

Пояснювальна записка до дипломного проекту

На тему: Активний контроль граничного шару в конструкції крила за допомогою комбінації методів здуву та відсмоктування

Київ – 2023 року

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Дослідження і проектування крила з активним контролем граничного шару для збільшення підйомної сили, запобігання звалювання» містить 58 сторінок, 27 ілюстрацій, 8 таблиць та 10 використаних джерел.

Метою проекту є проектування крила з активним контролем граничного шару.

Під час виконання дипломного проекту було: розглянуто системи активного контролю граничного шару, визначено параметри крила, спроектовано 3D модель та розраховано навантаження на елементи конструкції, показані перспективні дослідження.

Отримані в ході проекту результати досліджень можуть бути використані у майбутньому для розробки експериментальних та серійних зразків пілотованих та безпілотних ЛА.

Дипломний проект включає в себе результати роботи в САПР. Ansys Fluent був використаний для імітації аеродинамічних експериментів. SolidWorks 2021 та AutoCad 2021 використовувались для створення 3D моделей та ескізів.

Ключові слова: CEA, FFE, CFD, активний контроль граничного шару.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ.....	5
ВСТУП.....	6
1. Стан проблеми та напрямки їх рішення.....	8
1.1. Граничні умови.....	8
1.2. Аналітична модель переходу.....	13
1.3 Методи контролю граничного шару.....	15
1.3.1 Пасивні методи.....	15
1.3.2 Активні методи.....	17
1.4 Огляд літаків що використовують активні методи контролю граничного шару.....	20
1.4.1 Антонов Ан-72.....	20
1.4.2 Lockheed F-104 Starfighter.....	22
1.4.3 McDonnell Douglas F-4 Phantom II.....	24
1.5 Висновок до розділу.....	26
2. Аналіз засобів та методик розрахунку аеродинамічних характеристик крила.....	28
2.1 Огляд літератури.....	28
2.2 Висновок до розділу.....	31
3. Верифікація розрахунків аеродинамічних параметрів крила з системою активного контролю граничного шару.....	32
3.1. Комп'ютерне моделювання.....	32
3.2. Висновок до розділу.....	35
4. Розрахунок параметрів видувного та всмоктувального пристроїв....	37
4.1. Формулювання вимог.....	37

						Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		1

4.2. Параметри подібності для системи видування.....	39
4.2.1. Аналіз впливу положення щілин тангенційного видуву.....	40
4.2.2. Підбір аеродинамічних параметрів видуву.....	45
4.3. Розрахунок необхідної потужності компресора.....	49
4.4. Розрахунок аеродинамічних характеристик профілю.....	50
5. Просторова модель теоретичної поверхні крила.....	54
ВИСНОВКИ.....	56
Список використаної літератури.....	58

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

СЕА – скінченно елементний аналіз

СУ – силова установка

САХ – середня аеродинамічна хорда

a – швидкість звуку

b – хорда профіля крила

m – маса, кг

L – довжина, м

g – прискорення вільного падіння, m/s^2

K – коефіцієнт аеродинамічної якості

Re – число Рейнольдса

M – число Маха

Y – аеродинамічна підйомна сила, Н

X – аеродинамічна сила опору, Н

C_y – коефіцієнт підйомної сили

C_x – коефіцієнт лобового опору

V_∞ – швидкість польоту, швидкість набігаючого потоку, м/с

S – площа крила, m^2

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Темою дипломного проекту є Активний контроль граничного шару в конструкції крила за допомогою комбінації методів здуву та відсмоктування

В сучасній авіаційній та аерокосмічній промисловості, ефективність та безпека ЛА є двома найважливішими аспектами, які вимагають постійного вдосконалення. Цього досягають збільшенням продуктивності СУ, покращенням матеріалів конструкції, використанням все нових та нових рішень з оптимізації обтікання набігаючим потоком. Одним із ключових елементів для досягнення всіх цих цілей, на мою думку є контроль граничного шару на поверхні крила літального апарату. Ефективний контроль граничного шару може покращити аеродинамічні характеристики, зменшити опір повітря та підвищити стійкість керування літальним апаратом.

Основними перевагами системи активного контролю граничним шаром на крилі методом видування є можливість зменшення лобового опору, покращення аеродинамічної ефективності, підвищення несучих здатностей та збільшення стійкості керування літальним апаратом. Це дає можливість збільшити дальність польоту, знизити споживання палива та забезпечити вищу маневреність апарата. Крім того, система активного контролю граничним шаром може бути ефективним інструментом для зменшення впливу аеродинамічних нестабільностей та небажаних явищ, таких як відокремлення потоку, турбулентність та вихороутворення.

Ця дипломна робота несе в собі конструкторську та дослідницьку частину, в котрій розглянуто залежності параметрів обтікання в залежності від параметрів систему активного контролю граничного шару. Метою дослідження є виявлення можливостей та переваг використання даної системи для покращення аеродинамічних характеристик літальних апаратів. У рамках дипломної роботи буде проведено аналіз наявних методів контролю граничного шару, розглянуто математичну модель системи активного контролю, проведено чисельні моделювання.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Керування граничним шаром можуть зайняти свою нішу в як в сфері транспортних, військових так і в сфері безпілотних літальних апаратів, котрі особливо зараз, в силу стрімкого технічного прогресу в електроніці та комунікації стає найбільш гнучкі, універсальні, прості та доступні. Світовий ринок БПЛА росте досі, та для забезпечення конкурентоздатності вітчизняних агрегатів, а можливо і переваг, варто докладати зусиль для досліджень та розвитку подібних конструктивних рішень.

В умовах сучасної війни, засоби покращення взлітно-посадкових, маневрових та економічних показників ЛА є як ніколи затребуваними, адже кожна зекономлена секунда, кожен не втрачений через льотно-технічні обмеження апарат це вклад до можливостей ЗСУ. Проектована система дозволить ЛА виконувати ширший діапазон завдань.

Висновки дослідження можуть бути використані для подальшого вдосконалення та оптимізації систем активного контролю граничним шаром на крилі.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1. Стан проблеми та напрямки їх рішення

1.1. Граничні умови

Повітряний потік як середовище має особливості, знання яких є основним для конструювання ЛА, та його систем. До даних особливостей відносяться такі властивості, як:

- В'язкість – здатність рідини створювати опір рухові.
- Стисливість та розширення – здатність рідини змінювати свій об'єм в залежності від зовнішніх чинників.
- Тиск – сила інерції рідини що діє на одиницю поверхні.
- Температура
- Густина – маса речовини в одиниці об'єму

Потік за своїми параметрами може бути стаціонарним, тобто незмінний в часі, та нестаціонарним, тобто в кожній точці потік змінюється з часом.

Для прикладу, тиск в стаціонарній течії можна виразити так:

$$\frac{\partial p}{\partial t} = 0 \quad (1.1)$$

Але нестаціонарним потік буде за умов, що:

$$\frac{\partial p}{\partial t} = \text{const.} \cdot f(x, y, z, t) \quad (1.2)$$

Для стаціонарного потоку існує рівняння що враховує потенціал сил залежних від положення, тиску що впливають на потік, та швидкість – інтеграл Бернуллі.

$$P - U + \frac{V^2}{2} = \text{const.} \quad (1.3)$$

Зважаючи, що система видуву додаткової маси повітря в потік спричиняє адіабатичні процеси в потоці, та припускаючи що газ баротропний, отримуємо:

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$\frac{P}{\rho} \cdot \left(\frac{\gamma}{\gamma-1} \right) + \frac{V^2}{2} - g \cdot z = 0 \quad (1.4)$$

Звідки, домноживши всі доданки на об'ємну густину отримуємо, кінетичну характеристику потоку – швидкісний напір:

$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (1.5)$$

Динамічна в'язкість рідини це характеристика, що виникає як коефіцієнт пропорційності при описі сил взаємодії сусідніх шарів рідини, що рухаються в паралельних напрямках. Якщо сили, що виникають всередині тіл звести до тензора напружень, тоді:

$$\mu = \frac{F}{S} \cdot \zeta \quad (1.6)$$

Де:

- S – площа дотику сусідніх потоків
- F – сила взаємодії
- h – глибина пересічення
- τ – тензор напружень

Існують різні речовини за властивостями в'язкості, проте зупинившись на ньютонівських, до яких належить повітря, значення динамічної в'язкості сталі.

В'язкості, густина та геометрія потоку, пов'язані відношенням сил інерції до сил в'язкості — число Рейнольдса. Даний параметр буде необхідним для визначення даних для розрахункової частини проекту (див. розділ 3.1). Число Рейнольдса визначається як:

$$\Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{VL}{\nu} \quad (1.7)$$

де:

ρ – густина рідини (кг/м³);

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

V — швидкість потоку (м/с);

L — характерний лінійний розмір (м);

μ — динамічна в'язкість рідини (Па·с або Н·с/м² або кг/(м·с));

ν - кінематична в'язкість рідини (м²/с).

Кінематичним параметром обтікання тіла потоком є його циркуляція швидкості:

$$\Gamma = \oint V \cdot dr \quad (1.8)$$

Важливим параметром що визначає потік, є його імпульс. Розраховується як:

$$M = q \cdot S, \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^2} \quad (1.9)$$

Паралельно з рівняннями Бернуллі використовується рівняння Нав'є-Стокса. Вони математично виражають баланс імпульсу та збереження маси для ньютонівських рідин. Іноді вони супроводжуються рівнянням стану, що пов'язує тиск, температуру та густину. Вони використовуються для СЕА, оскільки вони враховують в'язкість, доданок який в інтегралі Бернуллі відсутній.

Враховуючи в'язкість реальної рухомої рідини, повітряний потік можна розділити на два режими: ламінарний потік і турбулентний потік. Обидва ці режими повітряного потоку мають відмінні характеристики, поведінку та застосування в різних галузях науки та техніки. Розуміння цих відмінностей має вирішальне значення для точного прогнозування повітряних потоків і керування ними в практичних застосуваннях. Нижче наведене рівняння Нав'є-Стокса для нестисливого потоку, (або ж його конвективну форма):

$$\rho \cdot \frac{d\vec{V}}{dt} + \rho \cdot (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = \rho \cdot \vec{g} - \nabla \cdot p + \mu \cdot \nabla^2 \cdot \vec{V} \quad (1.10)$$

					Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	1

Ламінарний потік, також відомий як шаруватий потік, — це режим повітряного потоку, який виникає, коли повітря тече паралельними шарами з мінімальним змішуванням між цими шарами. У ламінарному потоці швидкість повітря залишається постійною в будь-якій точці, а напрямок руху повітря залишається постійним. Цей тип повітряного потоку зазвичай характеризується плавним рівномірним рухом, а рух частинок повітря нагадує рух рідини. Даний потік є менш енергетичним, загально направленим.

З іншого боку, турбулентний потік — це режим повітряного нестационарного потоку, який виникає, коли повітря рухається нерегулярно та хаотично. У турбулентному потоці швидкість і напрямок руху повітря змінюються випадковим чином і непередбачувана. Турбулентний потік часто характеризується завихреннями, вихорами та іншими складними моделями повітряного потоку. Цей тип потоку зазвичай спостерігається при вищих числах Рейнольдса. Турбулентний потік є більш поширеним, ніж ламінарний, у більшості реальних ситуацій, особливо у високошвидкісних потоках або потоках із неправильною геометрією.

Однією з головних відмінностей між ламінарним і турбулентним потоком є рівень змішування між шарами повітря. У ламінарному потоці змішування між шарами незначне або взагалі відсутнє, і частинки повітря рухаються прямолінійними шляхами. Однак у турбулентному потоці частинки повітря змішуються та стикаються одна з одною, що призводить до високого рівня змішування та створення завихрень і вихорів.

Ще одна важлива відмінність між ламінарним і турбулентним потоком полягає в їх опорі потоку. У ламінарному потоці опір течії пропорційний в'язкості рідини, яка є мірою її опору деформації. Однак у турбулентному потоці опір потоку значно вищий через утворення вихорів і завихрень, які створюють додатковий опір рідини. Виникають великі градієнти швидкостей,

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

в результаті чого з'являються великі додаткові сили тертя. Багато енергії переходить в теплову.

При обтіканні тіла, на межі потоку та поверхні формується тонкий шар, котрий має меншу швидкість, від швидкості потоку, та на поверхні рівна нулю, за рахунок сил в'язкості, і називається—граничним шаром. В свою чергу, він може бути ламінарним та турбулентним [1].

Ламінарний граничний шар – це впорядкований рух частиночок паралельно відносно площини потоку, постійно залишаючись в межах одного безкінечно тонкого шару.

Турбулентний граничний шар – це безпорядково завихрений рух рідини в граничному шарі.

В більшості випадків спостерігається змішаний граничний шар. Передня частина ламінарна, перехідна та турбулентна. Однак часом, використовують спрощену схему, за якою ламінарний потік в одній точці переростає в турбулентний.

При обтіканні криволінійних поверхонь можливо спостерігати таке явище як відрив чи зрив потоку. Воно проявляє себе як зворотня течія повітря в межах умовного шару чи багатьох. Це явище негативне і створює такі погіршення аеродинамічних характеристик крила, як зменшення підйомної сили, збільшення сили лобового опору.

Розглядаючи крило з тангенційним видувом, котре проектування далі, можна виділити такі типи відривного обтікання [2]:

- Звичайний (приєднаний) відрив потоку—виникає безпосередньо на поверхні що обтікається.
- Від'єднаний відрив—зворотня течія, що виникає в потоці поза поверхнею що обтікається, і відділена шаром безвідривної течії.

¹ Дерягін В.Ф. 2006, с. 100-105

² Петров А.В. 2011, с. 47 – ISBN 978-5-9221-1343-4

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Виникає при втрати стійкості в'язких шарів з мінімумом швидкості при додатньому градієнту тиску.

- Змішані типи відриву потоку:
 - Приєднано – від'єднаний—вміщує в собі дві області: приєданого відриву перед щільовим соплом та від'єданого відриву, відділеного від поверхні крила струменем повітря, що видувається через сопло.
 - Від'єднано – приєднаний—вміщує в собі від'єднаний відрив, виникаючий над поверхнею що обтікається, котрий при розширенні переходить в відрив звичайного типу.
 - Комбінований—складається з окремих областей приєданого і від'єданого відриву потоку.

Проте також, спостерігається і ефект Коанда – прилипання рухомого потоку до тіла що обтікається, за рахунок чого отримується приріст в підйомній силі. Його використання стало основою для багатьох систем контроль граничного шару.

1.2. Аналітична модель переходу

Для скінченно-елементного аналізу програмної імітації потоку повітря важливим є вибір моделі ламінарно-турбулентного переходу. На основі [3] було обрано модель турбулентності транспорту напруги зсуву (Transition Shear Stress Transport). Вона є надійною моделлю що використовується в CFD. Вона поєднує переваги моделей $k - \omega$ та $k - \epsilon$, використовуючи першу всередині граничного шару, а другу в вільному потоці. Також дана модель узгоджена в моделюванні масообміну з даними експериментів.

