

ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ імені ОЛЕСЯ
ГОНЧАРА
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ імені ОЛЕСЯ
ГОНЧАРА
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

НЕКРАСОВ ВАЛЕРІЙ ЄВГЕНОВИЧ

УДК 629.7+629.54

ДИСЕРТАЦІЯ
АЕРОДИНАМІЧНІ ПАРАМЕТРИ МАЛОРОЗМІРНИХ ЛІТАЛЬНИХ
АПАРАТІВ З ДИНАМІЧНИМ ПРИНЦИПОМ ПІДТРИМКИ НАД
ПОВЕРХНЕЮ

134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

13 «Механічна інженерія»

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ В. Є. Некрасов

Науковий керівник Давидов Сергій Олександрович,
доктор технічних наук, професор

Дніпро - 2025

АНОТАЦІЯ

Некрасов В.Є. Обґрунтування аеродинамічних параметрів малорозмірних (без пілотних) систем з динамічним принципом підтримки над поверхнею. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» (13 Механічна інженерія) – Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, 2025.

Дисертаційну роботу присвячено питанню малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею. Було зроблено експериментальне дослідження крила з використанням профілю Clark-YH12 в наближенні до екрана.

Метою дисертаційної роботи є обґрунтування аеродинамічних параметрів малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею.

Перший розділ дисертаційної роботи присвячено аналізу сучасного стану літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею. Розглянуто загальне визначення екранного ефекту, виконано огляд на конструкції літальних апаратів які використовують екранний ефект їх класифікацію за висотою польоту та конструкцією.

Розглянуто методи числових та експериментальних досліджень апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею, що визначає необхідність проведення експериментальних досліджень для верифікації числових досліджень.

Другий розділ дисертаційної роботи присвячено розробці методики аеродинамічного експерименту для вивчення екранного ефекту з малими розмірами хорди профілю крила.

Проведено загальний огляд методів експериментальних досліджень екранного ефекту, на базі цього були зроблені припущення щодо проведення

експериментального дослідження. Було модифіковано електронно-цифровий інтерфейс для фіксації аеродинамічних параметрів крила як в безмежному потоці, так і в наближенні до екрана. Інтерфейс створений на базі мікроконтролера ATMEGA 328P з аналого-цифровими перетворювачами NX711 в кількості 5 одиниць. Інтерфейс дозволяє фіксувати аеродинамічні параметри на екрані комп'ютера.

Експериментальні дослідження проводились для крила з профілем Clark-YH12 в безмежному потоці та в наближенні до екрана. Що дозволило зафіксувати екранний ефект.

Третій розділ дисертаційної роботи присвячено числовим дослідженням обтікання профілю крила як в безмежному потоці, так і в наближенні до екрана.

Розрахунки проводилися усередненими за Рейнольдсом рівняннями Нав'є-Стокса. Під час побудови комп'ютерної моделі розглядалися дві задачі: перша це профіль крила в безмежному потоці, друга профіль крила в наближенні до екрана. Для цих двох задач було побудовано дві геометричні моделі для кожного з випадків. Використовувався профіль крила Clark-YH12 з довжиною хорди 0.1 м, навколо профілю було побудовано область яка дорівнює або перевищує 10 розмірів хорди. Але у випадку профілю крила в безмежному потоці відстань до нижньої границі дорівнювала довжині хорди.

Розглянуто види побудови розрахункової сітки: структурована, не структурована, гібридна, їх переваги та недоліки. Для обох випадків була побудована розрахункова сітка. У випадку профілю крила в безмежному потоці отримана сітка була структурованою, а у випадку крила в наближенні до екрана гібридною, навколо профілю на відстані половини від хорди побудована допоміжна геометрія, яка дозволила навколо профілю побудувати структуровану сітку, за межами допоміжної геометрії побудована сітка є неструктурованою.

Вибір моделі турбулентності була на основі аналізу наявних відомостей, в яких автори проводили числові дослідження для задачі профілю крила з екраном, та аналізували яка модель турбулентності краще підходить для розв'язання цієї задачі. Тому однозначних рекомендацій щодо вибору моделі турбулентності на

разі не має. Було проведено власне дослідження моделей турбулентності для профілю крила Clark-YH12 в безмежному потоці. Моделі турбулентності які розглядалися: Spalart-Allmaras, $k - \omega$ SST та модель SST для однієї швидкості при різних кутів атаки від -4 до 10 градусів. За результатами числових досліджень та досліджень інших авторів більше себе зарекомендувала модель турбулентності SST, яка використовувалась при подальших розрахунках.

Проведення числових досліджень було зроблено при такі початкових та граничних умовах: швидкість 16.5 м/с, температура 12 °C, тиск порядком однієї атмосфери, на вхідній границі було встановлено налаштування вхід швидкості, на вихідній границі вихід тиску, на верхній та нижній границі встановлено налаштування симетрії, на поверхні профілю крила було встановлено налаштування стіна без свайпу.

Результатами числових досліджень є поля швидкості та тиску для профілю крила в безмежному потоці та в наближенні до екрана, також отримані коефіцієнти лобового опору та підйомної сили які представленні в якості графіку залежності коефіцієнта від кута атаки, кути які розглядалися від 0 до 8 градусів. Також на графіках представлено коефіцієнти для профілю крила Clark-YH12 з атласу експериментальних досліджень ЦАГІ.

В **четвертому розділі** дисертаційної роботи розглянуто параметричні дослідження літального апарату який рухається в наближенні до екрану. Геометрична модель створена в програмі Autodesk Inventor, при моделюванні розміри вибиралися такими, щоб габарити моделі були схожі на надводний БПЛА «Магура» та отримані результати числового моделювання можна було порівняти з характеристиками БПЛА.

Розрахункова сітка побудована не структурованою, але наділі за допомогою допоміжного модуля були перетворені комірки з тетраедральних в поліедричні. Таке перетворення дозволило зменшити загальну кількість комірок при збереженні точності розрахунку на еквівалентних трикутних сітках. Крім того, збільшення кількості зв'язків багатогранних комірок покращує збіжність процесу розрахунку порівняно з трикутною сіткою.

Модель турбулентності яка використана для числового моделювання (SST) довела свою ефективність у розрахунках аеродинаміки літальних апаратів. З іншого боку, вибір моделі турбулентності суттєво впливає на результат розрахунку аеродинаміки апарата з динамічним принципом підтримки над поверхнею лише при малих значеннях h або від'ємних кутах атаки.

В результаті обчислювальних експериментів було отримано картину обтікання екраноплана під час польоту поблизу поверхні для різних швидкостей та різних висот польоту над поверхнею. Результати розрахунку поля тиску та поля швидкості навколо апарату, що рухається зі швидкістю 100 км/год на відстані $h=0,4$ м над поверхнею. Показано результати розрахунків лінії струму, та вихрову структуру, яка утворюється позаду апарату в результаті обтікання конструкції потоком.

Результати розрахунку фізичних полів за інших швидкостей показали якісно подібну картину розподілу фізичних величин. Отримані результати розрахунків дозволяють оцінити фізичну закономірність, що виникає під час руху апарату поблизу поверхні. Показано результати дослідження впливу відстані від апарату до землі та швидкості руху на аеродинамічні характеристики: коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт лобового опору, коефіцієнт аеродинамічного моменту, а також положення центру тиску апарату. Результати представлені у відносних значеннях, в яких аеродинамічні характеристики поблизу землі пов'язані з відповідними значеннями в необмеженому потоці, та показано вплив відстані до землі на основні аеродинамічні характеристики апарату.

Наукова новизна одержаних результатів.

1. Вперше встановлені закономірності впливу екранного ефекту на аеродинамічні характеристики профілю крила Clark-YH12.
2. Розроблено методику експериментального дослідження екранного ефекту в аеродинамічній трубі, що використовує новий електронно-цифровий комплекс для обробки тензометричних вимірювань аеродинамічних сил та схему дзеркального відображення моделей.

3. Вперше показано можливість використання екранного ефекту для створення малорозмірних літальних апаратів, що використовують динамічний принцип руху над поверхнею.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Розроблено комплексну методику дослідження аеродинаміки малорозмірних літальних апаратів, яка включає аеродинамічний експеримент та комп'ютерне моделювання.

2. Розроблено електронно-цифровий комплекс на базі аналого-цифрових перетворювачів, тензометричних датчиків та мікроконтролера ATMEGA 328p для проведення аеродинамічного експерименту.

3. Результати числових і експериментальних досліджень можуть бути використані для обґрунтування аеродинамічних характеристик літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею.

Ключові слова: аеродинамічні сили, малорозмірний екраноплан, CFD моделювання, числові дослідження, екранний ефект UDC, екраноплан, питома потужність, БПЛА, аеродинамічні характеристики, експериментальне моделювання, потік, конструкція ЛА, стійкий політ, метод скінченних об'ємів, ефективна витрата палива.

ABSTRACT

Nekrasov V.Y. Justification of aerodynamic parameters of small-sized (without pilot) systems with a dynamic principle of support above the surface. – Qualification scientific work in the form of a manuscript.

Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in specialty 134 – “Aviation and rocket and space technology” (13 Mechanical Engineering) – Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, 2025.

The dissertation is devoted to the issue of small-sized aircraft with a dynamic principle of movement above the surface. An experimental study of the wing using the Clark-YH12 profile in approaching the screen was carried out.

The method of the dissertation is the justification of aerodynamic parameters of small-sized aircraft with a dynamic principle of movement above the surface.

The first section of the dissertation is devoted to the analysis of the current state of aircraft with a dynamic principle of support above the surface. The general definition of the screen effect is considered, performed on the designs of aircraft, which specify their classification screen effect by flight altitude and design.

Methods of numerical and experimental research of devices with a dynamic principle of movement above the surface are considered, which involves conducting experimental research to verify numerical research.

The second section of the dissertation is devoted to the development of an aerodynamic experiment method for studying the screen effect with small chord sizes of the wing profile.

A general overview of the methods of experimental research of the screen effect was conducted, on the basis of which assumptions were made regarding the conduct of an experimental study. The electronic-digital interface was modified to record the aerodynamic parameters of the wing both in an unbounded flow and in approaching the screen. The interface was created on the basis of the ATMEGA 328P microcontroller with 5 HX711 analog-digital converters. The interface allows you to record aerodynamic parameters on the computer screen.

Experimental studies were conducted for a wing with a Clark-YH12 profile in an unbounded flow and in approaching the screen. Which allowed you to record the screen effect.

The third section of the dissertation is devoted to numerical studies of the flow around the wing profile both in an unbounded flow and in the approach to the screen.

The calculations were carried out using the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. When building a computer model, two problems were considered: the first is the wing profile in an unbounded flow, the second is the wing profile in the approach to the screen. For these two problems, two geometric models were built for each of the cases. The Clark-YH12 wing profile with a chord length of 0.1 m was used, and a region equal to or exceeding 10 chord sizes was built around the profile. But in the case of the wing profile in an unbounded flow, the distance to the lower boundary was equal to the chord length.

The types of construction of the computational grid were considered: structured, unstructured, hybrid, their advantages and disadvantages. A computational grid was built for both cases. In the case of the airfoil in the unbounded flow, the resulting mesh was structured, and in the case of the airfoil approaching the screen, it was hybrid. An auxiliary geometry was constructed around the airfoil at a distance of half the chord, which allowed a structured mesh to be constructed around the airfoil; outside the auxiliary geometry, the constructed mesh is unstructured.

The choice of the turbulence model was based on the analysis of existing information, in which the authors conducted numerical studies for the problem of a wing profile with a screen, and analyzed which turbulence model is best suited for solving this problem. Therefore, there are currently no unambiguous recommendations for choosing a turbulence model. An actual study of turbulence models for the Clark-YH12 wing profile in an unbounded flow was conducted. The turbulence models considered were: Spalart-Almaras, $k-\omega$ SST and the SST model for the same speed at different angles of attack from -4 to 10 degrees. According to the results of numerical studies and studies by other authors, the SST turbulence model, which was used in further calculations, proved to be more reliable.

Numerical studies were performed under the same initial and boundary conditions: speed 16.5 m/s, temperature 12 °C, pressure of the order of one atmosphere, the input-velocity setting was set at the input boundary, the pressure output at the output boundary, the symmetry setting was set at the upper and lower boundaries, and the wall without swipe setting was set on the surface of the wing profile.

The results of numerical studies are the velocity and pressure fields for the wing profile in an unbounded flow and in the approach to the screen, as well as the obtained drag and lift coefficients, which are presented as a graph of the coefficient's dependence on the angle of attack, which were considered from 0 to 8 degrees. The graphs also present the coefficients for the Clark-YH12 wing profile from the atlas of experimental research of the TSAGI.

The fourth section of the dissertation considers parametric studies of an aircraft moving in the approach to the screen. The geometric model was created in Autodesk Inventor, during modeling the dimensions were chosen such that the overall model was similar to the surface UAV "Magura" and the obtained numerical modeling results could be compared with the characteristics of the UAV.

The computational grid was built unstructured, but later, using an auxiliary module, the cells were converted from tetrahedral to polyhedral. Such a transformation allowed to reduce the total number of cells while maintaining the accuracy of the calculation on equivalent triangular grids. In addition, increasing the number of connections of polyhedral cells improves the convergence of the calculation process compared to a triangular grid.

The turbulence model used for numerical simulation (SST) has proven its effectiveness in calculating the aerodynamics of aircraft. On the other hand, the choice of the turbulence model significantly affects the result of calculating the aerodynamics of the aircraft with the dynamic principle of support above the surface only at small values of h or negative angles of attack.

As a result of computational experiments, a picture of the flow around the ekranoplane during flight near the surface was obtained for different speeds and different flight heights above the surface. The results of calculating the pressure field

and the velocity field around the aircraft moving at a speed of 100 km/h at a distance of $h=0.4$ m above the surface. The results of calculating the streamline and the vortex structure that is formed behind the aircraft as a result of the flow around the structure are shown.

The results of calculating the physical fields at other speeds showed a qualitatively similar picture of the distribution of physical quantities. The calculation results obtained allow us to assess the physical regularity that arises during the movement of the aircraft near the surface. The results of the study of the influence of the distance from the vehicle to the ground and the speed of movement on the aerodynamic characteristics: lift coefficient, drag coefficient, aerodynamic moment coefficient, as well as the position of the center of pressure of the vehicle are shown. The results are presented in relative values, in which the aerodynamic characteristics near the ground are related to the corresponding values in the unrestricted flow, and the influence of the distance from the ground on the main aerodynamic characteristics of the vehicle is shown.

Scientific novelty of the results obtained.

1. For the first time, the regularity of the influence of the screen effect on the aerodynamic characteristics of the Clark-YH12 wing profile was established.
2. A methodology for experimental research of the screen effect in a wind tunnel has been developed, which uses a new electronic-digital complex for processing strain gauge measurements of aerodynamic forces and a scheme for mirroring models.
3. For the first time, the possibility of using the screen effect to create small-sized aircraft that use the dynamic principle of movement above the surface was shown.

Practical significance of the results obtained.

1. A comprehensive methodology for studying the aerodynamics of small aircraft has been developed, which includes aerodynamic experiments and computer modeling.
2. An electronic-digital complex based on analog-digital converters, strain gauges, and an ATMEGA 328p microcontroller has been developed to conduct an aerodynamic experiment.

3. The results of numerical and experimental studies can be used to substantiate the aerodynamic characteristics of aircraft with a dynamic principle of movement above the surface.

Keywords: aerodynamic forces, small-scale WIG-craft, CFD modelling, numerical studies, ground effect UDC, WIG-craft, specific power, UAV, aerodynamic characteristics, experimental modeling, flow, aircraft design, stable flight, finite volume method, efficient fuel rate.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Статті у наукових виданнях інших держав, включених до міжнародної наукометричної бази Scopus:

1. Dreus, A., Aleksieinko, S., Nekrasov, V. (2024). Determining the aerodynamic performance of a high-speed unmanned marine WIG craft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 4 (7 (130)), 41–46 <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.309708> (Scopus SCImagoJR Q3). (Особистий внесок: Некрасов В. Є., побудова геометрії та розрахункової сітки, чисельне моделювання. Дреус А.Ю., Загальна концепція роботи, Алексєєнко С. В., математична модель).

