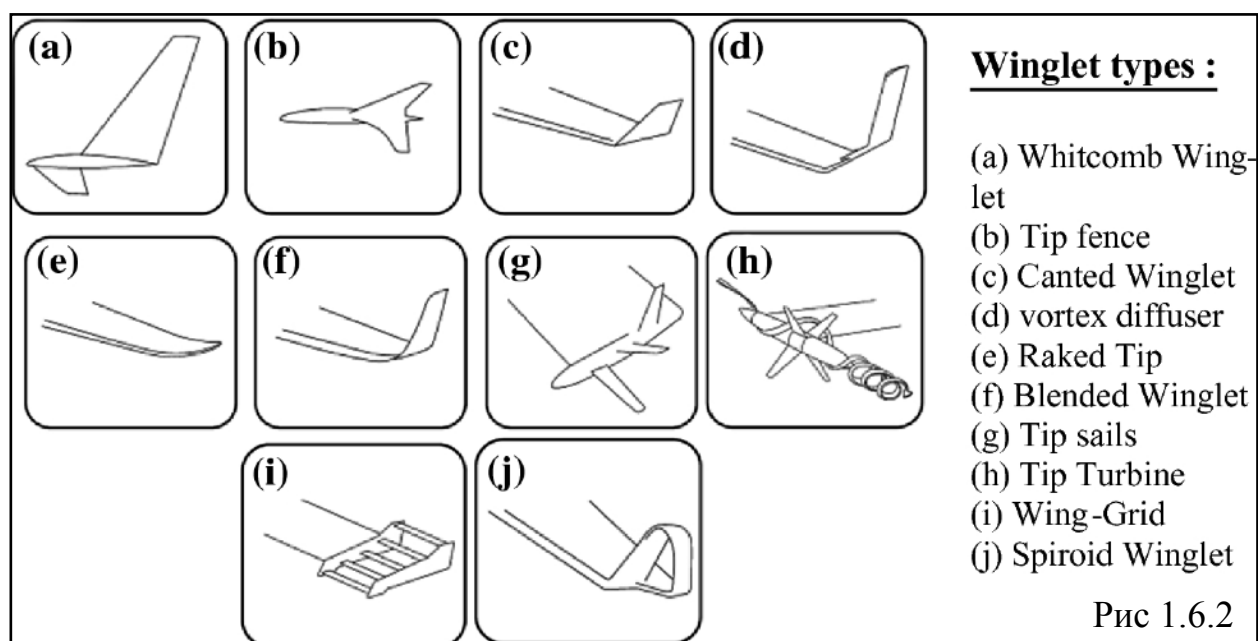
1.6.1 ЗБІЛЬШЕННЯ ВИДОВЖЕННЯ КРИЛА

Якщо індуктивний опір виникає через “кінцевість” крила реальних літаків, то чому б не зробити їх якомога довшими? Збільшити тим самим видовження крила (AR-Aspect Ratio - видовження крила). Саме ця методика застосовується на будь-яких планерах

Завдяки великому видовженню крила більше 20 одиниць досягається мінімізація зони перетікання повітря з зони високого до зони тизького тиску.

1.6.2 ЗАКІНЦІВКИ КРИЛА, АБО ВІНГЛЕТИ

Безсумнівно, кутові закінцівки крила, або вінглети (адаптовано від англ. Winglets) є найпоширенішим способом зменшити індуктивний опір, саме тому починаючи із 80,90-х років двадцятого сторіччя вони застосовуються як на бізнес-джетах, так і на середньо- та дальномагістральних авіалайнерах. Коли вчені-аеродинаміки NASA звернули увагу на кінцевий вихор, що образується внаслідок перетікання повітря із нижньої поверхні на верхню (Рис. 1.6.1) були виконані відповідні розрахунки по втраті енергії на генерації вихору (циркуляція), та був запропонований цілий ряд рішень, які дозволяли б зменшити індуктивний опір (Рис. 1.6.2):



Серед звичних схем, таких як крилишко Віткомба (а), перехідний вінглет (f), аеродинамічний гребінь (е), що дуже часто застосовуються і в наші часи, були також і варіанти використання електрогенераторів через вітряки на закінцівках для компенсації втрат через індуктивний вихор (h).

Ідея більшої кількості типів вінглетів полягає в тому, що треба якомога більше віддалити зону створення вихору від поверхні крила, та/або зменшити розміри вихора для досягнення менших енергетичних втрат. (Рис. 1.6.3)

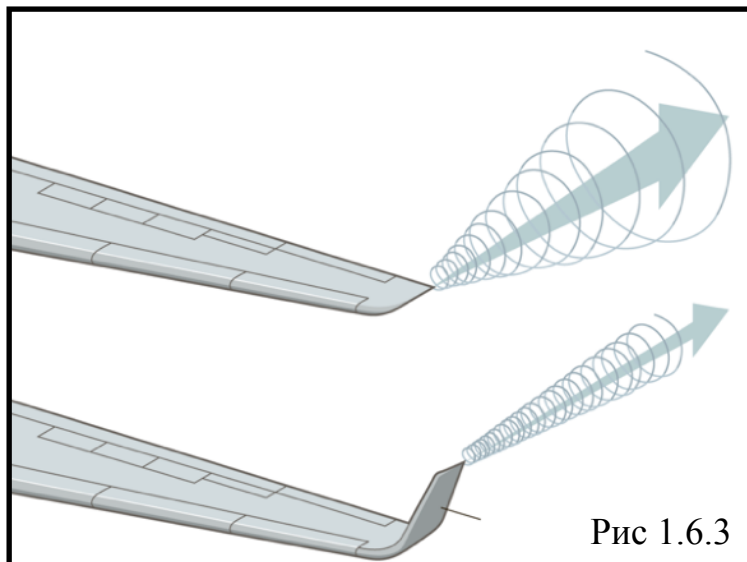


Рис 1.6.3

Звертаючи увагу на інформацію від компаній-виробників літаків, виділяються наступні переваги використання закінцівки крила:

- Знижена тяга підйому. Літак, обладнаний вінглетом, може використовувати знижену на 3% тягу порівняно з еквівалентним літаком без вінлету. Це може продовжити термін служби двигуна в перспективі, так само як і зменшити витрати на технічне обслуговування.
- Безпечний для довкілля. При використанні закінцівки, спостерігається зменшення рівню шуму на 6,5% та викиди NOx до 5%. Це може дати економію на квотах та/або штрафах в аеропорту.
- Знижена тяга крейсерського польоту. Розхід пального зменшується до 6%, що дає змогу заощадити на витратах пального та збільшити дальність.
- Покращені крейсерські характеристики. Вінглети можуть дозволити літакам швидше досягти вищих ешелонів. Air Berlin зазначає: “Раніше ми піднімалися з 35000 до 41000 футів поетапно. Завдяки вінглетам типу Blended Winglets ми тепер можемо підійматися 41000 футів рівномірно, за один крок, де затори набагато менше, і ми можемо скористатися прямими маршрутами, які ми не могли б розглядати інакше”.
- Гарний вигляд. Вінглети приносять сучасний вигляд та відчуття літаків та покращують уявлення клієнтів про авіакомпанію.

Для багатьох пасажирів саме це часто є одним із ключових факторів для вибору авіакомпанії/рейсу. Дійсно, звичайним людям, що не мають прямого відношення до авіації, літак 90 року із встановленими вінглетами (навіть якщо вони не надають ніякої аеродинамічної переваги), буде виглядати більш сучасно, модерново ніж літак 2012 року, виготовлений по останнім нормам ІСАО, але зі звичайними трапецієвидним крилом, без закінцівки. Аналогічно, при придбанні преміум-літаків, бізнес-джетів.

Однією з найсучасніших є розробка компанії Boeing і застосовується на Boeing 737 Max, даний вінглет називається AT Winglet (AT- Advanced Technology, з англ. Просунута технологія) Рис. 1.6.4



Рис 1.6.4
Boeing стверджує, що дана вінглета дозволить підвищити ефективність на 1.5% у порівнянні із напоширенишими на даний момент перехідними вінглетами.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Використання вінлету даної схеми також, як затверджують аеродинаміки компанії Boeing, дозволяє збільшити ефективний розмах крила при однакових габаритних розмірах. Це видно на ілюстрації вище, розподіл із АТ закінцівкою показана синьою лінією. Виходячи із рисунку, збільшення ефективного розмаху дійсно відбувається, але це призводить і до збільшення згинального моменту.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

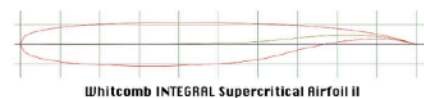
Aspect Ratio and Induced Drag Analysis

$$\lambda = \frac{L}{bav} \lambda = \frac{L^2}{S}$$

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{\pi \lambda e}$$

$$C_d = C_{dp} + C_{df} + C_{di}$$

What is the proportion of drag types in general?



$$Re = \frac{Vb}{\nu}$$

In standard flight conditions
 $C_d = C_{dp} + C_{di}$ is roughly equal to 0.012
 (alpha=4.8)
 C_l is about 0.8

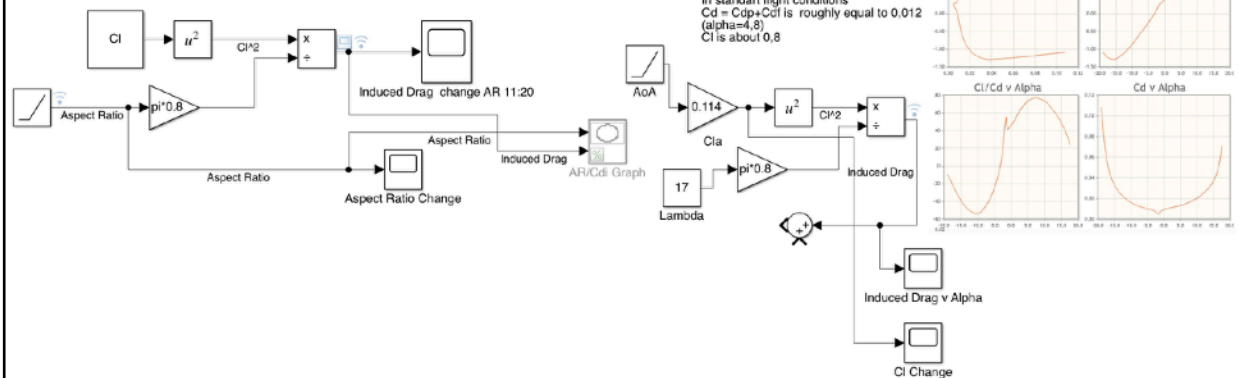


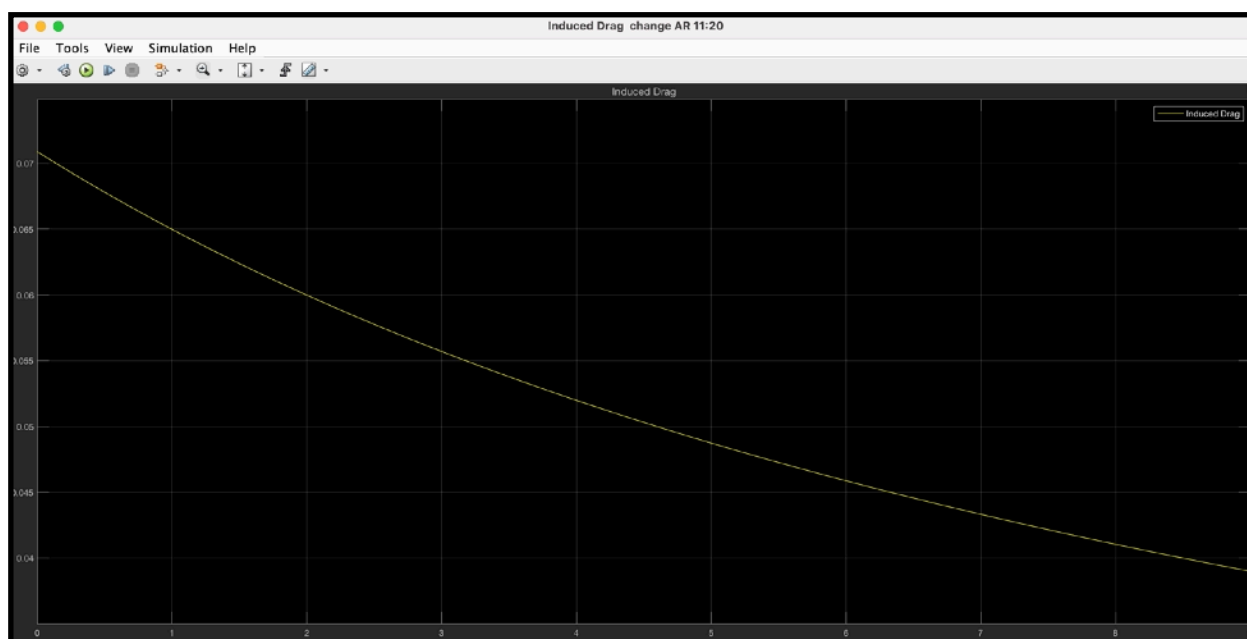
Рис 2.2.2

По наведеному нижче графіку (Рис. 2.2.3) здійснюється зменшення індуктивного опору

Зміна видовження була виконана за лінійним законом з 11 до 20 одиниць

На рис. нижче, що ілюструє лінійне збільшення видовження крила по горизонтальній вісі, бачимо суттєве зменшення коефіцієнту індуктивного опору зі значення 0.072 до 0.037. Звісно, збільшуючи видовження крила, ми збільшуємо і ефективний розмах крила, що також дає більші показники і по підймальній силі.

Рис 2.2.3

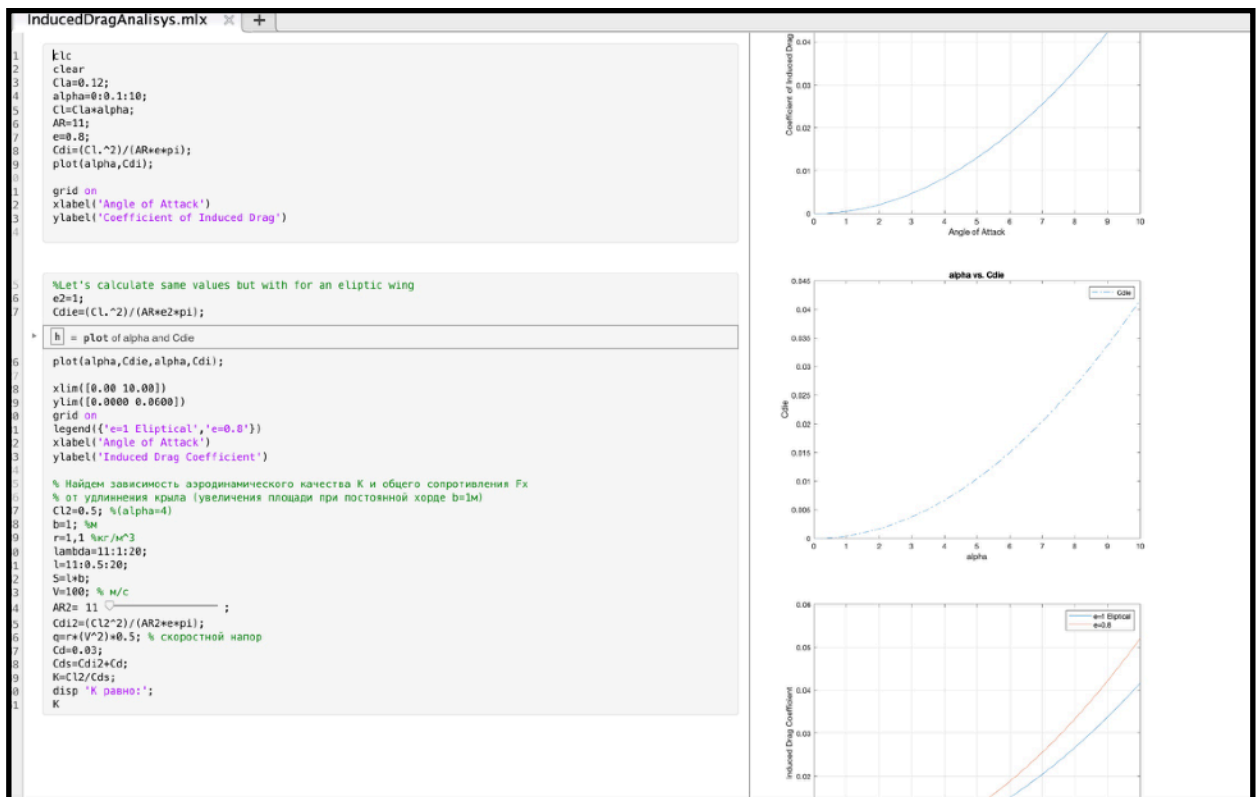


2.3 ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕЛІПТИЧНОГО КРИЛА

Як відомо, ефективне видовження крила також залежить від форми закінцівки крила, яка може бути в класичних випадках, прямокутною, в найбільш простому варіанті, трикутною, та еліптичною. За допомогою саме еліптичної форми спостерігаються найкращі характеристики, адже Еліптична форма крила має велику низку переваг у порівнянні з іншими різновидами форм крил, серед яких:

- збільшення ефективного видовження крила без втрати площі, через еліптичне звуження крила на кінцях
- ефективний кут атаки є постійним на протязі всього розмаху
- відносний кут атаки не змінюється на протязі розмаху
- суттєве покращення аеродинамічної якості

Тільки завдяки використанню еліптичності на крилі можна отримати наступні показники по аеродинамічній якості:



Для цього дослідження в програмі Matlab був створений Live Script (Рис. 2.3.1), що відображає будь-які зміни, що вносяться в код програми

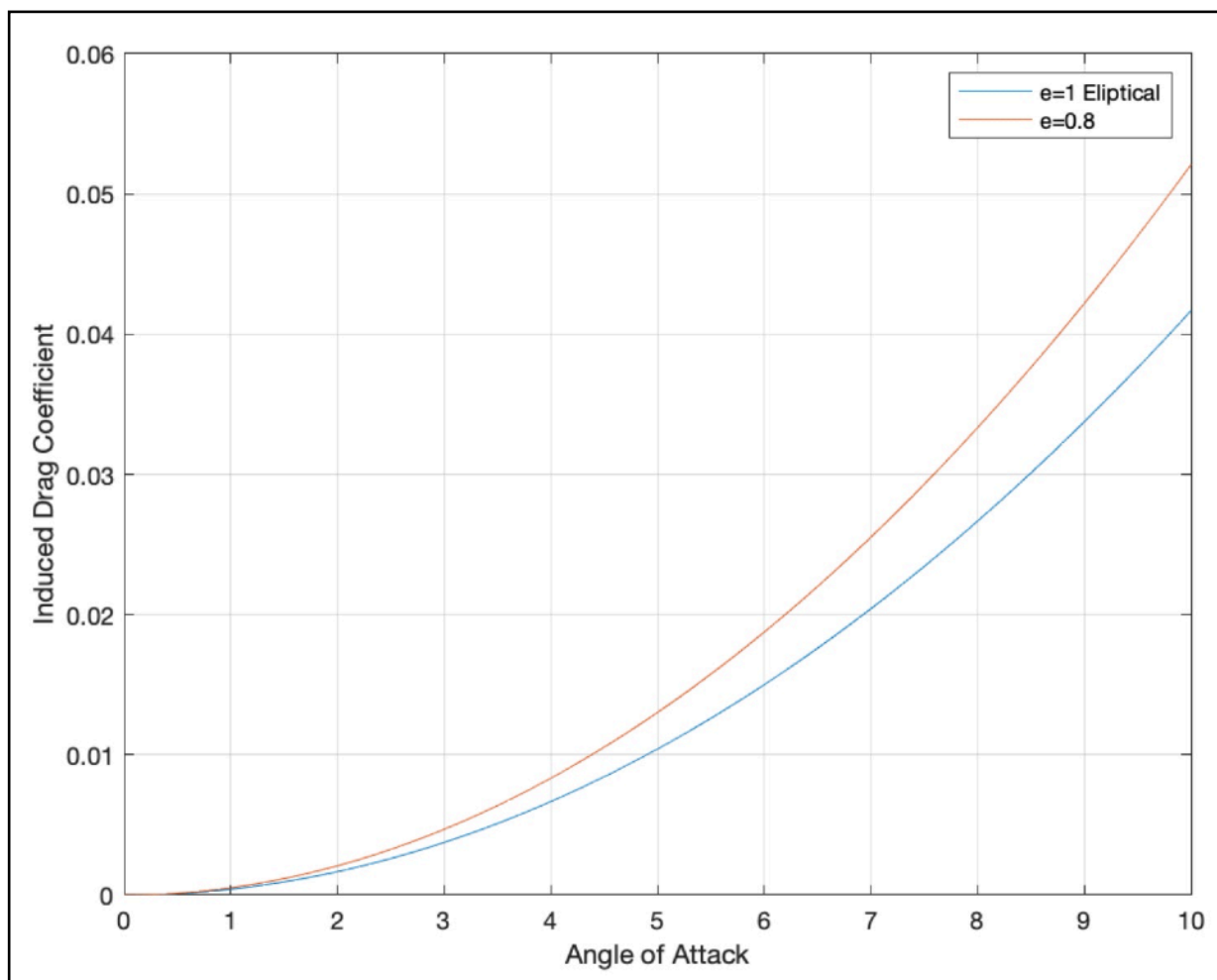


Рис 2.3.1

Вище наведена залежність коефіцієнту індуктивного опору від куту атаки, що збільшується від 0° до 10° для прямого крила (із коефіцієнтом ефективності $e=0.8$) та для еліптичного ($e=1$, Elliptical):

На великих кутах атаки спостерігається зменшення індуктивного опору на значення до 25%.