Далі наведено рівняння моделі :

³ «ANSYS Fluent theory guide. Release 17.1.» - ANSYS, Inc. April - 2016

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho \cdot k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot k \cdot u)}{\partial x} = P - \beta \cdot \omega \cdot k + \frac{\partial}{\partial x} \left((\mu + \sigma_k \cdot \mu t) \frac{\partial k}{\partial x} \right) \\ \frac{\partial(\rho \cdot \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot \omega \cdot u)}{\partial x} = \dot{\epsilon} \frac{\gamma}{\nu t} P - \beta \cdot \omega^2 \cdot \rho + \frac{\partial}{\partial x} \left((\mu + \sigma_\omega \cdot \mu t) \frac{\partial \omega}{\partial x} \right) + 2(1 - F1) \frac{\sigma_\omega \cdot \rho}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} \end{cases}$$

(1.11)

Де:

- Дотична сила $P = \tau (\partial \omega / \partial x)$ (1.12)

- Тензор напружень $\tau = \mu t \left(2 \cdot S - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} \delta \right) - \frac{2}{3} \rho \cdot k \cdot \delta$ (1.13)

$$S = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial x} i + \frac{\partial u}{\partial x} j \right) \quad (1.14)$$

- Динамічна в'язкість турбулентного потоку

$$\mu t = \frac{\rho \cdot a1 \cdot k}{\max(a1 \cdot \omega \cdot \Omega \cdot F2)} \quad (1.15)$$

$$F1 = \tanh(\arg^4 \dot{\epsilon}) \dot{\epsilon} \quad (1.16)$$

$$\arg = \min \left(\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta \cdot \omega \cdot d}, \frac{500 \vartheta}{d^2 \cdot \omega} \right), \frac{4 \cdot \rho \cdot \sigma_\omega \cdot k}{CDk \omega \cdot d^2} \right) \quad (1.17)$$

$$CDk \omega = \max \dot{\epsilon} \quad (1.18)$$

- Ω – величина завихреності

Граничні умови за яких дана модель правильно функціонує, визначають межі геометрії, в'язкості та на яких діє та чи інша підмодель:

$$\frac{U_\infty}{L} < \omega < 10 \cdot \frac{U_\infty}{L} \quad (1.19)$$

$$\frac{10^{-5} \cdot U_\infty}{\Re} < k < \frac{0,1 \cdot U_\infty^2}{\Re} \quad (1.20)$$

$$\omega_{wall} = 10 \frac{6 \cdot \vartheta}{\beta (\Delta d1)^2} \quad (1.21)$$

$$k_{wall} = 0 \quad (1.22)$$

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1.3 Методи контролю граничного шару

Контроль граничного шару відноситься до методів зміни стану потоку граничного шару та шарів близьких до нього. Розрізняють дані методи за споживанням енергії системою на пасивні та активні. Дані класифікація базується відповідно до режиму роботи – впливу на потік.

1.3.1 Пасивні методи

Пасивні це неенергетичні методи, котрі працюють за рахунок обтікання потоком повітря поверхонь спеціальної геометрії, використання в конструкції нетипових конфігурацій крила, для покращення продуктивності без додаткових механізмів та рухомих частин. Тобто їх дія безперервна. Мета подібних конструкцій – використання аеродинамічних ефектів без додаткових затрат енергії. Вони зазвичай простіші та дешевші в реалізації. Багато з них активно використовуються в авіації та інших галузях, пов'язаних з обтіканням рідини, вже і на сьогоднішній день.

Один з фізичних механізмів що вони використовують це забезпечення обтікання за якого формуються тривалі зони ламінарного, або ж ламінарного потоку. В першому випадку ціллю є збільшення коефіцієнтів тиску, підйомної сили, в іншому ж забезпечення безвідривного обтікання. Досягається це шляхом встановлення на тіла що обтікають покриття з необхідною шорсткістю: ребристостей, ямок, пор, перфорацій і т. д.

До пасивних методів відносяться пластинчаті вихрові генератори, котрі переводять граничний шар в турбулентний безвідривний стан, що дозволяє ефективно використовувати керуючі поверхні на задній кромці. Вони відрізняються своєю геометричною простотою.

До більш радикальних засобів належать модифікації геометрії передньої та задньої крайок крила. Зміна прямої лінії обрису крила на хвилясту/синусоїдальну, криволінійну з гострими кутами.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Найбільш значний спосіб збільшення несучих здатностей профілю це збільшення його кривизни. Проте даний параметр обмежений—при збільшенні кривизни, виникає зрив потоку з поверхні. Дану проблему вирішують за допомогою щільового крила. На даному способі я зупинюсь детальніше, так як він є важливим для розуміння роботи пасивних методів контролю граничного шару.

Принцип даної конструкції—збільшити енергію граничного шару на верхній поверхні профілю за рахунок перетікання потоку повітря через профільовані щільові канали з зони підвищеного тиску під крилом в зону пониженого над ним. При збільшенні енергії товщина одного шару потоку зростає, та зберігається безвідривне обтікання і відповідно зростають несучі здатності крила, при більшій відносній кривизні та більших кутах атаки, в порівнянні з нещільовим, звичайним, профілем крила.

Це відбувається також і за рахунок того, що кожен елемент розділеного крила впливає на розподіл швидкостей на наступних елементах, зменшує піки розрідження та градієнтів тиску. Кожен наступний елемент індукує зростання швидкості на розташованих попереду елементах, збільшуючи циркуляцію. За рахунок цього задня кромка елемента знаходиться в зоні з швидкістю, що перевищує швидкість вільного потоку, відповідно перетікання через щілину спрощує завдання ліквідації зриву потоку.

За умови, що щілини широкі, на кожному елементі щільового крила є свій власний пограничний шар, відповідно тонкий шар може витримати безвідривно більші градієнти тиску, ніж товстий граничний шар що виникає на суцільному крилі.

Даний метод активно використовується в механізації широкофюзеляжних авіалайнерів, в форматі щільового одно-, дво-ступінчатого закрилка та передкрилка [4].

⁴ Дерягін В.Ф. 2006, с. 118—120

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Проте даний метод окремо теж має недоліки. Кут атаки при якому крило обтікатиметься безвідривно, хоч і більший ніж суцільного профілю, проте принципово обмежений впливом в'язкості повітря, що не дозволяє досягнути показників розрахованих за теорією ідеальної рідини [5]. Також може спостерігатись від'єднаний зрив потоку, котрий негативно впливатиме на аеродинамічні характеристики даного типу крила. Є доцільність використовувати його в комбінації з активними методами контролю граничного шару.

1.3.2 Активні методи

Активні методи, в свою чергу поділяються також, за двома критеріями. По-перше, на визначені та динамічні. Перші не потребують втручання людини та ввімкнені постійно, другі ж—приспосовуються до потоку, та керовані або людиною, або автоматично. В даному проекті буде розроблено крило з можливістю керування системою пілотом.

По-друге, способи активного контролю поділяються на: ті які використовують всю потужність двигуна для обдування крила, та ті що використовують частину, або ж окрему силову установку.

Методи, що використовують всю потужність двигуна реалізуються, як двигуни зі змінним вектором тяги, прикладами даного методу є винищувачі Lockheed Martin F-22 Raptor, Chengdu J-20, Яковлев Як-141 та багато інших. Змінний вектор тяги керує напрямом відхилення струменів відпрацьованих газів, та дає можливості покращення маневреності 3 стадій: в двох вимірах, в трьох вимірах, та VTOL. На даному типі зупинятись детально не будемо, оскільки це окрема широка тема.

Або ж, використовуючи всю енергію двигуна видувають відпрацьовані гази на поверхню крила. Приклад даного способу реалізації системи активного контролю граничного шару наведено в розділі 1.4.

⁵ Петров А.В. 2011, с. 34—43 – ISBN 978-5-9221-1343-4

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

До активних методів керування граничним шаром за допомогою частини енергії від двигуна чи окремої силової установки можна віднести багато систем. Всі вони засновані на різноманітних принципах внесення в потік довкола крила додаткової енергії. Можна виділити такі системи, як:

- відсмоктування граничного шару
- рухомі поверхні
- видув повітря
- плазмові
- акустичні
- термічні
- п'єзоелектричні
- електромагнітні

В розділі 1.4 будуть розглянуті літаки з системами котрі засновані на принципах відсмоктування та видування граничного шару. Плазмові, термічні, акустичні та інші методи розглядатись в даній роботі детальніше не будуть.

Видув повітря є засобом вирішення широкого спектру завдань. Це підвищення ефективності механізації крила шляхом збільшення циркуляції потоку довкола її елементів, покращення обтікання при великих кутах атаки, зміна параметрів потоку. Нижче наведено деякі з схем керування граничним шаром.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

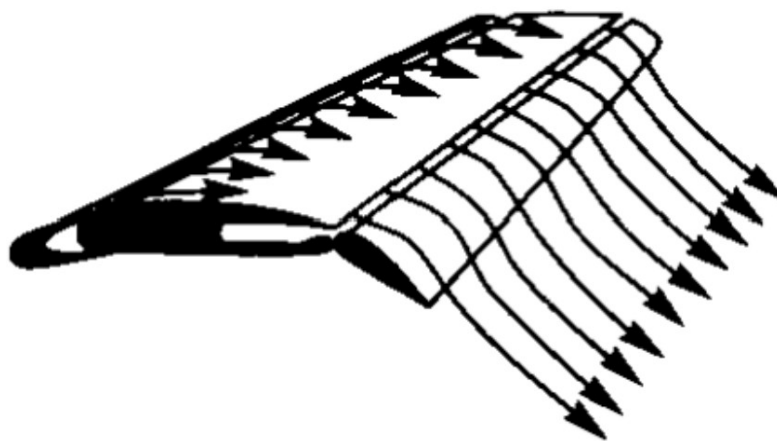


Рисунок. 1.1 Видув на закрилок та на верхню поверхню профілю

Дана схема виконує одразу два завдання: збільшення ефективності закрилка на великих кутах відхилення та покращення аеродинамічних характеристик крила при великих кутах атаки.

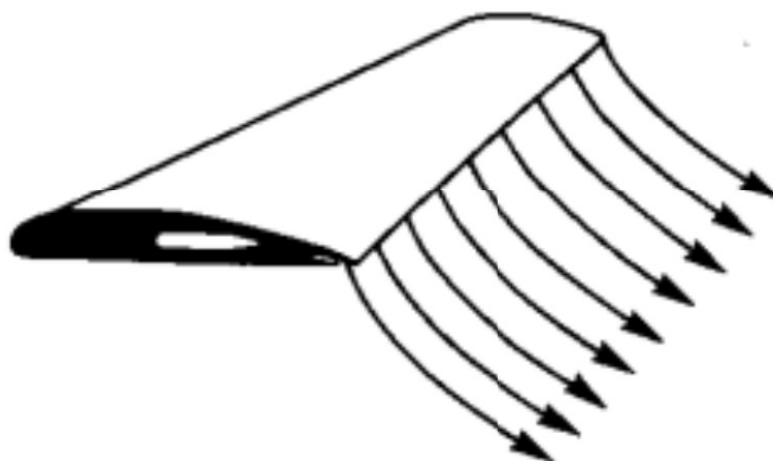


Рисунок 1.2 Струйний закрилок

Струйний закрилок побудований на кінематичній характеристиці потоку довкола об'єкту обтікання – циркуляції швидкості. Однак, тут циркуляція по замкненому контуру відбувається не за рахунок обтікання закрилку, а за рахунок сформованого вихору від потоку що видувається з задньої крайки під кутом до хорди. Візуально схожою є ще одна система, скругленої задньої кромки крила, але з тією різницею, що потік видувається не в оточуючий профіль набігаючий потік, а на скруглену задню частину.

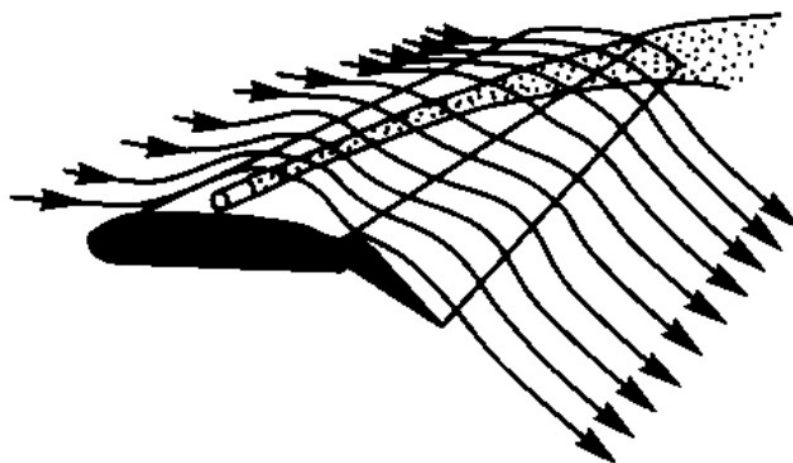


Рисунок 1.3 Система керування вихровим обтіканням

Також варто згадати системи поперечного видуву на поверхню крила, котрі допомагають підтримувати вихрове обтікання над верхньою поверхнею крил малого подовження, а також формують дане обтікання в крил малої стріловидності.

1.4 Огляд літаків що використовують активні методи контролю граничного шару

1.4.1 Антонов Ан-72

Прикладом видування потоку з двигуну на поверхню крила є радянсько - український літак Ан-72. Він єдиний літак що вийшов в серійне виробництво з застосуванням активного методу контролю граничного шару. Ан-72 це багатоцільовий транспортний літак, розроблений для заміни Ан-26, перший політ в 1977 році, експлуатується досі. Є рекордсменом серед свого класу транспортних літаків по висоті польоту. Має гарні показники скоропідйомності та здатен злітати та приземлятись на коротких відрізках слабо підготовлених полос. Головний принцип яким досягаються дані показники є використання ефекту Коанда. Двигуни розміщені над крилом, висунуті вперед виводять реактивний струмінь на верхню поверхню крила, що обтікає його та механізацію безвідривно з великою енергією, за рахунок чого зростає підйомна сила крила. Для реалізації даного проекту було необхідно вирішити питання контакту поверхні обшивки крила з гарячими

					Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	1

відпрацьованими газами ПРД. Саме з таких міркувань був підбраний турбовентиляторний двигун Д-36.

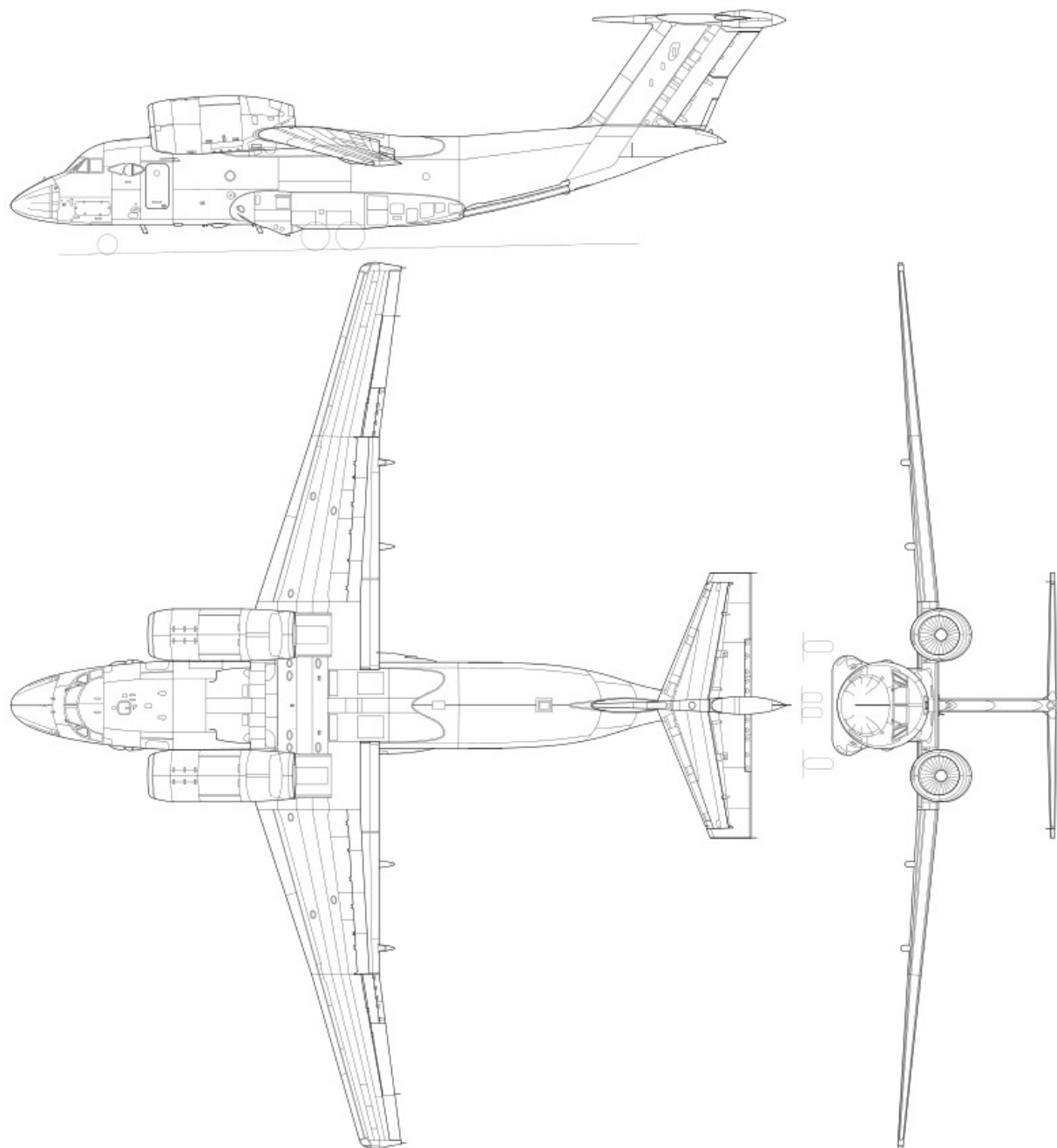


Рисунок 1.4 Антонов Ан-72 3 види

Таблиця 1.1 Ан-72 Льотно-технічні характеристики

Параметр	Значення
Технічні характеристики	
Вантажопідйомність	10 000 кг
Пасажиромісткість	68 солдат або 57 парашутистів