2. Dreus, A., Alekseyenko, S., Kulyk, O., Nekrasov, V. (2025). Prospects for the creation of small-sized high-speed unmanned aerial vehicles based on WIG-craft. *EUREKA: Physics and Engineering*, (1), 34-43. <https://doi.org/10.21303/2461-4262.2025.003308> (Scopus SCImagoJR Q3). (Особистий внесок: Некрасов В. Є., побудова геометрії, побудова розрахункової сітки, обговорення результатів, чисельне моделювання. Дреус А. Ю., загальна концепція роботи, постановка задачі, Алексєєнко С. В., математична модель, Кулік О.В., аналітичний огляд).

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

1. Давидов С. О., Алексєєнко С. В., Некрасов В. Є. Чисельне дослідження аеродинаміки швидкісних безпілотних літальних апаратів, що використовують ефект наближення до землі. XXVII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос» : Зб. тез, м. Дніпро. 2025. С. 56–58. : <https://doi.org/10.62717/2221-4550-2025-1-013>.). (Особистий внесок: Некрасов В. Є., побудова геометрії та розрахункової сітки, чисельне моделювання. Давидов С. О, постановка задачі та обговорення результатів, Алексєєнко С. В., математична модель).

ЗМІСТ

АНОТАЦІЯ	2
ВСТУП.....	15
РОЗДІЛ 1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ПРОБЛЕМИ.....	19
1.1 Основні відомості про літальні апарати з динамічним принципом руху над поверхнею.....	19
1.1.1 Визначення екранного ефекту та літальних апаратів з екранним ефектом	19
1.1.2 Теоретичні основи динамічного руху над поверхнею (екранного ефекту)	22
1.2 Історичний огляд апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею (екранопланів).....	27
1.3 Основні відомості про конструкції екранопланів	33
1.4 Огляд методів досліджень аеродинаміки літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею	36
1.5 Висновки за розділом та формулювання напрямків досліджень.....	42
1.6 Література до першого розділу	43
РОЗДІЛ 2 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІКИ ПРОФІЛЮ КРИЛА НАД ЕКРАНОМ	50
2.1 Огляд експериментальних схем досліджень аеродинамічних процесів поблизу екрана.....	50
2.2 Особливості постановки та обробки даних експерименту з визначення аеродинамічних характеристик профілю крила поблизу підстильної поверхні	57
2.3 Результати експериментальних досліджень	62
2.4 Висновки за розділом.....	64
2.5 Література до другого розділу.....	64
РОЗДІЛ 3 ЧИСЛОВІ ДОСЛІДЖЕННЯ ОБТІКАННЯ ПРОФІЛЮ КРИЛА З ЕКРАННИМ ЕФЕКТОМ	66
3.1 Основні рівняння	67
3.2 Геометрична модель.....	70
3.3 Розрахункова сітка.....	73
3.5 Модель турбулентності.....	80

3.4 Початкові та граничні умови.....	89
3.6 Результати CFD моделювання.....	90
3.7 Висновки за розділом.....	103
3.8 Література до третього розділу	104
РОЗДІЛ 4 ЧИСЛОВІ ПАРАМЕТРИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЛІТАКОВОЇ СХЕМИ ЕКРАНОПЛАНУ	106
4.1 Постановка задачі.....	106
4.2 Геометрична модель.....	107
4.3 Розрахункова сітка.....	109
4.4 Модель турбулентності.....	109
4.5 Результати CFD моделюванні	110
4.6 Висновки за розділом.....	122
4.6 Література до четвертого розділу	124
ВИСНОВКИ.....	126

ВСТУП

Актуальність досліджень. Літальні апарати, які використовують динамічний принцип підтримки над поверхнею, є перспективним інноваційним транспортними засобами, що поєднують переваги літаків і морських суден. Такий безконтактний режим руху транспортного засобу над підстильною поверхнею отримав назву «Екранного ефекту», а самі апарати «Екраноплани». Згідно з залежністю швидкості та енергоозброєності Кармана-Габріеля екранопланний режим руху літального апарату дозволяє суттєво збільшити його швидкість та вагове навантаження на одиницю потужності енергетичної установки. Перші розробки таких великих апаратів, що використовують динамічний принцип підтримки над поверхнею, були виконані ще в 60-ті роки XX сторіччя (наприклад проєкти «Орлюнок» (СРСР), летючі човни F2Y Sea Dart (США)). Але, внаслідок технічних і економічних чинників, ці проєкти не отримали розвитку, тому на сьогодні військове та комерційне використання такого типу засобів є обмеженим. Останнім часом, інтерес до таких систем зростає у зв'язку з можливістю їх використання в якості невеликих безпілотних апаратів.

Під час створення невеликих екранопланних систем виникає проблема забезпечення стійкості польоту оскільки у визначенні аеродинамічних характеристик важливу роль відіграє масштабний фактор. З огляду на інтенсивний розвиток і зростаюче значення використання невеликих безпілотних апаратів та комплексів, зростає інтерес до дослідження аеродинаміки малорозмірних екранопланів. У зв'язку з цим актуальним завданням є визначення раціональних аеродинамічних параметрів для забезпечення стійких режимів польоту таких апаратів.

Мета і завдання досліджень. Обґрунтування аеродинамічних параметрів малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею.

Для досягнення поставленої мети у дисертаційній роботі необхідно вирішити наступні завдання:

- Проаналізувати сучасний стан з дослідження аеродинаміки апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею, визначити перспективні напрямки розвитку малорозмірних апаратів, методи та моделі дослідження аеродинамічних процесів поблизу екрана.
- Розробити методику аеродинамічного експерименту та провести експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик несучих поверхонь поблизу екрана.
- Розробити та верифікувати методику розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів поблизу екрана.
- Провести числові параметричні дослідження аеродинамічних характеристик літальних апаратів поблизу екрана, надати рекомендації щодо вибору проєктних параметрів.

Об'єкт досліджень. Аеродинамічні процеси, що перебігають під час руху літального апарату поблизу поверхні.

Предмет досліджень. Поля швидкості та тиску навколо літального апарату, коефіцієнти лобового опору, підйомної сили та аеродинамічного моменту.

Наукова новизна одержаних результатів.

1. Вперше встановленні закономірності впливу екранного ефекту на аеродинамічні характеристики профілю крила Clark-YH12.
2. Розроблено методику експериментального дослідження екранного ефекту в аеродинамічній трубі, що використовує новий електронно-цифровий комплекс для обробки тензометричних вимірювань аеродинамічних сил та схему дзеркального відображення моделей.
3. Вперше показано можливість використання екранного ефекту для створення малорозмірних літальних апаратів, що використовують динамічний принцип руху над поверхнею.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Розроблено комплексну методику дослідження аеродинаміки малорозмірних літальних апаратів, яка включає аеродинамічний експеримент та комп'ютерне моделювання.
2. Розроблено електронно-цифровий комплекс на базі аналого-цифрових перетворювачів, тензометричних датчиків та мікроконтролера ATMEGA 328p для проведення аеродинамічного експерименту.
3. Результати числових і експериментальних досліджень можуть бути використані для обґрунтування аеродинамічних характеристик літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею.

Достовірність результатів роботи. Достовірність отриманих результатів забезпечується використанням фундаментальних законів та рівнянь механіки рідини та газу, всебічним тестуванням комп'ютерної моделі та задовільним збігом розрахункових результатів з результатом експериментальних досліджень.

Верифікацією інформаційно-вимірювальної системи й електронно-цифрового інтерфейсу в експериментальних дослідженнях.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана в Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара та виконувалась в рамках науково дослідницького проєкту «Обґрунтування аеродинамічних і проектних параметрів високошвидкісного надводного безпілотного апарату» проєкт 2022.01/0170, що фінансувався Національним фондом досліджень України, номер держреєстрації: №0123U103905.

Публікації. Основний зміст дисертації відображено у 2 статтях, що входять до науково-метричних бази даних Scopus [1, 2], що відноситься до Q3 за класифікацією Scimago Journal Ranking, а також в тезах науково-технічної конференції [3].

Особистий внесок здобувача. Всі положення наукової новизни дисертації отримані автором самостійно. В статтях, що опубліковані у

співавторстві, автору належить побудова комп'ютерних моделей, проведення числових досліджень і аналіз результатів.

Структура і обсяг дисертації. Дисертація складається із вступу, чотирьох розділів, висновків та списків використаних джерел до кожного розділу, загальних висновків і додатку. Загальний обсяг дисертації складає 127 сторінку, з них 100 сторінок основного тексту, 43 рисунків по тексту, 4 таблиці по тексту, списків використаних джерел до кожного розділу, сумарно викладених на 12 сторінках.

Публікації здобувача:

1. Dreus, A., Aleksieinko, S., **Nekrasov, V.** (2024). Determining the aerodynamic performance of a high-speed unmanned marine WIG craft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 4 (7 (130)), 41–46 <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.309708>.

2. Dreus, A., Alekseyenko, S., Kulyk, O., & **Nekrasov, V.** (2025). Prospects for the creation of small-sized high-speed unmanned aerial vehicles based on WIG-craft. *EUREKA: Physics and Engineering*, (1), 34-43. <https://doi.org/10.21303/2461-4262.2025.003308>

3. Давидов С. О., Алексеєнко С. В., **Некрасов В. Є.** Чисельне дослідження аеродинаміки швидкісних безпілотних літальних апаратів, що використовують ефект наближення до землі. *XXVII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»* : 3б. тез, м. Дніпро. 2025. С. 56–58. : <https://doi.org/10.62717/2221-4550-2025-1-013>

РОЗДІЛ 1

АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ПРОБЛЕМИ

1.1 Основні відомості про літальні апарати з динамічним принципом руху над поверхнею

1.1.1 Визначення екранного ефекту та літальних апаратів з екранним ефектом

Екранний ефект (Ground effect, GE) розуміється як збільшення відношення підйомної сили до тяги (сили) на невеликих відносних відстанях від лежачої поверхні[1]. Можуть бути введені більш загальні визначення, наприклад Рівз [2] визначає екранний ефект як явище аеродинамічного впливу на платформи, які літають в безпосередньому наближенні до основної поверхні. Специфікація «Екстремальний надземний ефект» означає діапазон відносної відстані до землі в 10% від хорди основного крила чи менше [3]. Транспортний засіб з екранним ефектом може бути визначений як транспортний засіб з двигуном, призначений для роботи в безпосередньому наближенні до основної поверхні, щоб використання екранного ефекту було більш ефективним.

Тепер для позначення таких літальних апаратів що використовує динамічний принцип підтримки над поверхнею існує кілька рівнозначних термінів:

- Назва Екраноплан (виникла від слова ekran = screen), Низьколіт (низько літаючий корабель), Екраноліт (транспортний засіб, яке здатне літати в In/Out Ground Effect, IGE/OGE) вийшли з СРСР (Р. Алексєєв) [4].
- WIG популярна аббревіатура від Wind-in-Ground effect vehicle.
- WISES (представлений С. Кубо, Японія) розшифровується як Wind-in-Surface Effect Ship.
- GEM (Бертелсон, США) прийнято як Ground Effect Machine.
- Терміни Flaircraft та Tandem-Aerofoil Boat були прийняті Йоргом (Германія).
- The Lippisch craft похідні розроблені Фішером(Германія) та називаються Airfish.

- Технологія зліту за допомогою повітряної подушки була застосована Фишером, та отримав термін Hoverwind.
- Транспортний засіб від Techno Trans (Германія) знають як Hydrowind(s).
- S. Hooker (Aerocon, U.S.A.) ввів термін як Wingship якій позначає надземні кораблі [4] гігантського розміру у відповідності з Hooker, цей термін «позначає дуже конкретне крилате судно розміром з корабель, яке зазвичай злітає та приземлюється у воді та літає на високій швидкості».
- Термін RAM-Wing застосовується до транспортних засобів з крилом біля землі, для яких загальний вклад у підйом обумовлений застійним потоком під основним крилом.
- Транспортний засіб WIG, який постійно використовує підсилення потужності для покращення динамічного підйому, іноді називають PARWIG.

Міжнародною морською організацією (ІМО) визначено термін WIG судно – мультимодальне судно, яке у своєму основному експлуатаційному режимі літає в безпосередній близькості від поверхні, використовуючи екранний ефект. Отже, такі системи віднесено до морських транспортних засобів. Згідно «Тимчасової інструкції з безпеки екранопланів» ІМО [5, 69] усі WIG судна поділяються на три типи (рис. 1.1):

- тип А – WIG-апарати, що сертифіковані для експлуатації тільки всередині зони впливу «екранного ефекту»;
- тип В – WIG-апарати, що сертифіковані для короточасного обмеженого польоту поза зоною впливу «екранного ефекту» на висоті не більше 150 м над рівнем поверхні;
- тип С – WIG-апарати, що сертифіковані для експлуатації поза зоною впливу «екранного ефекту» на висоті, що перевищує 150 м.

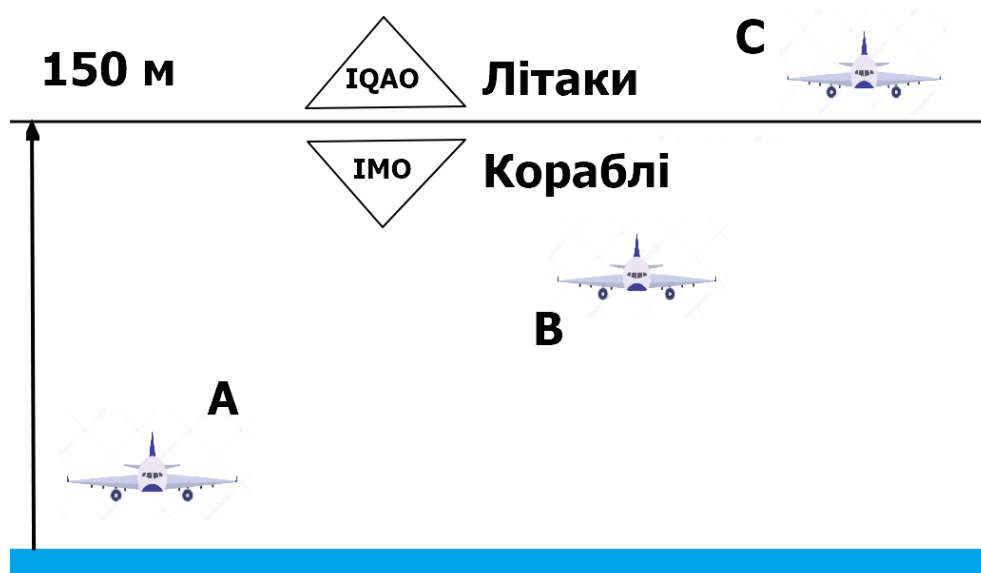


Рисунок 1.1 – Класифікація WIG суден згідно ІМО [5]

Звичайні гідролітаки в порівнянні з WIG мають: набагато більше співвідношення сторін та вище позиціювання основного крила по відношенню до корпусу, бо мають менший вплив наземного ефекту, навіть у час зліту. Літаки мають аеродинамічну конфігурацію літаків. В порівнянні з судном на повітряній подушці, яке несе статична повітряна подушка, WIG підтримується динамічною повітряною подушкою, яка формується під підйомними крилами на великих швидкостях. При сумісному використанні деяких функцій з потужними плануючими човнами, WIG підтримується динамічним тиском повітря, в той час, як плануючий човен підтримується динамічним тиском води.

Основною перевагою, яку мають WIG в порівнянні зі звичайними водними кораблями, є потенціал для значного збільшення швидкості руху. Човни WIG здатні нести високу корисне навантаження при русі на високих швидкостях, а також не сильно підвержені впливу стану відкритого моря. Насправді держави з виходом до відкритого моря можуть обмежувати корисне навантаження чи можливості дальності застосування, суттєве зниження крейсерської швидкості не спостерігається. У той час як човни WIG обмежені в зліті та посадці залежно від морських умов, що обмежує їх роботу.