Взагалі, еліптичне крило з точки зору аеродинаміки має тільки переваги, і жодного недоліку. На жаль, з точки зору технології виробництва та розрахунків на міцність, дане крило є досить трудомістким у виробництві

Таке крило дорожче при проектуванні і надалі при серійному виробництві приблизно в 1,3-1,5 рази. Але оскільки частка площин, в загальних витратах на проектування і виробництво літака не перевищує 15-20%, то загальне подорожчання конструкції буде приблизно на значення від 5 до 10%. Якщо в експлуатації літак з еліптичним крилом буде дешевше, ніж на 10%, то в серії це надасть тільки переваги. Якщо літак одиничний, то витрати на оснащення та виготовлення крила, нівелірують всі переваги від поліпшеної аеродинаміки, і додадуть 10-15% до витрат на будівництво.

3 РОЗДІЛ - ПРОВЕДЕНІ АЕРОДИНАМІЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ

3.1 ВСТУП ДО РОЗДІЛУ

Для точного дослідження обтікання крила із різноманітними видами закінцівок була використана сучасна програма для CFD (Computational Fluid Dynamics), SIMSCAPE. Для імпортування моделі напівкрил були підготовлені в CAD/CAM/CAE середовищі Fusion 360. Всі виконані шаги будуть проілюстровані паралельно із текстовими коментарями. Задачею даного дослідження є докладний аналіз обтікання по верхній та нижній поверхнях, вплив і природа індуктивного опору на значення тиску і різних частинах крила із, та без наявної закінцівки.

3.2 АНАЛІЗ ОБТІКАННЯ ПРЯМОГО КРИЛА

Для дослідження обтікання усіх видів закінцівок була спроектована модель крила видовженням від 8 до 9 одиниць. Для виключення впливу аеродинамічних сил, що спричинені несиметричною формою профілю крила, був використаний симетричний профіль НАСА-М1, параметри для якого були взяті в базі даних AirfoilTools за допомогою .dat файлу

Мною був створений так званий об'єм обтікання (Enclosure), де були введені параметри даного об'єму, із запасом по всім трьом вісям, щоб можна

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

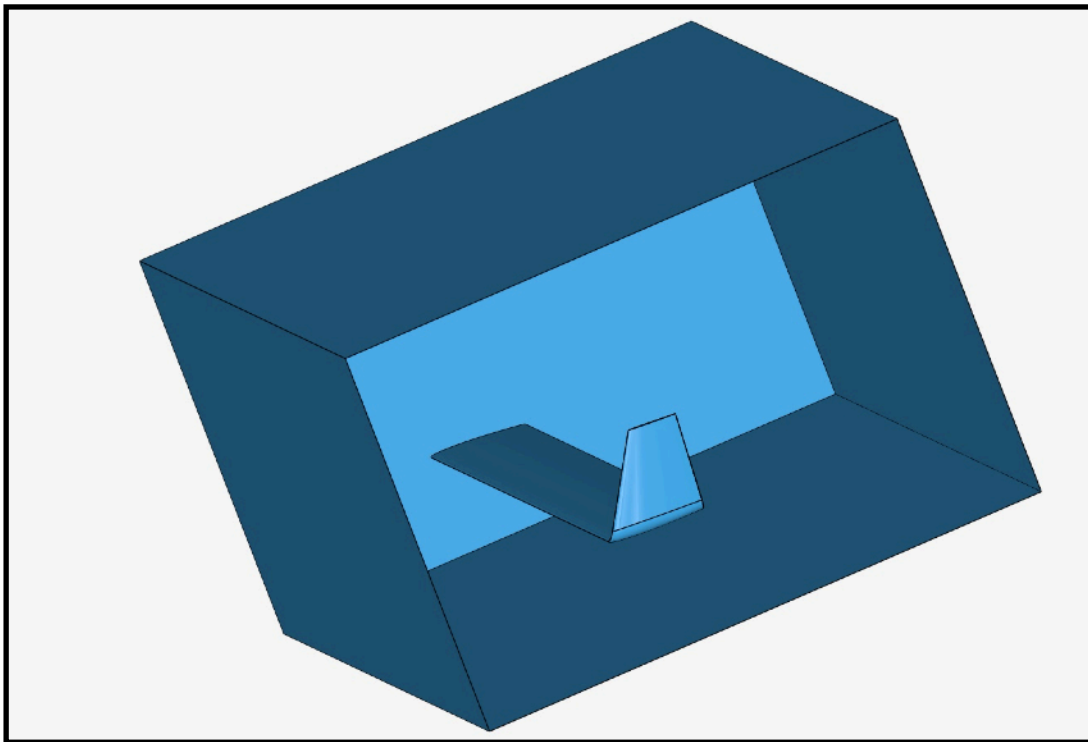


Рис 2.3.2

було побачити, як саме відбувається обтікання. (Рис. 2.3.2) Для параметрів повітря була обрана модель K-Omega SST для більш точної поведінки молекул повітря, нормальний тиск величиною в 1 атм. По передній поверхні був створений Velocity inlet (Рис. 2.3.3) (впуск повітря із визначеною швидкістю) із значенням швидкості $U_y = 110$ м/с. Задня стінка являє собою Pressure outlet - поверхня випуску тиску, із величиною спускного тиску $= 0$ Па. Іншим стінкам була задана умова Slip-wall (стіна просковзування), щоб молекули, що касаються стінки не знаходилися під впливом пограничного слою.

Velocity inlet 1

Boundary conditions

Velocity inlet

Velocity type

Freestream

(U) Velocity

U_x

0

m/s

U_y

110

m/s

U_z

0

m/s

Assigned Faces (1)

Clear list

face33@Flow region

×

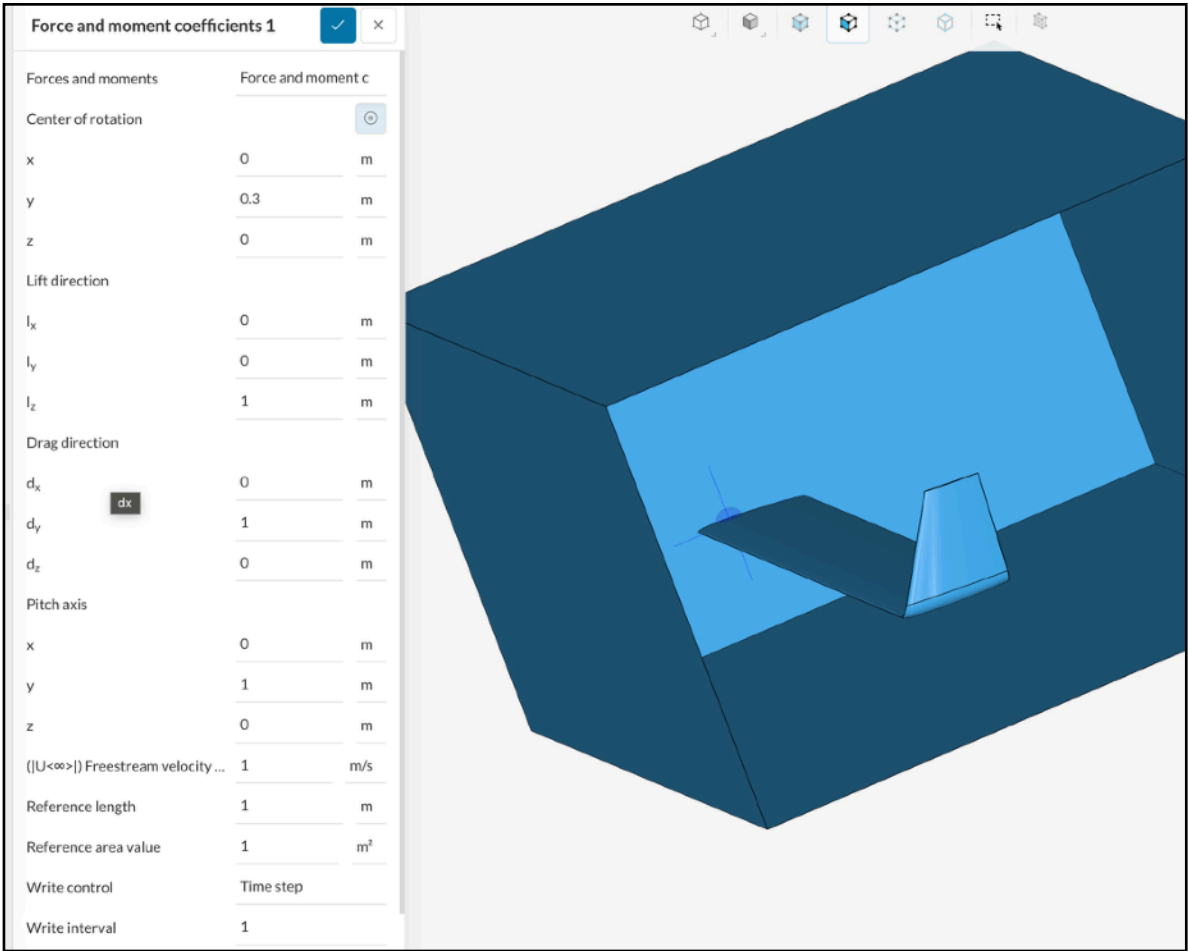
✕

Рис 2.3.3

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

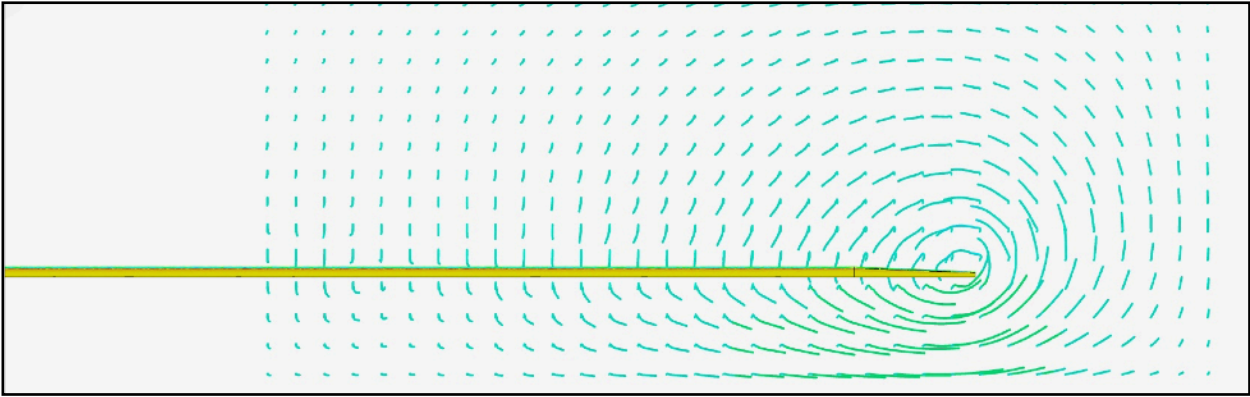
Також, для відстеження коефіцієнтів крутного моменту, підйимальної сили та сили опору була створена вісьова точка на віддалені 0.3 м від передньої кромки крила (Рис. 2.3.4), та були виставлені додатні напрямки векторів аеродинамічних сил. Кут атаки - 4°.

Рис 2.3.4



На ілюстрації нижче наведена картина обтікання через вид спереду (Рис. 2.3.5):

Рис 2.3.5



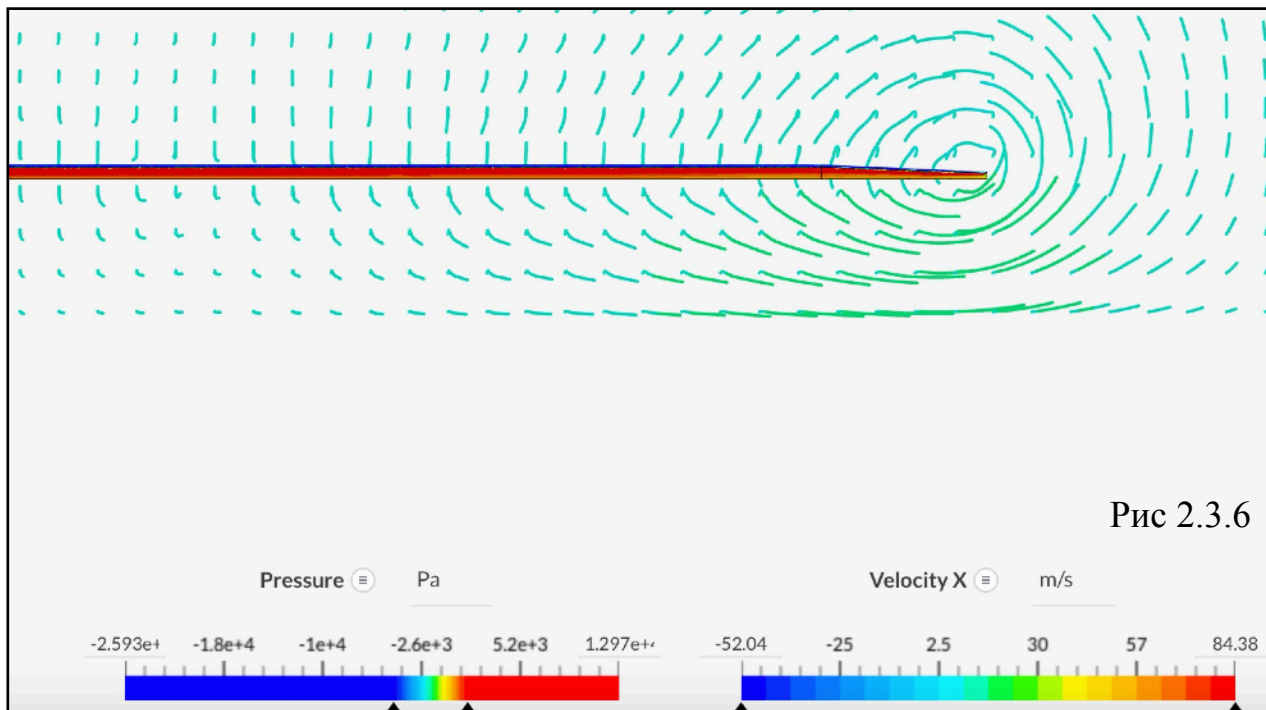


Рис 2.3.6

Можна добре побачити індуктивний вихор, із суттєвою місцевою швидкістю по периметру вихора. На наступній ілюстрації наведені також значення швидкості ліній обтікання разом із значенням тиску по поверхні крила. (Рис. 2.3.6)

Найцікавішим моментом з даної ілюстрації є те, що помимо стандартного вихору що калькулюється за допомогою формули циркуляції повітря, можна побачити так званий spanwash air movement - рух повітря від фюзеляжу по нижній поверхні крила, що спричиняє збільшення складової місцевої швидкості повітря V_x . Для наглядності збільшення швидкості повітря вдоль вісі X був доданий індикатор Velocity X в правій частині ілюстрації.

Розглянемо також рух ліній обтікання із перспективи

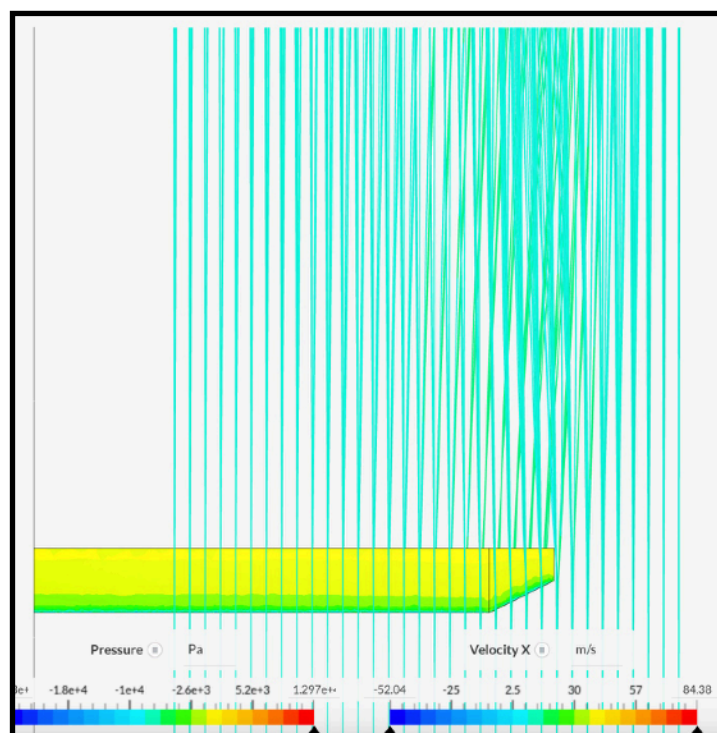


Рис 2.3.7

виду зверху. Ілюстрація зправа (Рис. 2.3.7)

На ілюстрації знов видно не тільки створюваний кінцевий вихор через різницю тиску, але й відбортний рух повітря, через складову V_x . Дану складову результуючого вектору швидкості прийнято розглядати тільки для крил із стрілоподібністю. Але як ми бачимо на дослідженні, він наявний навіть на крилах із прямим розташуванням. Даний бічний рух молекул повітря (ліній обтікання) свідчить про зменшення ефективності крила. Надалі мною були досліджені значення тиску по нижній та верхній поверхнях крила, що обтікається: (Рис. 2.3.8 та 2.3.9)