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

Маса порожнього	19 050 кг
Нормальна злітна маса	30 500 кг
Максимальна злітна маса	34 500 кг
Маса пального в баках	12 950 кг
Тяга	2×6500 кгс (2×63743,225 Н)
Розмах крил	31,89 м
Площа крил	98,62 м ²
Льотні характеристики	
Максимальна швидкість	705 км/год
Крейсерська швидкість	550 – 600 км/год
Практична дальність	2700 км
Перегонна дальність	4700 км
Практична стеля	10 000 км
Довжина розгону	800 м
Довжина пробігу	450 м
Метод контролю граничного шару	
За споживанням енергії	активний
За часом роботи	визначений
Кількість використаної потужності двигуна	100%
Характер роботи	Обдування крила

1.4.2 Lockheed F-104 Starfighter

Lockheed F-104 Starfighter – американський надзвуковий винищувач що експлуатувався з 1958 по 1969 (в Італії до 2004). Через специфіку компонування літака, задля зменшення опору на надзвукових режимах польоту літак отримав тонке (відносно потовщення 3,36%) коротке трапецієподібне крило з подовженням 2,45 з механізацією передньої і задньої кромки (передкрилки, закрилки). Проте швидкість звалювання була занадто високою, що впливало на безпечність експлуатації, через що було

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

інтегровано систему активного контролю граничного шару, котра збільшувала підйомну силу крила на посадці та дозволила знизити посадкову швидкість на 56 км/год (з 343—350 до 287—293 км/год) . Проте, історія експлуатації містить широкий список аварій свідчить про те, що безпечним він стати не зміг. Система контролю граничним шаром працювала лише при висунутих закрилках в положення «посадка», та вимагала високої потужності від двигуна, адже втрачала свою ефективність вже при 82% обертів. При невиконанні вище перелічених пунктів на крилі відбувалась різка нерівномірна втрата підйомної сили.

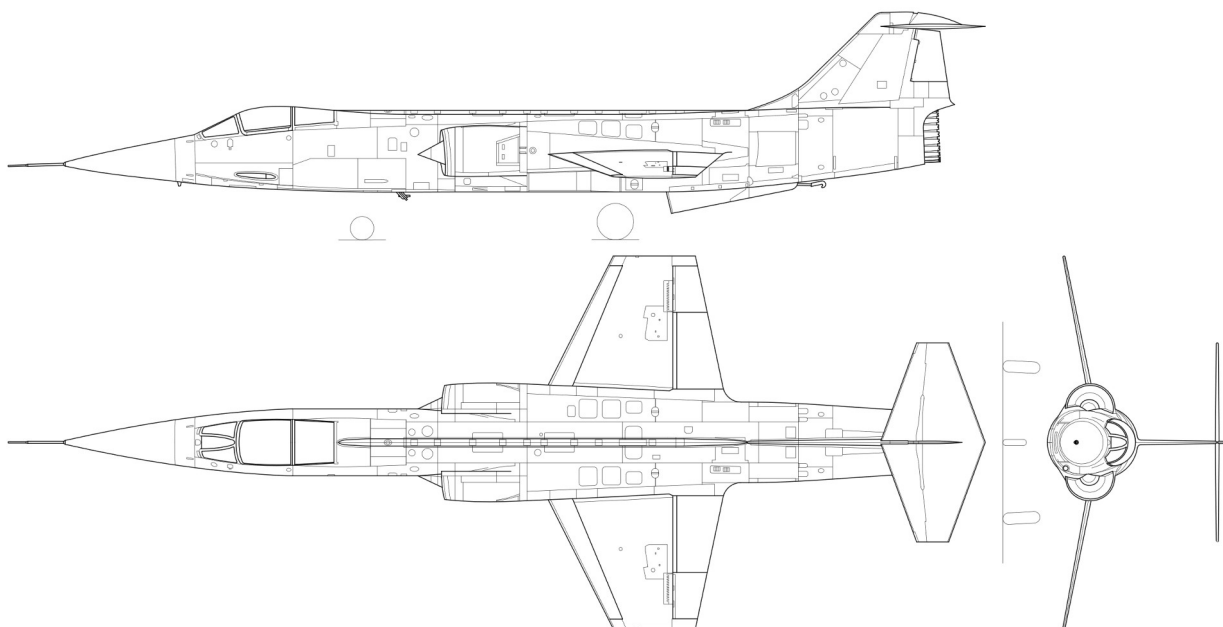


Рисунок. 1.5 Lockheed F-104 Starfighter 3 види

Таблиця 1.2 Льотно-технічні характеристики F-104

Параметр	Значення
Технічні характеристики	
Вантажопідйомність	
Екіпаж	1 пілот
Маса порожнього	6 350 кг
Нормальна злітна маса	
Максимальна злітна маса	13 166 кг

Маса пального в баках	
Тяга	44 кН суха, 69 кН з форсажем
Розмах крила	6,63 м
Площа крила	18,22 м ²
Льотні характеристики	
Максимальна швидкість	2459 км/год
Аеродинамічна якість	9,2
Бойова дальність	680 км
Перегонна дальність	2620 км
Практична стеля	22 000 м
Швидкість взльоту	330—370 км/год
Швидкість посадки	287—293 ± 37 (вітер) км/год
Метод контролю граничного шару	
За споживанням енергії	Активний
За часом роботи	Динамічний (закрилки в положенні «посадка»)
Кількість використаної потужності двигуна	
Характер роботи	Реактивний закрилок

1.4.3 McDonnell Douglas F-4 Phantom II

McDonnell Douglas F-4 Phantom II - багатоцільовий винищувач, який був розроблений і вироблявся компанією McDonnell Aircraft Corporation, що згодом стала частиною корпорації McDonnell Douglas. Ф-4 Phantom II використовувався великою кількістю країн, включаючи Сполучені Штати, Велику Британію, Японію та Ізраїль, і він пройшов багато модифікацій протягом свого експлуатаційного періоду.

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

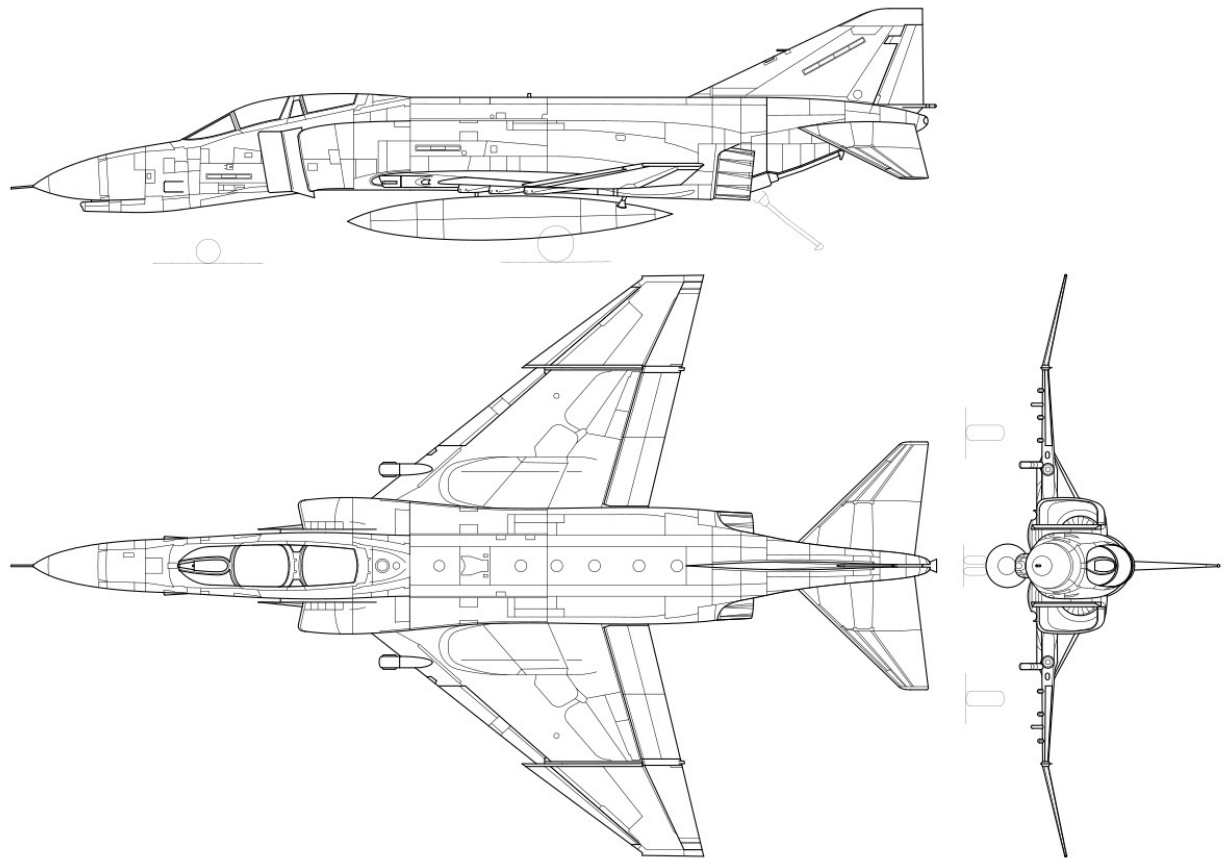


Рисунок 1.6 McDonnell Douglas F-4 Phantom II 3 види

Таблиця 1.3 Льотно-технічні характеристики F-4

Параметр	Значення
Технічні характеристики	
Вантажопідйомність	
Екіпаж	2 пілота
Маса порожнього	13 757 кг
Нормальна злітна маса	
Максимальна злітна маса	28 030 кг
Маса пального в баках	6 040 кг в внутрішніх баках 14 176 кг в зовнішніх
Тяга	2×52,96 кН суха 2×79,38 кН з форсажем
Розмах крила	11,7 м
Площа крила	49,2 м ²

					Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	1

Льотні характеристики	
Максимальна швидкість	2 370 км/год
Крейсерська швидкість	940 км/год
Аеродинамічна якість	2,77
Бойова дальність	680 км
Перегонна дальність	2 699 км
Практична стеія	18 000 м
Швидкість взльоту	
Швидкість посадки	
Метод контролю граничного шару	
За споживанням енергії	Активний
За часом роботи	Динамічний
Кількість використаної потужності двигуна	
Характер роботи	Реактивні закрилки та передкрилки

1.5 Висновок до розділу

Застосування методів контролю граничного шару є одним з найперспективніших експериментальних напрямів покращення несучих, злітно-посадкових, та маневрених характеристик ЛА різних призначень. Це наступний крок, що дозволяє вирішувати задачі, котрі не можуть бути вирішеними звичайними методами. Контроль граничного шару дозволяє збільшити несучі властивості літака (в 2,0—2,5 рази в порівнянні з звичайною механізацією), покращити аеродинамічну якість літака на зльоті та крейсерському польоті, збільшити ефективність органів керування (елеронів, рулів висоти і напрямку), або, потенційно, замінити їх та інші елементи механізації крила.

Застосування системи керування граничним шаром в авіації відкриє такі можливості як:

- Зменшення необхідної довжини злітно-посадкової смуги

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

- Менші швидкості звалювання, що збільшить рівень безпеки при посадці на палубу авіаносних кораблів
- Збільшення можливого бойового навантаження в бойових літаках
- Покращення маневрених характеристик, можливість переводити літак в нестабільний стан за рахунок збільшення підйомної сили крила для різкого відхилення від траєкторії
- Збільшення транспортних можливостей літаків, за рахунок можливості приземлятись на великій кількості аеродромів, і відповідно збільшення можливостей з транспортування корисного навантаження

Також важливо відмітити негативні наслідки застосування цих систем що присутні на літаках. Перший негативний момент це різке погіршення аеродинамічних характеристик в разі відмови системи, що тягне за собою як порушення норм безпеки так і втрату можливості короткої посадки, що була основною перевагою даних систем. Також, використання даних систем вимагає вагомих енергетичних затрат від двигуна. В разі його відмови втрачається і можливість використання даної системи.

Другий негативний момент це погіршення помітності, шумове забруднення від роботи ввімкненої системи.

Третє питання—технічні проблеми зумовлені забрудненням щілин видуву/всмоктування. Це може призвести до нерівномірної роботи системи, скачкоподібного збільшення підйомної сили на крилі і появі небажаних моментів крену, тангажу чи ковзання.

Також застосування даної системи вимагає від конструкції крила вищих значень жорсткості та міцності, при зменшенні об'єму всередині крила, що буде зайнятий даною системою.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2. Аналіз засобів та методик розрахунку аеродинамічних характеристик крила

2.1 Огляд літератури

У даному розділі наведено опис та аналіз літератури та наукових публікацій, тематика яких пов'язана з методиками аеродинамічного розрахунку крила крила в цілому та розрахунку крила з системами керування примежевим шаром та циркуляцією.

Розгляд літератури, що стосується аеродинамічного проектування та розрахунку було проведено шляхом аналізу наступних джерел:

- Дерягін В.Ф. «Основи аерогідногазодинаміки» 2006. [6]
- Еплер Р. «Airfoil Design and Data (Дизайн та данні аеродинамічних профілів)» 1990. [7]
- Петров К. П. «Аеродинаміка елементів літальних апаратів» 1985. [8]
- Єгер С. М. «Проектування літаків» 1983. [9]
- В. Г. Тягній «Основи аеродинаміки та динаміки польоту. Частина 1» навчальний посібник – 2023. [10]
- «ANSYS Fluent theory guide. Release 17.1.» - навчальний посібник - 2016. [11]

Вищезазначена література містить опис та загальні принципи аеродинаміки, проектування літальних апаратів та їх елементів. Дані роботи широковідомі та активно використовуються інженерами та студентами інженерних спеціальностей при виконанні проектів, тому детально їх розглядати в даному розділі не доцільно.

⁶ Дерягін В.Ф. «Основи аерогідногазодинаміки» навчальний посібник для вузів - Кропивницький: ГЛАУ, 2006. – 192 с.

⁷ Еплер Р. «Airfoil Design and Data» - Springer-Verlag, 1990. – 568 с. - ISBN 978-3-662-02648-9

⁸ Петров К. П. «Аеродинаміка елементів літальних апаратів» - М.:Машиностроение, 1985. – 272 с.

⁹ Єгер С. М. «Проектування літаків» навчальний посібник для вузів – М.:Машиностроение, 1983. – 3 видання - 616 с.