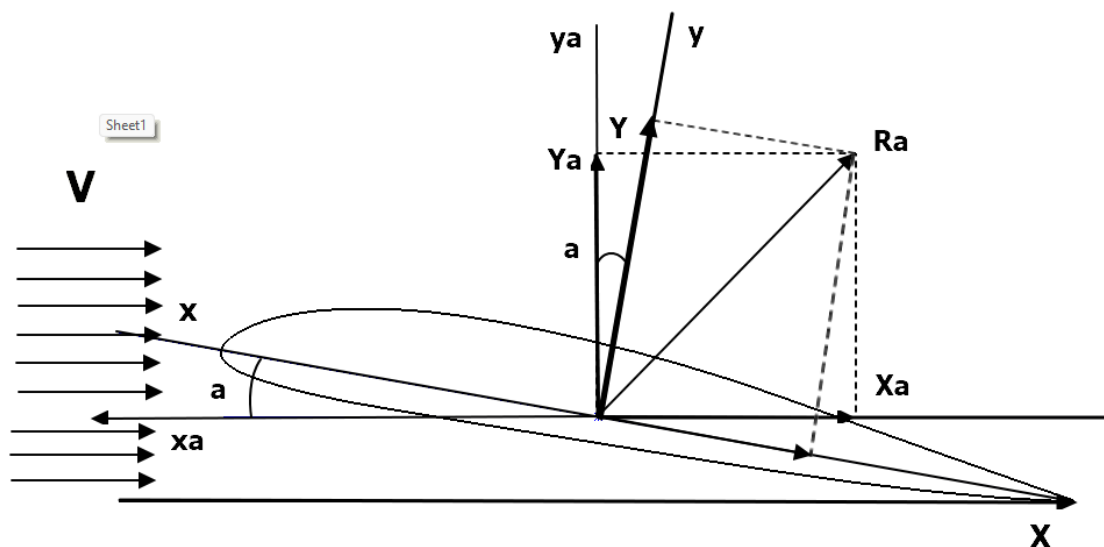
1.1.2 Теоретичні основи динамічного руху над поверхнею (екранного ефекту)

Як зазначено в [6], основою аналізу аеродинаміки літальних апаратів є вивчення сил і моментів, що діють на їхні несучі елементи, зокрема на крила. На рисунку 1.2 зображено силову схему, що ілюструє дію аеродинамічних навантажень на крило під час польоту. У моделі застосовуються дві системи координат: зв'язана (x, y) , що рухається разом з апаратом, і швидкісна (x_a, y_a) , орієнтована за напрямком набігаючого потоку. В проекціях на осі зв'язаної системи виділяють:

- X — повздовжню (тангенціальну) аеродинамічну силу,
- Y — нормальну (перпендикулярну) аеродинамічну силу.

У швидкісній системі координат компоненти аеродинамічної сили набувають фізично зрозумілих значень:

- X_a — сила лобового опору (drag),
- Y_a — підйомна сила (lift).



X — сила лобового опору; Y — підйомна сила;

R — повна аеродинамічна сила; α — кут атаки.

Рисунок 1.2 – Схема впливу аеродинамічних сил на крило

На рисунку 1.2 також показано кут атаки α та повну аеродинамічну силу R , яка є результуючою дії повітряного потоку на крило. Згідно з прийнятою орієнтацією, позитивним вважається напрямок, протилежний руху.

Ця результуюча прикладена до точки, яку називають центром тиску. Якщо вона не збігається з центром маси апарата, то виникає аеродинамічний момент відносно центру маси. Повна аеродинамічна сила прямо пропорційна динамічному тиску незбуреного потоку та площі, що характеризує аеродинамічну форму апарата.

Повна аеродинамічна сила пропорційна швидкісному напору незбуреного потоку і характерній площині апарата

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S_M, \quad (1.1)$$

де c_R – коефіцієнт повної аеродинамічної сили;

ρ – густина потоку, кг/м^3 ;

S_M – характерна площа (площа міделевого перерізу профілю, м^2).

Вирази для проекцій повної аеродинамічної сили мають вигляд:

$$X_a = c_x \frac{\rho V^2}{2} S_M, \quad (1.2)$$

$$Y_a = c_y \frac{\rho V^2}{2} S_M, \quad (1.3)$$

де c_x – коефіцієнт лобового опору;

c_y – коефіцієнт підйомної сили.

Основними чинниками, що впливають на аеродинамічну силу, є:

- геометричний фактор, або міделевий переріз (найбільший переріз профілю крила, який перпендикулярний потоку, що набігає);

- швидкісний напір $\frac{\rho V^2}{2}$;
- в'язкість повітря ν ;
- величина кута атаки α (кут між хордою крила і напрямком швидкості потоку, що набігає).

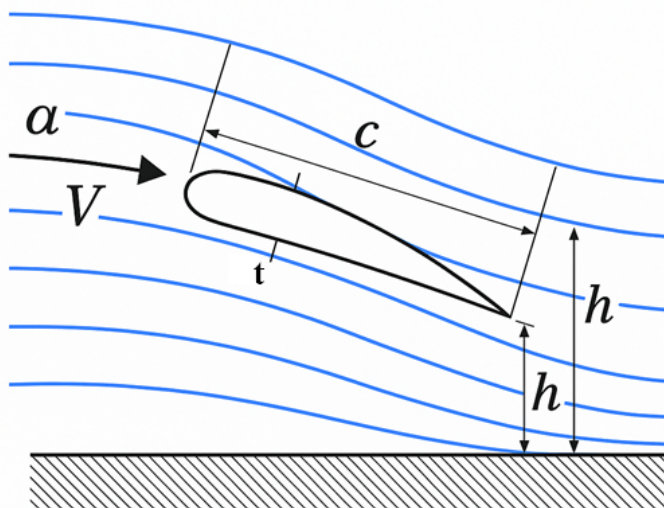
Відносно рівну поверхню поблизу якої рухається літальний апарат називають «екраном». Граунд-ефект (англ. *ground effect*) — це аеродинамічне явище, яке виникає при польоті літального апарата на малій висоті над твердою поверхнею (землею або водою) і проявляється у вигляді збільшення підйомної сили та зменшення індуктивного опору крила.

В основі цього ефекту лежить взаємодія потоку повітря з поверхнею, яка обмежує розвиток вихрових структур у зоні під крилом. У нормальних умовах (під час польоту на висоті, більшій за розмах крила) нижня частина крила створює потік, що огинає передню крайку та замикається через зону пониженого тиску над крилом — це утворює вихрову структуру позаду крила та спричиняє індуктивний опір.

Коли крило або несуча поверхня рухається на висоті меншій за половину розмаху крила, виникає обмеження циркуляції повітря під крилом, що:

- збільшує тиск на нижній поверхні крила (тобто підйомну силу),
- зменшує вертикальну складову швидкості індукованого потоку,
- призводить до зменшення індуктивного опору.

На рис. 1.3 показано схему аеродинамічного профілю крила, що летить поблизу поверхні.



h_F – відстань між екраном і положенням аеродинамічного фокуса;

h – відстань між екраном і задньою кромкою крила;

c – хорда крила;

t – товщина крила

Рисунок 1.3. Схема обтікання крила поблизу екрану

Аеродинамічно, апарат у режимі екранного польоту характеризується зміненим тисковим розподілом навколо крила: зона підвищеного тиску під крилом розширюється, а інтенсивність вихрових збурень за крайкою зменшується. Це призводить до формування ефективнішого аеродинамічного профілю, у якому сила опору знижується, а підйомна сила зростає. Взаємодія з поверхнею при цьому також може сприяти стабілізації апарата в горизонтальній площині.

З інженерної точки зору, реалізація ефективного використання граунд-ефекта потребує точного розрахунку геометрії крил, хвостового оперення та центру мас. Важливими факторами є також стабільність при поперечних відхиленнях та хвильовий вплив водної поверхні. У деяких моделях екранопланів використовуються спеціальні повітрозабірники або направляючі поверхні, що підсилюють ефект стиснення повітря під крилом і збільшують ефективність польоту. Важливою аеродинамічною характеристикою, що впливає на стійкість польоту, є повздовжній момент. Особливу вагомість цей

фактор набуває під час наближення літального апарату до поверхні, про що буде відзначено нижче.

Важливими геометричними характеристиками з точки зору впливу екранного ефекту є відносна товщина профілю крила

$$\bar{t} = \frac{t}{c}, \quad (1.4)$$

а також подовження крила

$$\lambda = \frac{l^2}{S}, \quad (1.5)$$

де l – розмах крила;

S – площа крила в плані.

Одним із ключових факторів, що пояснює покращення аеродинамічних характеристик під час польоту в зоні дії екранного ефекта, є зменшення індуктивного опору. За звичайних умов індуктивний опір виникає внаслідок наявності циркуляції потоку навколо крила та формування вихрового шлейфу, що супроводжує підйомну силу. У польоті на значній висоті ці вихори вільно розвиваються, що призводить до утворення вертикальної складової індукованої швидкості та, відповідно, до збільшення опору.

Натомість при наближенні апарата до поверхні, нижня межа потоку опиняється «затиснутою» між крилом і землею (або водою). Це подавляє розвиток вихрових структур у нижній частині крила, зменшує циркуляцію, та, як наслідок, значно знижує індуктивний опір. Ефективна підйомна сила при цьому не лише зберігається, а й може зростати за рахунок підвищеного тиску під крилом. (рис. 1.4)

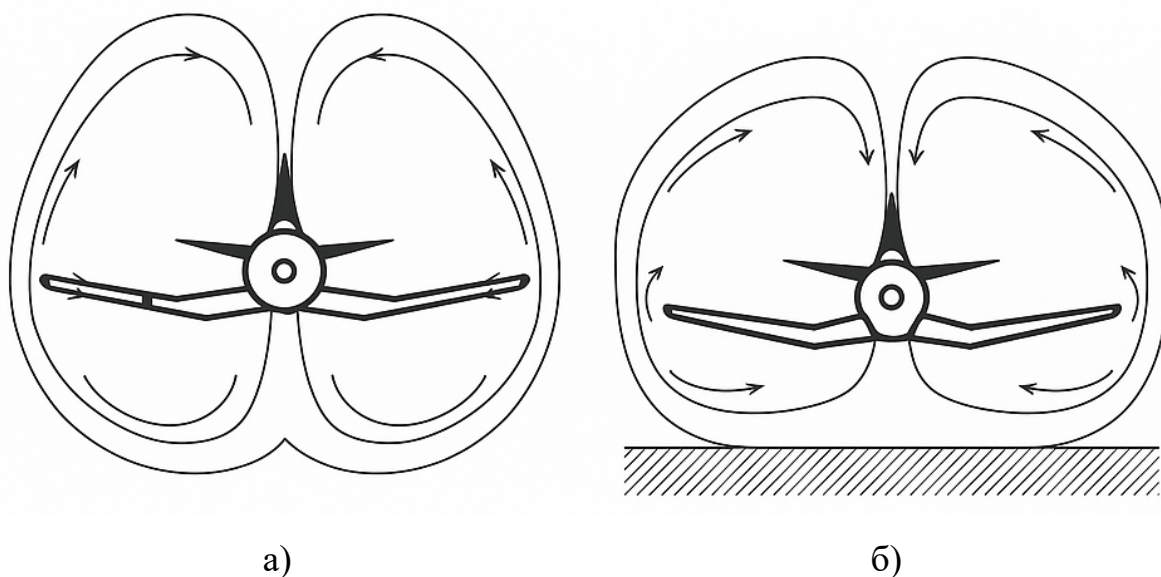


Рисунок 1.4. Схема обтікання апарату а – без екрана, б – з екраном.

Зменшення індуктивного опору є надзвичайно важливим з точки зору енергетичної ефективності: воно дозволяє екраноплану розвивати високі швидкості без пропорційного зростання витрати пального. Це також зменшує потребу в потужних рушіях і знижує навантаження на конструкцію апарату під час тривалого руху в режимі близькості до поверхні. Коефіцієнт лобового опору крила може бути записаний наступним чином:

$$c_x = c_{x \text{ проф}} + c_{xi}, \quad (1.6)$$

Таким чином, мінімізація індуктивного опору під час польоту в зоні екранного ефекту — один із фундаментальних фізичних чинників, що забезпечують ефективність та унікальність екранопланів як класу транспортних засобів.

1.2 Історичний огляд апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею (екранопланів)

Першими діючими й найбільш відомими великими екранопланами були радянські розробки «Орльонок», «Лунь» або «Каспійський монстр». Ці важкі

екраноплани створювалися для вирішення військових задач: перевезення десанту, використання як ракетоносіїв, але були зроблені в одиничних екземплярах, і на сьогодні не функціонують. Проте ці проєкти продемонстрували перспективність таких транспортних засобів. Програми розвитку экранопланів починають реалізовуватися у Сполучених Штатах, СРСР, Німеччині, Китаї й Австралії починаючи з другої половини двадцятого століття і до теперішнього часу.

За останні 30 років аеродинаміці польоту WIG систем було присвячено велику кількість як експериментальних, так і числових досліджень. У відомих оглядах [7, 8] добре висвітлено історію та розвиток WIG-систем у світі. В роботах [9, 10] виконано порівняльний аналіз характеристик важких экранопланів з іншими нетрадиційними транспортними засобами, та показано діапазон експлуатаційних характеристик, в якому такі экраноплани мають суттєві переваги.

Об'ємний матеріал з історії розвитку, а також досліджень конструкцій экранопланів, аеродинамічних схем та компоновання, технологій виробництва, конструкційних матеріалів та принципів проєктування, рушійних установок для транспортних засобів, що використовують динамічний принцип підтримки над поверхнею наведено в роботах [7, 11–13, 69].

В [14] описано експеримент, який проводився в аеродинамічній трубі на крилі з поперечним профілем NASA0015. Було показано, що як для позитивного, так і для негативного кутів атаки тиск на верхню поверхню демонструє набагато сильнішу залежність від кута атаки. У певному діапазоні позитивного кута атаки спостерігався ефект повітряної подушки, пов'язаний із локальним збільшенням поверхневого тиску.

У статті [15] представлено моделювання руху трикутного крила з урахуванням екранного ефекту. Підкреслено, що конфігурація з трикутним крилом є стабільною з точки зору стійкості в польоті. Досліджено вплив вітрових і хвильових збурень на динамічну стійкість польоту.

Вплив землі на аеродинамічні характеристики тонкого трикутного крила вивчалось в роботі [16]. Було встановлено, що як підйомна сила, так і сила опору зростають зі зменшенням відстані до землі (до 50 % хорди крила). Приріст підйомної сили був найбільшим при малих кутах атаки й швидко зменшувався зі збільшенням відстані від землі. Аналіз результатів показав, що чим менша відстань до екрана, тим раніше настає зрив вихору з поверхні крила. Показано, що для екранопланів з дельта-формою крила в плані найефективніший політ повинен бути на висоті над екраном в межах 10 % хорди крила.

В роботі [17] виконано числове моделювання аеродинаміки нахилоного крила під дією екранного ефекту. Розглянуто конфігурації прямокутного крила та трикутного крила, а також досліджено вплив торцевих пластин та елеронів на аеродинамічні характеристики під час крену екраноплана. Показано, що трикутне крило має переваги.

В роботах [13, 18] наведено результати числових і експериментальних досліджень з вивчення геометрії профілю крила (товщина профілю та його вогунтість) на аеродинамічну якість та стійкість під час польоту на малих відстанях від екрана. Огляд досліджень з визначення впливу геометричних параметрів крила наведено в [19].

Мета роботи [20] полягала в дослідженні аеродинаміки крила нового типу з поворотними торцевими пластинами при наявності екрана. Проведено чисельне дослідження аеродинаміки торцевої пластини, що нахилиється. Аналіз отриманих результатів показав, що кінцева пластинка впливає на розвиток вихору на кінчику крила та дозволяє покращити аеродинамічні характеристики літального апарата з наявністю екранного ефекту, що, в свою чергу, веде до економії витрат палива під час далеких польотів.

Ефективність використання конструкцій екранопланів з торцевими пластинами також підтверджено експериментальними дослідженнями [21]. Складне крило з торцевими пластинками може суттєво підвищити аеродинамічну ефективність без шкоди для поздовжньої стійкості. Дослідження [22] також присвячено дослідженню складних крил, де виконано числове

модельовання визначено аеродинамічні характеристики складних крил з урахуванням екранного ефекту. Показано, що величина розмаху бічного крила і величина кліренсу мають суттєвий вплив на коефіцієнт підйомної сили складного крила.