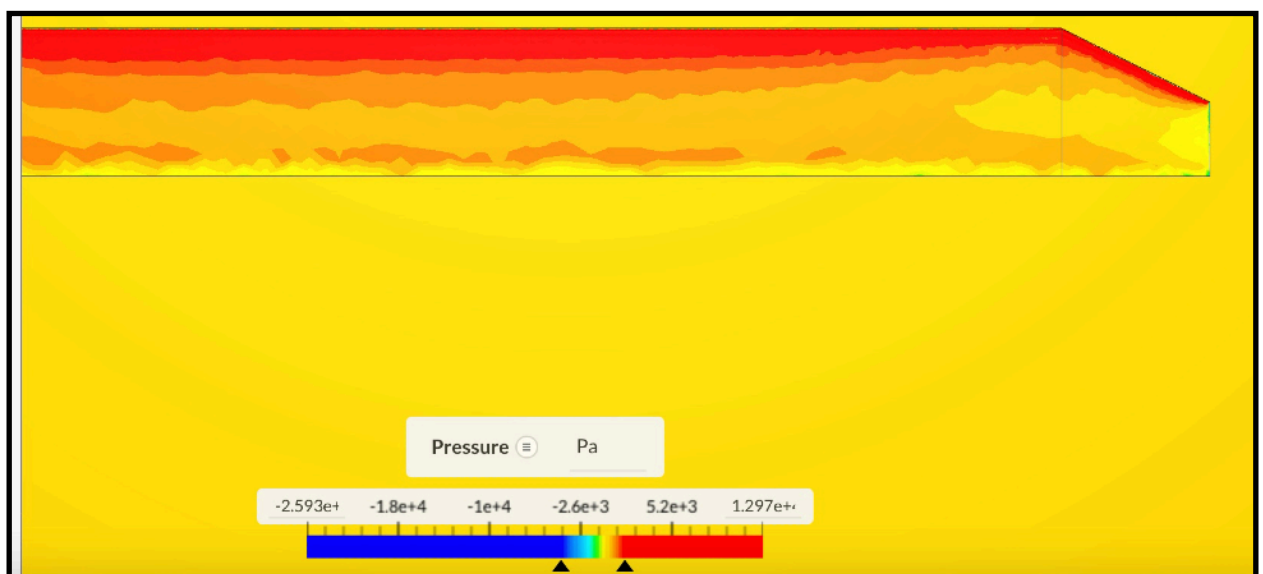


Рис 2.3.8

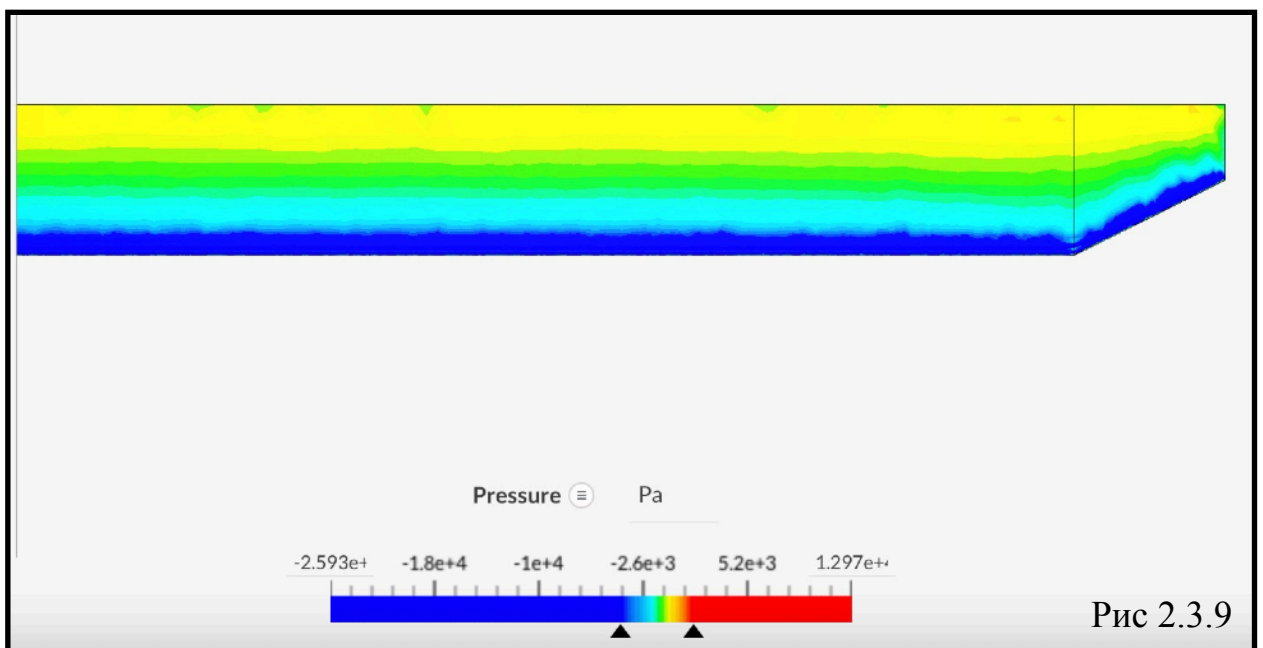


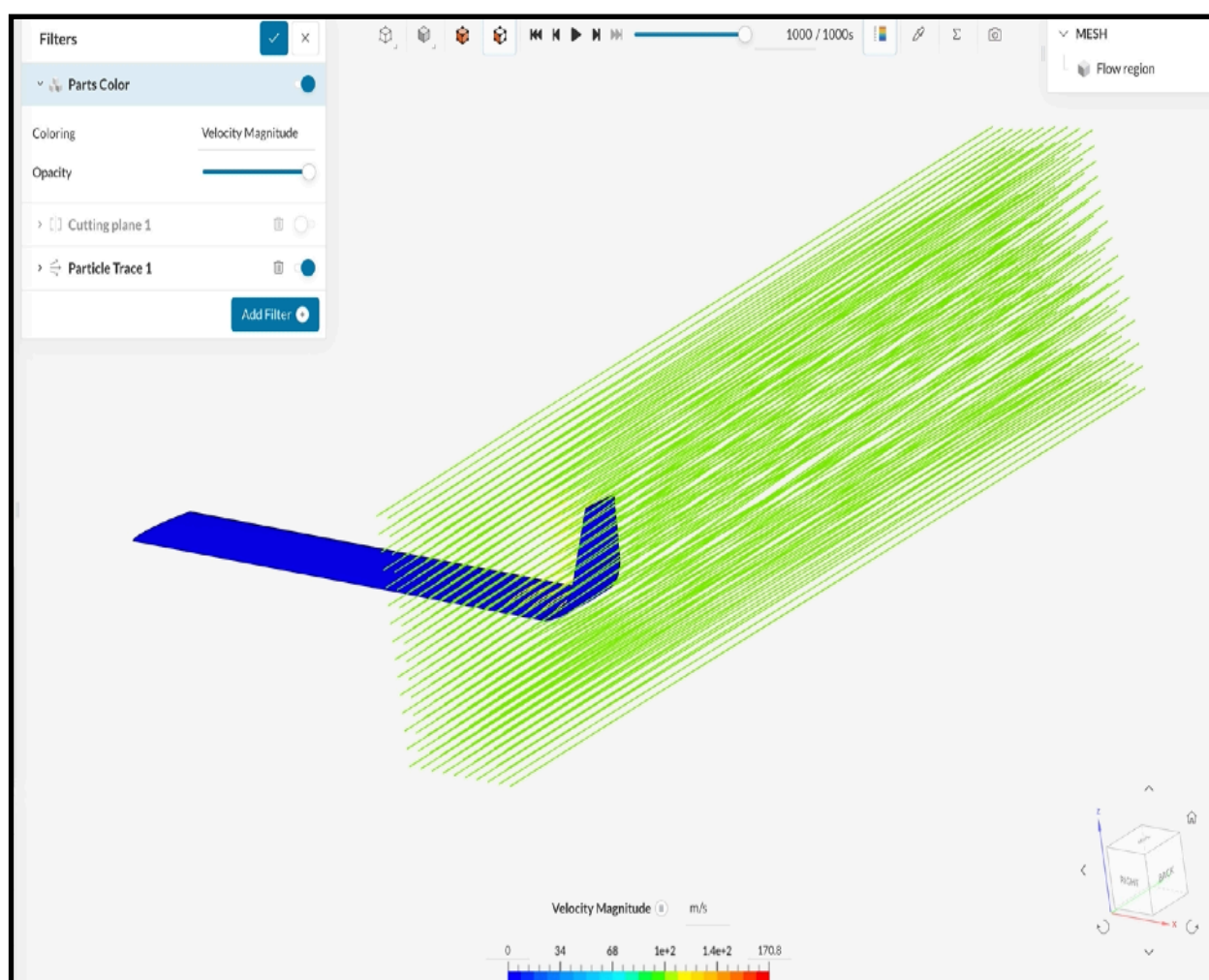
Рис 2.3.9

По ілюстрації нижньої поверхні (Рис. 2.3.9) можна добре побачити як тиск по поверхні зменшується в напрямку закінцівки крила, зменшуючи, таким чином, і ефективний розмах, не тільки через наявність індуктивного вихору, але й через відборткову складову швидкості V_x . Проаналізувавши також і верхню поверхню крила, видно, що підймальна сила через різницю тисків буде створюватися, але її значення буде суттєво менше у порівнянні із крилом нескінченного розмаху.

3.3 АНАЛІЗ ОБТІКАННЯ КРИЛА З ВІНГЛЕТОЮ

Розглянемо картину обтікання для крила із стандартною вінглетою типа blended winglet, із кутом нахилу 90° до поверхні крила. Модель аналогічно була створена в середовищі Fusion 360 та імпортована до середовища SIMSCAPE (Рис. 2.3.10)

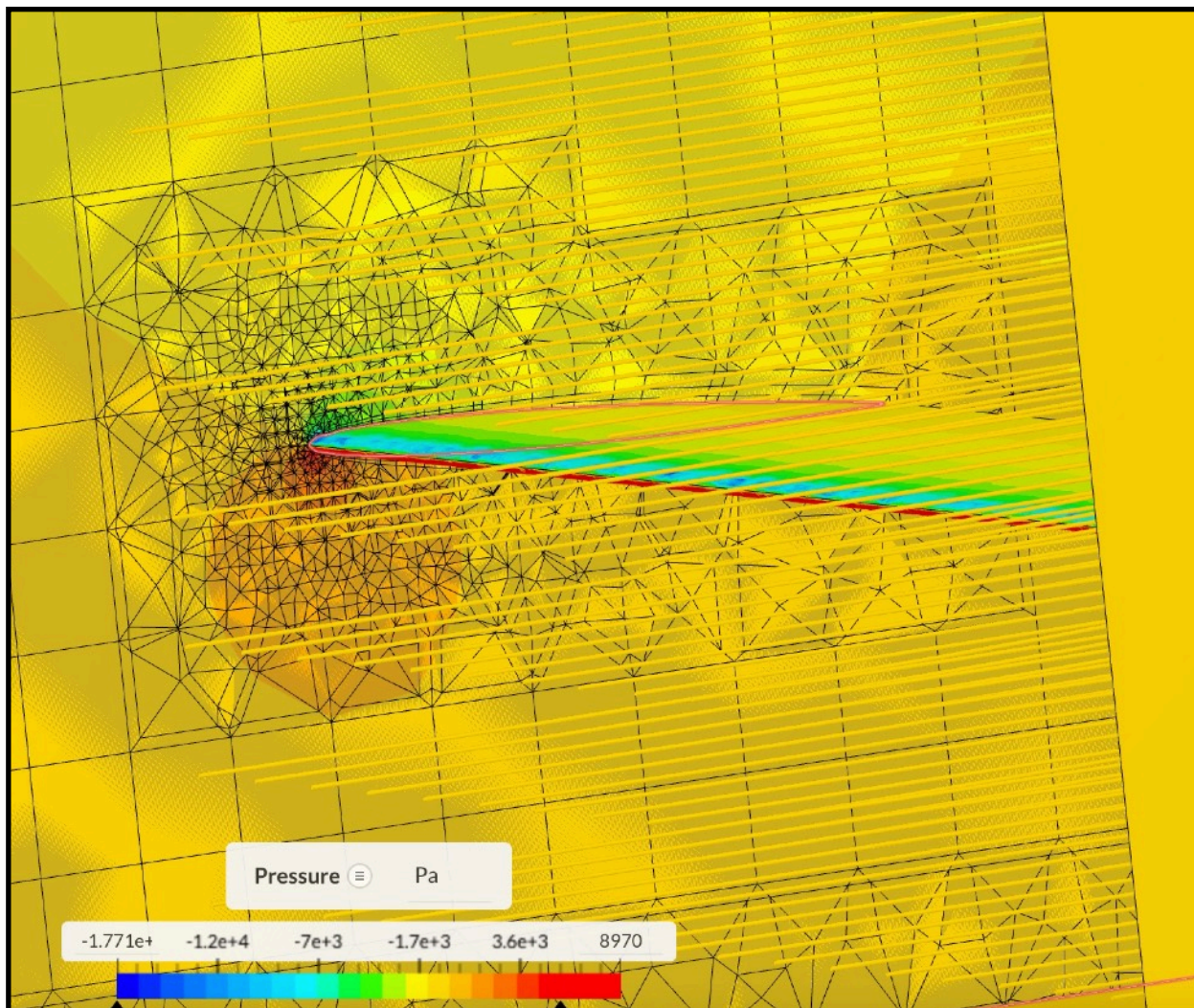
Рис 2.3.10



					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лус
Изм.	Лус	№	Подп	Дат		

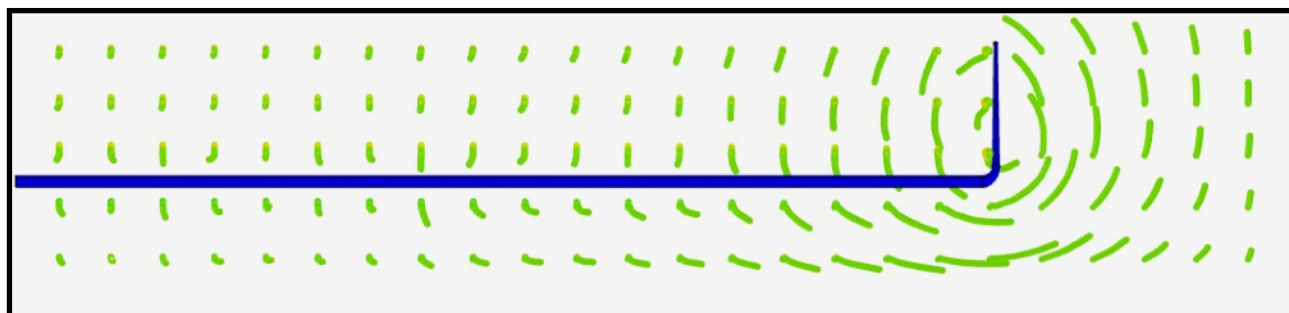
На наступній ілюстрації (Рис. 2.3.11) зображена оптимізована кінцево-елемента сітка MESH, яка враховує наявність пограничного слою на поверхні крила.

Рис 2.3.11



У порівнянні із крилом без закінцівки, можна побачити дійсне зменшення розміру індуктивного вихору. Разом з цим, бічний рух (Рис. 2.3.12) повітря по нижній поверхні залишається:

Рис 2.3.12



Для більш наглядної картини обтікання зменшимо обсяг діаграми тиску/ швидкості повітря (По вісі X), та подивимось на обтікання ще раз (Рис. 2.3.13 та 2.3.14):

Рис 2.3.13

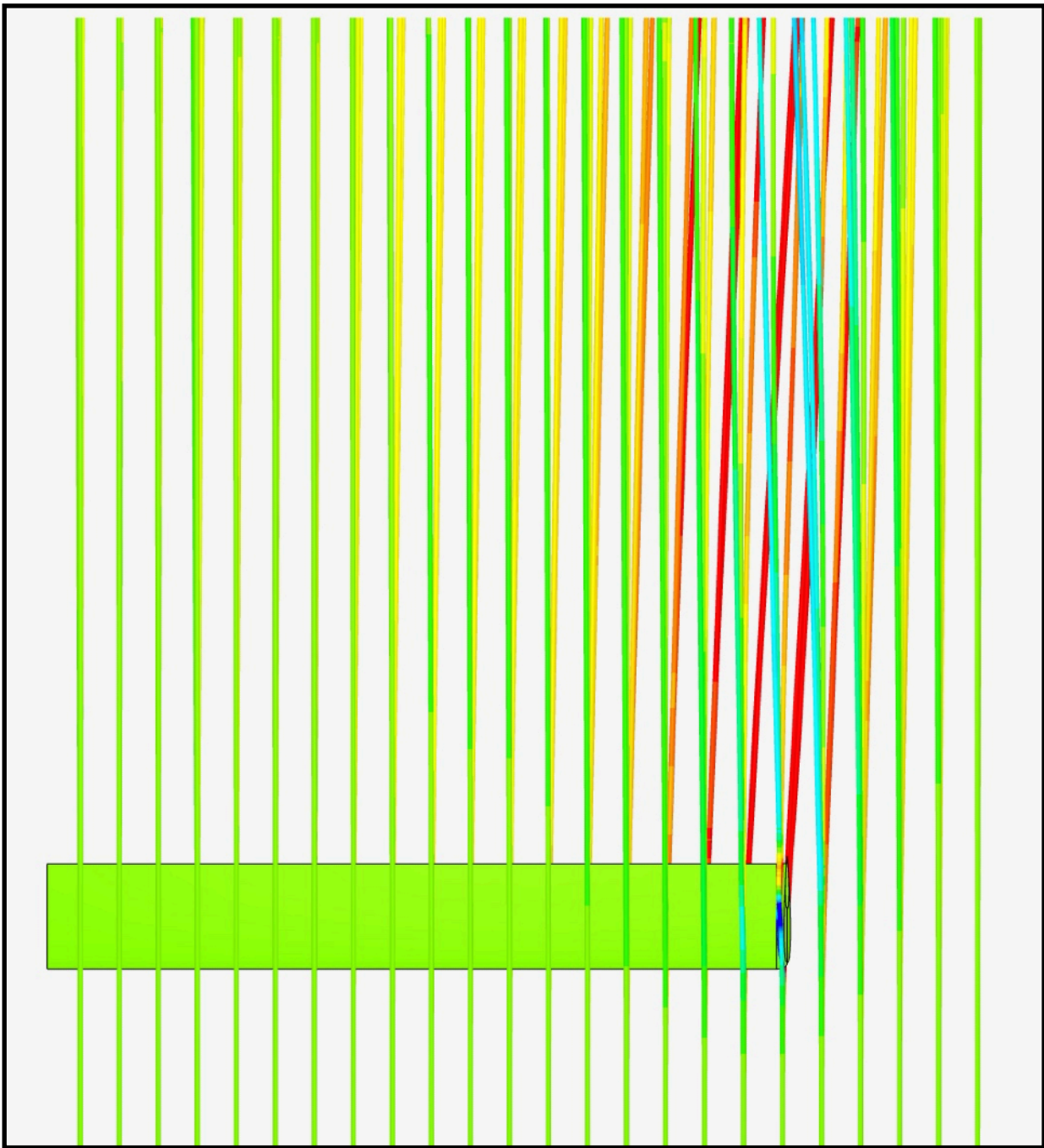
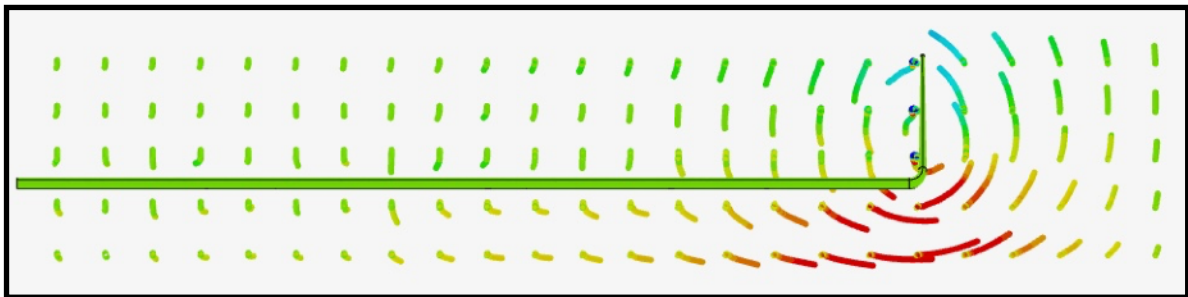


Рис 2.3.14



Видно, що відцентровий бічний рух починає проявлятися практично із нульової хорди і посилюється до закінцівки крила. Саме тому коли літак пролітає через хмару можна добре бачити, що кінцеві вихори наявні не тільки за закінцівками крила, але й на набагато більшому просторі повітря, що зачеплює і прифюзеляжні хорди крила. (Рис. 2.3.15)

Рис 2.3.15



Проаналізуємо також і загальний вид картини обтікання (Рис. 2.3.16) крила з вінглетом

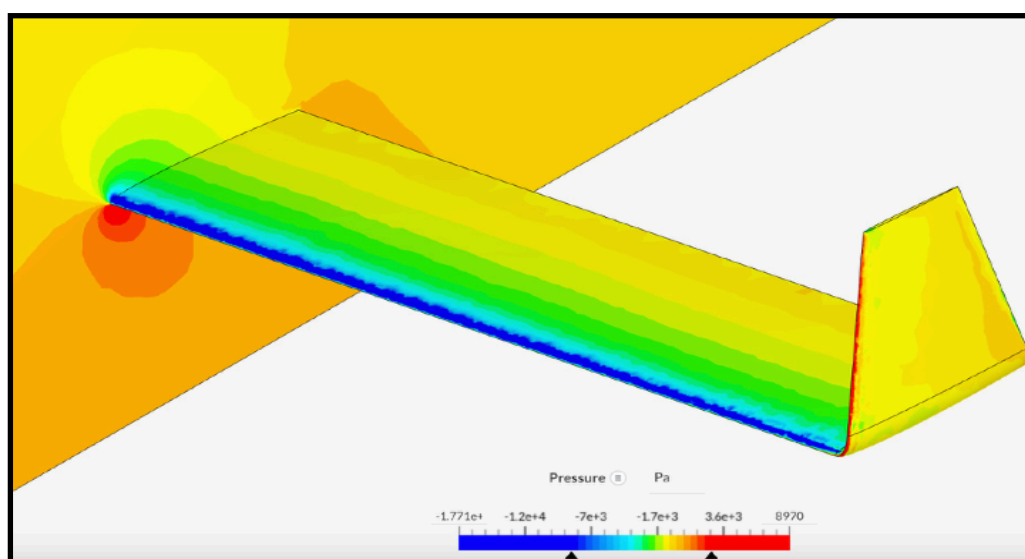


Рис 2.3.16

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Розподіл градієнту тиску можна побачити на допоміжній січній площині в лівій частині ілюстрації. Можна спостерігати стандартний розподіл тиску, із точкою максимального тиску розташованій по нижній поверхні на відстані 1% хорди від передньої кромки через кут атаки в 4° .