¹⁰ В. Г. Тягній «Основи аеродинаміки та динаміки польоту. Частина 1» навчальний посібник – Харків: ХНУВС 2023. – 280 с.

¹¹ «ANSYS Fluent theory guide. Release 17.1.» - ANSYS, Inc. April - 2016. – 826 с

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Статті NASA, на яких заснований розділ з верифікацією аеродинамічного моделювання, в котрих наведено данні з аеродинамічних натурних повнорозмірних експериментів, а також наведені данні з конструктивних особливостей даного профілю:

- Сівал В.Г., МакГі Р.Дж., Хехне Д. І., Джордан Ф. Л. Молодший «WIND TUNNEL RESULTS OF THE HIGH-SPEED NLF(1)-O213 AIRFOIL (Результати з аеродинамічної труби для високошвидкісного профілю NLF(1)-O213)» – 1987. [12]
- Вікен Дж. К., Вікен С. А. «NASA DESIGN OF THE LOW-SPEED NLF(1)-0414F AND high speed HSNLF(1)-0213(Дизайн NASA низькошвидкісного NLF(1)-0414F та високошвидкісного HSNLF(1)-0213)» – 1987. [13]

Огляд розрахунку систем керування граничним шаром та циркуляцією були проведено спираючись на дані, що наведено у наступній літературі:

- Петров А.В. «Энергетические методы управления подъемной силы крыла (Енергетичні методи керування підйомною силою)» [14]. У даній монографії наведено математичні моделі для розрахунку параметрів обтікання та аеродинамічних характеристик крила при використанні систем керування примежевим шаром та циркуляцією. Кожна математична модель підкріплена результатами експериментів у аеродинамічній трубі ЦАГІ, що дає змогу побачити підтвердження правильності розрахунків, а також на окремих прикладах впевнитися у можливості практичного застосування того чи іншого типу системи. Матеріали надані в цій праці, призначені для практичного використання при розробці перспективних літаків короткого зльоту та

¹² Сівал В.Г., МакГі Р.Дж., Хехне Д. І., Джордан Ф. Л. Молодший «WIND TUNNEL RESULTS OF THE HIGH-SPEED NLF(1)-O213 AIRFOIL (Результати з аеродинамічної труби для високошвидкісного профілю NLF(1)-O213)» - NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia – 1987. – 30 с. – №90-12542

¹³ Вікен Дж. К., Вікен С. А. «NASA DESIGN OF THE LOW-SPEED NLF(1)-0414F AND high speed HSNLF(1)-0213(Дизайн NASA низькошвидкісного NLF(1)-0414F та високошвидкісного HSNLF(1)-0213)» - NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia – 1987. – 35 С.– №90-12540

¹⁴ Петров А.В. «Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла» - М.: ФИЗМАЛИТ, 2011. – 404с. – ISBN 978-5-9221-1343-4

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

посадки.

- Джослін Р.Д. & Джонс Г.С. «Applications of circulation control technologies (Застосування технологій контролю циркуляції)» [15]. Дана книга це збірка статей за темою дослідження практичного застосування технологій керування циркуляцією. Книга зосереджена на різних застосуваннях в галузі аеронавтики і космонавтики, охоплюючи такі теми, як керування потоком, керування граничним шаром і активні системи керування потоком. Вона заглиблюється в теоретичні основи і представляє тематичні дослідження, експериментальні результати, емпіричні та практичні рішення щодо використання технологій керування циркуляцією. Завдяки детальному аналізу та цінним висновкам в статтях даної збірки, ця книга є цінним ресурсом для проектування крила з активним методом контролю граничного шару та керування циркуляцією.
- Рамос Б. Л. О. & Вольф В.Р. «Active Flow Control for Drag Reduction of a Plunging Airfoil under Deep Dynamic Stall (Активне керування потоком для зменшення опору занурюваного крила в умовах глибокого динамічного гальмування)» [16]. Дана стаття наводить приклад розрахунку високоточного моделювання активного контролю граничного шару та циркуляції потоку по крилі за допомогою продемонстрованої мат моделі що базується на вирішенні рівнянь Нав'є-Стокса в неінерціальній системі відліку з збереженням імпульсу, маси та енергії. Досліджуються противідривні системи на ламінаризованому профілі. У цій роботі моделюється дія надуву і всмоктування на передню кромку крила з метою зменшення загального лобового опору за рахунок модифікації динамічного вихору.

¹⁵ Джослін Р.Д. & Джонс Г.С. «Applications of circulation control technologies» - Reston, VA : American Institute of Aeronautics and Astronautics , 2006. – 623с. – ISBN 1-56347-789-0

¹⁶ Рамос Б. Л. О. & Вольф В.Р. «Active Flow Control for Drag Reduction of a Plunging Airfoil under Deep Dynamic Stall» - Physical Review Fluids , 2019. – 34с.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Теоретичні данні та математичні моделі дозволяють вийти за рамки проектування класичного крила без засобів активного керування граничним шаром та циркуляцією.

2.2 Висновок до розділу

За результатами цього розділу було проведено аналіз засобів та методик розрахунку аеродинамічних характеристик крила з засобами активного контролю граничного шару. Загалом проаналізовано 10 книг та наукових публікацій.

Під час аналізу вищезазначених джерел було вивчено методи та математичні моделі, які використовуються в процесі аеродинамічного проектування крил. Також були отримані результати експериментальних досліджень аеродинамічних профілів, які у майбутньому будуть використані для перевірки результатів, отриманих за допомогою комп'ютерного моделювання.

На основі аналізу, публікацій NASA, було обрано аеродинамічний профіль HSNLF(1)-0213. Це високошвидкісний профіль, котрий зпроектований для заднього розташування ламінарно-турбулентного переходу на малих кутах атаки. Він як найкраще підходить для основи подальшого проектування системи активного контролю граничним шаром, оскільки вплив даної системи буде помітним на широкому діапазоні кутів набігаючого потоку.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

3. Верифікація розрахунків аеродинамічних параметрів крила з системою активного контролю граничного шару

3.1. Комп'ютерне моделювання

Існують 2 підходи для імітації набігаючого потоку на модель ЛА. Це метод скінченних елементів та панельно-вихровий метод. Верифікація розрахунків буде проведена шляхом співставлення результатів отриманих з ПЗ та експериментальних даних з повнорозмірної аеродинамічної труби наукового інституту Ленглі, що наведені в публікації NASA^[17]. У таблиці нижче наведені параметри потоку, при яких відбувався натурний експеримент та в ході якого було отримано значення коефіцієнтів підйомної сили крила.

Таблиця 3.1 Параметри потоку з 3вимірного дослідження в аеродинамічній трубі

Параметр	Позначення	Значення
Число Рейнольдса	Re	$3,7 \cdot 10^6$
Число Маха	M	0,1
Швидкість	V, м/с	34,029

Для забезпечення відповідності, розрахункова модель була виконана з відтворенням параметрів швидкості, числа Рейнольдса та середньої аеродинамічної хорди. Перевірочний розрахунок САХ, відповідно до (формула 1):

$$САХ = \frac{Re \cdot \mu}{V \cdot \rho} = \frac{3,7 \cdot 10^6 \cdot 1,82 \cdot 10^{-5}}{34,029 \cdot 1,225} = 1,6 (м) \quad (3.1)$$

Кінцево-елементна модель була виконана структурованою, з забезпеченням параметру $Y^+ = 1,0$ що означає товщину перших шарів сітки рівною 0,011 мм довкола геометрії профілю. Модель складається з 100320

¹⁷ Сівал В.Г., МакГі Р.Дж., Хехне Д. І., Джордан Ф. Л. Молодший. «WIND TUNNEL RESULTS OF THE HIGH-SPEED NLF(1)-O213 AIRFOIL»- NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia – 1987. – 23 с. – №90-12542

чотирикутних комірок змінних розмірів, що задавались командою «sizing» та «face mesing». Отримана СЕМ зображена на рисунку нижче.

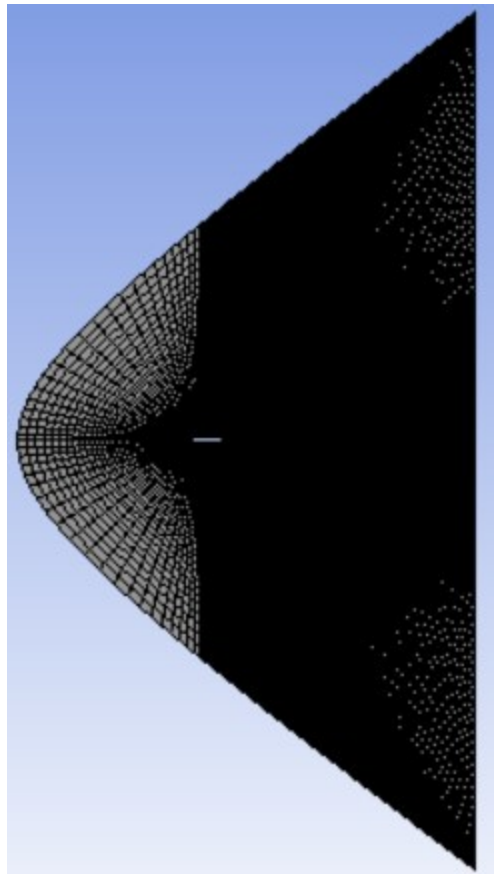


Рисунок 3.1 Розрахункова сітка СЕМ (загальний вигляд)

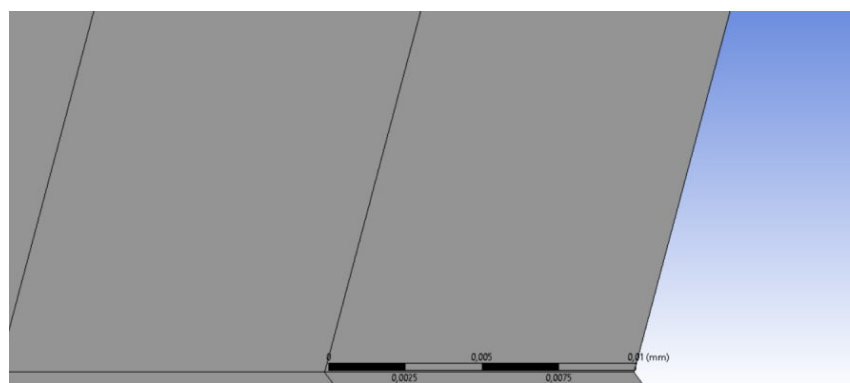


Рисунок 3.2 Товщина першого елемента біля профіля

В ході розрахунку була використана модель турбулентності Transition SST оскільки саме вони найбільш точно корелювались з даними наведеними в публікації NASA. Проведення розрахунків відбувалось в діапазоні від $\alpha =$

						Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		1

(0, 20) з кроком $\Delta\alpha = 2^\circ$. Було отримано поле швидкостей навколо профілю для кожного з розрахункових кутів атаки.

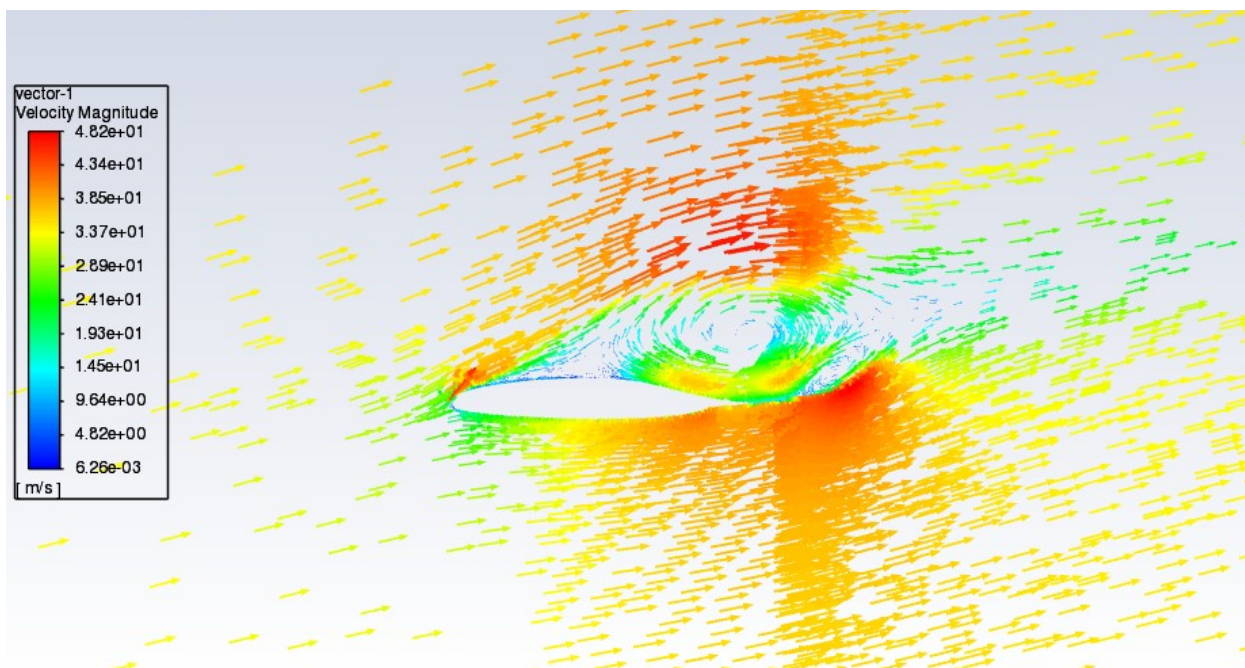


Рисунок 3.3 Вектори швидкостей отримане при моделюванні 14 градусів кут атаки

Також отримані значення аеродинамічних коефіцієнтів C_{y_a} . Даний коефіцієнт представлений на наступній діаграмі, числові значення в таблиці нижче (табл.3).

Розрахунки в ПЗ Xflr5 виконані панельно-вихровим методом високого порядку, з використанням тієї самої геометрії та параметрів потоку що наведені вище. В результати наведено в таблиці нижче, та на діаграмі.