Статична стійкість є основною проблемою корабля з екранним ефектом в режимах зльоту та крейсерського польоту. В дослідженні [23] з використанням числового методу вивчено вплив граничних шарів землі на аеродинамічну поведінку та статичну стійкість по висоті складного крила екраноплана з урахуванням екранного ефекту. Проведено порівняння стійкості складного крила та прямокутного: стійкість складного крила була вищою, ніж звичайного прямокутного крила. Як підкреслюють автори, дослідження має значуще значення для розробки та безпечного польоту корабля типу екраноплана.

Під час польоту над поверхнею моря екраноплани часто стикаються з хвилями, і вплив екранного ефекту на аеродинаміку польоту апарата є складнішим, ніж ефект від рівнини [24, 25]. Досліджено аеродинамічні характеристики профілю НАСА 4412 поблизу хвилястої поверхні для широкого діапазону кутів атаки шляхом розв'язання усереднених рівнянь Нав'є-Стокса. Перевірка числового методу здійснювалась шляхом порівняння з експериментальними даними. Результати показують, що аеродинамічні коефіцієнти періодично коливаються, коли аеродинамічний профіль рухається над хвилястою поверхнею на невеликій висоті. Аналіз амплітуди аеродинамічних коливань встановив, що в якості розрахункового крейсерського кута атаки для апарату з екранним ефектом необхідно обирати середні значення кута атаки. Усереднені за часом аеродинамічні коефіцієнти у випадку хвилястого ґрунту майже такі ж, як і для пласкої поверхні. Результати показують, що амплітуди коливань аеродинамічних коефіцієнтів значно зростають із послідовним збільшенням амплітуди хвилі та можуть загрожувати безпеці польоту. Показано, що аеродинамічні коефіцієнти для хвилястої водної поверхні значно відрізняються від аеродинамічних коефіцієнтів для твердої хвилястої поверхні. Аналіз поля течії свідчить, що механізми течії навколо профілю, що

рухається над хвилястою водною поверхнею та твердим хвилястим ґрунтом, істотно відрізняються. Зміна числа Рейнольдса і числа Фруда значно впливає на аеродинаміку апарату.

Коли WIG транспортні засоби рухаються над водою, деформація нежорсткої поверхні під корпусом може вплинути на аеродинамічні характеристики апарата. В роботі [26] показано, що деформація опорної поверхні, спричинена завихреннями на кінці крила, а не збільшенням тиску під крилом. В роботі [27] досліджено вплив числа Фруда на аеродинамічні характеристики крила. Доведено, що вільна поверхня може значно впливати на аеродинамічні характеристики крила.

Порівняно зі статичними випробуваннями на хвилястій поверхні та випробуваннями на рухомій пласкій поверхні, випробування на рухомій хвилястій поверхні усуває вплив граничного шару та генерує точніші результати випробувань аеродинаміки у хвильовому середовищі. Стаття [28] представляє випробування в аеродинамічній трубі екраноплана над рухомою хвилястою поверхнею. Випробування зосереджено на взаємозв'язку між аеродинамікою і хвилями та вказує на те, що на поздовжню аеродинаміку впливає не лише висота хвилі, але й швидкість зміни висоти хвилі.

Огляд проблем вибору аеродинамічних схем та компоновання, впливу профілю поверхні на аеродинамічну якість, питань стабілізації польоту екранопланів наведено в [29], де обговорюються як фізичні особливості польоту, так і вплив геометричних характеристик профілю й екраноплану на режим польоту.

Робота [30] спрямована на дослідження аеродинамічних властивостей і структур потоку між двома крилами в тандемі шляхом проведення експериментів в аеродинамічній трубі з вимірювання виникаючих аеродинамічних сил та розподілу поля швидкості. Виявлено, що відбувається раптове падіння коефіцієнта підйомної сили на відстані від переднього крила в 4–5 разів більше довжини хорди при куті атаки 10^0 . Проведене дослідження дало змогу зрозуміти динамічну реакцію другого в тандемі крила під впливом завихрення потоку від переднього крила при постійному куті атаки. Крім того,

було виявлено, що аеродинамічні характеристики наступного крила різко погіршуються через зіткнення з вихорами на кінці попереднього або з вихорами від його сліду.

В роботі [31] виконано числовий аналіз двовимірної задачі обтікання крила з закрилками при наявності екрана, з метою дослідження аеродинамічних характеристик і стабільності польоту. Розрахунки виконано для закрилок Фаулера і простих закрилок. Аналіз показує, що закрилок Фаулера може збільшити підйомну силу для крила при наявності екранного ефекту шляхом збільшення хорди крила, але працює краще з більшим кліренсом.

Вплив механізації крила на стабільність польоту поблизу екрану досліджувався також в роботі [32]. Вивчалась можливість збільшення підйомної сили на злітному режимі за допомогою закрилків і передкрилків. Отримані результати показують, що одночасне застосування закрилка та передкрилка дозволяє збільшити коефіцієнт підйомної сили та досягти значень коефіцієнта підйомної сили, типових для апаратів при наявності екранного ефекту. Разом з тим, аналіз застосування теореми про зміну імпульсу для аеродинамічного профілю поблизу поверхні землі показує обмеження використання закрилків і передкрилків відносно максимальних величин коефіцієнта підйомної сили та стійкості апарату.

Отже, аеродинамічні компонування апаратів і процеси під час польоту WIG-систем були предметом дослідження достатньо великої кількості робіт. Результати даних робіт дозволяють сформулювати основні положення та рекомендації щодо проєктування таких апаратів. Разом з тим, низка проблем на сьогодні лишається невирішеними. Зокрема лишається відкритим питання щодо ефективності WIG-системи невеликих розмірів, що притаманні сучасним безпілотним апаратам, та в умовах польоту над хвильовою водною поверхнею.

Незважаючи на невирішені питання, аналіз тенденцій розвитку високошвидкісних систем [6, 34], показує, що найближчим часом WIG системи можуть стати революційною технологією в галузі транспортних систем. Оцінка енергетичної ефективності цих транспортних засобів свідчить, що такі системи

можуть потенційно зайняти нішу швидкостей від 200 км/год до 500 км/год, яка не використовується на практиці. Останнім часом, інтерес до таких систем зростає у зв'язку з можливістю їх використання в якості невеликих безпілотних апаратів [35].

1.3 Основні відомості про конструкції екранопланів

Аеродинамічна конфігурація екраноплану. Для того, щоб максимально ефективно використанням екранного ефекту, та при цьому мати можливість мати задовільну стабільність повздовжнього руху, було розроблено різноманітні аеродинамічні конфігурації. У більшості відмінності в конфігураціях залежать від методу вирішення повздовжніх вимог до стабільності [36].

Тандемна конфігурація екраноплану. Тандемна конфігурація вирішує проблему стабільності шляхом регулювання кутів похилу конструкції та геометрії складових елементів лобової частини та корми. Цей підхід дозволяє правильно змістити аеродинамічний центр для забезпечення стабільності, при цьому використовуючи профілі крила з максимальною місткістю для використання земляного ефекту. Першою самохідною моделлю тандемної схеми був трьох тонний SM1, запущений в 1960 році [37].

Тандемна схема була успішно розроблена, використовувана Joerg [38], який розробляв цю конфігурацію впродовж багатьох років і збудував розповсюджену теорію побудови тандемної схеми у світі.

Переваги тандемної конфігурації є проста конструкція, просте налаштування конфігурації для забезпечення заданого запасу статичної стійкості, невеличкий політ, тому відношення довжини до проміння більш схожому на корабель. Основним недоліком цієї схеми є те, що вона працює тільки в надземному ефекті з запасом статичної стабільності, дуже чутливим до поєднання кута нахилу та дорожнього просвіту. Для транспортних засобів невеликого розміру максимальна експлуатаційна висота мала, а мореходність обмежена.

Конфігурація екраноплану типу крило-хвіст. Конфігурація літака з використанням великого головного крила, який рухається близько до землі, та горизонтальній площині хвостової частини, встановлений на вертикальному стабілізаторі та знятою під впливом екранного ефекту, таким чином, зміщується центр кроку вниз по течії. Схема літака виникла в результаті російських науково-дослідних та будівничих робіт, що привело до створення великих екранопланів першого покоління. Представниками цієї схеми є «КЕ», «Orlyonok» та «Lun» [7, 8, 10, 39].

Основними перевагами цієї конфігурації є великий діапазон висот, можливість термінового «динамічного стрибку» для забезпечення нахилу, необхідного для ефективних поворотних маневрів, та можливість ефективного застосування підсилення потужності при режимі зліту.

Недоліками є: дуже великий штраф по вазі за наявність високого та великого хвостового блоку (близько 50% площі основного крила), що лише незначно сприяє вантажопідйомності корабля при додаванні додаткового в'язкого опору, відносно низьке співвідношення підйому до тяги (економічна ефективність) через великий непід'ємної площі в порівнянні з високим співвідношенням підйому до тяги ізолюваного основного крила, велика структурна вага, та велика пуста фракція ваги.

Особливим випадком конфігурації літака (крило-хвіст) є аеродинамічна конфігурація Lippisch з основним крилом зворотної дельта-платформи та відносно невеликим хвостовим блоком. Ця конфігурація розроблена Hanno Fischer для (Airfish and Fightship [40]. Крім того, деякі транспортні засоби розвивалися в інших країнах, таких як ХТВ у Китайської Народної Республіки. [36, 41].

Перевагами корабля типу Lippisch є: високе співвідношення підйому до тяги, великий діапазон висоти та кут нахилу стабільного польоту, спосіб виконувати «динамічний стрибок» та ефективне обертання (завдяки можливості «перестрибнути»). Недоліки аналогічні бо, було сказано раніше о конфігурації літака. Специфічним недоліком оригінальних транспортних засобів типу

Lippisch є їх переважний хід через неефективні допоміжні засоби при зліті та відсутності потужності, [4].

Конфігурація екраноплану типу літаюче-крило. Конфігурація «літаючого-крила» характеризується помітно зменшеними компонентами що не піднімаються, дуже маленьким (чи відсутнім) горизонтальним хвостом. У цьому випадку спостерігається тенденція перетворювати увесь корабель у підйомну поверхню, вирішує проблему поздовжній стійкості шляхом спеціального профілювання нижньої поверхні крила, використання автоматичної системи стабілізації чи демпфування. Прикладами транспортних засобів екранопланів типу «літаюче-крило» є: «Amphistar-Aquaglide», чи WISE який нещодавно пройшов випробування в Японії, [42]. Обидва цих екраноплани мають природну стійкість, яку забезпечило ноу-хау профілювання секції крила, [43].

Переваги схеми є: ефективне використання транспортного засобу для максимального використання земного ефекту, що призводить до великих величин співвідношення підйому та опору (висока економічна ефективність), перспектива забезпечення низкою пустої частки ваги, особливо для транспортних засобів з невеликим співвідношенням сторін.

Недоліками цього списку конфігурацій є: низький діапазон комбінації висоти та кута нахилу, які забезпечують статичну стабільність поздовжнього руху, відносно низькі експлуатаційні висоти польоту, додаткові труднощі в забезпеченні структурної цілісності універсального транспортного засобу на водній основі, неефективне використання закрилків, котрі можуть погіршити статичну стабільність руху при неправильному використанні.

Складова конфігурація крила екраноплана. Конфігурація «складового крила» направлена на поєднання переваг конфігурацій літака та конфігурації «літаюче-крило», забезпечуючи це з високою ефективністю зліта при використанні підсилювання потужності. «Нормальне» складове крило мало центральне крило з невеликим співвідношенням сторін (центроплан) з торцевими пластинами та бічними крилами з високим співвідношенням сторін. Він використовує ідею профілювання нижньої площини основного крила для

зменшення хвостового блоку. Загальне співвідношення сторін «складового крила» (4-5) перевищує співвідношення основного крила транспортних засобів першого покоління (2-3). Остання властивість призводить до набагато вищому співвідношенню підйому до тяги та в поєднанні з S – подібною формою секції крила забезпечує вищу ефективність та дальність. Невелике співвідношення сторін центроплана забезпечує максимізацію ефективності зліту зі збільшеною потужністю, [44].

1.4 Огляд методів досліджень аеродинаміки літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею

Основними Екранний ефект є складним багатофакторним аеродинамічним явищем, дослідження якого відбувається як теоретичними (аналітичними), експериментальних, так і чисельними методами.

Фізичні експерименти залишаються найнадійнішим засобом перевірки теоретичних моделей і чисельних симуляцій, і зазвичай ґрунтуються на аеродинамічному експерименті в аеродинамічних трубах [44, 69]. Основні підходи включають [45]:

- Дослідження в аеродинамічних трубах з рухомим дном або змінною висотою моделі.
- Повномасштабні випробування екранопланів або моделей у польоті над водною поверхнею.
- Системи візуалізації потоку— для дослідження структури відриву і циркуляції.

Проте, у разі вивчення екранного ефекту аеродинамічний експеримент має свої особливості та труднощі [46]. Більш детально методику експериментальних досліджень розглянуто в другому розділі даної дисертаційної роботи.

Аналітичні спроби описати граунд-ефект базувались на спрощених моделях потенційної течії. Класичні аналітичні підходи включають:

- Метод дзеркального зображення — поверхню замінюють віртуальним крилом, розташованим симетрично відносно площини землі, що дозволяє оцінити зміну тиску та підйомної сили.
- Модель плоскої пластини — використовується для оцінки розподілу тиску при обтіканні горизонтальної поверхні на малій висоті.
- Методи тонкого крила — дозволяють виводити залежність підйомної сили й моменту від кута атаки при різних висотах.

Хоча аналітичні методи обмежені ідеалізаціями (нев'язка, нестислива течія), вони надають якісне розуміння природи ефекту та залежностей між висотою, кутом атаки та підйомною силою.

Прикладом аналітичного підходу є роботи Прандтля (Prandtl) і Візельсбергера (Wieselsberger) [47, 48]. Ця теорія створена для опису тривимірних ефектів у підйомній силі реального крила скінченного розмаху на відміну від ідеалізованого двовимірного профілю.

У теорії Прандтля крило замінюється на лінію циркуляції, яка простягається вздовж розмаху крила. Вважається, що ця лінія створює систему вихорів, зокрема — головний вихор на задній крайці крила, та індуктивні вихори вздовж усього розмаху. Саме ці вихори спричиняють індуктивний опір, який є платою за наявність підйомної сили у тривимірному просторі.

У контексті граунд-ефекта, модифікація теорії підйомної лінії полягає у врахуванні дзеркального відображення крила відносно поверхні землі. Такий підхід імітує взаємодію з твердою поверхнею без необхідності моделювати саму поверхню. Віртуальне "дзеркальне" крило розміщується симетрично нижче площини землі, утворюючи антивихори, які знижують циркуляцію потоку у нижній частині крила, і відповідно — зменшують індуктивний опір. Отже, Прандтль і Візельсбергер запропонували визначати індуктивний опір як [49]:

$$c_{xi} = (1 - \sigma) \frac{c_y^2}{\pi \lambda}, \quad (1.7)$$

де $\sigma = \frac{1-1.32\frac{h_{1/4}}{c}}{1.05+7.4\frac{h_{1/4}}{c}}$ – коефіцієнт впливу екрана Візельсбергера;

$h_{1/4}$ – висота крила над землею в точці чверті хорди;

λ – подовження крила.

I коефіцієнт нахилу кривої підйомної сили [50]:

$$\left| \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right| = \left| \frac{\partial c_{y\infty}}{\partial \alpha} \right| + \frac{K_1}{(h/c)^n} \quad (1.8)$$

де $c_y^\alpha = \frac{dc_y}{d\alpha}$ – похідна коефіцієнту підйомної сили за кутом атаки α ;

K_1, n – емпіричні константи.

Для подовжень $l=1-6$ і геометрії профілю $\frac{t}{c} \approx 11\%$ в [51] отримані формули для двох випадків без торцевих пластин (NEP) і з торцевими пластинами (WER).

$$\left| \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right|_{NEP} = \frac{2\pi\lambda}{\lambda+3} + \frac{0.01}{\sqrt{h/c}} \quad (1.9)$$

$$\left| \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right|_{WER} = \frac{2\pi\lambda}{\lambda+3} + \frac{0.01}{(h/c)^{3/4}}$$

Отримані результати підтверджують, що залежність коефіцієнта підйомної сили як від висоти польоту, так і від кута атаки має нелінійний характер.