Найцікавішим моментом в даному дослідженні є розподіл тиску по внутрішній та зовнішній поверхні вінглету. Як визначено раньше, компанії-виробники літаків намагаються застосовувати вінглети для отримання переваги в меншому фізичному розмаху крила, але якомога збільшити ефективний розмах крила, зменшуючи індуктивний опір. Зовнішня поверхня вінглету перешкоджає повітрю вільне перетікання з зони підвищеного тиску з нижньої поверхні на зону нижчого тиску по верхній поверхні. Часто до уваги не береться той факт, що молекули повітря будуть вдарятися о зовнішню поверхню закінцівки, поки на внутрішній повітря буде більш розрядженим. Таким чином, створюється аеродинамічна сила, що створює згинальний момент так же само, як і крило без вінглету, але з більшим розмахом. (Рис. 2.3.17)

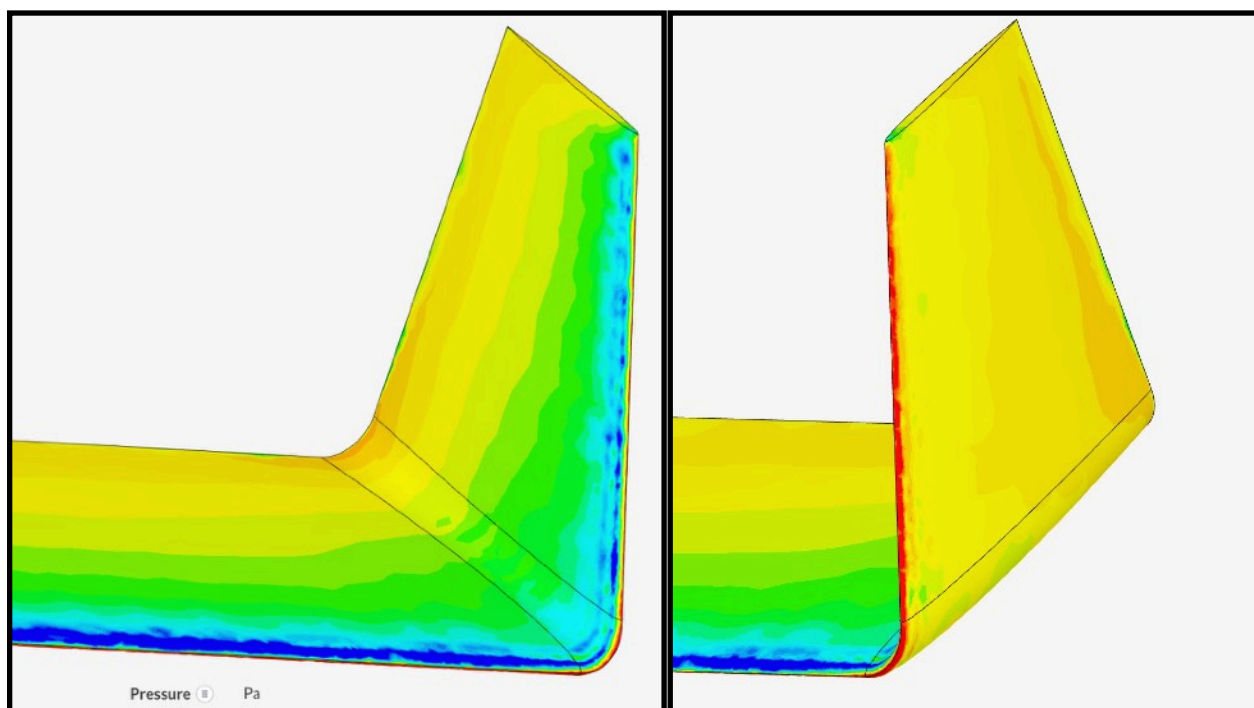


Рис 2.3.17

Наглядно видно вищеописану різницю тисків як по внутрішній так і по зовнішній поверхнях вінглету. Дана вінглета має такий самий симетричний профіль, як і крило - НАСА-M1. Кут встановлення вінглету по відношенню до набігаючого потоку повітря є нульовим. Через симетричність крила нівелюється можливість отриманого розподілу через несиметричність профілю. Таким чином, згинальний момент буде створюватися, і розподілятися по розмаху крила як і з наявним вінглетом, так і за його відсутності. Наслідки щодо згинального моменту будуть проаналізовані нижче.

4 РОЗДІЛ - АНАЛІЗ СУЧАСНИХ РІШЕНЬ ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ

4.1 ЛІТАК - ALBATROSS ONE ВІД AIRBUS

Найсучаснішою розробкою компанії Airbus у сфері аеродинаміки є застосування так званого semi-aerolastic hinge (напів-аероеластичного шарниру) на літаку Albatross-One. (Рис. 4.1.1) На даний момент проект



Рис 4.1.1

знаходиться в стадії концепту для застосування на авіалайнерах. Поки що було зроблено декілька радіокерованих моделей, розмахом до 3м. Albatross One, який базується на Airbus A321, має шарнирні крила (Рис. 4.1.2), що сприяють зменшенню опору та ваги. Конструкція дозволяє крилам крил

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

рухатися - а не залишатися статичними - під час турбулентності, зменшуючи тим самим опір та зменшуючи витрату палива. При крейсерському польоті шарнір блокується, а при поривах повітря може ставати вільним, не передаючи навантаження на силовий набір крила.

При створенні даної схеми, інженери Airbus надихалися польотом альбатросу в поривистий вітер на березі океану. Саме тому прототип літаку і має назву Albatross-One.

Рис 4.1.2



альбатросу в поривистий вітер на березі океану. Саме тому прототип літаку і має назву Albatross-One.

Використання шарнірних механізмів не є новизною в світі авіації. Але раніше вони використовувалися лише для економії пространства на, наприклад, авіаносцях. Найчастіше, літаки зі складними крилами, що аналогічно являють собою крило із шарніром, є палубними винищувачами. Приклад на Рис. 4.1.3



Рис 4.1.3

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лус
Изм.	Лус	№	Подп	Дат		

Крім даної аплікації, саме для покращення аеродинамічних характеристик схожа розробка наявна ще у компанії Boeing, що буде розглянута нижче.

4.2 ПЕРЕВАГИ ТА НЕДОЛІКИ ЗАПРОПОНОВАНОЇ СХЕМИ

Переваги:

- Теоретичне збільшення видовження крила з середніх 10-11 одиниць до 18-20 при умовах спокійного повітря
- Зменшення згинального навантаження на крило в умовах поривистого повітря, маневруванні
- Можливість зменшення габаритів в умовах аеропортів без втрати аеродинамічних характеристик
- Керування шарніром через електромотор, фіксація за допомогою спеціальних кронштейнів в кесоні крила

Недоліки:

- Шарнірний механізм не може здійснювати швидкі повороти поверхні крила
- На даний момент відсутня схема для понорозмірного магістрального авіалайнеру
- Зменшення згинального моменту, що діє на крило можливо тільки в 2х положеннях - шарнір розблокований, діє приблизно 2/3 крила, шарнір заблокований, навантаження сприймає ціле крило.

4.3 ЛІТАК - BOEING 777X

Останньою розробкою компанії Boeing в сфері аеродинамічних нововведень є літак Boeing 777X, також із наявним шарнірним механізмом на закінцівці крила, що аналогічно дозволяє зменшити габарити літака в умовах аеропорту, а також забезпечити кращі аеродинамічні характеристики, хоч і без можливості контролювати закінцівки в повітрі. Першочергово даний тип вінглету розроблявся саме з ціллю зменшення габаритів літаку в умовах

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

аеропорту, адже це суттєво зменшує трати на інфраструктуру та можливі штрафи і т.п. Вінглета Boeing 777X показана на Рис. 4.3.1

Рис 4.3.1



Також літак Boeing 777X у повітрі зображений на Рис. 4.3.2



Рис 4.3.2

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ		Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат			

На закінцівках крил із вуглецевого волокна 777X гідравлічний привід обертає вінглети в положення польоту. Після встановлення, електричні блокувальні механізми, які відключаються після подачі живлення, утримують наконечники на місці для польоту. Boeing також додав нову іконографію до дисплея системи індикації двигуна та оповіщення екіпажу (EICAS), яка ілюструє підказки при перевезенні, ілюструються складена та розгорнута позиції. Від початку до кінця весь процес складання/розкладання займає 20 секунд. (Рис. 4.3.4)

Для цього процесу розроблений окремий дисплей, на якому контролюються всі положення розкладання вінглетів. (Рис. 4.3.3)

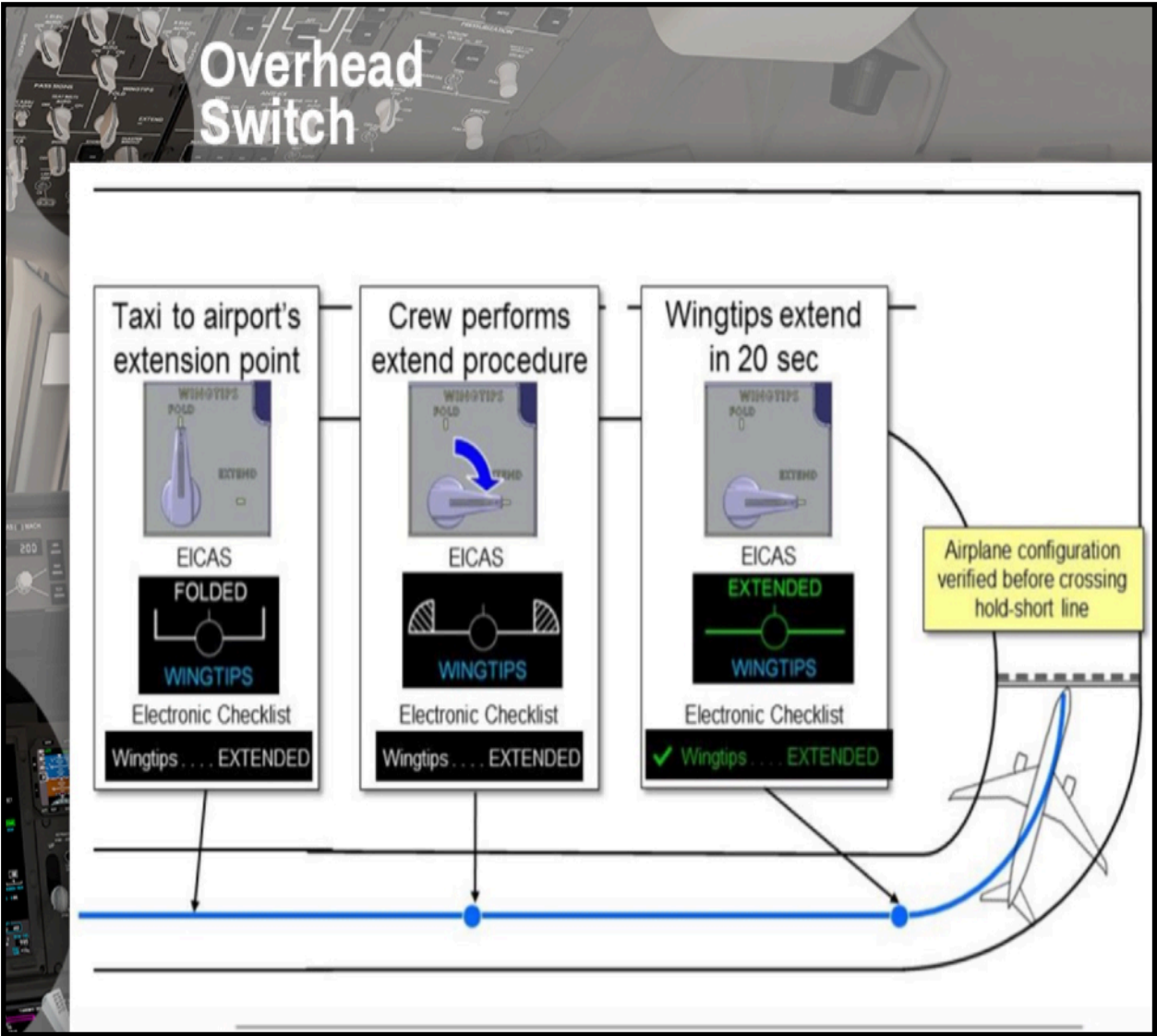


Рис 4.3.3

4.4 ПЕРЕВАГИ ТА НЕДОЛІКИ ЗАПРОПОНОВАНОЇ СХЕМИ

Переваги:

- Теоретичне збільшення видовження крила з середніх 10-11 одиниць до 14-15 при будь-яких умовах повітря
- Можливість зменшення габаритів в умовах аеропортів без втрати аеродинамічних характеристик
- Керування шарніром через електромотор, фіксація за допомогою спеціальних кронштейнів в кесоні крила
- Реальне застосування на магістральному літаку Boeing 777X із повноцінною інтеграцією як в крило літака, так і в комп'ютерні системи

Недоліки:

- Шарнірний механізм взагалі не може здійснювати повороти поверхні крила в процесі польоту
- Зменшення згинального моменту не відбувається.
- Максимальне збільшення видовження крила на даний момент - до 15 одиниць



Рис 4.3.4

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

5 РОЗДІЛ - РОЗРОБКА ВЛАСНОЇ АДАПТИВНОЇ ЗАКІНЦІВКИ

5.1 ОПИС КОНЦЕПЦІЇ

Для створення адаптивної закінцівки мною були висунуті наступні вимоги, яким вона повинна відповідати:

- Зменшення індуктивного супротиву із покращенням аеродинамічної якості на більше ніж 8%
- Зменшення максимального згинального моменту в умовах поривистого вітру на більше ніж 20%
- Використання доступних матеріалів
- Застосування надійних, доступних механізмів для реалізації активної частини закінцівки
- Має бути можливість змінювати форму/кут нахилу вінглети по відношенню до поверхні крила в процесі польоту

Адаптивна вінглета буде являти собою багатошарнірний механізм, із окремо-поворотними ланками, що буде дозволяти здійснювати керування частиною крила до 30-40% розмаху. Перший концепт проілюстрований на Рис. 5.1.1

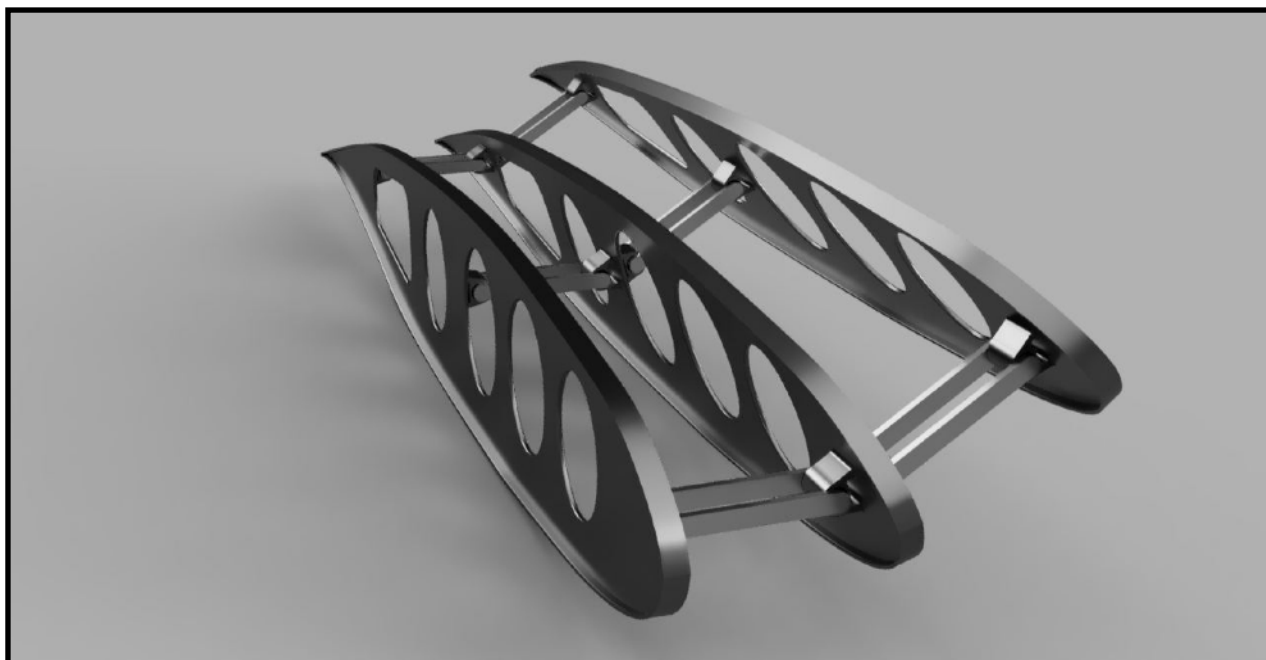


Рис 5.1.1

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

5.2 РЕАЛІЗАЦІЯ КЕРУВАННЯ НАХИЛУ ПОВЕРХНІ КРИЛА

Оскільки потрібно забезпечити можливість керування для кожної шарнірної ланки, треба розробити систему приводів, які могли б здійснювати нахил в процесі польоту, забезпечуючи помірні масові характеристики, достатні зусилля для здійснення повороту шарніру під дією аеродинамічних сил, інерціальних моментів, разом із достатньою швидкістю для реагування до постійної зміні поривів вітру в умовах реального польоту.

Реалізувати це можливо двома основними способами, це - система гідроприводів або пневмом'яз.

5.2.1 ГІДРОПРИВОДИ

Гідросистема літака складається з двох частин:

- мережу джерел тиску - призначена для акумулювання енергії, створення робочого тиску, розподілу по споживачам і розміщення запасу рідини, регулювання тиску в системі;
- мережу споживачів - складається з компонентів, кожен з яких призначений для запуску певного механізму.

Наприклад, гідравлічна система сучасного літака живить робочою рідиною наступні агрегати (Рис 5.2.1):

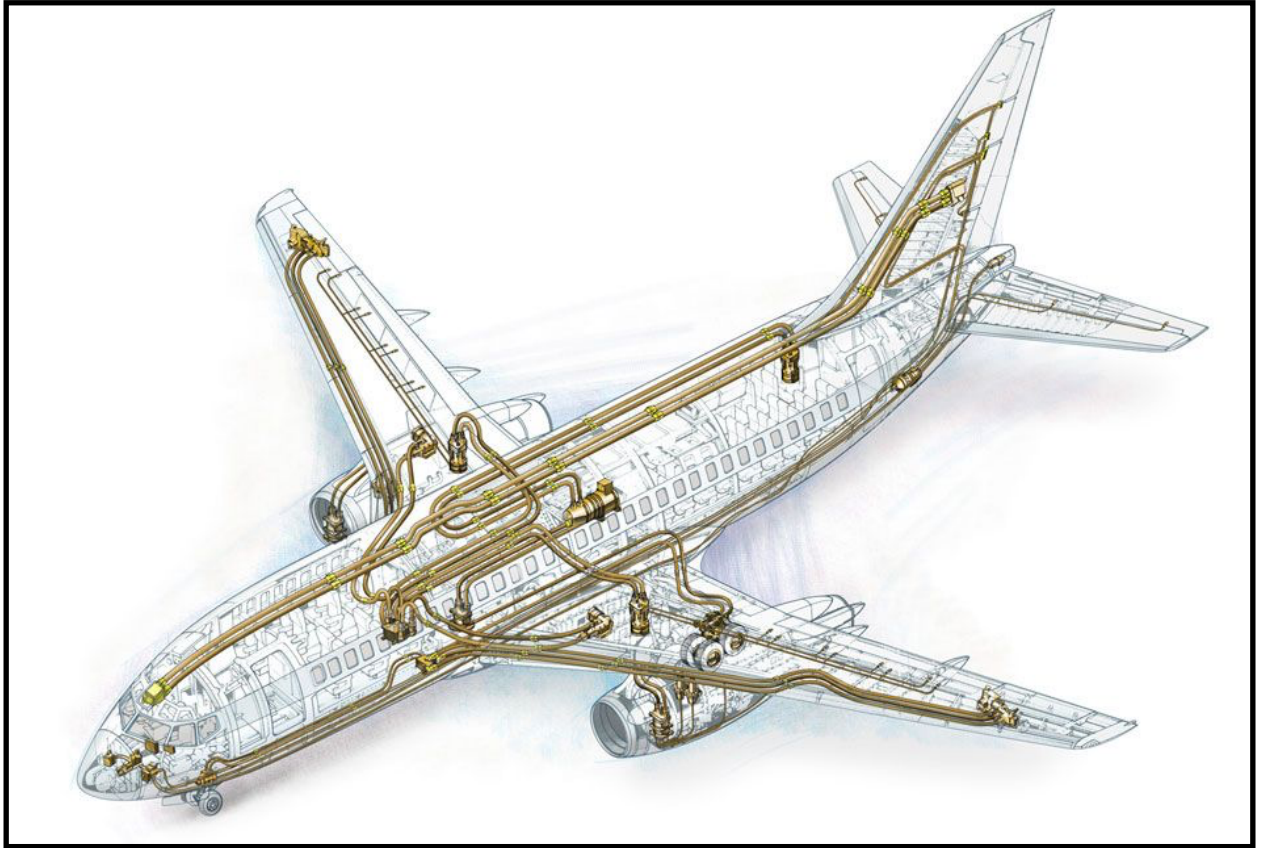
- **приводи механізації крила і системи управління літаком;**
- мережі випуску-прибирання шасі;
- механізми повороту коліс передньої стійки шасі;
- мережі управління переднім і заднім грузолоком (при наявності);
- мережі управління склоочисниками;
- мережі гальмування коліс.

До багатьох підсистем енергія надходить одночасно від декількох гідросистем. При виході з ладу однієї гідросистеми споживач без проблем продовжує користуватися ресурсами інший.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Кожна гідросистема має, крім основних насосів, резервні джерела живлення. Останні представлені гідротрансформаторами, турбонасосними установками і електропривідними насосними станціями.

Рис 5.2.1



Призначення гідротрансформаторів полягає в створенні тиску в гідросистемі під час відмови основних насосів, або відмови двигуна, використовуючи енергію в суміжній гідросистемі. Передача потужності при цьому з одної гідравлічної системи в іншу відбувається без переходу робочої рідини.