Таблиця 3.2 Значення C_y від кута атаки

Експериментальні данні			Xflr5	Fluent
Кут атаки, градуси °	C_{y_a}	Кут атаки, градуси °	C_{y_a}	C_{y_a}
-3.70799	-0.20375	-4	-0.3427	
-1.69296	-0.0308	-2	-0.1268	
0	0.123889	0	0.0682	0.115769

1.9681	0.30055	2	0.3028	0.29443
3.575435	0.470053	4	0.4961	0.497
5.70651	0.640012	6	0.6925	0.68064
7.450621	0.821624	8	0.8725	0.8293
9.363401	0.975994	10	0.9857	0.98
11.39187	1.128722	12	1.1273	1.203
13.17678	1.273488	14	1.2683	1.3198
17.48755	1.420831	16	1.38	1.399
29.42206	1.067242	18	1.5748	1.42
		20	1.4896	1.3007

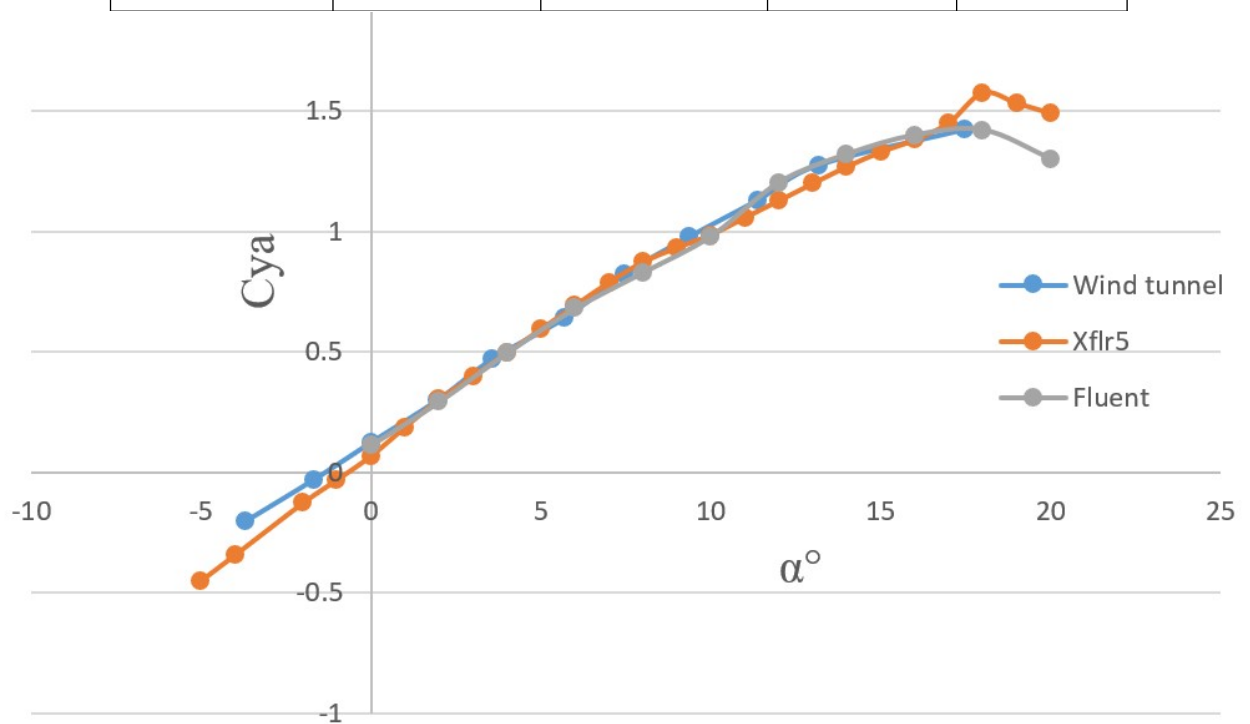


Рисунок 3.3 Діаграма залежності $C_{y\alpha}(\alpha)$

3.2. Висновок до розділу

Аналізуючи результати моделювання, можемо зробити висновок, що модель в'язкості розрахунку Transition SST пакету ANSYS Fluent дозволяє досить точно розрахувати значення коефіцієнтів підйомної сили, за заданого числа Рейнольдса та чисел Маха. Розрахункові значення мають відхилення

від експериментальних в межах від 0,4% до 6.59%. Таблиця з похибками розрахунків наведена нижче (табл.).

Таблиця 3.3 Відносна похибка розрахунків ANSYS Fluent

Кут атаки, градуси °	Відносна похибка, %
0	6.554577
2	2.036267
4	5.73278
6	6.34797
8	0.93426
10	0.41044
12	6.58074
14	3.63661
16	1.536487
18	0.058478

Отже, можемо вважати точність розрахунків СЕМ у пакеті Ansys достатньою для проведення аеродинамічного проектування у рамках бакалаврського дипломного проекту.

4. Розрахунок параметрів видувного та всмоктувального пристроїв

4.1. Формулювання вимог

На основі огляду використання систем активного контролю граничного шару в першому розділі, проведений детальний аналіз можливостей даних систем та буде запропоновано рішення що мінімізуватиме негативні сторони даних систем, та використовуватиме переваги.

Серед негативних сторін даних систем, як зазначалось в висновках до першого розділу, є різке погіршення аеродинамічних характеристик в разі відмови. Дану проблему, я вважаю можна вирішити, зробивши її незалежною від інших систем ЛА. Дана система не повинна бути задіяна лише в парі з механізацією крила чи лише під час посадки. Пілот, чи автоматична система керування, повинні мати змогу задіяти її в різних випадках за необхідності. Також, для запобігання проблем, котрі були помітні з F-104 [див. розділ 1.4.2.], необхідно забезпечити окрему силову установку для живлення даної системи. Використання стиснутого газу на борту ЛА варто відкинути, як, по-перше, зайву складову витратної маси, вплив якої на центрування літака відкинути буде неможливо, по-друге, як джерело небезпеки вибуху, в тому числі в разі аварії.

Система видування змінює обтікання профілю, збільшує потік маси, імпульс, енергію граничного шару. Основною її задачею є прикріпити потік під час того як відбувся зрив, або ж перевести його в більш вигідну його форму [див. розділ 1.2.]. Для виконання цього щілини будуть розміщені по дотичній (далі «тангенційно») до потоку. Також важливим є те, що за рахунок збільшення енергії потоку довкола профілю відбуваються зміни як в опорі так і в підйомній силі, що підводить до наступного завдання – продемонструвати збільшення підйомної сили при малій швидкості набігаючого потоку.

Система всмоктування, працюватиме за принципом відбирання

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

імпульсу в найближчих до профіля шарах потоку, тим самим зменшуватиме їх висоту та мінімізуватиме вертикальні складові швидкості, що сприятиме ламінарному обтіканню ділянок профіля.

Маючи уявлення про доцільність застосування даної системи, можливі перспективи застосування ЛА з контролем граничного шару, сформулюємо завдання для подальшого аеродинамічного розрахунку з врахуванням вимог, що наведено вище. Розрахунок має бути проведено для різних положень щільового сопла.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

4.2. Параметри подібності для системи видування

Система видування складається з 3 щілин розміщених на різній відстані від передньої крайки. Їхнє положення визначатиметься в відсотках від хорди. Геометричні характеристики та швидкість видуву будуть обрані через розрахунок відносного коефіцієнту імпульсу струйки [18], :

$$C_{\mu} = 2 \cdot \bar{q}_s \cdot \overline{Stan} \quad (4.1)$$

Де:

- \overline{Stan} – відносна площа щільового сопла, розраховується як:

$$\overline{Stan} = \frac{Stan}{Skr} \quad (4.2)$$

- $Stan$ – площа щільового сопла, м².
- Skr – площа крила, м². Для моделювання 2D профіля крила приймаю рівним 1 м².
- \bar{q}_s – відносний швидкісний напір, що розраховується як:

$$\bar{q}_s = \frac{\frac{\rho \cdot V_s^2}{2}}{\frac{\rho \cdot V^2}{2}} \quad (4.3)$$

Де:

- V_s – швидкість видуву повітря з щілини, м/с.
- q_{∞} швидкісний напір набігаючого потоку, Па. Розраховується за формулою:

$$q_{\infty} = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (4.4)$$

- q – швидкісний напір видування з щільового сопла, Па.

Відповідно,

$$\bar{q}_s = \frac{q}{q_{\infty}} \quad (4.5)$$

¹⁸ Петров А.В. 2011, с. 53 – ISBN 978-5-9221-1343-4

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

Або ж, як [19]:

$$C_{\mu} = \frac{m_s \cdot V_s}{q_{\infty} \cdot S_{kr}} \quad (4.6)$$

Де:

- m_s – секундна витрата через видув маси повітря, кг/с. Розраховується як:

$$m_s = \rho \cdot V_s \cdot S \tan \quad (4.7)$$

Для порівняльних моделювань необхідно забезпечення параметрів подібності, а саме:

- Геометричні параметри подібності – для моделей різних розмірів, порівняння з повнорозмірним літаком. Необхідно зберігати подібність форми, кутів, довжин, особливо розмірів сопел, та їх відносну площу.
- Динамічні параметри подібності – числа Маха, питомі теплоємності середовища, статичні тиски в набігаючому та видувному потоках, та комбінації даних параметрів.

Енергетичний вплив даної системи на потік варто оцінювати за допомогою таких параметрів як швидкість, тиск, інерційні за допомогою в'язкості. Рівняння що найкраще визначає швидкість що видувається з сопла з всіма пов'язаними параметрами:

$$V_s = \frac{\sqrt{2 \cdot \gamma \cdot R \cdot T}}{\gamma - 1} \left(1 - \frac{P}{P_s} \frac{\gamma - 1}{\gamma}\right) \quad (4.8)$$

4.2.1. Аналіз впливу положення щілин тангенційного виду

Моделювання проводиться у режимі 2D, оскільки це дозволяє підвищити роздільну здатність розрахункової сітки поблизу профілю та пришвидшити процес розрахунку. Враховуючи, що умовна товщина плоскої розрахункової СЕМ рівна 1 м, розрахункова довжина щілини також рівна цій величині. Площа поперечного перерізу сопла регулюватиметься за допомогою зміни її повздовжнього розміру розміру в 2D проекції.

¹⁹ Петров А.В. 2011, с. 43 – ISBN 978-5-9221-1343-4

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

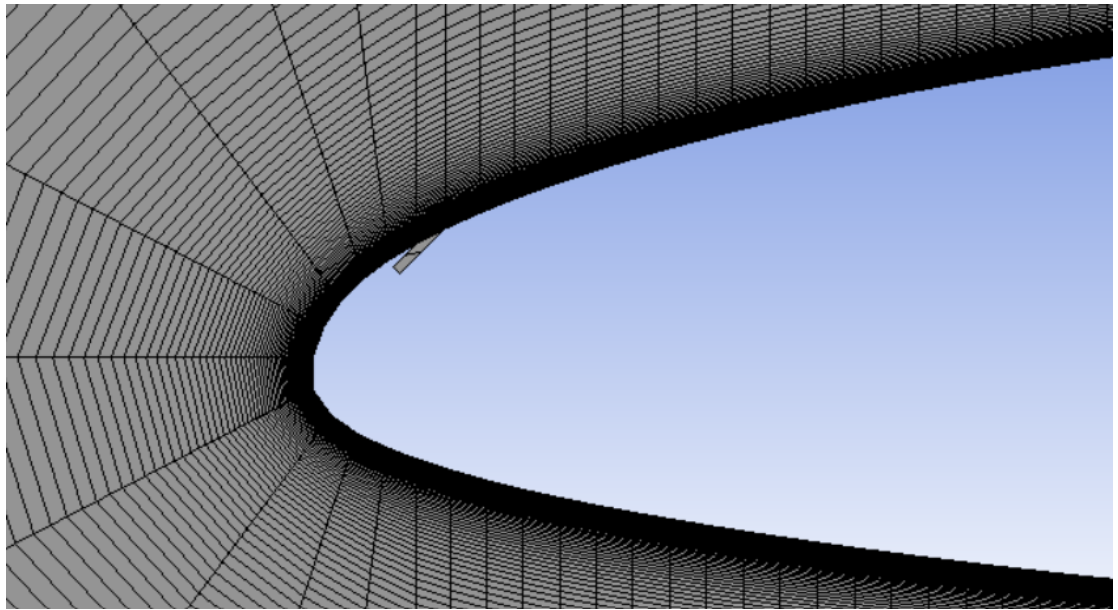


Рисунок 4.1 СЕМ модель

Попередньо, визначаю геометрію щілини. З отриманих, після проведених моделювань в розділі верифікації, зображень можна визначити точки на яких починається відрив потоку для кожного кута атаки на даній швидкості. Для цього було відібрано з 11 діаграм 5, котрі найбільш інформативно ілюструють залежність положення зриву потоку від кута атаки. Відстань від передньої крайки, на якій починається відрив потоку в відсотках від загальної довжини хорди наведено на наступному графіку:

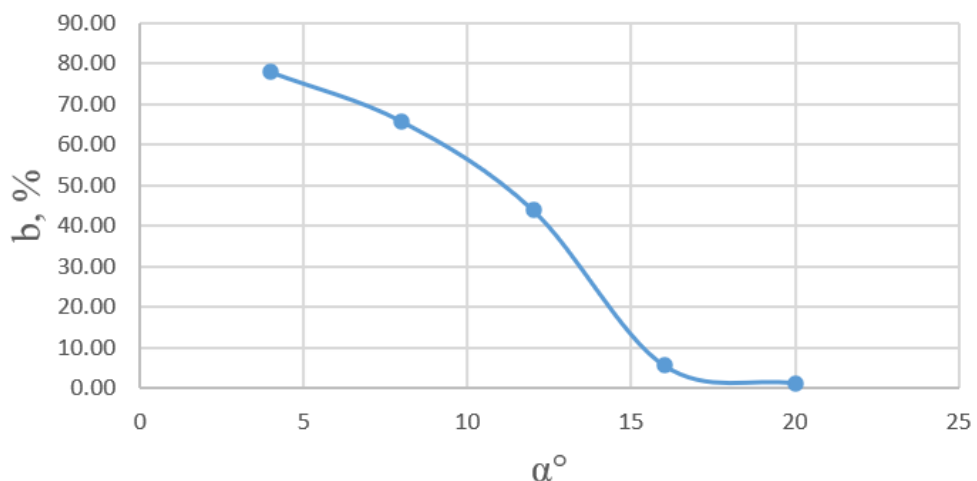


Рисунок 4.2 Точка відриву

Помітно, що відрив потоку починається з 75% – 80% довжини хорди. Згідно з вже існуючими рішеннями, найкраще розмістити одну з щілин

щілину тангенційного видуву для нейтралізації вихору на місці перед його початком. Для даного профілю, мною було обрано точку, котра знаходиться за місцем різкого звуження, а саме 60% від довжини хорди.

Так як відносний імпульс видуву повинен бути в діапазоні $C_m = (0, .. 1)$, а швидкість плинун повітря з щілини $V_s = (0 \text{ м/с}, .. 0.6 \cdot a \text{ м/с})$, набігаючий потік для початкових розрахунків відомий $V = 34,029 \text{ м/с}$, густина повітря на рівні моря $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^2$, розрахунки проводимуться відносно цих величин.

Для визначення наступної щілини видуву будуть зроблені розрахунки з положенням 1%, 10%, 20%, 30%, 40% по довжині хорди (зображення нижче). Для демонстрації даних розрахунків було обрано кути атаки $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 10^\circ$. Обрані були вони з міркувань визначення їх ефекту при прямолінійному безвідривному обтіканні, за рахунок збільшення енергії потоку, вплив при формуванні відривного обтікання на задній частині профілю.

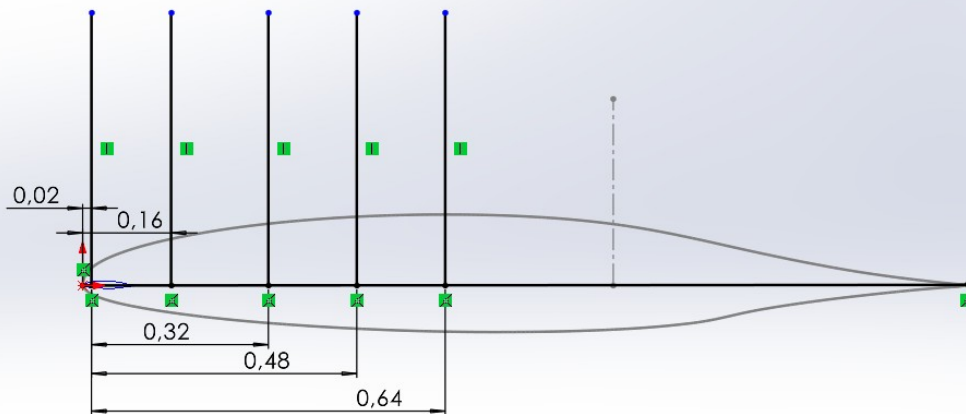


Рисунок 4.3 Положення розрахункових щілин по довжині хорди профілю

Також використані данні попередньої продувки чистого профілю без щільового сопла на вказаних параметрах потоку, що дозволить краще проаналізувати зміну характеристик профілю. Попередньо імпульс видуву

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

був обраний за результатами експериментів наведених в літературі, так щоб його вплив був найбільш показовим та рівний $C_{\mu} = 0,1$. Отримані діаграми аеродинамічних характеристик наведено на зображеннях нижче. Дані для визначення аеродинамічної якості чистого профілю взяті з моделювань в розділі верифікації, але не були наведені, так як були відсутні данні про опір профілю з натурального експеременту.