В деяких випадках застосовують спрощені моделі. В роботі [51] використовуючи модель ідеальної рідини з введенням корекційної функції коефіцієнт підйомної сили в екраном ефекті запропоновано представляти у вигляді:

$$c_y = c_{y\infty} + c'_y, \quad (1.10)$$

де c_y – коефіцієнт підйомної сили для профілю поблизу екрану;

$c_{y\infty}$ – коефіцієнт підйомної сили для профілю в необмеженому потоці;

c'_y – доданок, що враховує вплив екрана.

Для визначення значення c'_y у формулі (1.6) пропонується вираз:

$$c'_y = \int_0^c \left(1 - \frac{h^2}{(h+f(x))^2}\right) dx, \quad (1.11)$$

де $f(x)$ – функція, що описує форму нижньої поверхні профілю.

Для літаків, що знижуються, методику оцінки змін аеродинамічних коефіцієнтів під впливом землі описано в роботі [52]. При цьому враховуються швидкість зниження та кут траєкторії. У дослідженні [53] на основі чисельних експериментів запропоновано емпіричну формулу для визначення підйомної сили профілю крила поблизу екрану:

$$c_y = c_{y\infty} \left(\frac{h}{c}\right)^{-0.11} \quad (1.12)$$

Цей вираз (1.14) придатний лише для приблизних оцінок впливу екрану на аеродинамічні характеристики, оскільки враховує лише довжину хорди крила та відстань до екрану.

Коефіцієнт впливу структури підстильної поверхні на підйомну силу запропоновано в роботі [54]:

$$k_h = \frac{1}{c_y^h \bar{h}} \left(\frac{1}{2} c_y^{\alpha\alpha} a^2 + 2 c_y^{\alpha h} \alpha \bar{h} + \frac{1}{2} c_y^{hh} \bar{h}^2 \right), \quad (1.13)$$

де $c_y^{\alpha\alpha}, c_y^{hh}$ – часткові похідні другого порядку від коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки й відстанню від екрана відповідно.

Нині основним інструментом дослідження аеродинаміки апаратів за екранного ефекту є числові методи. Числові методи засновані на методах

чисельного вирішення граничних задач та інтегральних рівнянь, які описують відповідний фізичний процес. Чисельні методи можуть бути розділені на коди для, стійких та нестійких потоків, в'язкі потоки. До таких методів відносяться:

- RANS-моделі (Reynolds-Averaged Navier–Stokes) — застосовуються для попередньої оцінки сил і моментів при різних висотах.
- LES (Large Eddy Simulation) — дозволяє моделювати турбулентні структури та вихрову динаміку в зоні між крилом і поверхнею.
- DNS (Direct Numerical Simulation) — забезпечує найточніше відтворення фізичних процесів, однак потребує значних обчислювальних ресурсів.
- Моделі з рухомими межами — дають змогу враховувати взаємодію з хвильовою поверхнею води або нерівномірним ландшафтом.

CFD-методи дозволяють не лише оцінювати сили, але й досліджувати локальні характеристики потоку, розподіли тиску, в'язкість та індуктивний опір у зоні дії граунд-ефекта.

Також є методи дослідження дискретних вихрів які були розроблені досить давно, наприклад у випадку стійких потоків монографія Белосерковського «Тонкі крила в дозвукових потоках» стала стандартом для методів вихрової решітки [55]. Він містить набір результатів на прямокутних крилах, які пролітають через тверду границю, отриману в межах лінійної теорії. Після цього цей же автор співпрацював в застосуванні чисельних рішень нелінійних задач [56].

Катаока та інші [57] розширили двовірний стаціонарний підхід для розв'язання аеродинаміки аеродинамічного профілю, який рухається в наближенні до водної поверхні. Аеропрофіль був замінений розподілом джерела на його контурі та вихровим розподілом на його лінії прогину. Ефект вільної поверхні був врахований шляхом розподілу джерел хвиль на незбуреному положенні границі. Цікаво, що згідно Катаоки [57], відмінності в аеродинамічних прогнозах для крила поблизу вільної поверхні та поблизу відповідної твердої границі виявилось незначним.

Корнєв та інші [58] розробив комп'ютерний код потенціального потоку Autowing у 1988 році та заснований на методі вихрової решітки. Ця програма була перевірена для стійких та нестійких задач різних кораблів WIG [59-61]. Autowing нещодавно було використано Матвєєвим та Дубровським [62] для дослідження аеродинаміки гібридного тримарана, який складається з трьох хвилеподібних плоских корпусів та надбудови у формі крила. Важливою особливістю кодової версії є розміщення вихрових потоків та джерел на поверхні хорди крила, на відміну від горизонтальної площини. Це у своїй сутності приводить до значної нелінійності аеродинамічних сил в екранному ефекті, який не можна ігнорувати в практичній розробці WIG [60].

У звіті Матвєєва та Дубровського [62] вони відмітили, що програми які враховують в'язкість, наприклад, які використовували Hirata та Kodama [63], можуть давати більш точні результати, но їх складність для реалістичних конфігурацій корабля з аеродинамічною підтримкою робить методи вихрової решітки більш привабливими й практичним інструментом.

Coulliette та Plotkin [64] відмітили, що ефекти кута атаки були переважно пов'язані з рішенням для плоскої пластини, у той час, як ефект прогину та товщини з профілем Жуковського. Чисельні рішення для профілей з нульовою товщиною використовують дискретну вихрову модель (двовірна вихрова решітка), котра ефективна для дослідження двовірних взаємодій [65]. Для аеродинамічних профілей з товщиною використовуються лінійна вихрова модель, яка не чутлива до гостро подібного заднього ребра [66]. Coulliette та Plotkin порівняли ці результати з результатами, отриманими за допомогою аналітичних методів Tomotika та інших, Tuck [67] у відношенні аеродинамічних профілів з нульовою товщиною та у випадку з аеродинамічним профілем з ненульовою товщиною, з результатами отриманими Plotkin та Kennell [68]. Автори запропонували наступні висновки:

- одномірна модель tuck точна для невеликих кутів атаки та прогину;

- наближення одного вихору є точним для $\frac{h}{c} \geq 1.0$ та успішно передбачає нелінійну поведінку;
- для малих значень коефіцієнта кривизни та кута атаки нормалізований коефіцієнт підйомної сили збільшується біля землі та зменшується далеко від землі;
- нормований коефіцієнт підйомної сили зменшується зі збільшенням кривизни та кута атаки;
- товщина аеродинамічного профілю завжди створює негативний ефект землі, і, таким чином, нормалізовані криві коефіцієнта підйомної сили монотонно зміщуються в бік менших значень внаслідок збільшення коефіцієнта товщини.

Однак не зважаючи на певну ефективність цих методів, вони мають обмеження щодо задач, які вони можуть вирішувати. Тому в рамках цієї дисертаційної роботи прийнято рішення використовувати більш універсальний та менш вибагливий до ресурсів метод скінченних елементів.

Отже, комплексне дослідження екранного ефекту потребує аналітичних моделей, фізичних експериментів і високоточних числових симуляцій. Вибір методики залежить від цілей аналізу: від оцінки сил до моделювання нестационарних ефектів і стійкості. Зростаюча точність чисельних методів та доступність високопродуктивних обчислень відкривають нові перспективи для оптимізації конструкцій, які ефективно використовують енергію близько поверхневого потоку.

1.5 Висновки за розділом та формулювання напрямків досліджень

Отже, розвиток БПЛА з динамічним принципом підтримки над поверхнею потребують досліджень аеродинаміки з метою формування принципів вибору параметрів малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею. Основними є числові методи, але вони потребують експериментальної верифікації.

Виходячи з цього сформовані завдання подальших досліджень

- Розробити методику аеродинамічного експерименту та провести експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик несучих поверхонь поблизу екрану.
- Розробити та верифікувати методику розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів поблизу екрану.
- Провести числові параметричні дослідження аеродинамічних характеристик літальних апаратів поблизу екрану, надати рекомендації щодо вибору проектних параметрів.

1.6 Література до першого розділу

1. Rozhdestvensky, K.V. Ekranoplans – The GEMs of Fast Water Transport, *Transactions of the Institute of Marine Engineers*, London, Vol. 109, Part 1, 1990, pp. 47-74.
2. Reeves, J.M.L. The Case for Surface Effect Research, Platform Applications & Development Opportunities, *NATO-AGARD Fluid Mechanics Panel (FMP) Symposium on Long Range and Endurance Operation of Aircraft*, Session IA, Paper 4, 24-27 May 1993.
3. Rozhdestvensky, K.V. Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect, *Springer-Verlag, Berlin Heidelberg*, 2000, pp. 352.
4. Hooker, S. Wingships: Prospect for High-Speed Oceanic Transport, *Jane's All the World's Surface Skimmers*, Janes Information Group Ltd., Coulsdon, Surrey, 1982.
5. Guidelines for wing-in-ground craft: International Maritime Organization 18.05.2018 № MSC.1/Circ.1592.
6. Wing in Ground Effect Craft: A Review of the State Of Current Stability Knowledge / A. Zarim [et al.] // *Proceeding of International Conference on Ocean, Mechanical and Aerospace For Scientists and Engineer (OMASE)*, [Terengganu], 7–8 November 2016. – Terengganu, 2016. – P. 270-290.

7. Rozhdestvensky K. V. Wing-in-ground effect vehicles / Kirill V. Rozhdestvensky // *Progress in aerospace sciences*. – 2006. – Vol. 42, no. 3. – P. 211-283.
8. Halloran M. Wing in Ground Effect Craft Review / M. Halloran, S. O'Meara. – Melbourne : DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory, – 1999. – 88 p.
9. Lange R. H. Review of unconventional aircraft design concepts / Roy H. Lange // *Journal of aircraft*. – 1988. – Vol. 25, no. 5. – P. 385-392.
10. Lange R. H. Large wing-in-ground effect transport aircraft / R. H. Lange, J. W. Moore // *Journal of aircraft*. – 1980. – Vol. 17, no. 4. – P. 260-266.
11. Yun L. WIG craft and ekranoplan: ground effect craft technology / Liang Yun, Alan Bliault, Johnny Doo. – Springer, 2010. – 470 p.
12. Nebylov A. V. Ekranoplanes: controlled flight close to the sea / A. V. Nebylov, P. Wilson. – Southampton : WIT Press, 2002. – 226 p.
13. Гадецкий В. М. Влияние формы профиля на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана / В. М. Гадецкий // Тр. ЦАГИ. – 1985. – № 2304. – С. 2-11.
14. Luo S. C. Ground effect on flow past a wing with a NACA0015 cross-section / S. C. Luo, Y. S. Chen // *Experimental thermal and fluid science*. – 2012. – Vol. 40. – P. 18-28.
15. Malyszko M. Assessment of the potential effectiveness of the WIG craft in search action at sea using SARMAP software / Marzena Malyszko // *TransNav, the international journal on marine navigation and safety of sea transportation*. – 2019. – Vol. 13, no. 2. – P. 437-442.
16. Lee T. Ground effect on the vortex flow and aerodynamics of a slender delta wing / T. Lee, L. S. Ko // *Journal of fluids engineering*. – 2018. – Vol. 140, no. 7.
17. Jia Q. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect / Qing Jia, Wei Yang, Zhigang Yang // *International journal of naval architecture and ocean engineering*. – 2016. – Vol. 8, no. 2. – P. 209-217.

18. Архангельский В. Н. Расчетное исследование влияния параметров профиля на его аэродинамические характеристики вблизи экрана / В. Н. Архангельский, С. И. Коновалов // Тр. ЦАГИ. – 1985. – № 2304. – С. 12-21.
19. Кравец В.В. Введение в курс конструкций экранопланов. Днепропетровск: Изд-во ДГУ, 1992. 140с.
20. Wei Y. Aerodynamic investigation on tiltable endplate for WIG craft / Yang Wei, Yang Zhigang // *Aircraft engineering and aerospace technology*. – 2012. – Vol. 84, no. 1. – P. 4-12.
21. Experimental investigation of a wing-in-ground effect craft / M. Mobassher Tofa [et al.]// *The scientific world journal*. – 2014. – Vol. 2014. – P. 1-7.
22. Design parametric study of a compound wing-in-ground effect. I: aerodynamics performance / Saeed Jamei [et al.]// *Journal of aerospace engineering*. – 2016. – Vol. 29, no. 1. – P. 04015022.
23. Static stability and ground viscous effect of a compound wing configuration with respect to reynolds number / S. Jamei [et al.] // *Advances in mechanical engineering*. – 2015. – Vol. 6. – P. 685410.
24. Airfoil aerodynamics in proximity to wavy water surface / Haode Hu [et al.] // *Journal of aerospace engineering*. – 2021. – Vol. 34, no. 2. – P. 04020119.
25. Hu H. Airfoil aerodynamics in proximity to wavy ground for a wide range of angles of attack / Haode Hu, Dongli Ma // *Applied sciences*. – 2020. – Vol. 10, no. 19. – P. 6773.
26. Barber T. J. A study of water surface deformation due to tip vortices wing-in-ground effect / Tracie J. Barber // *Journal of ship research*. – 2007. – Vol. 51, no. 02. – P. 182-186.
27. Bal S. Free surface effects on 2-D airfoils and 3-D wings moving over water / Sakir Bal // *Ocean systems engineering*. – 2016. – Vol. 6, no. 3. – P. 245-264.
28. Wing-in-ground craft longitudinal modeling and simulation based on a moving wavy ground test / Lixin Wang [et al.] // *Aerospace science and technology*. – 2022. – P. 107605.

29. Stabilizing attitude control for mobility of wing in ground (WIG) craft - A review / Z. Matdaud [et al.] // *IOP conference series: materials science and engineering*. – 2019. – Vol. 642. – P. 012005.
30. Chou H. Y. The aerodynamic behavioral study of two wing's wake flow in tandem arrangement / H. Y. Chou, Y. C. Liu, F. B. Hsiao // *Procedia engineering*. – 2013. – Vol. 67. – P. 1-14.
31. Yang W. Investigation on application of high-lift configuration to wing-in-ground effect / W. Yang, F. Lin, Z. Yang // *Proceedings of the institution of mechanical engineers, part G: journal of aerospace engineering*. – 2011. – Vol. 226, no. 3. – P. 260-271.
32. Mechanization of Wing by Flaps and Slats on Takeoff Motion Modes of Ground Effect Vehicles with Static Air Cushion / P. S. Kalyasov [et al.] // *Marine Intellectual Technologies*. – 2017. – Vol. 2, no. 2. – P. 9-15.
33. Zhigang Y. Complex flow for wing-in-ground effect craft with power augmented ram engine in cruise [Electronic resource] / Yang Zhigang, Yang Wei // *Chinese journal of aeronautics*. – 2010. – Vol. 23, no. 1. – P. 1-8.
34. Nebylov A. V. Problems of Design and Improving Efficiency of Application of Large Wing-In-Ground-Effect Amphibious Craft / A. V. Nebylov, V. A. Nebylov // *Marine Intellectual Technologies*. – 2019. – Vol. 3, no. 4. – P. 10-19.
35. Papadopoulos C. Conceptual design of a novel unmanned ground effect vehicle (UGEV) and flow control integration study / Charalampos Papadopoulos, Dimitrios Mitridis, Kyros Yakinthos // *Drones*. – 2022. – Vol. 6, no. 1. – P. 25.
36. Irodov, R.D. Criteria of Longitudinal Stability of Ekranoplan, Ucheniye Zapiski TSAGI, Moscow, Vol. 1, No. 4, 1970, pp. 63-74.
37. Ollila R. G. Historical review of WIG vehicles. *Journal of hydronautics*. 1980. Vol. 14, no. 3. P. 65-76. URL: <https://doi.org/10.2514/3.63187>.
38. Joerg, G. History and Development of Aerodynamic Ground Effect Craft)AGEC(with Tandem Wings, *Proc. Symposium "RAE Wing and Ground Effect Craft"*, The Royal Aeronautical Society, London, 19 May 1987, pp. 87-109.