Всі ці складові більшою частиною складаються із металевих патрубків, що наповнені рідиною і, звідси, викликають погіршення масових характеристик літального апарату.

Для використання в даній апікації адаптивного вінглету потрібні контролери для кожної поворотної шарнірної ланки

Проаналізуємо основні переваги та недоліки використання гідросистеми для адпативного вінглету:

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Переваги:

- Використання гідроприводів на літаках, як описано раніше, не є новим, спеціалісти з гідросистеми літака з легкістю зможуть обслуговувати і дану гідросистему
- За допомогою підвищення тиску в системі на 10-15% можна не створювати окремий компресор для системи поворотного механізму, хоча це знизить живучість літаку
- Оскільки рідина є нестискаємою, віддача від гідроприводу буде відбуватися миттєво, і це дозволить робити швидкі налаштування до геометрії вінглету

Недоліки:

- Будь-яка негерметичність системи патрубків і т.п. Буде фатальною для літального апарату в цілому. Можливо використання резервних систем, але патрубки, додаткова рідина тільки додасть ваги що і так суттєво відростає
- Велика вага додаткової підсистеми для здійснення керування шарнірним механізмом
- Через розміри гідросистеми, розташування патрубків і т.п. Треба переглянути кількість і розташування технологічних отворів для обслуговування додаткової системи
- Металеві, незгинаємі в процесі застосування патрубки повинні буде замінити на гнучкі шланги для забезпечення можливості повороту вінглету, при цьому забезпечивши герметичність і втомну міцність, яка буде грати ключове значення для даної підсистеми.

5.2.2 ПНЕВМОМ'ЯЗИ

Пневмом'яз - це простий пневматичний пристрій, розроблений у 1950-х рр. Дж. Л. Маккіббеном. (Рис. 5.2.2 та 5.2.3) Як і біологічні м'язи, повітряні м'язи скорочуються при активації (подачі тиску). Роботистам цікаво, що

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

повітряні м'язи забезпечують розумну робочу копію біологічних м'язів. Настільки, що дослідники можуть використовувати, наприклад, скелет людини з повітряними м'язами, прикріпленими до скелета, у первинних біологічних м'язових місцях для вивчення біомеханіки та нервових властивостей біологічних м'язів. В авіаційній сфері на даний

момент не має застосування даного типу механізмів. На мою думку, це дуже

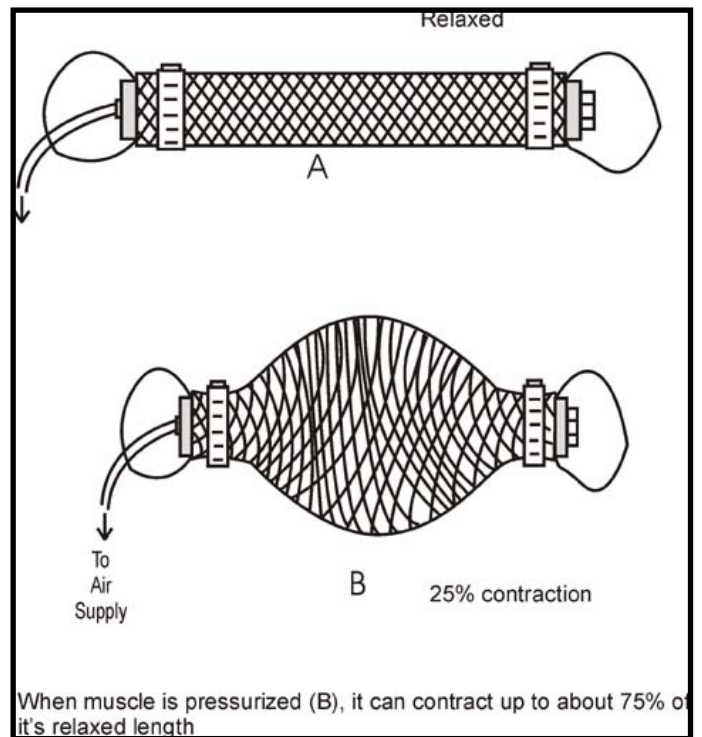
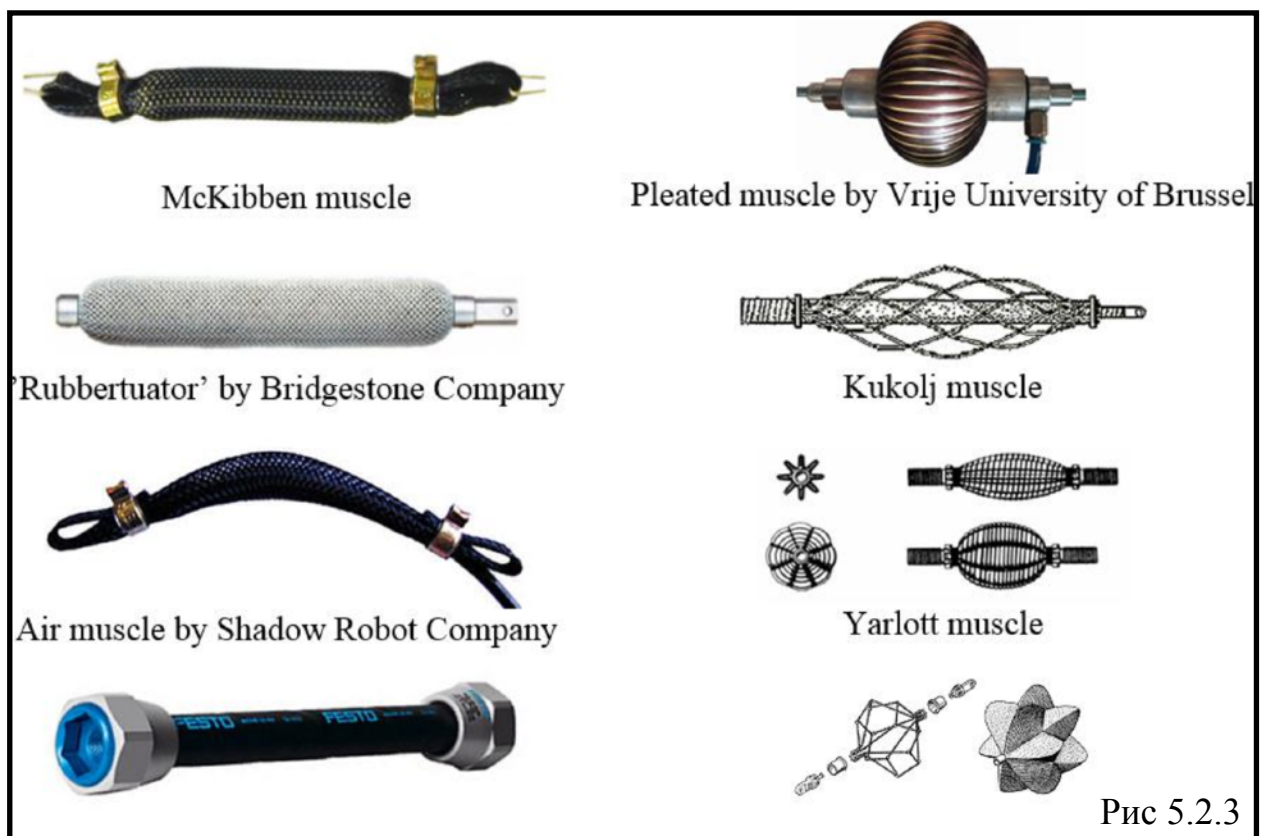


Рис 5.2.2



перспективний напрям в системах керування, який було б доцільно використовувати через низку переваг:

Изм.	Лис	№	Подп	Дат	ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис

Переваги:

- Використання пневмом'яз на літаках може суттєво знизити вагу системи керування, адже замість рідини використовується газ, який звісно має в декілька разів меншу густину
- Гнучкість шлангів та самих кожухів пневмом'яз дозволяють відносно вкликі переміщення як із точки зору розтягу-стиску, так і з точки зору поворотних рухів
- Кожух пневмом'язи виконаний із вуглецевих рукавів (Рис. -), які при налаженому використанні в літаку композиційних матеріалів, в тому числі варіацій карбонових виробів зменшить кошти на масове серійне виробництво
- Газ є стискаємим, що в випадку застосування для приводу шарнірного механізму адаптивного вінглету буде надавати велику перевагу, а саме - при поривистому повітрі при подачі відповідного зусилля (тиску) в камеру пневмом'яза, буде наявний певний "запас ходу", що збільшить загальний ресурс пневмосистеми. Вона автоматично буде контролювати максимальний тиск, що може бути наявний в системі. Для крайніх випадків в системі передбачений спускний клапан, що в ситуаціях перевищення експлуатаційного згинального моменту буде спускати тиск в системі, дозволяючи вінглету вільно рухатися, не передаючи залишковий згинальний момент надалі по розмаху крила до центроплану.

Але є і деякі важкості в імплементації пневмом'яз як в заводську інфраструктуру, так і в сферу обслуговування літаків.

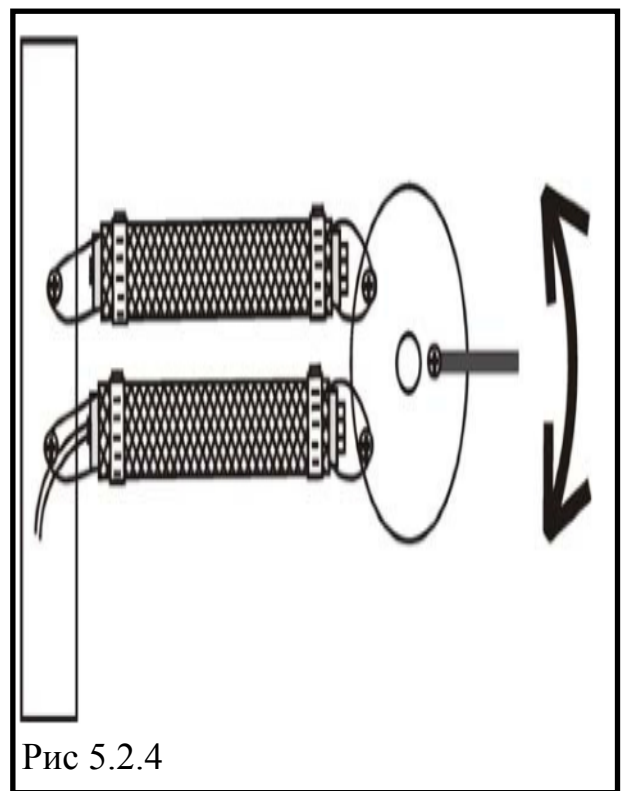
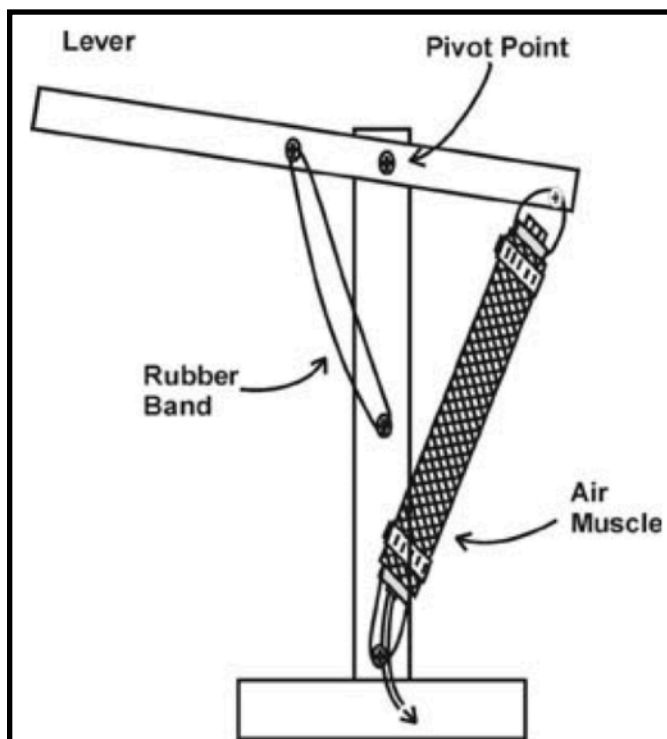
Недоліки:

- Потрібно підготувати новий персонал, що буде займатися обслуговуванням даної системи
- Дослідити втомні характеристики для адаптивного механізму, та дослідити які конкретно матеріали найдоцільніше використовувати в даній аплікації

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

- Оскільки наявне стискання повітря, треба враховувати цей фактор при кінематичних та динамічних розрахунках руху механізму
- Відмічається також низька геометрична ефективність, що являє собою відносний приріст видовження. На мою думку в даній аплікації кутом нахилу можна маніпулювати через різний ексцентриситет (плече прикладання зусилля від вісі шарніру) (Рис.5.2.4)

За наступними схемами можливо здійснювати сам поворотний шарнірний механізм адаптивної вінглети:



Також мною розглядався варіант використання металевих м'яз з ефектом пам'яті. Одним з найбільш вивчених і широко застосовуваних сплавів, що володіють ефектом пам'яті форми, по праву вважається никелід титану, він же нитинол. Нитинол є інтерметалевим з'єднанням еквіатомного складу з 55% нікелю, 45% титану. t плавлення сплаву - 1240-1310 С, щільність - 6,45 г / см³. Він, хоч і має цікаві властивості, які могли б замінити використання гідроприводів/пневмом'яз є надзвичайно економічно затратним з точки зору

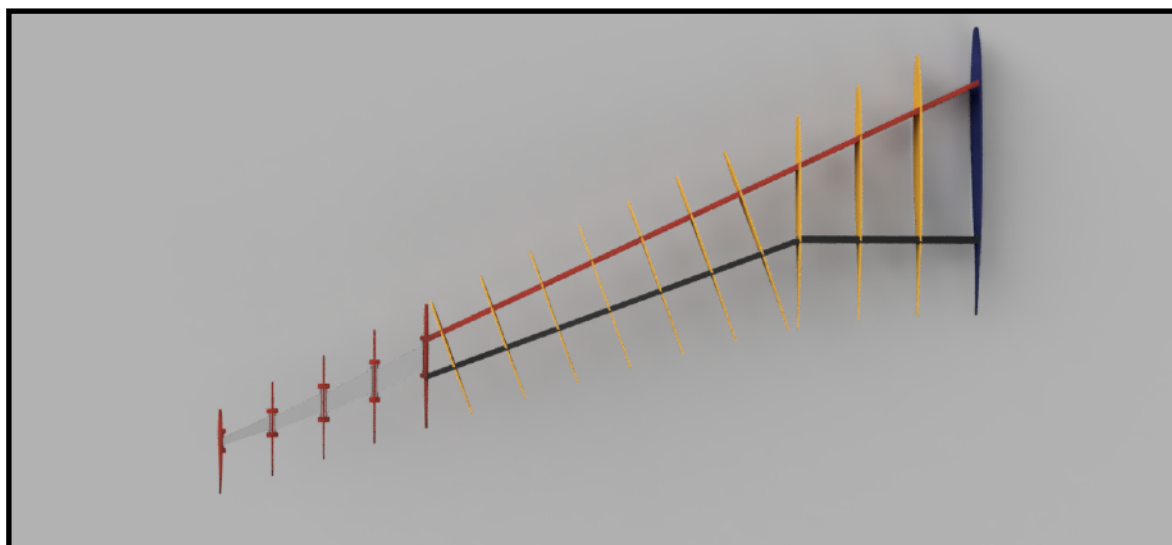
виробництва. Як при виготовленні його на підприємстві, так і при заказі через інші компанії.

5.3 3D-МОДЕЛЬ ДЛЯ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНОГО ЛІТАКА ІЗ СТРІЛОПОДІБНІСТЮ

Даний механізм, хоч і допускає можливість реалізації на практично будь-якому крилі літаків як класичної аеродинамічної схеми, так і, наприклад, схеми “качка”, на мою думку, було б найбільш доцільно використовувати даний механізм вінглети на середньо- та далекомагістральних авіалайнерах. Адже 90% польоту вони летять на крейсерській швидкості, на одному ешелоні, при стабільних умовах. І перевага в суттєвому зменшенні індуктивного опору могла б дати можливість літати на більші відстані дешевше, зменшуючи негативний вплив шкідливих вибросів в атмосферу, на який так звертають увагу сучасні активісти, особливо в Європі.

На попередній ілюстрації (Рис. 5.2.4) було показано концепт того, як саме розташовуються шарнірні механізми в секції крила. На даний момент потрібно було придумати схему розташування даного механізму в крилі зі стрілоподібністю, забезпечивши при цьому потенційну можливість встановлення даного вінглету на будь-який сучасний середньо-, далекомагістральний літак. В результаті дослідженні різноманітних концептів розташування нервюр в крилі, було прийнято рішення виконати перехід на

Рис 5.3.1



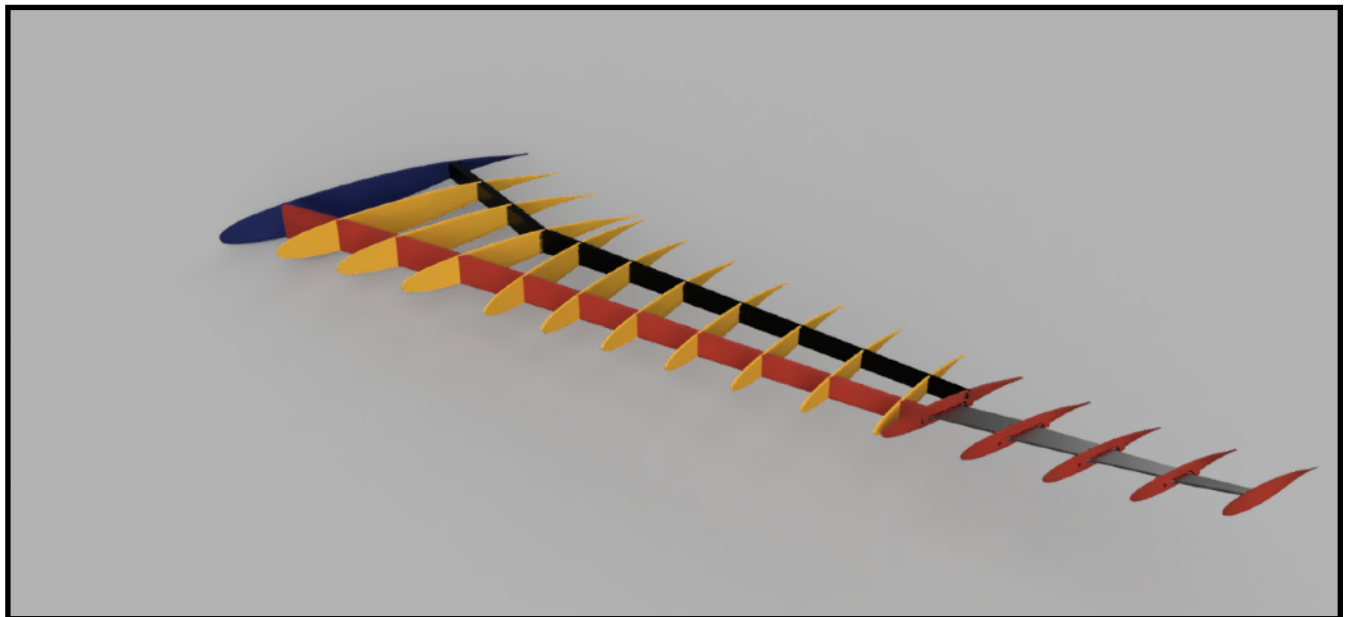
					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

зміну куту нахилу нервюр на паралельний до фюзеляжу, аналогічно до секції центроплану. Кінцева частина крила і являє собою адаптивну закінцівку, що може складатися із декількох поворотних секцій. Результат наведений на рендерах (Рис 5.3.1 та 5.3.2), виконаних із 3D моделі, розроблених в CAD, CAM, CAE середовищі Fusion 360, де модель зображена у вигляді зверху (Рис.) та вигляді у перспективі.

Синім зображена перша нервюра центроплану від кінця крила. Жовтим зображений стандартний набір нервюр крила, червоним в кінцевій секції крила зображені шарнірні ділянки адаптивного вінглету.

Наведений варіант для літаку власної пропозиції JL-17, проектні розрахунки якого та аналіз із літаками-конкурентами наведені в наступному розділі

Рис 5.3.2



5.4 ПОРІВНЯННЯ СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНИХ ЛІТАКІВ ІЗ ЛІТАКОМ ВЛАСНОЇ РОЗРОБКИ

Обґрунтування вибору типу літака для проектування:

Для проектування був обраний середньомагістральний пасажирський літак, який матиме передові характеристики та високий рівень надійності.

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

На даний час існує гостра потреба в нових літаках даного типу, які мають високі льотно-технічні характеристики і відповідають сучасним вимогам авіаційних норм, оскільки більшість льотного парку, що експлуатується для рішення відповідних даному типу задач виготовляється європейськими конкурентами. 25% ринку є вільними для заключення відповідних контрактів на поставку середньомагістральних літаків. Відповідно, потрібен конкурентноспроможний літак, що зацікавить як вітчизняні так й іноземні авіакомпанії.