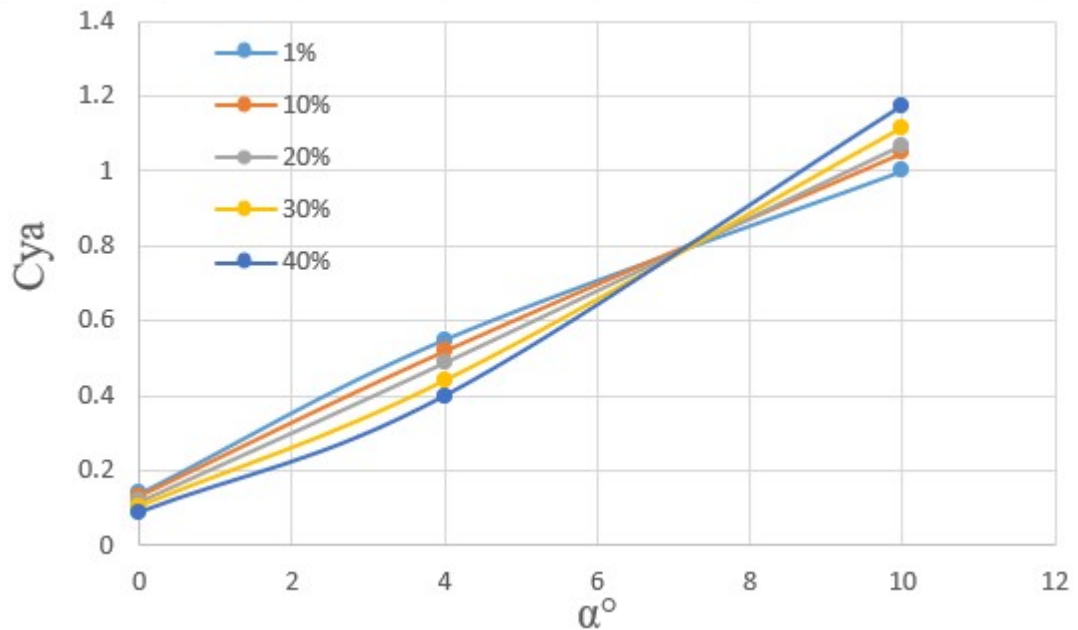


Рисунок 4.4 Залежність $C_{ya}(\alpha)$ при відповідних положеннях щільового сопла

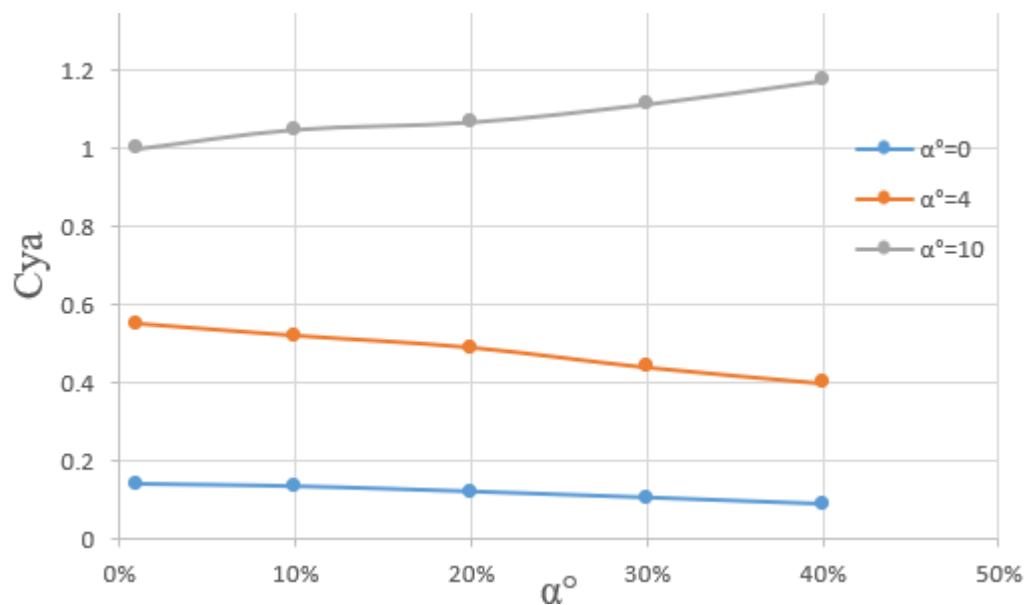


Рисунок 4.5 Залежність C_{ya} від положення сопла видуву від кута атаки

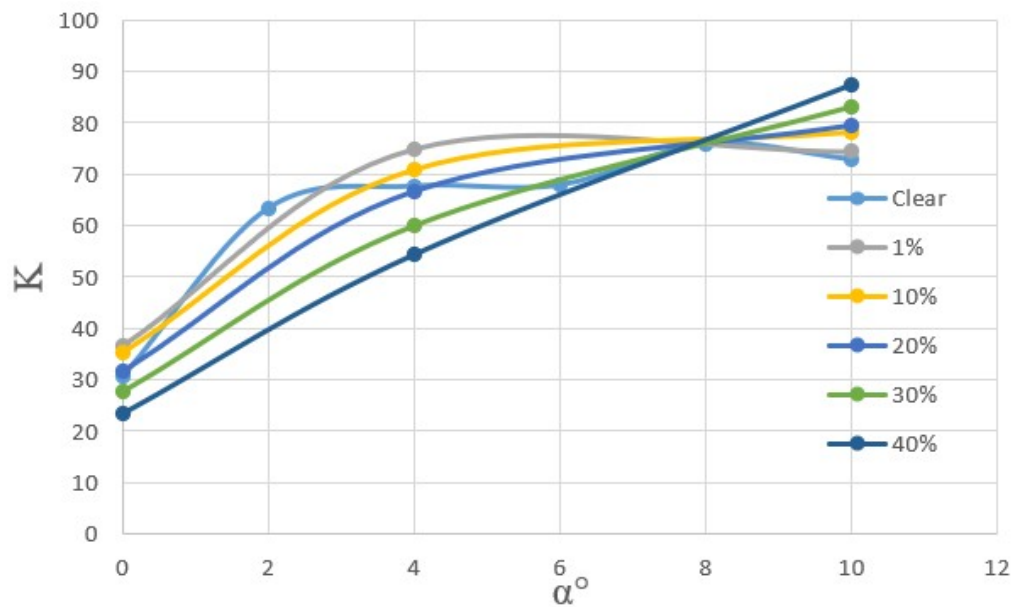


Рисунок 4.6 Аеродинамічна якість від кута атаки

Аналізуючи отримані дані, помітно що на малих кутах атаки оптимальним є розміщення сопла в безпосередній близькості до передньої крайки крила. При куті атаки 10° помітно що навпаки, вплив сопла на відстані 40% є найбільшим. Це викликано тим, що вплив даного положення при великому куті атаки на зрив потоку, що формується на 55% при даних кутах більший ніж на інших, відповідно сприяє його відкладеному формуванню, що не відбувається в інших положень. Проте, для даної функції, все ж було обрано інше сопло, а отже, необхідність в цьому за даного положення відпадає. Також примітним є те що дане положення знаходиться найближче до точки найбільшої товщини профілю, де місцева швидкість потоку найшвидше, і додати до неї додаткового розрідження при видуві в даній зоні отримати складно, але опір тертя при цьому зростає, що несе лише негативні моменти. Аналізуючи діаграми, місцева швидкість на верхній поверхні профілю, відповідно до довжини хорди, на 1% місцева швидкість – 28,6 м/с, для 60% швидкість – 40,9 м/с, отримати приріст градієнту швидкості за рахунок видуву повітря меншого імпульсу доступніше в першому варіанті.

Тому, для подальшого врахування змін розподілу тиску на крилі, а відповідно зміну положення аеродинамічного фокусу та імовірно, компенсації моменту пікірування що з'явиться від роботи сопла видуву було прийнято рішення розміщувати переднє сопло на відстані 1% хорди.

4.2.2. Підбір аеродинамічних параметрів видуву

Наступним завданням є визначення відносного імпульсу потоку що видувається з сопла на відстані 60% та з сопла на відстані 1% та повздожне балансування профілю.

З формули відносного коефіцієнту імпульсу струйки отримано значення поперечного розміру сопла. Напір потоку набігаючого потоку :

$$q_{\infty} = \frac{\rho \cdot v^2}{2} = \frac{1.225 \cdot 34,029^2}{2} = 709,258 \text{ Па} \quad (4.9)$$

Підставивши це значення в формулу розрахунку відносного імпульсу потоку, та вивести з неї формулу для розрахунку секундної витрати маси повітря через сопло отримаю:

$$m_s = \frac{C_{\mu} \cdot q_{\infty} \cdot S_{kr}}{V_s} = 3,47 \frac{\text{кг}}{\text{с}} \quad (4.10)$$

З цього значення можна отримати потрібні розміри для сопла. Враховуючи що довжина сопла – 1 м, отримуємо:

$$h_{sh} = \frac{m_s}{L_{sh} \cdot V_s \cdot \rho} = 0,01388 \text{ м} = 13,8 \text{ мм} \quad (4.11)$$

Отримана бажана товщина сопла видуву. З даними параметрами можна отримати параметри імпульсу потоку видуву не перевищуючи швидкості 0,6 Маха, що застраховує від небажаних трансзвукових ефектів.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

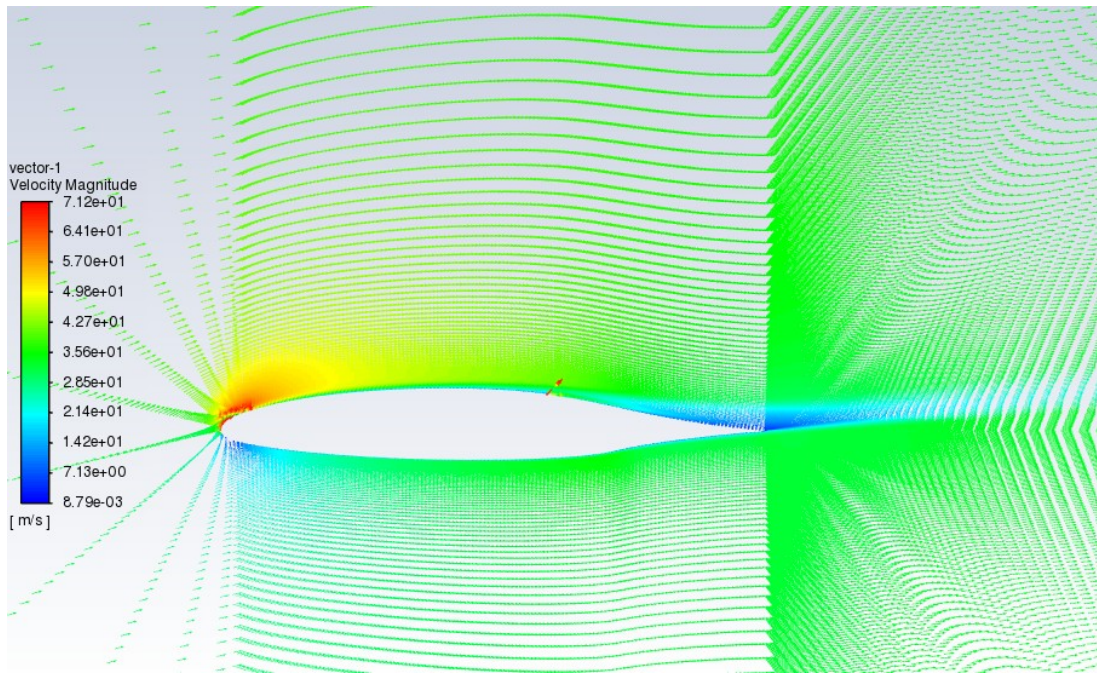


Рисунок 4.7 Вектори швидкостей при 10 градусів атаки з видувом

Як видно з зображення вище, видув з щілин з відносним імпульсом $C_\mu = 0,1$ та швидкістю видуву $V_s = 68,06$ м/с кожне повністю затримує зрив потоку на куті атаки $\alpha = 10^\circ$, для порівняння (рис. 9). Проте, повне коректування зворотнього потоку є енергозатратним, та не завжди повністю необхідним, оскільки при переведені його в стан від'єданого частково послаблює його негативний вплив.

Для кращого розуміння впливу тангенційного видуву, нижче наведено графік залежності підйомної сили від швидкості видування потоку з сопла. Розрахунки проводились зі швидкістю видування 68, 102, 136, 170, 204 м/с.

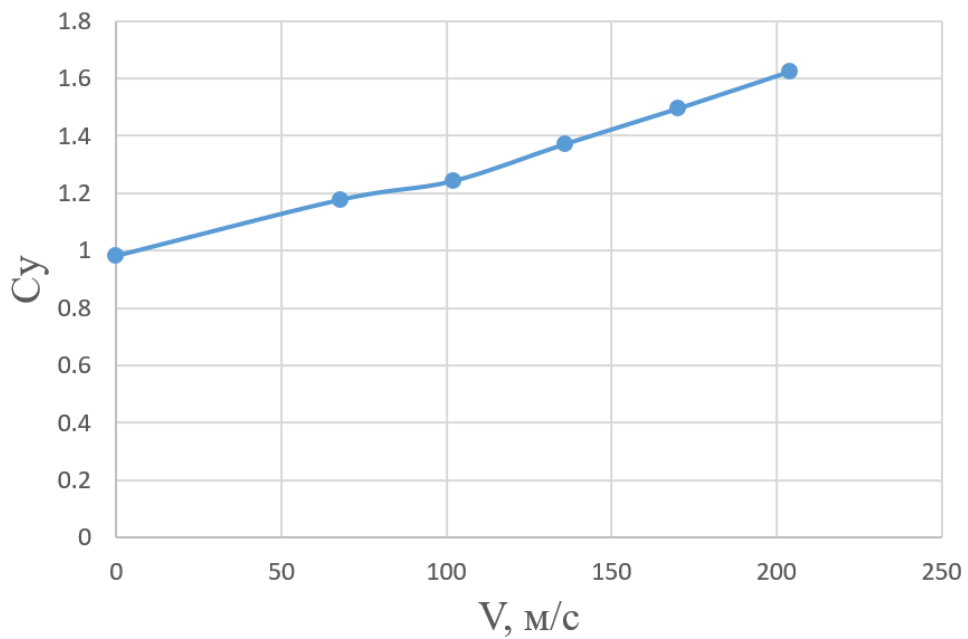


Рисунок 4.8 Залежність підйомної сили від швидкості видуву

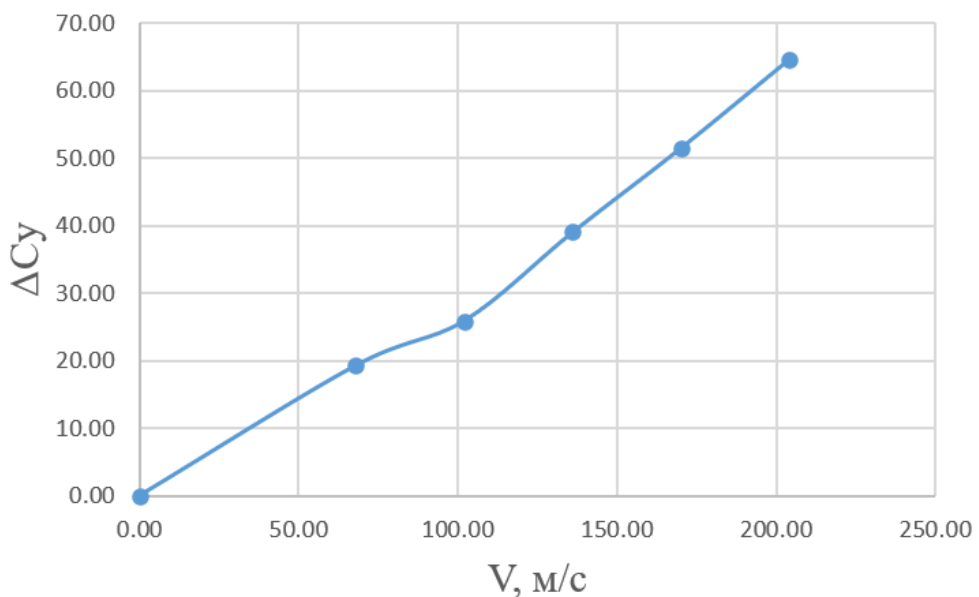


Рисунок 4.97 Приріст підйомної сили від швидкості потоку

Як і очікувалось, помітна пряма залежність приросту підйомної сили крила від швидкості видування тангенційного потоку. Максимально можливий приріст підйомної сили від швидкості це 65%, або ж в 1,65 разів.