39. Fischer, H. and Matjasic, K. From Airfish to Hoverwing, *Proc. International Workshop "WISE up to Ekranoplan GEES"*, The University of New South Wales, Sydney, Australia, 15-16 June 1998, pp. 69-89.
40. Losi, P.C., "The Wingship"s Potential for Strategic Lift," *USAF Executive Research Project*, USA, 1995.
41. Akimoto, H. Wing in Surface Effect Ship with Canard Configuration, *International Journal of Aerodynamics*, Vol. 1, 2010.
42. Graham K. Taylor The Ekranoplan in the 21st Century-Its Possibilities and Limitations, *Presented at the 18th Fast Ferry Conference*, 2002.
43. Kotb, M. A. and Rashwan, A. E., WIG Configuration Prediction Using Neural Network Approach, *Alexandria Engineering Journal*, Vol. 42, 2003.
44. Bruno Chanetz, Jean Déleroy, Patrick Gilliéron, Patrick Gnemmi, Erwin R. Gowree, Philippe Perrier (2020) *Experimental Aerodynamics*. Springer Nature Switzerland AG, P. 309. <https://doi.org/10.1007/978-3-030-35562-3>.
45. Сохацький А.В. Використання екранопланного ефекту в перспективних транспортних технологіях. *Електромагнітна сумісність та безпека на залізничному транспорті*. 2018. №16. С. 116-120.
46. Українець Є. О. Експериментальна установка для визначення аеродинамічних характеристик екранопланів / Є. О. Українець, Є. В. Спіркін, В. Г. Кудрявцев, Ю. П. Клочков, В. І. Нечитайло // *Наукоємні технології*. - 2018. - № 4. - С. 573-580.
47. Prandtl L. Tragflächentheorie. I Mitteilung. Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-Physikalische Klasse. 1918. P. 451–477.
48. Katz, J. and Plotkin, A., *Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods*, McGraw-Hill, New York, 1991.
49. Wieselsberger C. Wing resistance near the ground. NACA-TM-77. *Aeronautical Laboratory*. 1922. P. 14.

50. Mantle P. J. Induced drag of wings in ground effect. *The aeronautical journal*. 2016. Vol. 120, no. 1234. P. 1867–1890. URL: <https://doi.org/10.1017/aer.2016.106>.
51. M. Tavakoli, M. S. Seif. A Practical Method for Investigation of Aerodynamic and Longitudinal Static Stability of Wing-in-Ground Effect. *International journal of maritime technology IJMT*. 2015. Vol. 4. P. 11–19.
52. Schweikhard W. A method for in-flight measurement of ground effect on fixed-wing aircraft. *Journal of aircraft*. 1967. Vol. 4, no. 2. P. 101–104. URL: <https://doi.org/10.2514/3.43804>.
53. Abramowski, T. Numerical Investigation of Airfoil in Ground Proximity. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*. 2007. Vol. 45, no. 2. P. 425–436.
54. Anatolii Sokhatskyi, Andrii Dreus, Mykhailo Radovskyi, Svitlana Horbonos. A review of the problem of modeling the aerodynamics of small-sized ekranoplanes. MATEC Web Conf. 390 04011 (2024) DOI: 10.1051/matecconf/202439004011.
55. Belotserkovsky, S.M., Thin Lifting Surface in Subsonic Gas Flow, *Izdatelstvo Nauka*, Moscow, 1965.
56. Belotserkovsky, S.M., and Nisht, N.I., Separated and Non-Separated Ideal Fluid Flow Past Thin Wings, *Izdatelstvo Nauka*, Moscow, 1978.
57. Kataoka, K., Ando, J., and Nakatake, K., Free Surface Effect on Characteristics of Two-Dimensional Wing, *Transactions of the WestJapan Society of Naval Architects*, Vol. 83, 1992,
58. Kornev, N.V., Taranov, A.E., Treshkov, V.K., Efficient Software for Numerical Calculation of Ekranoplans (WIG craft) and Hydrofoils, *Proceedings of the Workshop WISE up to Ekranoplan GEMS*, The University of New South Wales, Australia, 1988, pp. 263.
59. Chun, H.H., and Chang, C.H., Longitudinal Stability and Dynamic Motions of a Small Passenger WIG craft, *Ocean Engineering*, Vol. 29, No. 10, 2008, pp. 1145-1162.

60. Benedict, K., Kornev, N., Meyer, M. and Ebert, J., Complex Mathematical Model of the WIG Motion Including the Take-off Mode, *Ocean Engineering*, Vol. 29, No. 3, 2002, pp. 315.
61. Kornev, N.V., Treshkov, V.K., Numerical Investigation of NonLinear Unsteady Aerodynamics of the WIG Vehicle, *Proceedings of the Intersociety High Performance Marine Vehicle Conference*, 1992, pp. 38.
62. Matveev, K.I. and Dubrovsky, V.A., Aerodynamic Characteristics of a Hybrid Trimaran Model, *Ocean Engineering*, Vol. 34, 2007, pp. 616.
63. Hirata, N. and Kodama, Y., Flow Computation for ThreeDimensional Wing in Ground Effect Using Multi-Block Technique, *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, Vol. 177, 1995, pp. 49.
64. Coulliette, C. and Plotkin, A., Airfoil Ground Effect Revisited, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 1832, No. AIAA-95-1832, 1992, pp. 562.
65. Tomotika, S., Nagamiya, T., Takenouti, Y., The Lift of a Flat Plate Placed near a Wall with Special Reference to the Effect of the Ground upon the Lift of a Monoplane Aerofoil, *Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University*, Vol. 97, 1933.
66. Katz, J. and Plotkin, A., Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill, New York, 1991.
67. Tuck, E.O., A Non-Linear Unsteady One-Dimensional Theory for Wings in Extreme Ground Effect, *Journal of Fluid Mechanics*, 1980, pp. 33.
68. Plotkin, A. and Kennel, C. G., Thickness-Induced Lift on a Thin Airfoil in Ground Effect, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 19, No. 11, 1981, pp. 1484.
69. Аеродинамічні аспекти проектування безпілотних екранопланів: монографія / за заг. ред. А. Ю. Дреус. – Дніпро: ЛІРА, 2024. – 180 с.

РОЗДІЛ 2

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІКИ ПРОФІЛЮ КРИЛА НАД ЕКРАНОМ

2.1 Огляд експериментальних схем досліджень аеродинамічних процесів поблизу екрана

Основою методології формування аеродинамічних компонувань транспортних засобів є математичне та фізичне моделювання. Досягнення теоретичної й експериментальної аеромеханіки, розвиток методів аеродинамічного розрахунку, математичного моделювання й обробки результатів експерименту дають можливість розробляти раціональні аеродинамічні компонування транспортного апарата залежно від його призначення й режимів польоту. На сьогодні ці завдання розв'язуються еволюційним шляхом: вибирається прототип транспортного засобу і шляхом модифікації його складників створюється новий. Моделювання як потужний метод наукового пізнання має широке застосування під час проектування нових технічних засобів. При його використанні досліджуваний об'єкт замінюється простішим об'єктом – моделлю, це розглянуто у роботі [10].

Метою моделювання є прогнозування поведінки процесу в досліджуваній системі. Це дозволяє відтворити процеси в системі й виявити критерії оптимізації за малих матеріальних витрат. Проте створити модель, яка б відповідала всім характеристикам досліджуваного об'єкта, неможливо. Водночас моделювання фізичних явищ удосконалюється і допомагає прискорити процес розробки транспортних апаратів різноманітного призначення.

Розробка перспективних швидкісних транспортних апаратів вимагає оптимізації їх аеродинамічних характеристик. На сьогодні експериментальне моделювання аеродинамічних процесів можливе з використання таких підходів [1-4]:

- натурних випробувань;
- моделювання в гідродинамічних басейнах;

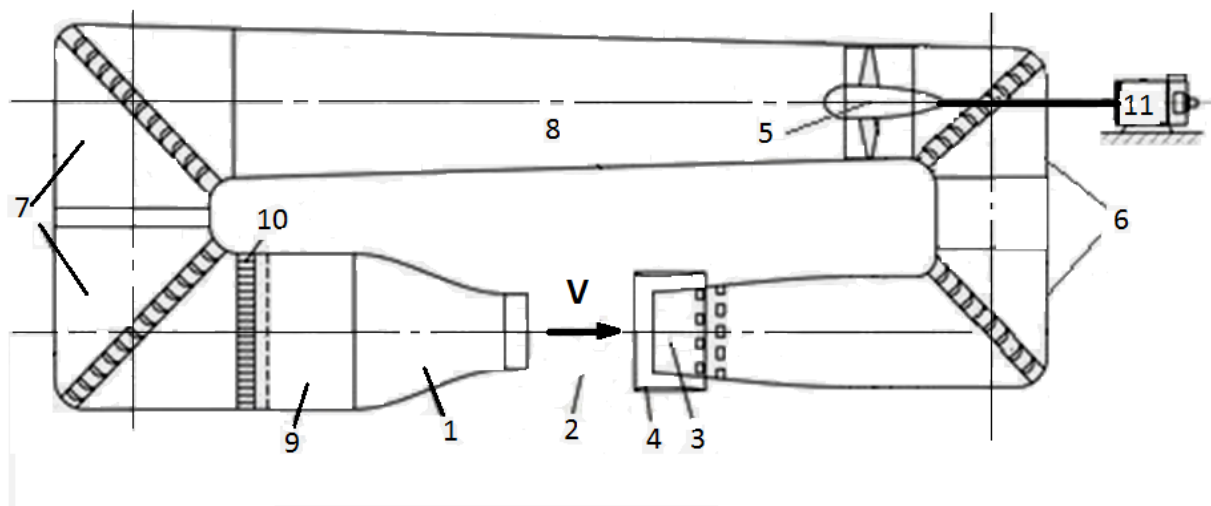
- моделювання в аеродинамічних трубах;
- математичне моделювання з використанням числових методів.

Натурні випробування транспортних апаратів дозволяють отримувати найточніші технічні характеристики. Вони можливі після виготовлення повномасштабного транспортного апарата. Натурні випробування зазвичай використовуються на кінцевому етапі розробки транспортного засобу. Приклад натурних випробувань WIG-суден наведено [5, 6]. Цей підхід пов'язаний зі значними фінансовими та матеріальними затратами й вимагає повного випуску технічної документації. Практика проєктування показує, що використання натурального випробування доцільно проводити перед запуском серійного виробництва для отримання комплексного оцінювання технічних характеристик.

Визначення аеродинамічних характеристик транспортних апаратів в аеродинамічних трубах є поширенішим обґрунтуванням. Проте моделювання аеродинаміки тіл поблизу екрана потребує врахування низки особливостей, пов'язаних з реалізацією реальних умов обтікання. В ідеалі між транспортним апаратом та поверхнею розділу реалізується відносний рух. Забезпечення подібності відносного руху є надзвичайно складним завданням і вимагає обґрунтованого аналізу експериментальних методів та пошуку для використання при їх проєктуванні з забезпеченням часових та функціональних критеріїв подібності. Завдання ускладнюється, якщо має місце складний профіль поверхні.

В більшості експериментальних схем на модель набігає рівномірний потік, в той час реальний об'єкт перебуває в приводному (приземному) примежовому шарі. Отже, аеродинамічні характеристики літального апарата будуть залежними від стану примежового шару атмосфери, його профілю і турбулентності.

Експериментальні дослідження виконувалися в аеродинамічній лабораторії Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара на дозвуковій аеродинамічній трубі Т-5. Аеродинамічна труба Т-5, схему якої представлено на рис. 2.1, належить до аеродинамічних труб малих дозвукових швидкостей з відкритою робочою частиною.



- 1 – сопло; 2 – робоча частина; 3 – дифузор; 4 – кільцевий раструб;
 5 – вентилятор; 6, 7 – поворотні коліна; 8 – зворотний канал; 9 – форкамера;
 10 – хойнекомб; 11 – електродвигун.

Рис. 2.1. Аеродинамічний контур труби Т-5

Довжина робочої частини труби становить 1115 мм, діаметр поперечного перерізу робочої частини – 750 мм. Діаметр ядра потоку становить 600 мм внаслідок утворення пограничного шару з навколишнім середовищем. Технічні можливості труби дозволяють генерувати потоки повітря швидкістю від 0 м/с до 60 м/с. Початкова турбулентність є складає 2 %, що є цілком задовільним. Повітряний контур труби складається з сопла, робочої частини, дифузора, зворотного каналу з поворотними колінами, форкамери з хойнекомбом і сіткою. За робочою частиною розташований дифузор, що забезпечує гальмування потоку за рахунок частини, що розширюється. Зворотний тракт є каналом змінного перерізу з поворотними колінами, що містять профільовані лопатки, які розвертають повітряний потік та зменшують завихрення на поворотах.

Потік у робочій частині труби створюється вентилятором, хойнекомб служить для вирівнювання потоку, за яким розташована спеціальна сітка для зменшення турбулізації потоку і нерівномірності швидкості по перерізу форкамери.

Для визначення швидкості потоку використовується трубка Піто, яка вимірює повний тиск у потоці, швидкість потоку визначається за співвідношенням

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_0 - p_a)}, \quad (2.1)$$

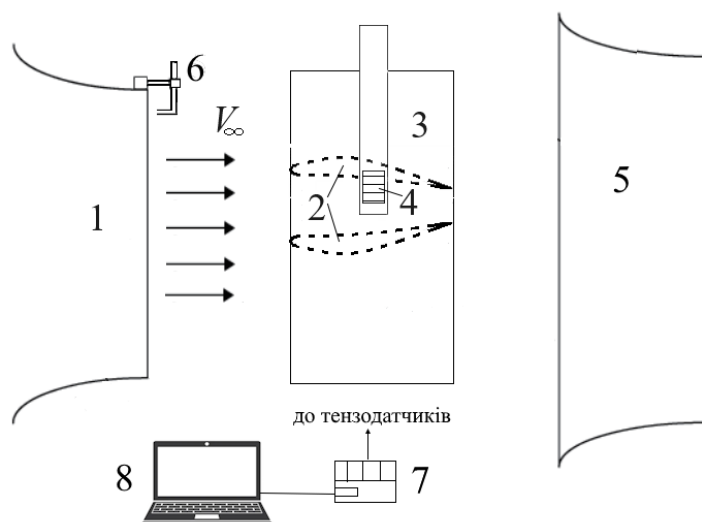
де p_0 – повний тиск за показанням трубки Піто, Па;

p_a – атмосферний тиск, Па.

Контроль швидкості в трубі здійснюється з використанням лопатних анемометрів РСЕ-МАН 2. Для визначення ступеня нерівномірності потоку в робочій частині труби, а також індуктивного опору аеродинамічного профілю використовуються термоанемометр FLUS ET.

Для проведення випробувань моделі несучих поверхонь закріплюється в робочій частині труби. Вимірювання аеродинамічних характеристик забезпечується тензометричними датчиками (тензометричними вагами).

Аеродинамічні ваги тензометричного типу являють собою пружну систему, деформації окремих елементів якої пропорційні компонентам або алгебраїчній сумі компонент повної аеродинамічної сили, що впливає на модель. Силний вплив потоку на модель призводить до реакції, яка відбивається в деформаціях пружних елементів, що призводить до зміни електричного опору і фіксується вимірювальною системою. Як пружні елементи використовуються тензодатчики. Деформації вимірюються за допомогою електричних перетворювачів деформації в електричні величини. На рис. 2.2 схематично показано схему вимірювальної системи.



1 – сопло; 2 – моделі профілів; 3 – торцеві пластини; 4 – тензодатчики;
5 – дифузор; 6 – трубка Піто; 7 – електронний інтерфейс; 8 – комп’ютер.

Рисунок 2.2. Схема робочої частини труби з вимірювальною системою

Електронно-цифровий інтерфейс для вимірювання аеродинамічних характеристик призначений для зчитування показників каналів аеродинамічних ваг, створених на базі тензорезисторів та встановлених на металеву паралелограмну конструкцію, яка має деформаційні характеристики, що відповідають вимогам експерименту [10].

Тензорезистори під'єднані до аналого-цифрових перетворювачів НХ711 які мають дводротовий інтерфейс зв'язку. Щоб об'єднати декілька каналів, в інтерфейсі використовувався мікроконтролер АТМЕГА 328Р, який має багато можливостей підключення та різноманітним номенклатури датчиків. Тим самим за допомогою мікроконтролера, збираються показники каналів та перетворюється в вектор значень, який через мікросхему СН340 котра являє собою перетворювач інтерфейсу UART > USB, та передає отриманий вектор в SerialPort на комп'ютері, схему роботи та зовнішній вигляд електронно-цифрового інтерфейсу показано на рис. 2.3. – 2.4.