Для обраного типу літака, на основі підбору та аналізу статистичних даних по існуючим літакам аналогічного типу (Таблиця. 5.4.1) було розроблено технічне завдання на розробку, в які були внесені корективи щодо імплементації адаптивної закінцівки (Додаток А).

Табл. 5.4.1

Найменування основних параметрів		Аналоги прототипу				Проект
З а г а л ь ні	Найменування літака, рік випуску	Иркут MC-21-400 2017	Boeing 737-MAX 2017	Airbus A320neo 2017	Bombardier CS300ER	LYKIN AIRCRAFT JL-17 2021
	Схема з проекціями літака	Рис. 1	Рис. 2	Рис. 3	Рис. 4	-
	Тип та призначення літака	Середньо-магістральний	Середньо-магістральний	Середньо-магістральний	Середньо-магістральний	Середньо-магістральний
	Кількість членів екіпажа, $n_{ек}$	4	4	4	4	4
	Кількість пасажирів, $n_{пас}$	230	200	180	150	210
	Вимоги до злітно-посадкової смуги	-	-	-	-	-
	- тип (бетон, ґрунт, старт з катапульт)	Бетон (стандарт)	Бетон (стандарт)	Бетон (стандарт)	Бетон (стандарт)	Бетон (стандарт)
	- необхідна довжина, $L_{зпс}$	1800	2000	2200	1900	1800

М а с о ві	Маса корисного навантаження, m_{kn}	22600	20540	20000	18000	23500
	Маса злітна, m_0	87230	82190	78000	63100	88200
Г е о м е т р и ч ні	Повна довжина літака, $l_{повн}$	46,7	39,5	37,6	38	43
	Висота найбільша, h_{max}	12,7	12,3	11,8	11,5	12,7
	Розмах крила, $l_{кр}$	36,8	35,9	35,8	35,1	37
	Площа крила, $S_{кр}$	118	127	122,4	112	119
	Відносне подовження крила, $\lambda_{кр} = l_{кр}^2/S_{кр}$	11,5	10,15	10,47	11	11,55
	Діаметр (або еквівал. діаметр) фюзеляжу, $D_{ф}$	3,8	3,54	3,7	3,27	3,8

Найменування основних параметрів		Аналоги прототипу				Проект
Л ь о т ні	Швидкість крейсерська, $V_{кр}$, км/год	870	840	830	870	870
	Швидкість максимальна, V_{max} , км/год	980	990	1000	950	990
	Швидкість посадкова, $V_{нос}$, км/год	220	230	235	210	220
	Висота польоту крейсерська, $H_{кр}$, м	12000	12500	12300	12000	12000
	Висота польоту максимальна (стеля), H_{max} , м	13000	13000	13000	13000	13000
	Дальність польоту максимальна, L_{max} , км	5900	6500	6850	5460	5950
	Довжина розбігу при зльоті, $L_{зл}$, м	1850	2000	1900	1890	1890
	Довжина пробігу при посадці, $L_{нос}$, м	1350	1350	1400	1350	1400
С и л о в	Тип двигуна	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan
	Марка (найменування) двигуна	PM ПД-14	CFMI LEAP-1B	CFMI LEAP-1A	PW PW1500 G	PM ПД-14М / GE-914

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

У с т а н о в к а	Маса двигуна, $m_{дв}$, кг	2870	2780	2990	2570	2900
	Кількість двигунів, $n_{дв}$	2	2	2	2	2
	Злітна потужність (тяга) двигуна, $N_{дв} (P_{дв})$, Вт (кН)	123	120	135	100	135
	Загальна злітна потужність (тяга) силової установки, $N_{су} (P_{су})$, Вт (кН)	246	240	270	200	270
П и т о м і	Питоме навантаження на крило, $p_{нит} = (m_0 \cdot g) / S_{кр}$, Н/м ²	7251,9	6348,7	6251,5	5526,9	7270,9
	Енергооснащеність, $N_{нит} = N_{су} / m_0$, Вт/кг	2,82	2,92	3,46	3,17	2,83
	Масова віддача по корисному навантаженню, $k = (m_{кн} / m_0) \cdot 100\%$	25,91	24,99	25,64	28,53	26,64

6 РОЗДІЛ - ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ

6.1 ВСТУП ДО РОЗДІЛУ

Концепція була розроблена, та для перевірки її аеродинамічної та міцносної ефективності був узятий найпопулярніший представник категорії середньомісних авіалайнерів - Boeing 737 NG. На його основі були розроблені 2 моделі напівкрила в плані за допомогою CAD, CAM, CAE середовища Fusion 360. (Рис. 6.2.1)

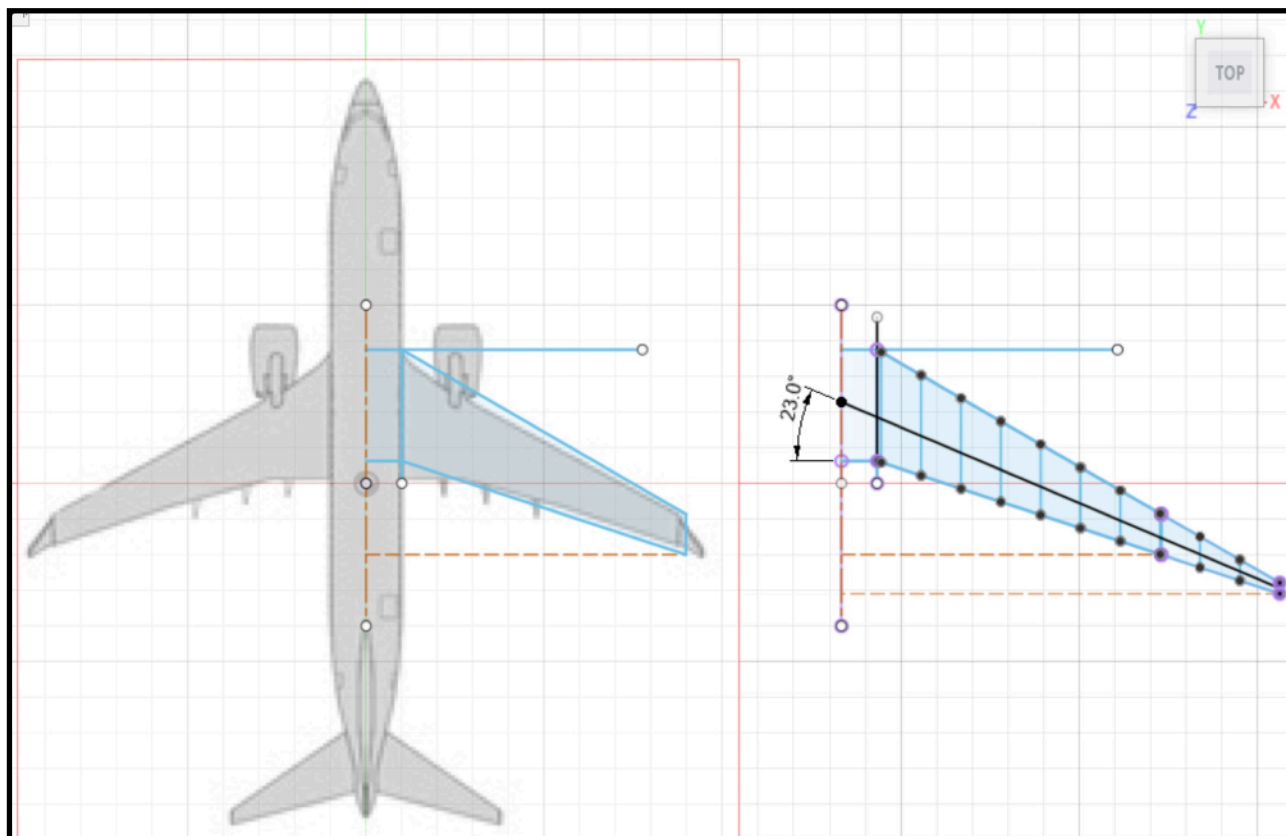
6.2 АЕРОДИНАМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ

На рисунку вище показане виконане креслення напівкрила для літаку Boeing 737 NG із стандартною формою, та варіант із доданою адаптивною секцією, що збільшує площу крила та його видовження.

Для розрахування аеродинамічної ефективності були проаналізовані значення аеродинамічної якості для звичайного крила, та крила з наявною

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Рис 6.2.1



адаптивною закінцівкою при заблокованих шарнірних механізмах. Аеродинамічна якість була розрахована у середовищі Matlab, результат розрахунків наведений на Рис. 6.2.2 Та також код програми наведений у Додатку Б.

Рис 6.2.2

```
%Рассчитаем использование активного винглета с точки зрения индуктивного
%сопротивления и распределения изгибающего момента
Cy=0.45;
l1=35900; %mm
la=49200; %mm
S1=160880000;
Sa=180094000;
lam1= (l1^2)/S1;
lama= (la^2)/Sa;
Cxil= (Cy^2)/(lam1*e*pi);
Cxia= (Cy^2)/(lama*e*pi);
Effect_i= Cxil/Cxia;
Cx_sr=0.03;%Средняя величина сопроивления для крыла бесконечного размаха;
%Найдем аэродинамическое качество для обоих крыльев

Cxsum=Cxil+Cx_sr;
Cxsum2=Cxia+Cx_sr;
k1=Cy/Cxsum;
ka=Cy/Cxsum2;
Effect_k=ka/k1;
disp 'Эффективность в уменьшении индуктивного сопротивления составляет:'
Effect_i
disp 'Эффективность в увеличении аэродинамического качества составляет:'
Effect k
```

Эффективность в уменьшении индуктивного сопротивления составляет:
Effect_i = 1.6778

Эффективность в увеличении аэродинамического качества составляет:
Effect_k = 1.1129

Використані в програмному розрахунку позначки:

- L1 - Розмах звичайного крила, мм

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

- L_a - Розмах крила із адаптивною закінцівкою, мм
- S_1 - площа звичайного крила, розрахована у Fusion 360, мм^2
- S_a - площа адаптивного крила, розрахована у Fusion 360, мм^2
- L_{a1} - значення видовження крила для звичайного крила
- L_{a2} - значення збільшеного видовження крила для крила із наявною адаптивною закінцівкою
- e - коефіцієнт індуктивної ефективності для трапецієвидного крила (Див. Додаток Б)
- $C_{xi}(1,a)$ - коефіцієнт індуктивного супротиву
- $Effect_i$ - відношення значення індуктивного супротиву для звичайного крила до значення для крила із адаптивною закінцівкою
- C_{x_sr} - середнє значення опору форми для крила нескінченного розмаху для використаного профілю WHITCOMB INTEGRAL SUPERCRITICAL AIRFOIL IL (Airfoiltools).
- $Effect_k$ - відношення значення аеродинамічної якості для звичайного крила до значення для крила із адаптивною закінцівкою.

Див. Додаток Б - код програми із результатами розрахунків.

Були отримані наступні значення по ефективності розрахованого трисекційного адаптивного вінглету:

Зменшення індуктивного опору, %	Збільшення аеродинамічної якості, %
67,78	11,29

6.3 ЕФЕКТИВНІСТЬ ПО ЗМЕНШЕННЮ ЗГИНАЛЬНОГО МОМЕНТУ КРИЛА

Для дослідження ефективності адаптивного вінглету по зменшенню згинального моменту, що передається по крилу до центроплану була

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

застосована вищеописана схема класичного крила Boeing 737 NG, та її адаптивна модифікація. Формули розрахунків використовувалися відповідно до курсового проекту з дисципліни “Конструкція ЛА”.

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

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

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

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

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

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

f - коефіцієнт безпеки.

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

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

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

межу текучості σ_s . Кількісні значення коефіцієнту безпеки, вказані в нормах льотної придатності (АП-25)

В даному курсовому проекті при розрахунку коефіцієнту безпеки можна обрати згідно табл.

Таблиця 6.3.1

Значення коефіцієнту безпеки

Табл. 6.3.1

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

Розрахункове навантаження і перевантаження визначаються:

$$P^p = P^e f;$$

$$n^p = n^e f,$$

де n^e – експлуатаційне перевантаження.

Для проведення розрахунків будують розрахункову схему. Якщо крило літака стрілоподібне і кут по передній кромці більше 15° градусів (30° в даному випадку)(рис. 6.2.1) вводиться еквівалентне по площі пряме крило і всі розрахунки виконуються як для прямого крила (див. рис. 6.3.1). Пряме крило будується шляхом повороту стрілоподібного крила так, щоб пряма, що проходить по половині хорд прямого крила була перпендикулярна осі фюзеляжу.

При цьому розмах спрямленого крила визначається за формулою:

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

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

l – розмах стрілоподібного крила;

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

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

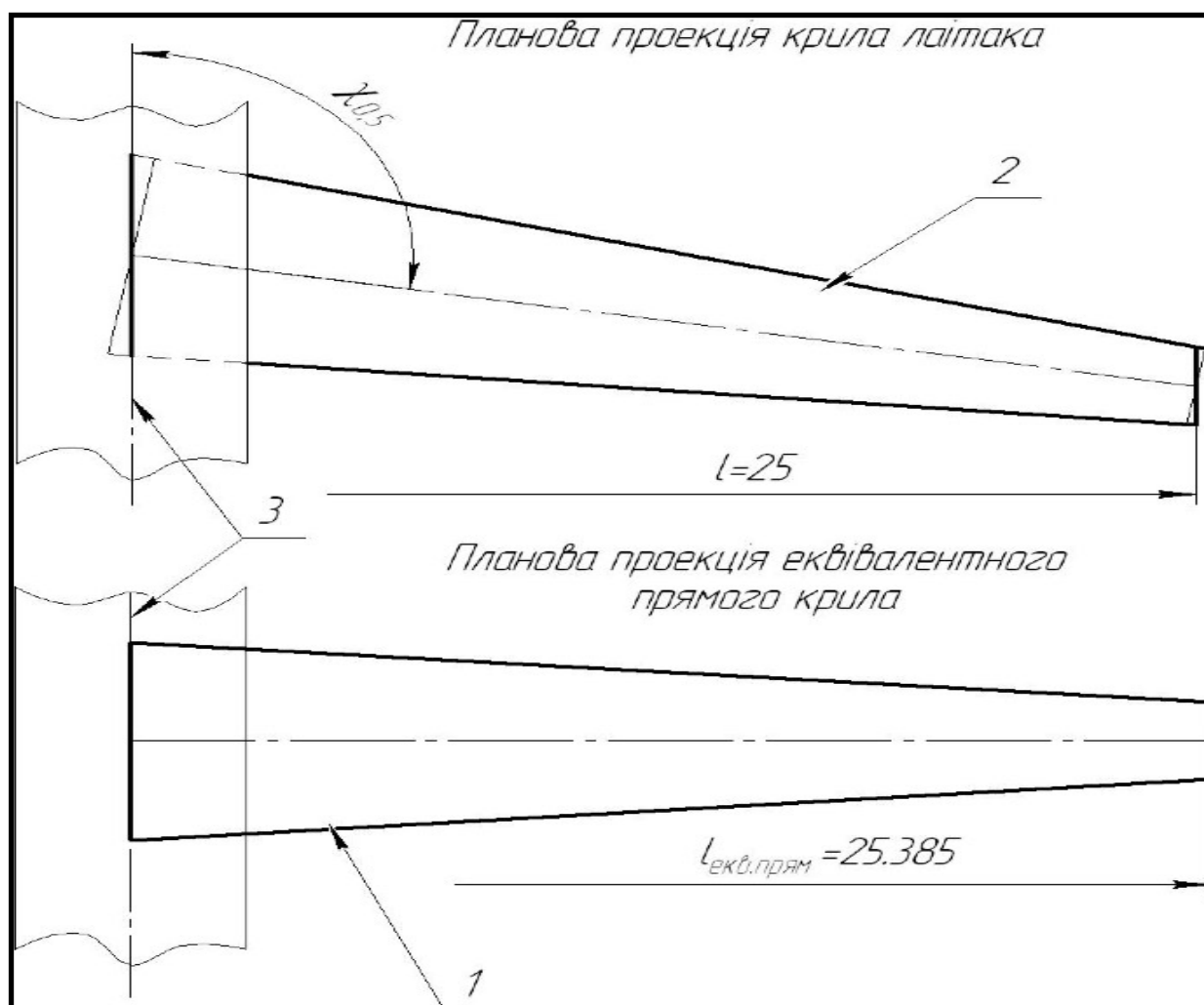


Рис. 6.3.1. Перетворення стрілоподібного крила:

1 – еквівалентне крило, 2 – стрілоподібне крило, 3 – площина симетрії літака, $l_{екв}$ – розмах еквівалентного прямого крила; l – розмах стрілоподібного крила; $\chi_{0.5}$ – кут між повздовжньою лінією фюзеляжу та лінією, що побудована на половинах хорд прямого крила; χ – кут стрілоподібності передньої кромки крила.

Сумування ΔQ_i та $\Delta M_{згин\ i}$ зручно вести від вільного кінця крила до фюзеляжу. Розрахунки зводяться в таблиці . По даним розрахунку

будуються епюри. Таблиці розрахунків наведені нижче на Табл. 6.3.2 та Табл. 6.3.3,4,5

Табл. 6.3.2

Основні дані для розрахунку:	
m_0 , кг	82 190,00
N_e	2,50
$m_{0кр}$, кг	12 328,50
$m_{0кра}$, кг	14 794,20
S_0 , м ²	160,88
S_a , м ²	180,09
$Q_{ср0}$ кг/м ²	1 915,79
$Q_{сра}$ кг/м ²	1 762,74
В - корнева хорда, м	6,25
L_1 , м	17,95
L_a , м	24,60

Врахування стрілоподібності по 1/4 хорди:

Основні дані для розрахунку:	
$L_{екв1}$, м	$L_{екв_a}$, м
19,649	26,93

Табл. 6.3.3

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Розрахунок перерізуючої сили $Q_{ср}$, кг та згинального моменту по розмаху напівкрила M изгиб, кг*м:

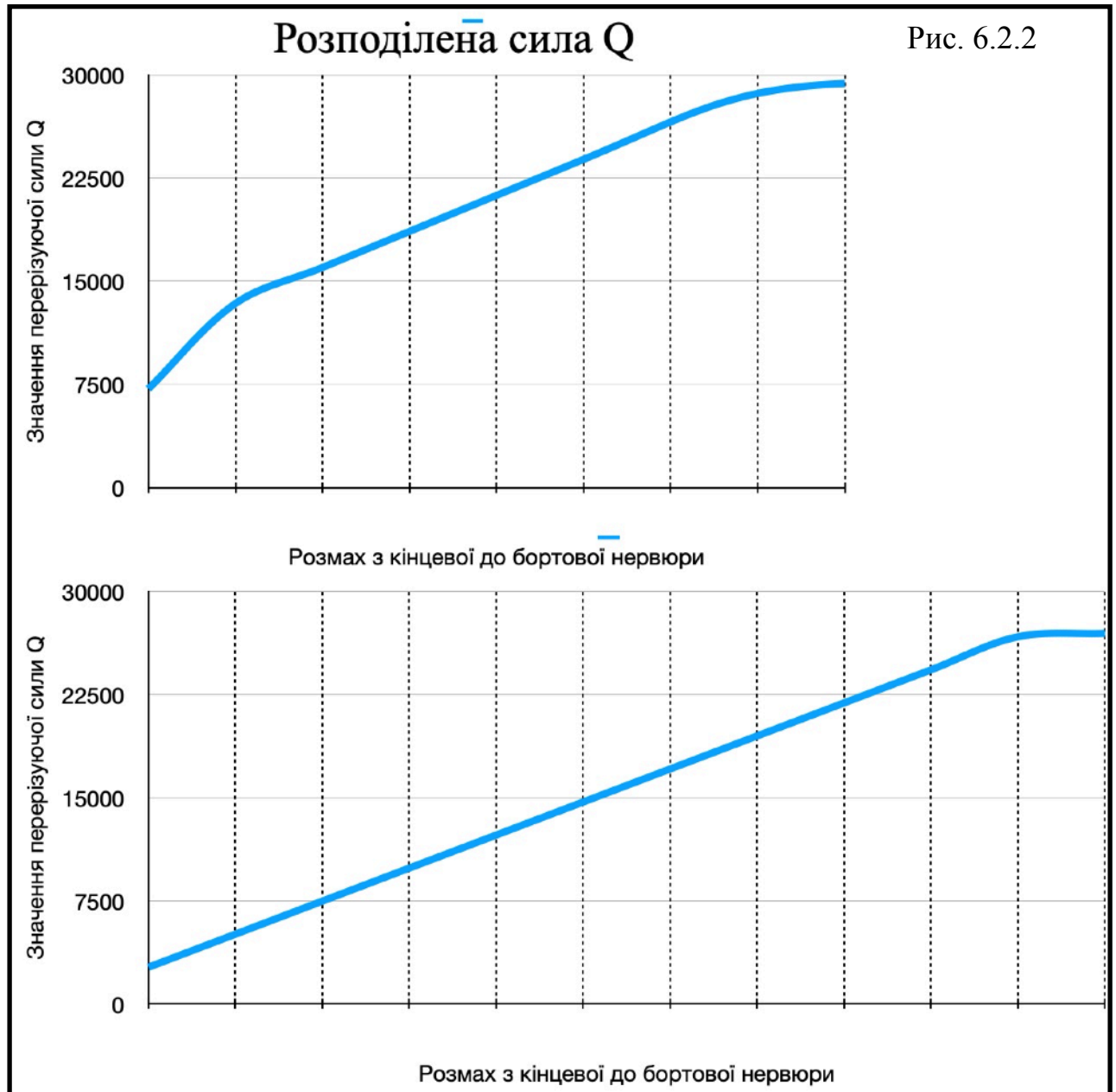
Табл. 6.3.4

Для звичайного крила					
	B	deltaZ	Q_{ср} отдельно кг	M изгиб кг*м	L
b1	2,29	2,46	7 177,24	0,00	0,00
b2	2,85	2,46	13 386,74	32 879,04	2,46
b3	3,40	2,46	16 007,62	78 632,32	4,91
b4	3,96	2,46	18 633,21	137 294,53	7,37
b5	4,52	2,46	21 254,09	208 807,88	9,82
b6	5,07	2,46	23 874,98	293 195,48	12,28
B7	5,63	2,46	26 500,57	390 526,67	14,74
B8	6,19	2,46	29 121,45	500 674,32	17,19
B9	6,25	2,46	29 394,36	577 561,57	19,65