Також, нижче наведено графік залежності підйомної сили від відносного імпульсу видуву потоку.

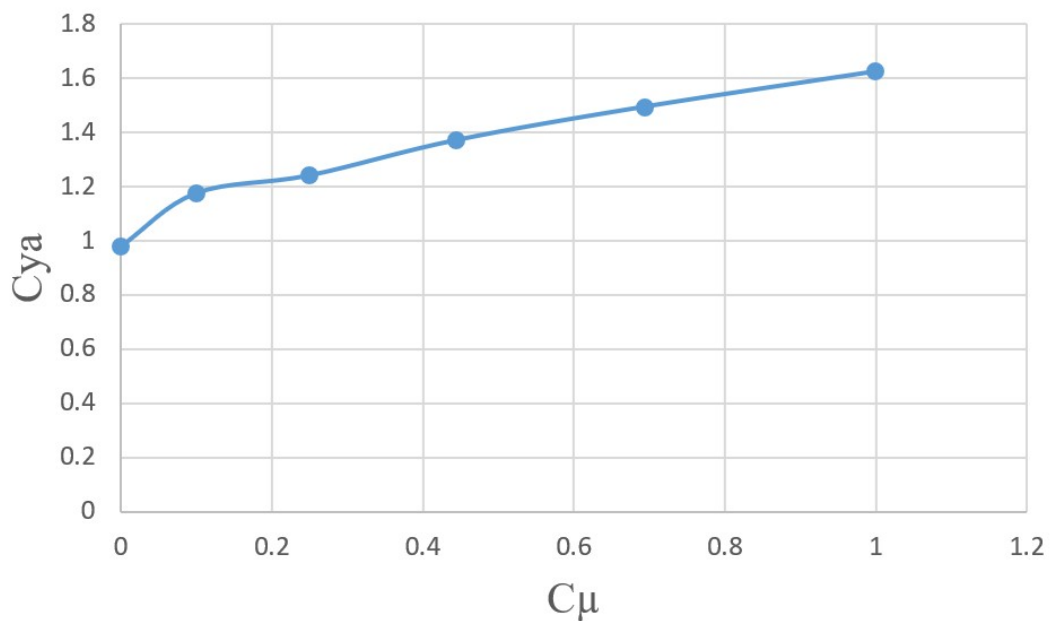


Рисунок 4.10 Залежність підйомної сили від відносного імпульсу

З графіку помітно, що найбільший приріст спостерігається на ділянці $C_{\mu} = (0 \dots 0,1)$. З подальшим збільшенням видуваної енергії приріст зменшується. Похідна підйомної сили за відносним імпульсом наведена в таблиці нижче.

Таблиця 4.1 Приріст підйомної сили від відносного імпульсу

C_{μ}, відносний коефіцієнт імпульсу	$\frac{dC_{ya}}{dC_{\mu}}$, похідна підйомної сили
0.10	193.06
0.25	44.17
0.444	67.74
0.694	49.88
1	43.03

Виходячи з проведених моделювань, та конструктивних можливостей, мною було прийняте рішення продовжити проект з параметрами видуву $V_s = 68$ м/с, та $C_{\mu} = 0,1$. Дані значення видувного потоку не потребуватимуть колосальних затрат енергії для СУ, що обраховано наступному розділі. Також, відповідно до даного, відносно низького значення додавання енергії в

потік, практично відсутні ефекти стиснення потоку. За даних параметрів спостерігається приріст підйомної сили на 20%.

Далі завдання зводиться до розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів на основі визначених параметрів видуву та обирання силової установки, котра зможе працювати з необхідним об'ємом повітря та в заданому діапазоні швидкостей.

4.3. Розрахунок необхідної потужності компресора

Враховуючи швидкість видування та масові витрати на один метр розмаху крила, розраховано необхідну потужність за формулою:

$$N_1 = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot R \cdot T \cdot \left(\left(\frac{P + q_s}{P} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right) \cdot m_s = 153.697 \frac{\text{Вт}}{\text{м}} \quad (4.12)$$

Де:

- $P = 101325$ Па – атмосферний тиск
- $T = 293$ ° К – атмосферна температура
- q_s – швидкісний напір повітря що видувається
- $R = 8,314$ – універсальна газова стала
- γ – показник адіабати

За даним розрахованим значенням може бути здійснений підбір потужності компресора для крила кінцевого розмаху за необхідності. Даний розрахунок заснований з розглянутих імітацій обдування плоского профілю.

Для наглядності, було вирішено підібрати компресор для крила розмахом 12 м. На кожній консолі сопла видуву будуть розміщені довжиною 5600 мм, для забезпечення природного обтікання закінцівок крила, та середньої частини.

Відповідно, до розрахунку наведеного вище, для забезпечення необхідного видування, підібраний компресор мусить бути потужності:

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$N = N_1 \cdot 5,6 \cdot 2 = 1,721 \text{ кВт}$$

(4.13)

На основі обрахованих параметрів СУ, було обрано компресор __. Він здатен забезпечити необхідну потужність та енергетичні параметри видувного потоку.

4.4. Розрахунок аеродинамічних характеристик профілю

На основі розділу підбору аеродинамічних параметрів видуву отримані необхідні значення згідно з якими буде проведено подальші розрахунки для визначення підйомної сили, опору та аеродинамічної якості.

Для цього розділу, для наглядності порівняння з даними, що наведені в розділі верифікації, було вирішено зробити 11 імітацій обтікання профіля набігаючим потоком та потоком що видувається в діапазоні між 0° та 20° кута атаки з кроком в 2° .

Далі наведено графік підйомної сили від кута атаки. Для візуального розуміння впливу системи, на графіку також зображені значення підйомної сили і для «чистого» профілю.

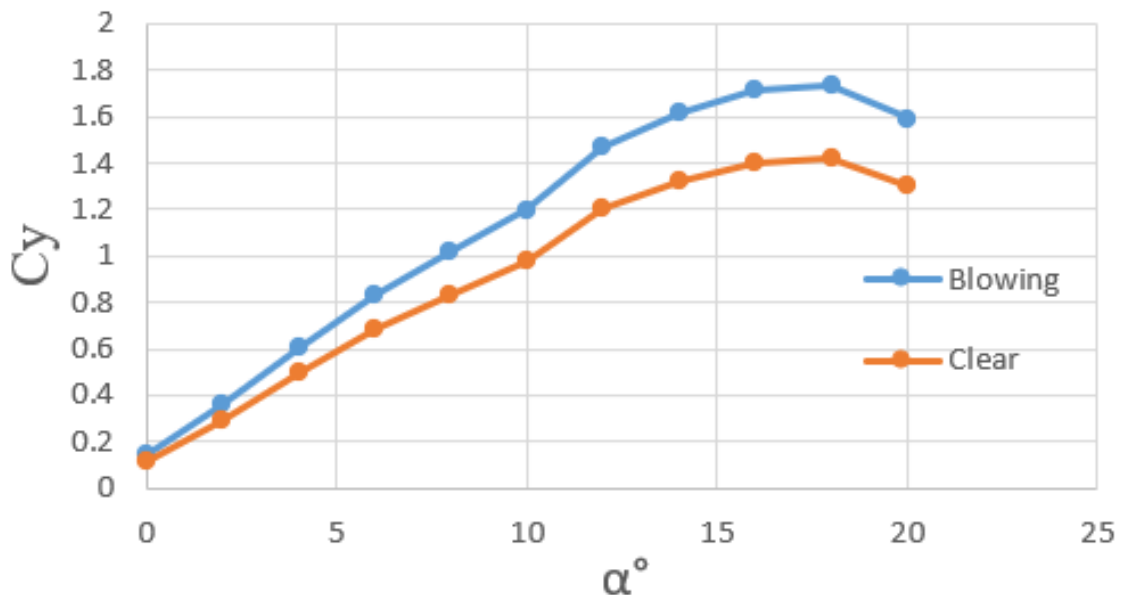


Рисунок 4.11 Коефіцієнт підйомної сили профілю з системою та без

Графік коефіцієнту опору від кута атаки для профілю з видувом та без наведено нижче. Дані опору для профіля без видуву взяті з моделювань

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

проведених в розділі верифікації, проте не були зазначені в таблиці порівняння, оскільки данні опору з аеродинамічної труби відсутні.

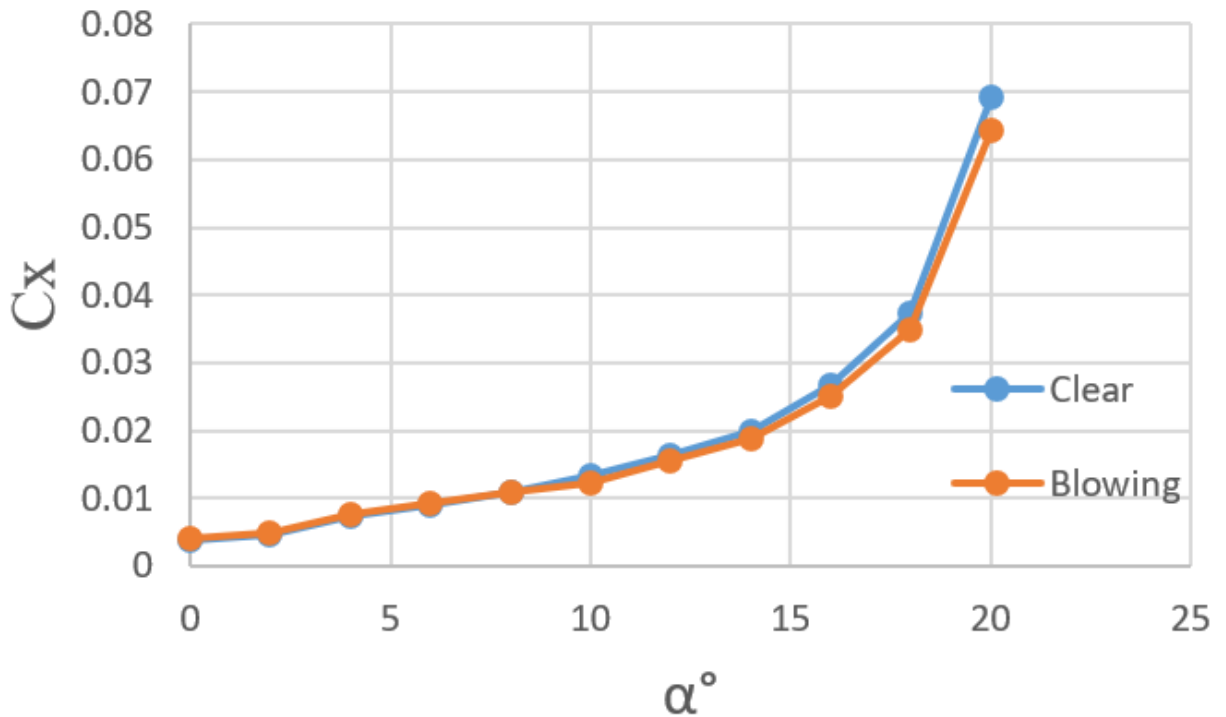


Рисунок 4.12 Аеродинамічний профіль

Цікавим є ефект проектованої системи на значення опору. Якщо на малих кутах атаки, опір системи з видувом зростає, імовірно за рахунок збільшення маси повітря в потоці, яке контактує з поверхнею профіля, та відповідно зростання складової опору тертя, то на великих, за рахунок компенсації вихрового обтікання частини профілю, загальний опір знижується.

Далі зображені графіки залежності коефіцієнту аеродинамічної якості від кута атаки та від значення коефіцієнту підйомної сили для профілю з тангенційним видувом та без:

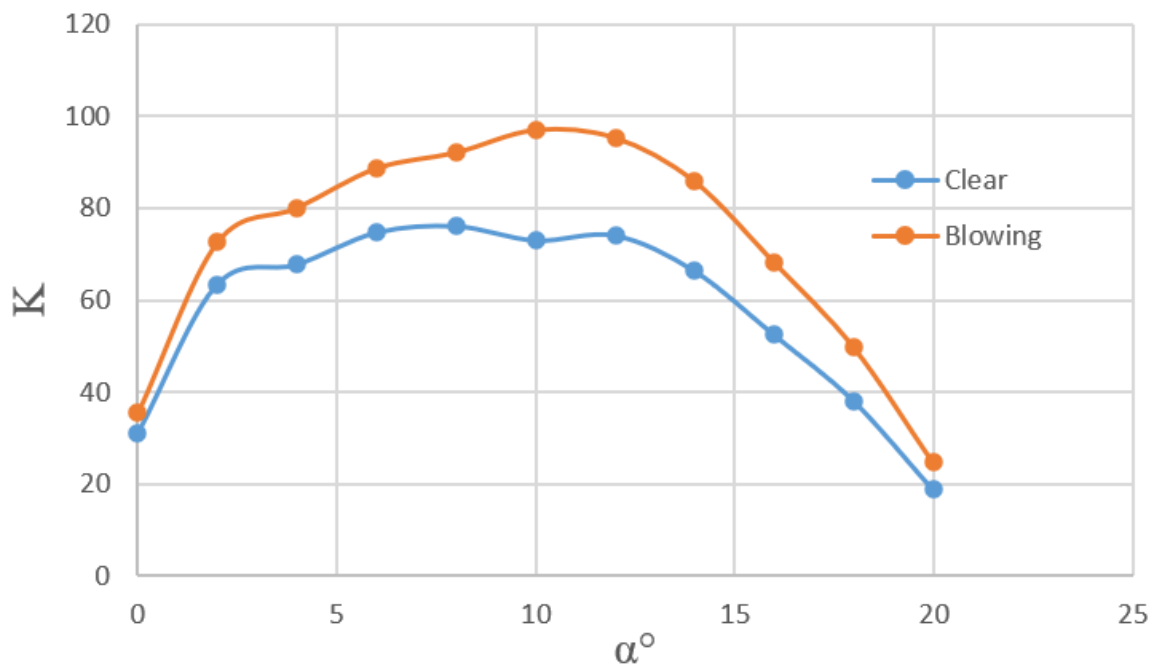


Рисунок 4.13 Аеродинамічна якість від кута атаки

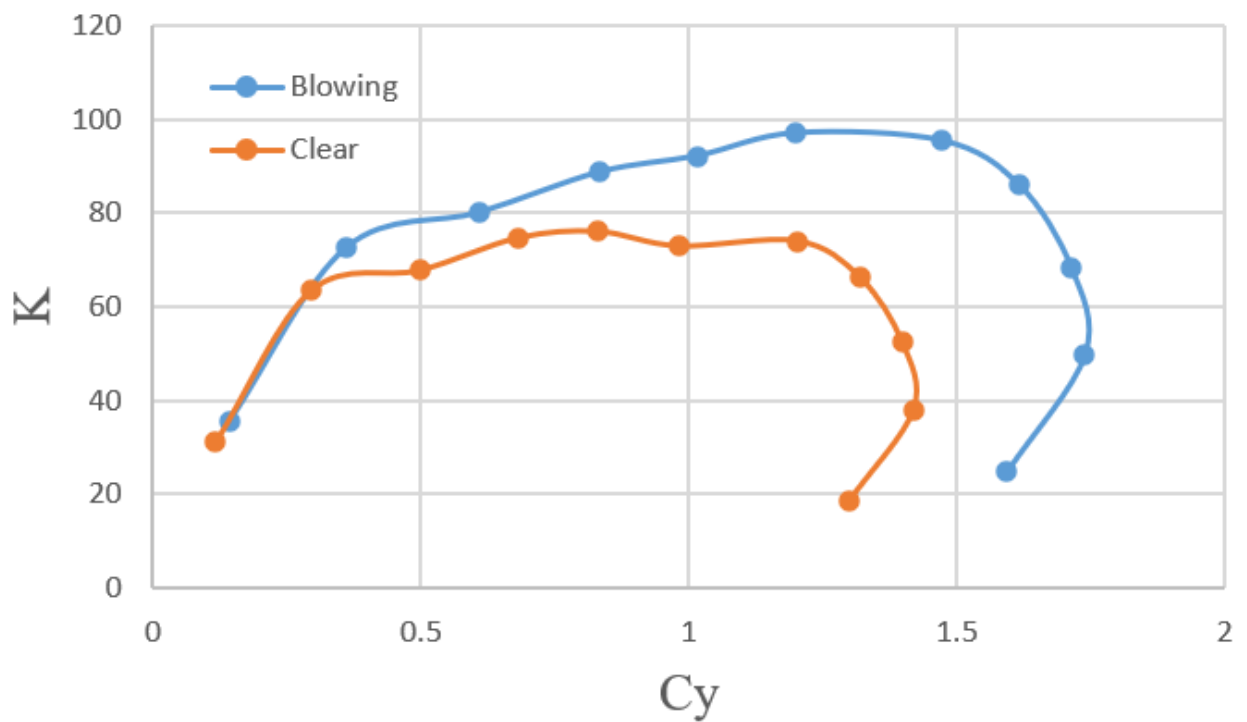


Рисунок 4.14 Аеродинамічна якість від коефіцієнту підйомної сили

Нижче наведено аеродинамічну поляру даного профілю з видувом та без:

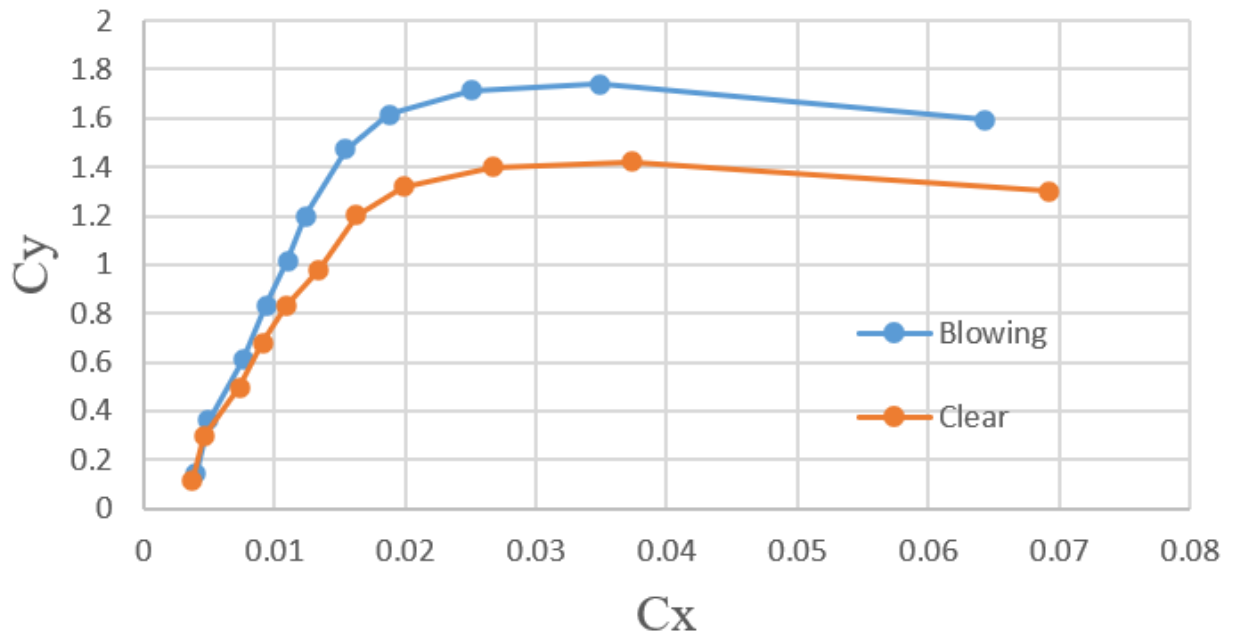


Рисунок 4.15 Аеродинамічна поляра

Дані, котрі ілюстровано в графіках вище наведені в наступній таблиці:

Таблиця 4.2

α°	«Чистий» профіль			Профіль з видувом			Різниця		
	C_y	C_x	K	C_y	C_x	K	ΔC_y	ΔC_x	ΔK
0	0.12	0.00	31.12	0.14	0.00	35.44	1.22	1.08	4.32
2	0.29	0.00	63.45	0.35	0.00	71.38	1.20	1.07	7.93
4	0.50	0.01	67.71	0.61	0.01	79.75	1.22	1.04	12.04
6	0.68	0.01	74.63	0.83	0.01	88.39	1.22	1.03	13.76
8	0.83	0.01	76.01	1.01	0.01	91.41	1.21	1.01	15.40
10	0.98	0.01	72.92	1.20	0.01	96.75	1.22	0.92	23.83
12	1.20	0.02	73.99	1.44	0.02	93.29	1.20	0.95	19.30
14	1.32	0.02	66.29	1.62	0.02	86.26	1.23	0.95	19.98
16	1.40	0.03	52.42	1.71	0.03	68.22	1.22	0.94	15.81
18	1.42	0.04	38.08	1.74	0.03	49.87	1.22	0.94	11.79
20	1.30	0.07	18.79	1.58	0.06	24.60	1.22	0.93	5.82

5. Просторова модель теоретичної поверхні крила

Попередньо розраховані аеродинамічні показники профілю, наведені вище, отримані геометричні параметри розміщення сопел. На основі цього побудована просторова модель крила засобами САПР Solidworks 2021 та креслення за допомогою САПР AutoCAD.

Як зазначено в розділі вище, крило було обрано розмахом 12 м, видовженням 7,5. Сопло видуву займатиме 5600 мм довжини консолі, зміщене від країв консолі на 200мм.

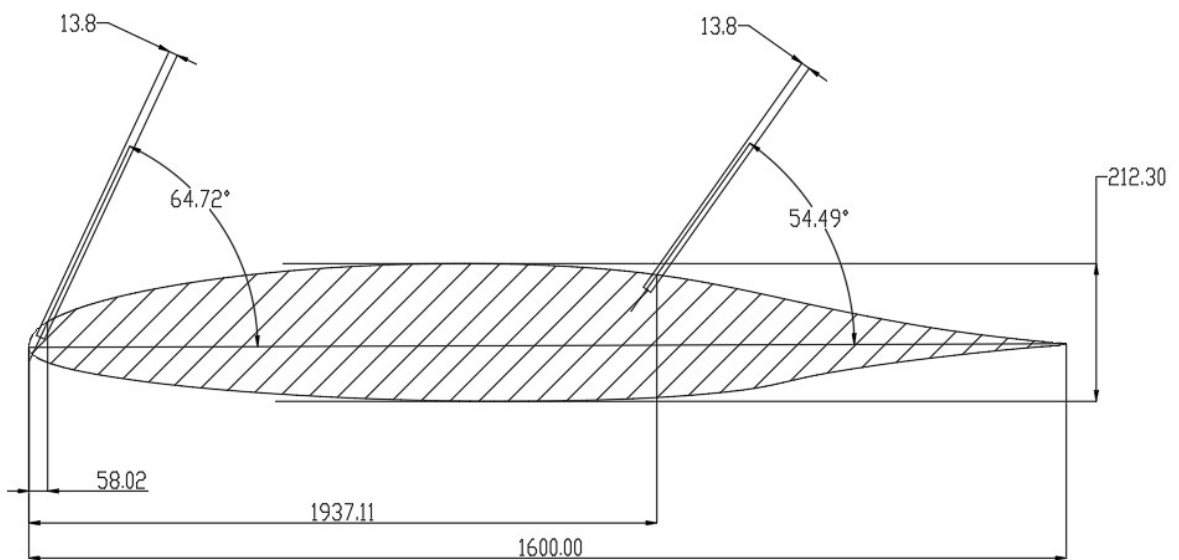


Рисунок 5.1 ТК профілю крила

					Арк.
					1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	

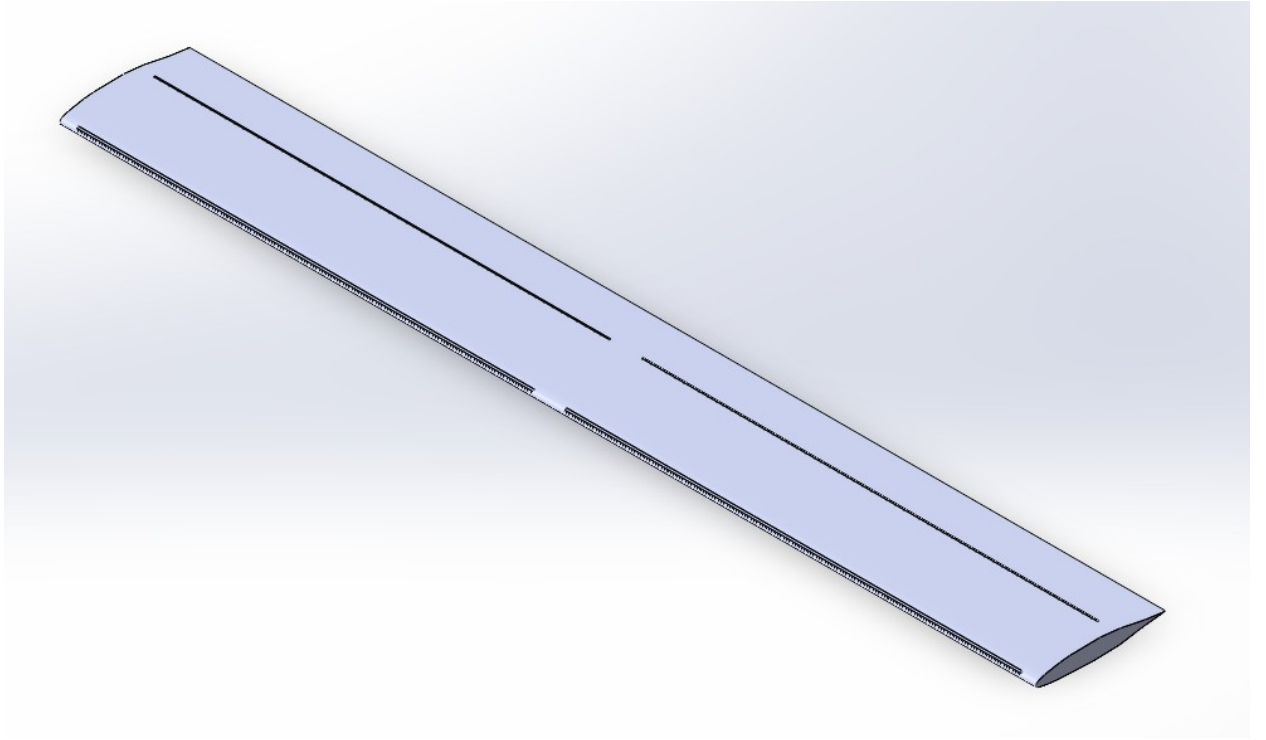


Рисунок 5.2 Просторова модель крила

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВИСНОВКИ

Дипломний проект містить в собі результати аеродинамічного проектування системи активного керування граничним шаром в профілі крила. Проведений глибокий аналіз наукових публікацій на дану тему, звідки було взято достатньо багато даних та методів, що були використаними для програмної імітації роботи даної системи.

Під час виконання було обрано й порівняно аеродинамічний профіль HSNLF(1)-0213, так як він дозволяє якнайкраще продемонструвати ефект від системи, що проектувалась.

Проведена верифікація розрахунків в CFD системі Ansys Fluent шляхом порівняння з даними натурального експерименту, наведеними в публікації NASA. Для даної задачі було проведено 11 програмних імітацій, зі змінним кутом атаки набігаючого потоку та фіксованими параметрами загальної швидкості та геометрії. За її результатами помітна кореляція результатів та висока точність числової імітації обтікання потоком повітря профілю крила. Векторні діаграми, отримані при даних моделюваннях використані для візуального порівняння з аналогічними діаграмами отриманими після програмного моделювання обтікання крила з системою видуву.

В розділі розрахунку параметрів системи активного контролю граничним шаром, наведені результати 21 моделювання обтікання крила, за ідентичних параметрів набігаючого потоку, та з модифікованою верхньою поверхнею профілю, та порівняні з результатами отриманими в розділі верифікації. На основі цих імітацій досліджено положення переднього сопла видуву, залежність приросту коефіцієнту підйомної сили від швидкості потоку що видувається та від питомого імпульсу видуваного потоку, та обґрунтовано вибір параметрів за якими відбудуватиметься подальше проектування крила. На основі цих даних розрахована необхідна потужність для повітряного компресору.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Далі було отримано аеродинамічні характеристики для профілю HSNLF(1)-0213 з системою видуву з обраними в попередньому розділі параметрами. Проведено ще 10 моделювань, результат яких наведено в формі таблиці з числовими значеннями та графіків.

Для демонстрації загального вигляду крила з проектованою системою, воно змодельоване в САПР SolidWorks 2021.

В ході проекту отримано покращення несучих здатностей крила, зменшення опору на кутах атаки більших від 8° . На основі отриманій результатів можливим є використання даної системи для даного профіля іншого розміру, користуючись правилами подібності, котрі наведені в [розділі 4.2]. Також за проведеним алгоритмом роботи можна розробити аналогічні системи для інших аеродинамічних профілів.

Підсумовуючи результати дипломного проекту, система активного контролю граничного шару методом вдування є вдалою з аеродинамічної сторони та відповідає очікуванім цілям.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Список використаної літератури

1. Дерягін В.Ф. «Основи аерогідногазодинаміки» навчальний посібник для вузів - Кропивницький: ГЛАУ, 2006. – 192 с.
2. В. Г. Тягній «Основи аеродинаміки та динаміки польоту. Частина 1» навчальний посібник – Харків: ХНУВС - 2023. – 280 с. – ISBN 978-966-610-264-8
3. Петров А.В. «Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла» - М.: ФИЗМАЛИТ, 2011. – 404с. – ISBN 978-5-9221-1343-4
4. Джослін Р.Д. & Джонс Г.С. «Applications of circulation control technologies» - Reston, VA : AIAA American Institute of Aeronautics & Astronautics , 2006. – 623с. – ISBN 1-56347-789-0
5. Рамос Б. Л. О. & Вольф В.Р. «Active Flow Control for Drag Reduction of a Plunging Airfoil under Deep Dynamic Stall» - Physical review fluids, 2019. Т.4, №7 – 34с.
6. Сівал В.Г., МакГі Р.Дж., Хехне Д. І., Джордан Ф. Л. Молодший «Wind tunnel results of the high-speed NLF(1)-0213 airfoil»- NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia – 1987. – 30 с. – №90-12542
7. Еплер Р. «Airfoil Design and Data» - Springer-Veriag, 1990. – 568 с. - ISBN 978-3-662-02648-9
8. Петров К. П. «Аеродинаміка елементів літальних апаратів» - М.:Машиностроение, 1985. – 272 с.
9. Єгер С. М. «Проектування літаків» навчальний посібник для вузів – М.:Машиностроение, 1983. – 3 видання - 616 с.
10. «Ansys Fluent theory guide. Release 17.1.» - Ansys, Inc. April - 2016. – 826 с.

						Арк.
						1
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		