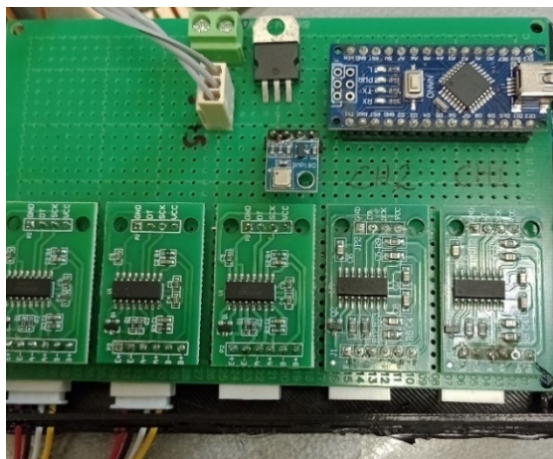


Рисунок 2.3. Зовнішній вигляд електронно-цифрового інтерфейсу на базі мікропроцесора ATMEGA 328P

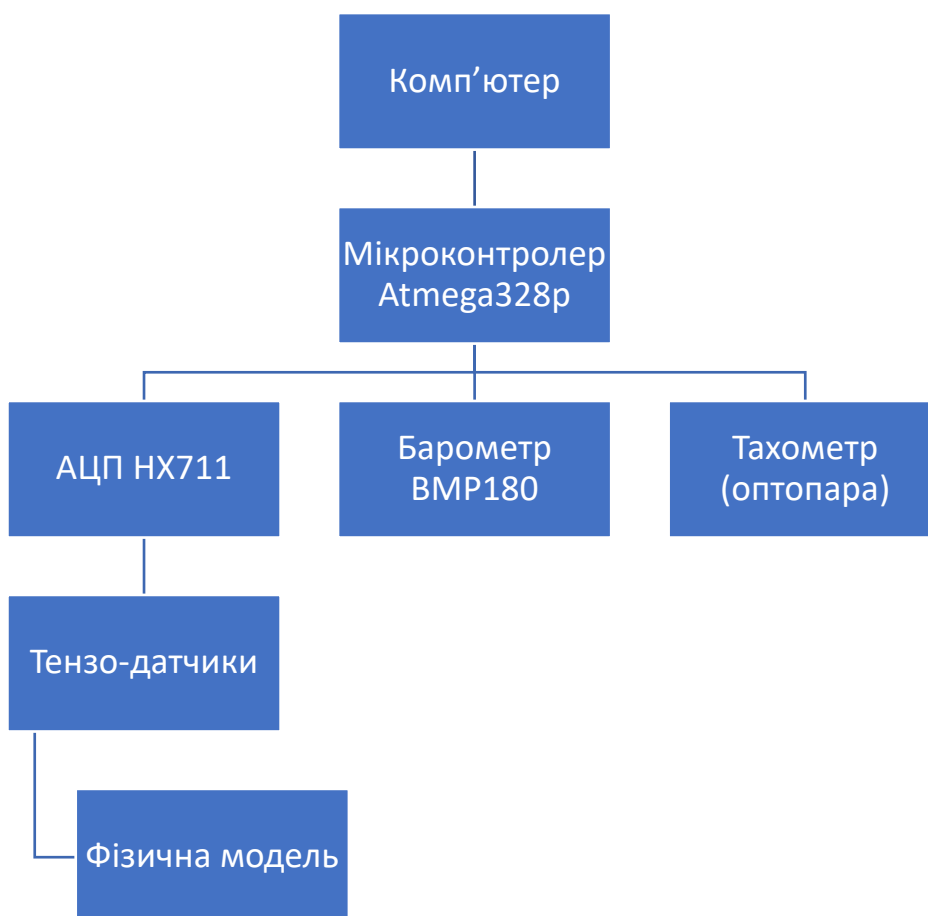


Рисунок 2.4. Схема роботи електронно-цифрового інтерфейсу на базі мікроконтролера ATMEGA 328P

Тарування тензодатчиків і вимірювальної системи в цілому виконувалось шляхом навантаження підвісами відомої ваги від 50 г до 500 г.

Наступним кроком в підготовці аеродинамічного експерименту було виготовлення моделей аеродинамічних профілів несучих поверхонь.

Макети аеродинамічних профілів розроблялися за допомогою твердотілого моделювання в програмному забезпеченні SolidWorks, використовувалась певна специфіка проєктування для забезпечення міцності, економії матеріалу та швидкості виготовлення. На рис.2.5 представлено макет моделі профілю Clark YH-12. Профіль виготовляли методом 3D друку.

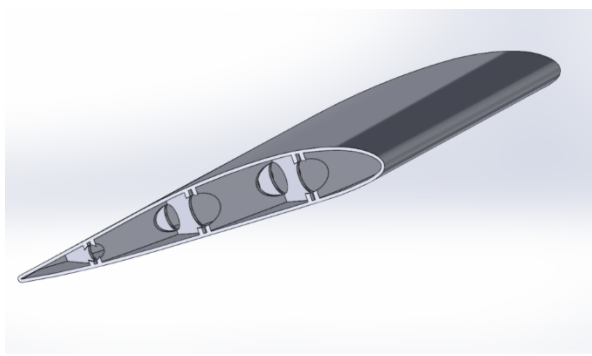


Рисунок 2.5. Твердотільна модель аеродинамічного профілю Clark YH-12

Після виготовлення моделей вони встановлювались у робочій частині труби. На рис. 2.6 показано загальний вигляд аеродинамічного стенда з встановленими моделями профілів та вимірювальною системою.



а)

б)

Рисунок 2.6. Загальний вид експериментального стенду

2.2 Особливості постановки та обробки даних експерименту з визначення аеродинамічних характеристик профілю крила поблизу підстильної поверхні

Порядок проведення аеродинамічного експерименту в цілому базується на загальноприйнятій методики експериментальної аеродинаміки [7, 8, 10].

Визначено наступну послідовність проведення експерименту:

- моделі профілів закріплюється між двома шайбами дзеркально один напроти другого відносно умовної лінії симетрії (екрану), аналогічно до схеми представленої на рис .2.6. Підготовлена модель встановлюється на державці аеродинамічних тензометричних ваг в робочій частині аеродинамічної труби;
- запускається аеродинамічна труба, знімаються показання аеродинамічних сил за визначеними швидкостями потоку, відстанню від екрана та кута атаки;
- визначаються похибки експериментальних вимірювань та вплив додаткових факторів на результати вимірювання.
- аналіз та інтерпретація експериментальних даних.

Дослідження в аеродинамічній трубі найчастіше виконують в усталеному режимі, що відповідає умовам польоту WIG апарата в горизонтальній площині. Коефіцієнти сил і моментів, що впливають на WIG судно за прямолінійного стаціонарного руху, визначаються орієнтацією відносно екрана та залежать від числа Рейнольдса і ступеню турбулентності.

Як вже зазначалося раніше, відмінною рисою аеродинаміки WIG-апарату полягає в тому, що основні сили та моменти, що впливають на літальний апарат залежать не тільки від кута атаки, але і від висоти польоту над підстильною поверхнею.

В експериментальних дослідженнях положення моделі профілю крила відносно екрана визначають кут атаки α й відстань від заднього ребра до поверхні. Результати досліджень представляють у вигляді залежностей $c_x(\alpha)$, $c_x(\bar{h})$, $c_y(\alpha)$, $c_y(\bar{h})$, $m_z(\alpha)$, $m_z(\bar{h})$. Але слід зауважити, що вплив кута

атаки в присутності екрана може бути по різному врахований при обробці результатів. Адже однакова зміна кута атаки α може по різному вплинути на аеродинамічні характеристики, залежно від чинника, який призвів до зміни кута атаки. Кут атаки може змінюватися внаслідок таких чинників: зміна кута тангажу q , наявність вертикальної компоненти вектору швидкості, наприклад внаслідок пориву вітру). Зміна кута атаки призводить до зміни положення всіх точок поверхні крила відносно екрану, окрім точки обертання, якщо вона знаходиться на профілі. Таким чином, виникає необхідність у коректній інтерпретації результатів експерименту.

На рис .2.7 представлена схема зміни кута атаки профілю внаслідок виникнення вертикальної компоненти швидкості U .

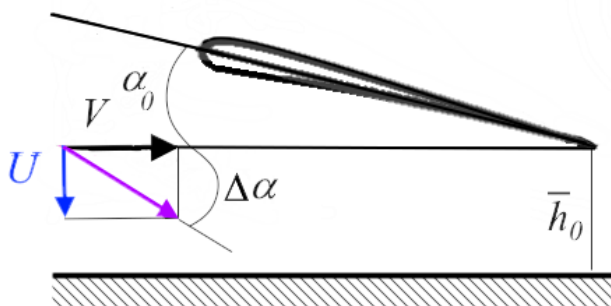


Рисунок 2.7. До визначення положення профіля внаслідок зміни вертикальної компоненти швидкості

Відзначимо, що в аеродинамічних трубах, зазвичай приймається, що вертикальна компонента швидкості відсутня.

Для перенесення результатів випробування моделей в аеродинамічній трубці на натурний об'єкт необхідно дотримання геометричної подібності, подібності по числах Re і M , а також ввести низку поправок, які мають врахувати викривлення потоку навколо моделі внаслідок обмеженості перерізу робочої частини труби, вплив меж потоку, вплив пристроїв, що тримають модель в трубці тощо. Окрім того, важливо враховувати ступінь початкової турбулентності в

трубі, яка впливає на аеродинамічні характеристики. В загальному випадку для дозвукових аеродинамічних труб потрібно робити поправки [7]:

- на завалення (захаращеності) робочої частини моделлю, що призводить до зміни швидкості в місці розташування моделі;
- на градієнт статичного тиску, що змінюється вздовж моделі;
- на вплив підйомної сили, що змінює поле швидкості в робочій частині, кут атаки та лобовий опір;
- на вплив вимірювальних і підвісних пристроїв для моделі, що дають динамічні компоненти аеродинамічних сил, які вимірюються;
- на блокінг ефект;
- на вплив скошу потоку в трубі без моделі.

Згідно з рекомендаціями [8] відповідні поправки визначаються наступним чином.

Вплив завалення робочої частини моделлю може бути врахований у вигляді поправки до швидкості, що виміряна поперед моделі у незбуреному потоці:

$$V_{\text{іст}} = V_{\text{вим}} + \varepsilon_{\text{м}} V_{\infty}, \quad (2.2)$$

де $\varepsilon_{\text{м}}$ – коефіцієнт, що враховує захаращеність робочої частини.

Для профільованого крила в плоскому потоці в аеродинамічній трубі з відкритою робочою частиною $\varepsilon_{\text{м}} = -0,411 \cdot f(c/t)^2$, де значення функції f визначається за таблицею 2.

Таблиця 2. – Значення функції f для визначення коефіцієнта захаращеності

c/t	2	4	6	8	10	12
f(c/t)	1,2	1,9	2,6	3,5	4,4	5,1

Поправка на вплив підйомної сили. Цей вплив полягає у зміні поля швидкостей у робочій частині труби й проявляється навіть за малих відносних розмірів моделі, повністю зникає лише за нульової підйомної сили. Для труб із

відкритою робочою частиною кут атаки зменшується. У разі двовимірної течії для відкритої робочої частини:

$$\begin{aligned}\Delta c_y &= \frac{\pi^2}{24} \left(\frac{c}{l}\right)^2 c_{y_{\text{вим}}}, \\ \Delta \alpha &= -\frac{\pi}{48} \left(\frac{c}{l}\right)^2 (c_{y_{\text{вим}}} + 4c_{m_{\text{вим}}}) - \frac{1}{4} \frac{c}{l} c_{y_{\text{вим}}}.\end{aligned}\quad (2.3)$$

Зміна дійсного кута атаки через вплив меж потоку означає, що коефіцієнти сил $c_{x_{\text{вим}}}$ і $c_{y_{\text{вим}}}$, мають бути виправлені:

$$\begin{aligned}c_y &= c_{y_{\text{вим}}} \cos(\Delta \alpha) - c_{x_{\text{вим}}} \sin(\Delta \alpha), \\ c_x &= c_{x_{\text{вим}}} \cos(\Delta \alpha) + c_{y_{\text{вим}}} \sin(\Delta \alpha),\end{aligned}\quad (2.4)$$

і з огляду на малість α можна записати у спрощеному вигляді:

$$\begin{aligned}c_y &= c_{y_{\text{вим}}}, \\ c_x &\approx c_{x_{\text{вим}}} + c_{y_{\text{вим}}} \alpha.\end{aligned}\quad (2.5)$$

Величину $c_{y_{\text{вим}}} \alpha$ називають опором, індукованим межами потоку. Значення скосу потоку $\Delta \alpha$, індукованого крилом, залежить від відносних розмірів крила і робочої частини, підйомної сили крила, а також форми та типу робочої частини.

Важливим параметром, що характеризує якість потоку в аеродинамічній трубі є коефіцієнт поля, який відбиває ступінь рівномірності повітряного потоку в робочій частині (ядрі потоку) труби [7]. В ядрі потоку відхилення величини швидкісного напору не повинно перевищувати $\pm 2\%$ від середнього значення. Середнє значення коефіцієнта поля робочої частини труби визначаємо за формулою

$$\mu_{mp} = \frac{\sum_i \mu_{mpi}}{n}, \quad (2.6)$$

де μ_{mp} – коефіцієнт точки поля в досліджуваній точці робочої частини аеродинамічної труби, які визначаються як відношення швидкісного напору в точці до швидкісного напору, що вимірюється перепадом тиску.

Поправка на блокінг-ефект. У трубах замкнутого типу відхилення потоку, що входить у дифузор, через вплив підйомної сили настільки велике, що призводить до зменшення коефіцієнта μ поля труби з моделлю, що володіє підйомною силою, порівняно з порожньою трубою. Зміна коефіцієнта поля труби внаслідок зазначеного впливу підйомної сили має назву блокінг-ефекту і має бути врахована під час підрахунку всіх коефіцієнтів аеродинамічних сил, що належать до швидкісного напору. Виправлення має вигляд:

$$C_{icn} = C_{змін} \frac{\mu_{mp}}{\mu_{mp} + \Delta\mu}, \quad (2.7)$$

де $\Delta\mu$ – поправка в коефіцієнті поля труби на блокінг-ефект (від 3 % до 5 %).

Вплив початкової турбулентності та числа Re досліду. Безпосередньо вплив цих факторів на аеродинамічні характеристики не враховується введенням будь-яких поправок під час первинної обробки результатів вимірювань. Але під час подальшого аналізу і зіставлення цих характеристик необхідно завжди брати до уваги значення чисел Re і початкової турбулентності e_m (у відсотках), за яких проведено досліди. Коефіцієнт початкової турбулентності може бути визначений за методом сфери [9].

Вплив державки моделі. Слід враховувати, що державка моделі та інші кріплення вносять додатковий лобовий опір, що сприймається тензометричними вагами. Отже, істинний лобовий опір має бути визначений як

$$C_x = C_{x \text{ вим}} - C_{x \text{ дер}}, \quad (2.8)$$

де $c_{x \text{ дер}}$ – опір державки визначається вимірюванням без моделі.

Отже, при обробці даних експериментальних вимірювань слід взяти до уваги наведені вище корекційні коефіцієнти при визначенні істинних значень аеродинамічних характеристик.

2.3 Результати експериментальних досліджень

Експериментальне дослідження проводилося за умов: швидкість 16,5..25 м/с, числа Рейнольдса порядком $Re = 10^5..1,8 \times 10^5$, температура 11,2..12,5 °С, атмосферний тиск $P = 100625..101325$ Па. В експерименті використовувався профіль крила Clark-YH12 з довжиною хорди 0,1 м, та довжиною крила 0,333 м. Профілі були встановлений між двома обмежувальними пластинами, один закріплений жорстко, без аеродинамічних ваг, другий встановлений на вісь під'єднану до аеродинамічних ваг, та має можливість встановлення точного кута атаки для крила.

В експериментальному дослідженні був обраний діапазон кутів атаки від 0 до 10 градусів. Після тестування профілю без дзеркального, було встановлено друге крило дзеркально на відстані 0,2 м, тим самим встановлено відстань до екрана 0,1 м, що дорівнює довжині хорди.