Табл. 6.3.5

Для крила с адаптивною закінцівкою					
	B	deltaZ	Q_{ср} отдельно кг	M изгиб кг*м	L
b1	0,62	2,45	2 658,16	0,00	0,00
b2	1,17	2,45	5 066,04	12 401,69	2,45
b3	1,73	2,45	7 469,60	36 571,25	4,90
b4	2,29	2,45	9 873,17	72 508,68	7,34
b5	2,85	2,45	12 276,73	120 213,99	9,79
b6	3,40	2,45	14 680,30	179 687,17	12,24
B7	3,96	2,45	17 088,17	250 991,60	14,69
B8	4,52	2,45	19 491,74	334 011,08	17,14
B9	5,07	2,45	21895,30	428798,44	19,58
B10	5,63	2,45	24303,18	535448,74	22,03
B11	6,19	2,45	26706,75	653782,41	24,48
B12	6,25	2,45	26957,03	725900,24	26,93

Графіки розподіленої перерізуючої сили та згинального моменту по розмаху напівкрила (Рис. 6.2.2 та Рис. 6.2.3):



В результаті розрахунків було отримано зменшення максимального значення згинального моменту на січній площині центроплану значенням в **25,68%**

Цей механізм адаптивної вінглети дозволить розраховувати адаптивну частину крила із меншим коефіцієнтом запасу, що дасть масову економію, а також дозволить залишити крило, яке вже наявне на літаку. Дані наведені в рорахунку передбачають збільшення видовження з 8 до 12 для літаку Boeing

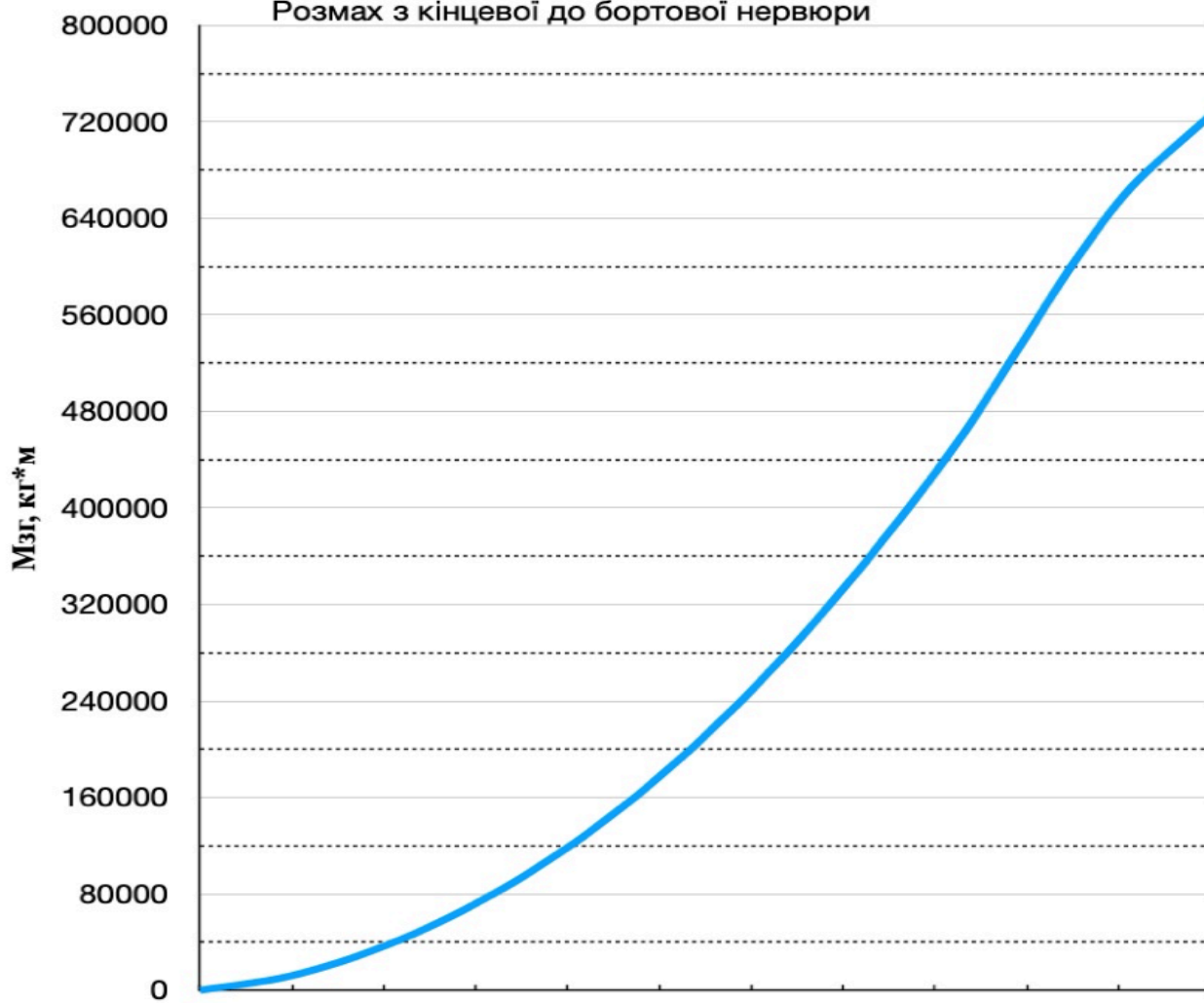
					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Згинальний момент

Рис. 6.2.3



Розмах з кінцевої до бортової нервюри



Розмах з кінцевої до бортової нервюри

Изм.	Лис	№	Подп	Дат

ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ

Лис

737 NG. Дані значення, при сучасному середньому показнику видовження крила в 11 можуть бути збільшені до 18-20 одиниць.

6.4 ПРИНЦИП КОНТРОЛЮ МЕХАНІЗМУ АДАПТИВНОЇ ВІНГЛЕТИ ВЛАСНОЇ РОЗРОБКИ

Контроль механізму блокування-разблокування шарнірів буде імплементований за допомогою тензометрів та акселерометрів вбудованих у адаптивну частину крила. При перевищенні певного значення по згинальному переміщенню, комп'ютер буде відкривати клапан пневмом'язи для зниження, перерозподілу тиску в м'язах, не передаючи тим самим згинальний момент надалі по крилу. Із тензометрів та акселерометру за допомогою PID (Proportional Integral Derivative) контролеру буде здійснюватися телеметричний аналіз навантажень по крилу. Ці дані можуть записуватися на бортовий комп'ютер та виводитися на головний монітор (в залежності від літака).

6.5 МАТЕРІАЛИ ДЛЯ РОЗРОБЛЮВАНОВОГО ВУЗЛА

Була розроблена схема найбільш доцільних матеріалів для застосування в даному механізмі. Вона наведена в Додатку В

Нижче будуть описані параметри та особливості основних матеріалів, які можна використовувати для виготовлення адаптивної вінглети.

- А. Поліаміди - пластичні матеріали, що відрізняються підвищеною міцністю і термостійкістю, високу хімічну стійкість, стійкість до стирання, хорошими антифрикційними і задовільними електричними властивостями.
- **Здатні витримувати великі циклічні навантаження, що є головним критерієм в зоні згину шарніру.**

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

- **Зберігають свої характеристики в широкому діапазоні температур.**
Витримують стерилізацію паром до 140 ° С. Зберігають еластичність при низьких температурах.

Поліаміди розчиняються в концентрованої сірчаної кислоти, що є для них універсальним розчинником, а також в мурашиної, моноклоруксусної, трифторуксусної кислотах, в фенолу, крезолу, хлорале, тріфторетанолі. Стійкі до дії спиртів, лугів, масел, бензину.

- До недоліків поліамідів можна віднести високе водопоглинання і низьку світлостійкість. Дану проблему можна потенційно вирішити за допомогою силіконового мастила-плівки.

Фізико-механічні властивості поліамідів визначаються кількістю водневих зв'язків на одиницю довжини макромолекули, яка збільшується в ряду ПА-12, ПА-610, ПА-6, ПА-66. Збільшення лінійної щільності водневих зв'язків в макромолекулі збільшує температуру плавлення і склування матеріалу, покращує теплостійкість і міцності, але разом з тим збільшується водопоглинання, зменшується стабільність властивостей і розмірів матеріалів, погіршуються діелектричні характеристики.

Базові властивості поліамідів можна змінювати введенням в їх склад різних добавок: антипиренов (неармовані поліаміди - одні з небагатьох термопластів, які дозволяють успішно застосовувати екологічні чисті негалогенові антипірени), світло-і термо стабілізаторів, модифікаторів ударної в'язкості, гідрофобних добавки; мінеральних наповнювачів, скловолокна.

Поліаміди переробляються усіма відомими методами переробки пластмас. Добре обробляються фрезеруванням, гострінням, свердлінням і шліфуванням. Легко зварюються високочастотним методом. Добре фарбуються.

Марка поліаміду що найбільш вигідно застосовувати в даній аплікації:

Поліамід ПА610-Л

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

- Ударна в'язкість по Шарпі на зразках без надрізу: не руйнується.
- Ударна в'язкість по Шарпі на зразках з надрізом: не менше 4,9 кДж / м².
- Електрична міцність: не менше 20 КВ / мм.
- Изгибающее напряжение при заданій величині прогину: не менше 44,1 МПа.
- Водопоглинання за 24 години: не більше 0,5.

Поліамід ПА610-Л - литтєвий термопласт, одержуваний поліконденсацією гексаметілендіаміда і себацінової кислоти. Має високі фізико-механічними і електроізоляційними властивостями, підвищеної розмірної стабільністю, низьким волопоглиношенням. Стійкий до дії масел і бензину. Застосовується для виготовлення деталей конструкційного, антифрикційного призначення, прецизійних деталей точної механіки: дрібномодульні шестерні, золотники, манжети. Дозволено для виготовлення виробів, що контактують з харчовими продуктами, і іграшок.

Алюміній 7075 (аналог В95)

Одним з кращих на сьогоднішній день матеріалів, є алюмінієвий сплав 7075-T6, в міжнародній термінології 7075 T6-Aluminium. З усіх найбільш популярних алюмінієвих сплавів: 2014 T6, 6061-T6, 7005-T6, сплав 7075-T6 є найміцнішим. Спочатку він був розроблений японською компанією Sumitomo Metal в 1943 році і використовувався для виробництва бойових японських літаків. З тих пір він активно застосовується в авіаційній промисловості по всьому світу. Сплав 7075-T6 включає в себе, крім алюмінію, 5.6% цинку, 2.4% магнію, 0.15% марганцю, 1.6% міді і 0.23% хрому, а також мінімальні кількості титану, кремнію, заліза та інших елементів. Межа міцності на розрив у цього сплаву становить 83000 psi (фунтів на дюйм) або 572.264 МПа. По міцності цей сплав не поступається середпрочним сталей, межа міцності яких понад 520 МПа, але при цьому він в три рази легше. Твердість по Бринеллю для цього сплаву становить 150 (HBW). Для порівняння твердість сталі, чавуну і сплавів з додаванням нікелю, кобальту і т.д. близько 140 HBW,

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

титан і його сплави від 50 HBW, мідь і її сплави від 35 HBW. Зазвичай алюміній застосовується в умовах, коли потрібна висока міцність на розтягнення, а міцність при втомі металу не є важливим фактором. Тому найдоцільніше буде використовувати даний матеріал для обшивки по верхній поверхні адаптивного вінглету.

Алюмінієвий сплав Д16

Дюралюміній підвищеної міцності системи Al-Cu-Mg з легованими добавками марганцю. По твердості і механічній міцності він не поступається сталі, але, на відміну від неї, має в 3 рази легшу питому вагу. У зв'язку з цим, він активно використовується у всіх галузях промисловості, особливо в авіабудуванні, при виготовленні силових конструкційних елементів.

Однак, дюралюміній Д16 володіє одним головним недоліком - низькою корозійною стійкістю і потребує спеціальних антикорозійних засобів захисту. Здебільшого сплав анодують, що істотно підвищує його опір корозії.

Дюралюміній Д16 чудово деформується в гарячому або холодному стані, дозволяючи отримувати труби, прутки, профілі, заклепки і **листи**.

Застосування алюмінію Д16:

З листів Д16 виготовляють обшивку, деталі каркасів, шпангоути і тяги управління для ЛА. Труби Д16, що володіють відмінною пластичністю, використовуються в багатьох силових конструкціях нафтової, газової, хімічної, енергетичної та харчової галузях промисловості. Вони чудово підходять для зведення металоконструкцій, оскільки, на відміну від сталевих труб, мають безліч переваг - легка вага, зручність при транспортуванні, високу пропускну здатність, стійкість до вологи і корозії.

Останнім часом легкосплавні труби для буріння стали робити з плакованих або окисованого дюралюмінію Д16, так як він має меншу чутливість до

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

надрізу, ніж високоміцні алюмінієві сплави B95, а також має підвищену витривалість в глинистому розчині.

Даний сплав алюмінію найбільш доцільно використовувати на обшивці нижньої поверхні адаптивного вінглету.

Таким чином, найбільшою особливістю на відміну від стандартних конструкцій крил є наявність поліамідної вставки для здійснення повороту шарнірних ланок. При цьому не буде виникати гальванопар в з'єднаннях. За допомогою герметиків за стандартами Boeing Aircraft Company можна забезпечити закриту від навколишнього середовища конструкцію.

ВИСНОВКИ ПО ПРОЕКТУ

В результаті виконання дипломного проекту було досліджено усі відомі методи по зменшенню різноманітних видів аеродинамічного опору, включаючи:

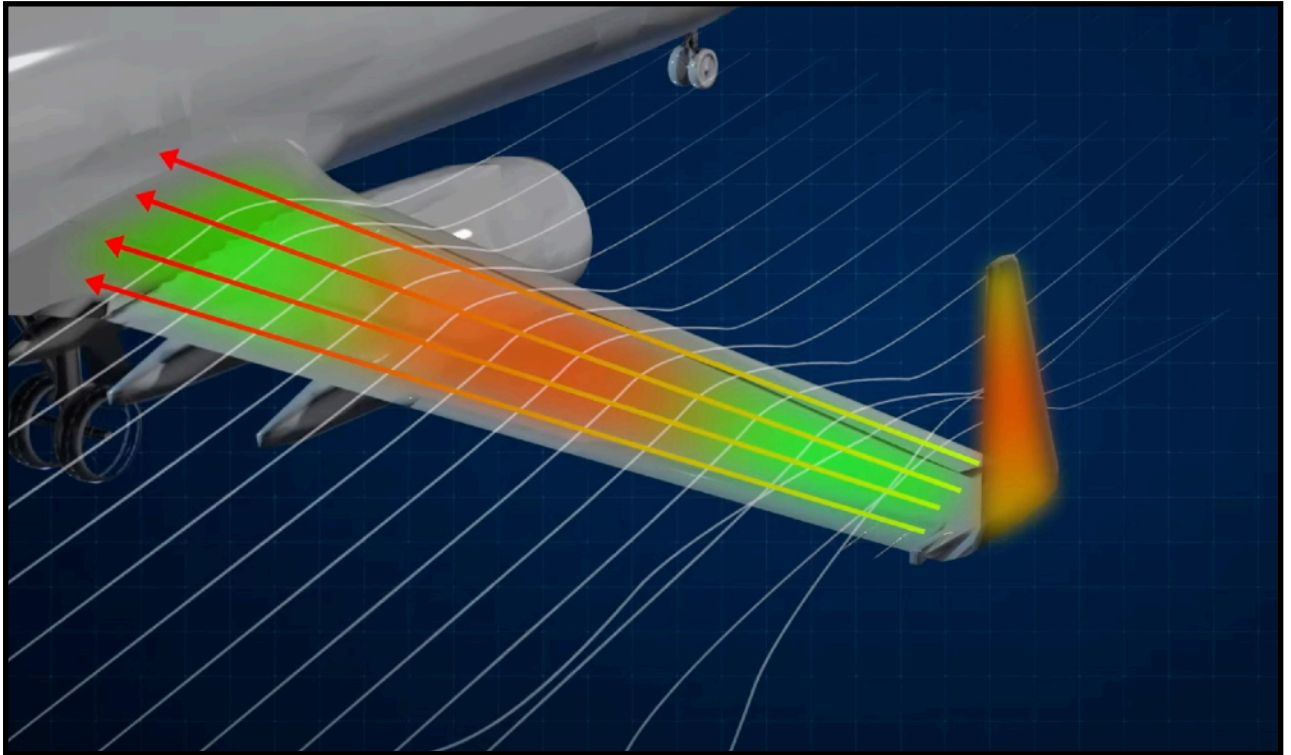
- Опір тертя
- Опір тиску
- Опір інтерференції
- Опір індуктивний

Було проаналізовано різні аеродинамічні схеми літаків, сучасні методи зменшення індуктивного опору на прикладах літаків Airbus Albatross One та Boeing 777X.

Були проведені аеродинамічні дослідження для виявлення особливостей індуктивного опору при реальному обтіканні крила без стрілоподібності із симетричним профілем у середовищі SIMSCAPE, при швидкості потоку 110 м/с та куту атаки в 4°. Було виявлено так званий **відборотовий рух**, що збільшує зону індуктивного вихру по нижній поверхні. Була звернута увага на згинальний момент, що виникає через різницю тисків на зовнішній та внутрішній поверхнях класичного вінглету, як показано нижче на Рис. 6.5.1

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

Рис. 6.5.1



Червоною зоною зображено зону класичного вінглету що страждає від згинального моменту, спричиненого стандартними нормальними силами, що діють на секцію крила, особливо при бічному повітрі (crosswind) та вихрем перетікання повітря із зони високого тиску в зону низького.

Розроблений мною адаптивний вінглет дозволить підвищувати аеродинамічну якість, завдяки збільшенню видовження крила, на значення від 11% при зберіганні масових характеристик. Було виявлено, що найбільш доцільно використовувати даний механізм на авіалайнерах, а саме - середньо-

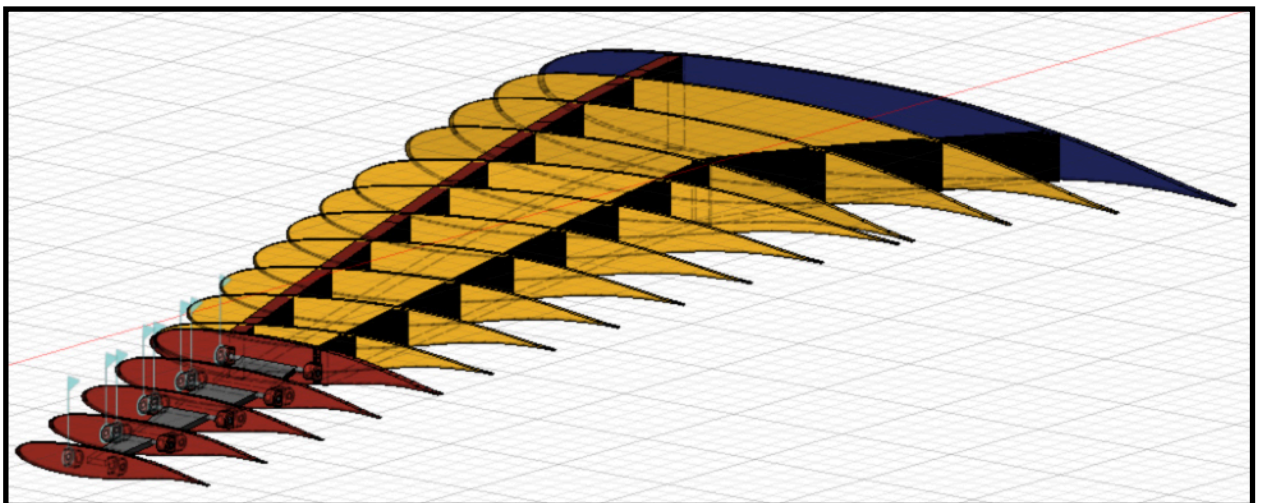


Рис. 6.5.2

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

та далекомагістральних літаках, де більше 90% польоту відбувається на сталому ешелоні, при схожих умовах. Було проведено аналіз геометричних, масових, ефективних характеристик для сучасних літаків-представників класу магістральних літаків.

Була розроблена також 3D-модель (Рис. 6.5.2) для демонстрації застосування адаптивного вінглету на авіалайнері власної пропозиції JL-17, а також проведено аналіз найбільш доцільних до використання матеріалів для імплементзації даного концепту в реальне життя. Було також визначено, що для імплементзації механізму повороту ланок вінглету можна здійснювати за допомогою пневмом'яз із PID контролерами, що керують тиск у м'язах.

Даний вінглет при реальному застосуванні дозволить:

- Збільшити дистанції польотів авіалайнерів
- Забезпечити зменшення використання палива
- Тим самим зменшивши ціну перельотів
- Збільшити прибуток для авіакомпанії через більший потік пасажирів
- Зменшення шкідливих впливів, емісій газів у навколишнє середовище

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

СПИСОК ДЖЕРЕЛ

1. Семків Т. О. АДАПТИВНА ВІНГЛЕТА [Електронний ресурс] / Т. О. Семків, Д. М. Зінченко. – 2017. – Режим доступу до ресурсу: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771352018143891>.
2. Бондар Ю. І. Концевые аэродинамические поверхности, / Ю. І. Бондар, В. В. Сухов // 2011. <http://www.b737.org.uk/winglets.htm>
3. Albatross inspires Airbus flexible-tip demonstrator [Електронний ресурс]. – 2019. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.flightglobal.com/programmes/pictures-albatross-inspires-airbus-flexible-tip-demonstrator/132835.article>.
4. СБОРНИК СНТК – Москва, 2019. – 116 с. – (МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ).
5. Chopra, I., “Status of Application of Smart Structures Technology to Rotorcraft Systems,” *Journal of the American Helicopter Society*, 2000, Vol. 45, pp.228-252. DOI: 10.4050/JAHS.45.228
6. Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R.M., Friswell, M.I., Inman, D.J., “A Review of Morphing Aircraft,” *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, June 2011, Vol. 22, No. 9, pp. 823-877. DOI: 10.1177/1045389X11414084
7. Straub, F., Kennedy, D. K., Stemple, A. D., Anand, V. R., and Birchette, T. S., “Development and Whirl Tower Test of the SMART Active Flap Rotor,” *Proceedings of the SPIE Smart Structures and Materials Conference*, San Diego, CA, March 14-18, 2004. DOI: 10.1117/12.562645

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

ДОДАТКИ

ДОДАТОК А (Технічне завдання на створення літака власної розробки)

ЗАМОВНИК

Викладач
Поваров
А.С. _____
”_____”
2021р.

РОЗРОБНИК

Студент групи ВЛ-72
Ликін Іван Олександрович
”_____”
2021р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

на розробку легкого багатоцільового літака

1. Призначення літака

1.1. Основним призначенням літака є:

- перевезення пасажирів та їх багажа, пошти та інших легких малогабаритних вантажів;

1.2. Характер корисного навантаження:

- пасажирів та їх багаж, легкі малогабаритні вантажі;

1.3. Тип повітряних ліній - середньомігстральні.

2. Загальні вимоги

2.1. Літак, його системи, двигуни, обладнання, комплектуючі вироби, а також експлуатаційна документація повинні відповідати вимогам FAR-25 з усіма доповненнями і змінами, чинними на момент подачі заявки на сертифікацію і поширюваними на даний тип літака.

2.2. Льотний екіпаж повинен складатися з:

- двох осіб – пілота і другого пілота, а також двох бортпроводників (із розрахунку 1 бортпроводник на 100 пасажирів)

2.3. Рівень комфорту для екіпажу і пасажирів повинен відповідати сучасним вимогам і не бути нижчим ніж у існуючих аналогів.

3. Льотно - технічні характеристики

3.1. Кількість пасажирських місць: від 150

3.2. Максимальне корисне навантаження: 24000 кг.

3.3. Дальність польоту з максимальним корисним навантаженням: не менше 5500 км.

3.4. Крейсерська швидкість: не менше 800 км/год на висоті 10000 м.

3.5. Посадкова швидкість: не більше 260 км/год.

3.6. Клас аеродрому - громадянський, трасовий (бетонне покриття), довжиною ВПС від 2500м.

4. Силова установка повинна складатись із двох турбовентиляторних двигунів із висикою ступінню двухконтурності.

5. Обладнання літака повинно включати:

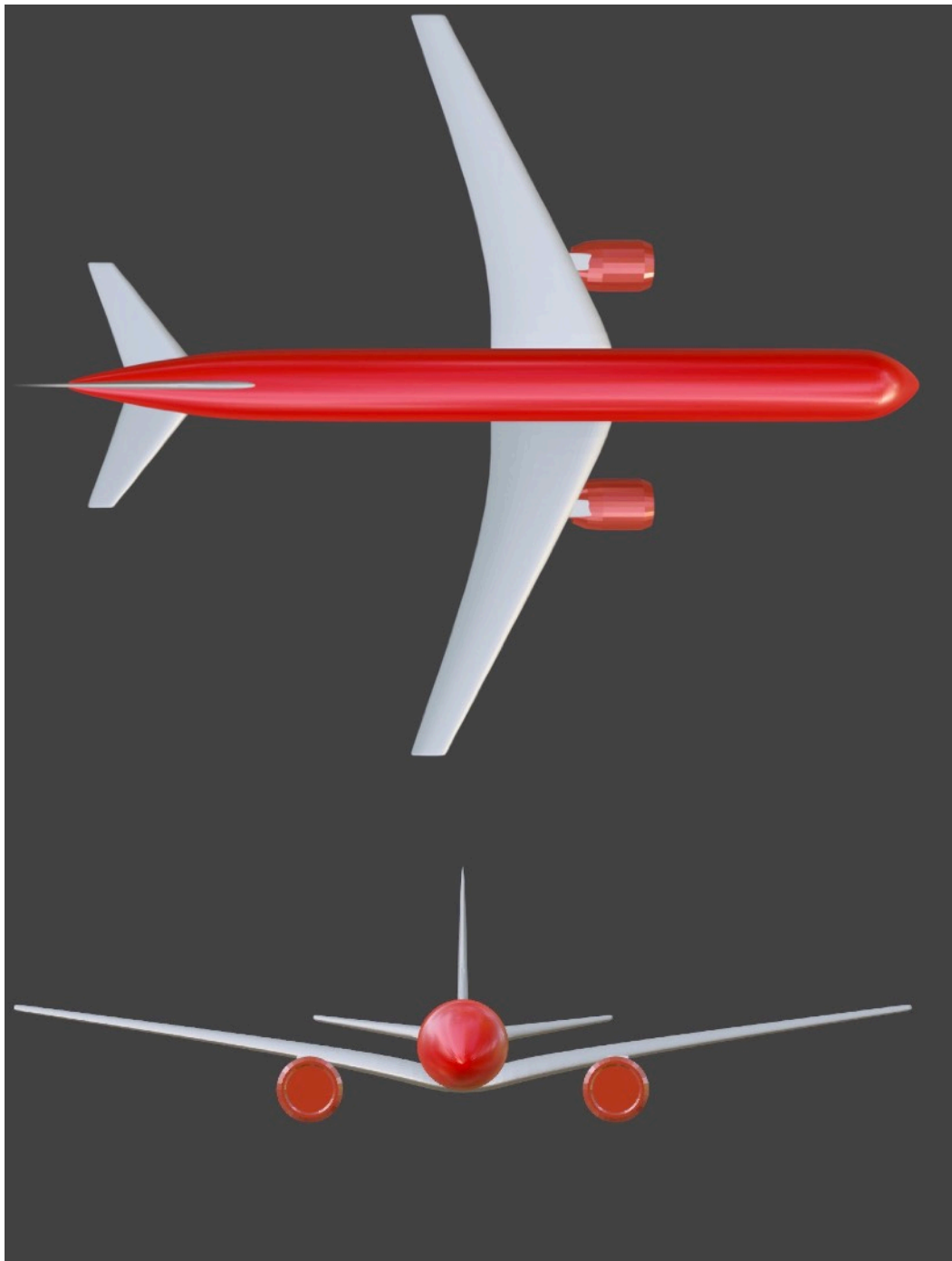
- пілотажно-навігаційне обладнання;

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

- обладнання для радіозв'язку;
- систему вентиляції та обігріву кабіни;
- протипожежне обладнання;
- аварійно-рятувальне обладнання;
- бортові системи контролю та реєстрації польотних даних.
- допоміжної силової установки високої потужності
- бортова кухня із ущільнювачем для відходів.

6. Система технічного обслуговування і ремонту

Програма технічного обслуговування і ремонту літака повинна відповідати вимогам сучасних норм для відповідного класу літаків.



					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

ДОДАТОК Б (Код програми Matlab із результатами розрахунків)

```
clc
clear
Cla=0.12;
alpha=0:0.1:10;
Cl=Cla*alpha;
AR=11;
e=0.8;
Cdi=(Cl.^2)/(AR*e*pi);
plot(alpha,Cdi);

grid on
xlabel('Angle of Attack')
ylabel('Coefficient of Induced Drag')

%Let's calculate same values but with for an elliptic
wing
e2=1;
Cdie=(Cl.^2)/(AR*e2*pi);

plot(alpha,Cdie,alpha,Cdi);

xlim([0.00 10.00])
ylim([0.0000 0.0600])
grid on
legend({'e=1 Elliptical','e=0.8'})
xlabel('Angle of Attack')
ylabel('Induced Drag Coefficient')

% Найдем зависимость аэродинамического качества К и
общего сопротивления Fx
% от удлинения крыла (увеличения площади при
постоянной хорде b=1м)
Cl2=0.5; %(alpha=4)
b=1; %м
r=1,1 %кг/м^3
```

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		

```

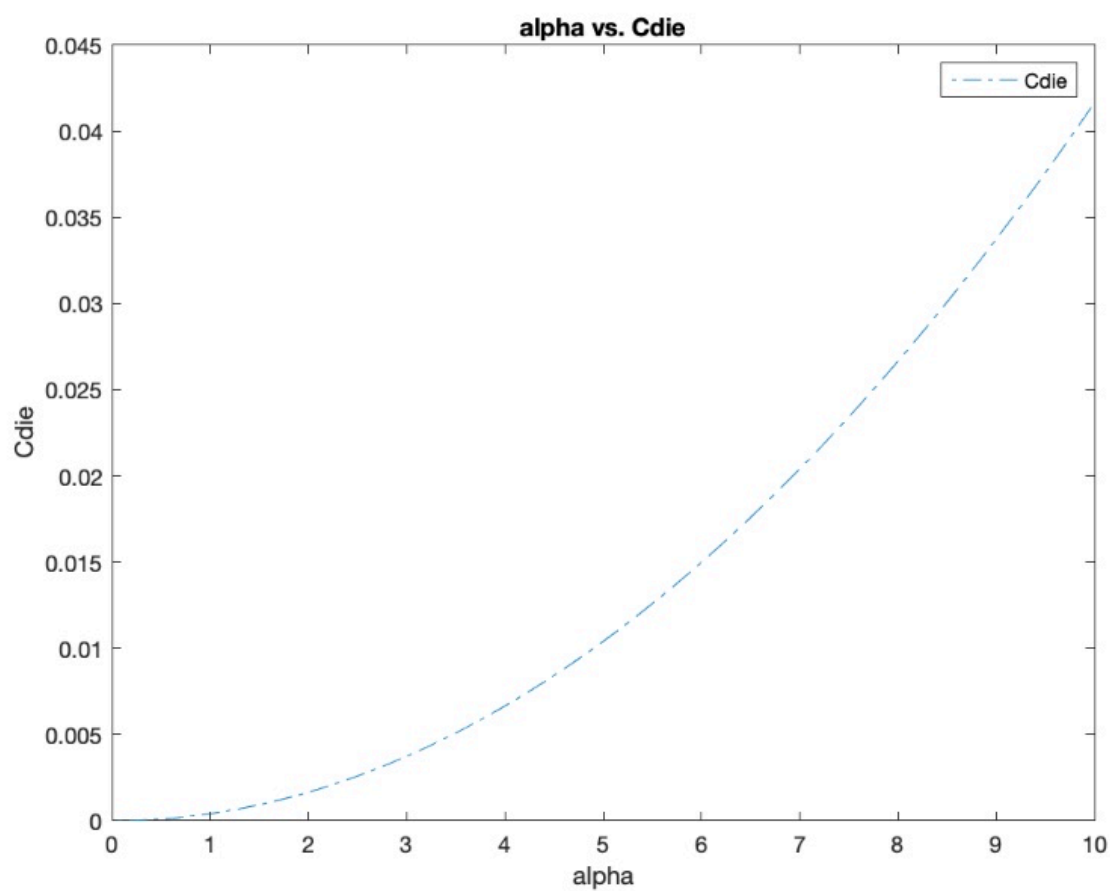
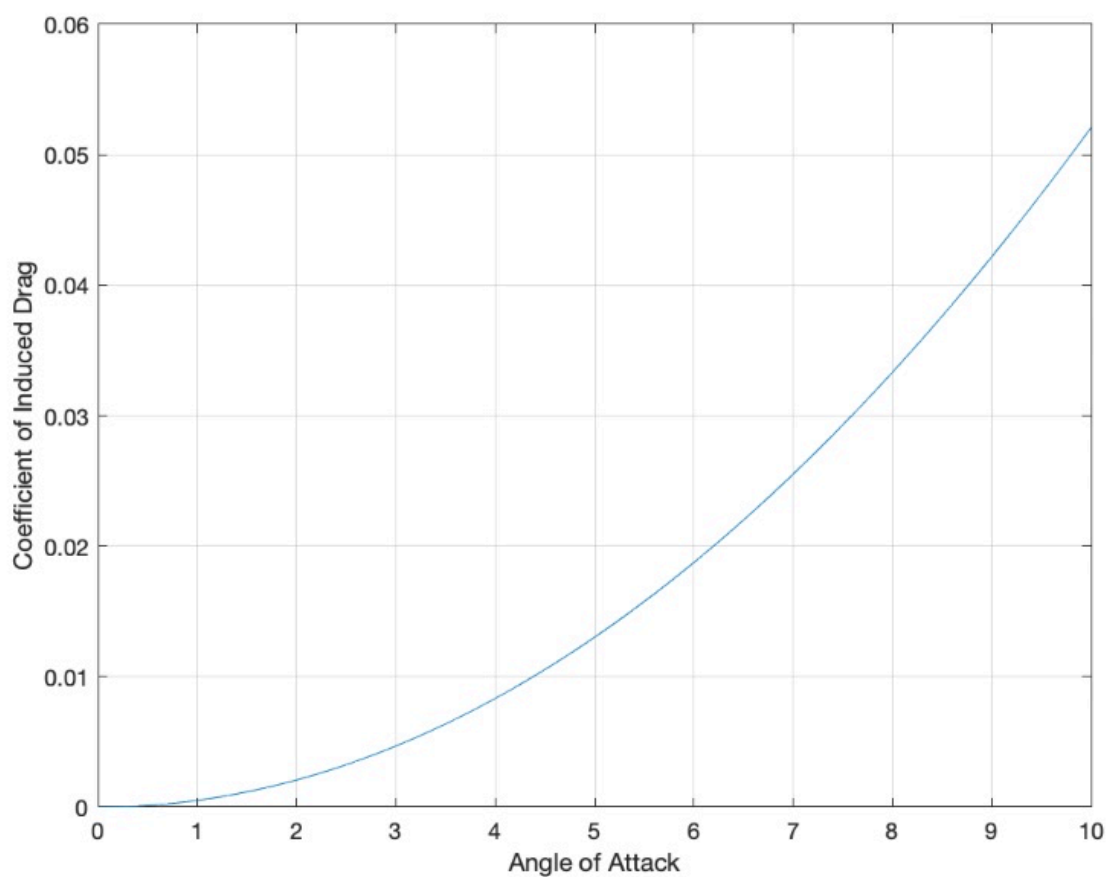
lambda=11:1:20;
l=11:0.5:20;
S=l*b;
V=100; % м/с
AR2=11;
Cdi2=(Cl2^2)/(AR2*e*pi);
q=r*(V^2)*0.5; % скоростной напор
Cd=0.03;
Cds=Cdi2+Cd;
K=Cl2/Cds;
disp 'К равно: ';
K

%Рассчитаем использование активного винглета с точки
зрения индуктивного
%сопротивления и распределения изгибающего момента
Cy=0.45;
l1=35900; %mm
la=49200; %mm
S1=160880000;
Sa=180094000;
lam1= (l1^2)/S1;
lama= (la^2)/Sa;
Cxil= (Cy^2)/(lam1*e*pi);
Cxia= (Cy^2)/(lama*e*pi);
Effect_i= Cxil/Cxia;
Cx_sr=0.03;%Средняя величина сопроивления для крыла
бесконечного размаха;
%Найдем аэродинамическое качество для обоих крыльев

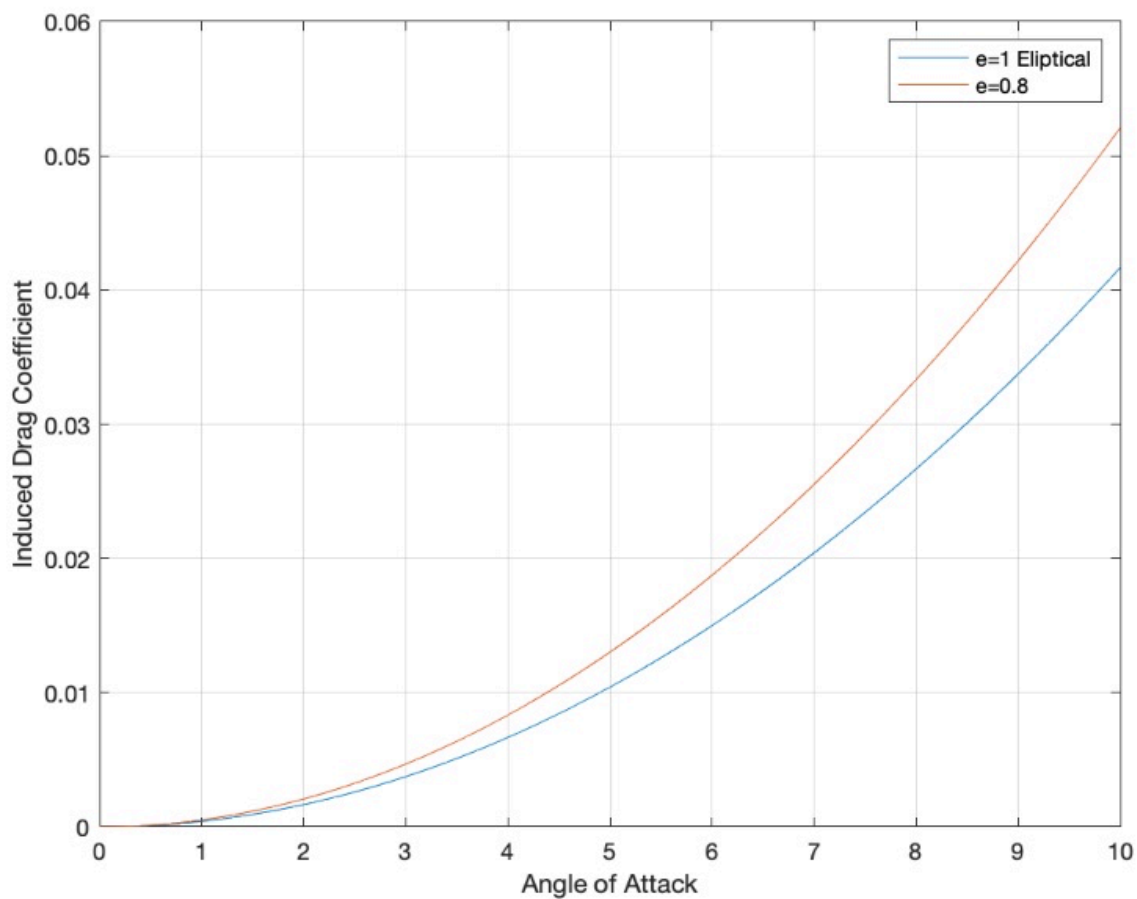
Cxsum=Cxil+Cx_sr;
Cxsum2=Cxia+Cx_sr;
k1=Cy/Cxsum;
ka=Cy/Cxsum2;
Effect_k=ka/k1;
disp 'Эффективность в уменьшении индуктивного
сопротивления составляет: '
Effect_i
disp 'Эффективность в увеличении аэродинамического
качества составляет: '
Effect_k

```

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		



					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		



$r = 1$
ans = 1

AR

K равно:

K = 12.8064

Эффективность в уменьшении индуктивного сопротивления составляет:

Effect_i = 1.6778

Эффективность в увеличении аэродинамического качества составляет:

Effect_k = 1.1129

					ВЛ7209.10.20.22.00ПЗ	Лис
Изм.	Лис	№	Подп	Дат		