Результати представлені у вигляді графіків коефіцієнтів лобового опору та підйомної сили, для числа Рейнольдса $Re = 1,17 \times 10^5$ та порівняні з результатами бази даних Airfoils для профілю Clark-YH12 з числом Рейнольдса $Re = 10^5$ для кутів атаки від 0 до 10, які представлені на рис. 2.8 та 2.9.

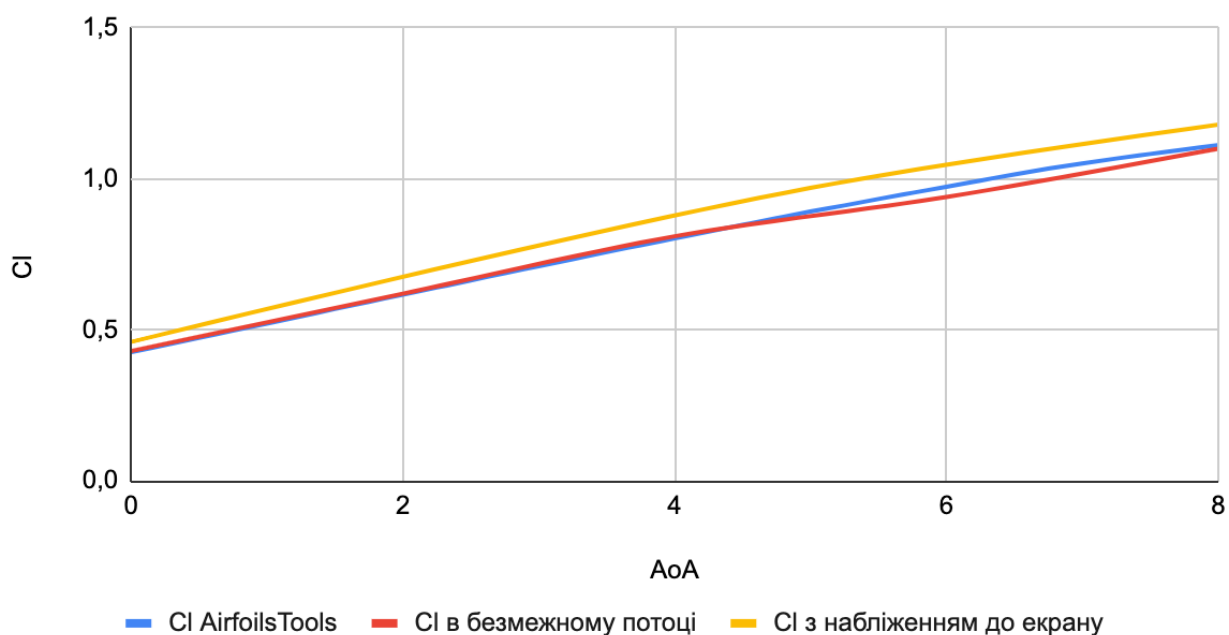


Рисунок 2.8. Коефіцієнт підйомної сили для крила в безмежному потоці та крила з наближенням до екрану залежно від кута атаки

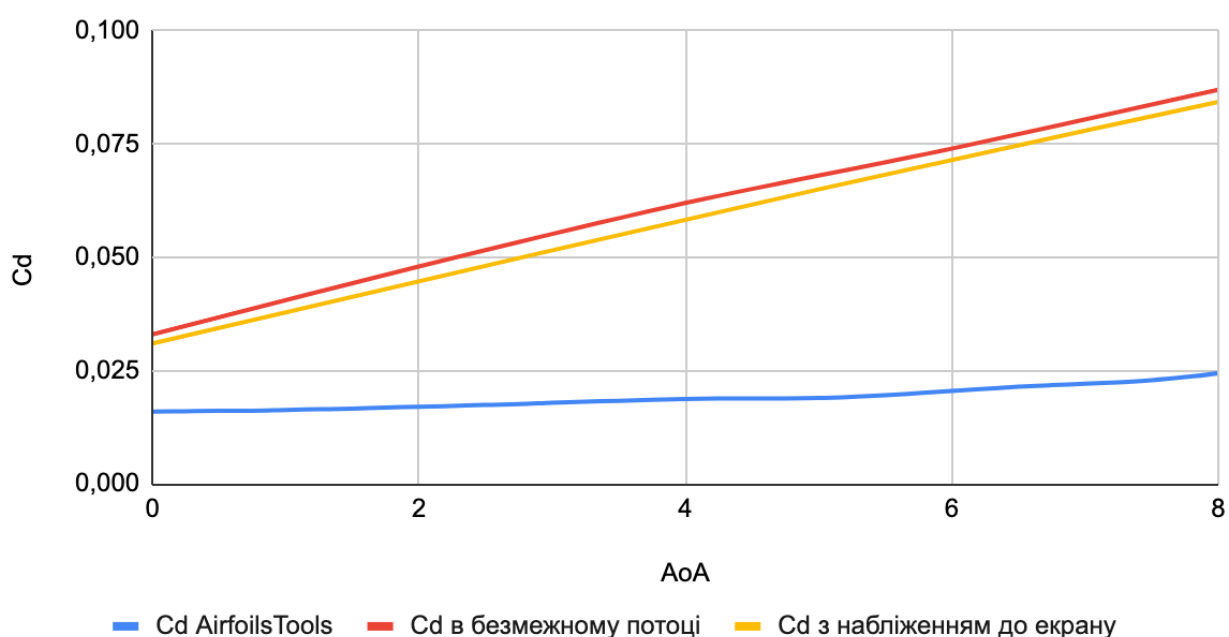


Рисунок 2.9. Коефіцієнт лобового опору для крила в безмежному потоці та крила з наближенням до екрану залежно від кута атаки

За аналізом результатів експериментального дослідження крила в наближенні до екрану було помічено, приріст під'ємної сили на 7-16% залежно

від кута атаки. Сила лобового опору є відмінною, від результатів бази даних Airfoils.tools, це обумовлено шорсткістю та якістю обробленої поверхні крила.

2.4 Висновки за розділом

Розроблено методику аеродинамічного експерименту та проведено експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик несучих поверхонь поблизу екрана за умов, профіль на якому проводили дослідження Clark-YH12, швидкість набігаючого потоку 16,5 м/с, довжина хорди 0,1 м, експеримент проводився в діапазоні 0..10 кута атаки, з відстанню між профілями 0,1 м. Проведено модифікацію електронно-цифрового інтерфейсу для зняття аеродинамічних параметрів профілю крила при експериментальному дослідженні в аеродинамічній трубі. Отримано графіки коефіцієнтів лобового опору та підйомної сили для крила з профілем Clark-YH12 поблизу екрана. При аналізі отриманих результатів експериментальних досліджень крила в наближенні до екрана було помічено, підвищення підйомної сили на 7 – 16 % залежно від кута атаки.

2.5 Література до другого розділу

1. Bruno Chanetz, Jean Déleroy, Patrick Gilliéron, Patrick Gnemmi, Erwin R. Gowree, Philippe Perrier (2020) *Experimental Aerodynamics*. Springer Nature Switzerland AG, P. 309. <https://doi.org/10.1007/978-3-030-35562-3>
2. Anatolii Sokhatskyi, Andrii Dreus, Mykhailo Radovskyi, Svitlana Horbonos. A review of the problem of modeling the aerodynamics of small-sized ekranoplanes. *MATEC Web Conf.* 390 04011 (2024) DOI: 10.1051/matecconf/202439004011
3. Rozhdestvensky K. V. Wing-in-ground effect vehicles. Progress in aerospace sciences. 2006. Vol. 42, no. 3. P. 211–283. URL: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.10.001>.
4. Українець Є. О., Спіркін Є. В., Кудрявцев В. Г., Клочков Ю. П., Нечитайло В. І. Експериментальна установка для визначення аеродинамічних характеристик екранопланів // *Наукоємні технології*. – 2018. – №4. – С. 573-580.

5. Han-Koo Jeong; Jae-Do Han; Kuk-Jin Kang (2010). On the structural test of 1.5-ton test WIG craft. 37(16), 1393–1401. doi:10.1016/j.oceaneng.2010.03.007
6. Hyunbum Park (2017) Study on Design and Test of Composite WIG Vehicle Considering on Impact Loading. *MATEC Web Conf.* 139 00022 (2017). DOI: 10.1051/mateconf/201713900022
7. Сохацький А.В. Використання екранопланного ефекту в перспективних транспортних технологіях. *Електромагнітна сумісність та безпека на залізничному транспорті*. 2018. №16. С. 116-120.
8. Yang Z., Yang W., Li y. Analysis of two configurations for a commercial WIG craft based on CFD. *27th AIAA applied aerodynamics conference*, San Antonio, Texas. Virigina, 2009. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2009-4112>.
9. Barber T. J. A study of water surface deformation due to tip vortices wing-in-ground effect / Tracie J. Barber // *Journal of ship research*. – 2007. – Vol. 51, no. 02. – P. 182-186.
10. Аеродинамічні аспекти проектування безпілотних екранопланів: монографія / за заг. ред. А. Ю. Дреус. – Дніпро: ЛІРА, 2024. – 180 с.

РОЗДІЛ 3

ЧИСЛОВІ ДОСЛІДЖЕННЯ ОБТІКАННЯ ПРОФІЛЮ КРИЛА З ЕКРАННИМ ЕФЕКТОМ

Метою чисельного моделювання є отримання аеродинамічних характеристик профілю крила, що розташоване поблизу підстильної поверхні, з урахуванням дії екранного ефекту. Це завдання має особливе значення для розробки малорозмірних літальних апаратів, які експлуатуються на малих висотах, де вплив екрану суттєво змінює поведінку потоку. Сам процес чисельного моделювання поділений на декілька етапів та представлений на рис. 3.1.



Рисунок 3.1. Етапи чисельного моделювання

Для проведення чисельного моделювання було враховано низку фізичних припущень, що дозволяють спростити задачу без суттєвого впливу на точність результатів. Одним із ключових аспектів стало врахування специфіки руху екранопланів (WIG-апаратів), які переміщуються на малих висотах над водною

поверхнею. Такий режим польоту супроводжується генерацією хвильових збурень, що можуть деформувати вільну поверхню води. Ці деформації потенційно здатні змінювати розподіл тиску та структуру потоку навколо апарату, впливаючи на величини підйомної сили та опору.

Однак у даному дослідженні припускається, що вплив деформацій вільної поверхні є незначним і може бути знехтуваний у першому наближенні. Це дозволяє використовувати фіксовану жорстку модель екрана для аналізу аеродинаміки, зосередившись на оцінці основних закономірностей формування екранного ефекту без ускладнення моделі нелінійними гідродинамічними явищами. Такий підхід є обґрунтованим для попередніх досліджень та дозволяє отримати достовірні результати з оптимальними обчислювальними затратами.

3.1 Основні рівняння

В роботі для розв'язання двовимірної задачі обтікання профіля крила потоком в'язкого газу в якості вихідної системи рівнянь руху стисливого газу використовуються двовимірні рівняння Нав'є-Стокса, записані в векторно-інтегральному вигляді і які становлять закони збереження у всій області течії [1, 2]. В двовимірній постановці в довільній системі координат (ξ, η) осередненіза Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, які у векторному вигляді можна записати:

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} \right), \quad (3.1)$$

$$q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, \quad E = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ (e + p)U \end{bmatrix}, \quad F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ (e + p)V \end{bmatrix}, \quad (3.2)$$

$$\hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y \end{bmatrix}, \quad \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{yx} + \eta_y \tau_{yy} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y \end{bmatrix}, \quad (3.3)$$

$$U = \xi_x u + \xi_y v, \quad V = \eta_x u + \eta_y v, \quad (3.4)$$

$$\tau_{xx} = \frac{2\mu}{3} [2(\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta) - (\xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta)], \quad (3.5)$$

$$\tau_{yy} = \frac{2\mu}{3} [2(\xi_y u_\xi + \eta_y u_\eta) - (\xi_x v_\xi + \eta_x v_\eta)], \quad (3.6)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu [(\xi_y u_\xi + \eta_y u_\eta) - (\xi_x v_\xi + \eta_x v_\eta)], \quad (3.7)$$

$$\beta_x = u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + \frac{1}{\gamma-1} \left(\frac{\mu_l}{Pr_l} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \left(\xi_x \frac{\partial a^2}{\partial \xi} + \eta_x \frac{\partial a^2}{\partial \eta} \right), \quad (3.8)$$

$$\beta_y = u \tau_{xy} + v \tau_{yy} + \frac{1}{\gamma-1} \left(\frac{\mu_l}{Pr_l} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \left(\xi_y \frac{\partial a^2}{\partial \xi} + \eta_y \frac{\partial a^2}{\partial \eta} \right), \quad (3.9)$$

де x, y - осі декартової системи координат; ρ - густина; a - швидкість звуку; u, v - компоненти вектора швидкості в напрямках x, y ; p - тиск; e - повна енергія одиниці об'єму газу; Pr_l - молекулярне число Прандтля; $Pr_t = 0.9$ - турбулентне число Прандтля, $\mu = \mu_l + \mu_t$ - динамічний коефіцієнт «ефективної» в'язкості; μ_l - динамічний коефіцієнт молекулярної в'язкості; μ_t - динамічний коефіцієнт турбулентної в'язкості; γ - показник адіабати газу.

Метричні коефіцієнти і якобіан перетворення координат, що входять до (3.1), визначаються із виразів:

$$\xi_x = J y_\eta, \quad \xi_y = -J x_\eta, \quad \eta_x = -J y_\xi, \quad \eta_y = J x_\xi, \quad (3.10)$$

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta)}{\partial(x, y)} = \begin{vmatrix} \xi_x & \xi_y \\ \eta_x & \eta_y \end{vmatrix}. \quad (3.11)$$

Для замкнення системи (3.1)–(3.9) необхідно визначення коефіцієнта турбулентної в'язкості. Питання щодо визначення моделі турбулентної в'язкості розглянуто нижче в даній роботі. Система (3.1)–(3.9) доповнюється граничними умовами, які фізично відображають:

- на вхідній границі задані параметри набігаючого потоку;
- на твердій поверхні профіля задані умови «прилипання»;
- на екрані задається умова – симетрії, оскільки задання умови «прилипання» в даному випадку не є фізичним.

Сформульована задача є нелінійною, нестационарною з проблемою замкнення турбулентності і не може бути розв'язана аналітичними методами. Для розв'язання такого роду задач використовують числові методи, зокрема метод скінчених елементів, який є основою для більшості сучасних пакетів обчислювальної гідродинаміки, зокрема ANSYS.

Отже, застосування програмного комплексу ANSYS Fluent є доцільним і ефективним рішенням для моделювання процесів обтікання в задачах газодинаміки, зокрема для апаратів, які використовують динамічний принцип підтримки над поверхнею. Програма забезпечує широкий набір засобів для точного опису фізичних явищ, зручні інструменти для обробки результатів та можливість врахування складних режимів течії.

Для реалізації повноцінного чисельного експерименту необхідно пройти низку обов'язкових етапів: створити геометричну модель об'єкта, згенерувати якісну розрахункову сітку, обрати відповідну модель турбулентності, а також правильно задати початкові та граничні умови. Лише при дотриманні цих умов можна розраховувати на достовірність та фізичну адекватність отриманих результатів.

3.2 Геометрична модель

На аеродинамічні характеристики літальних апаратів мають великий вплив насамперед поверхні крил, які мають певний профіль. На сьогодні розроблено велику кількість аеродинамічних профілів. Вибір конкретного профілю обумовлюється різними чинниками: призначенням апарата, необхідними аеродинамічними характеристиками, вимогами до міцності, швидкості та маневреності, конструктивними вимогами тощо. Слід зазначити, що при створенні малогабаритних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею набуває важливого значення відношення відстані від підстильної поверхні до хорди крила, оскільки ефективність використання динамічної повітряної подушки залежить від абсолютних значень геометричних розмірів крила.

В даній роботі розглядався профіль крила Clark-YH12 контур профілю зображено на (Рис. 3.2), цей профіль широко використовується в конструкціях літаків загального призначення і вивчається в аеродинаміці вже багато років. Профіль крила Clark-YH12 має товщину 12% від хорди, а значна частина нижньої поверхні до 70%, є плоскою. Не зважаючи на те що нижня поверхня є не оптимальною для використання в обмеженому потоці, вона використовується в багатьох конструкціях апаратів з динамічною підтримкою над поверхнею.

Координати точок профілю представлені в таблиці 3.1.

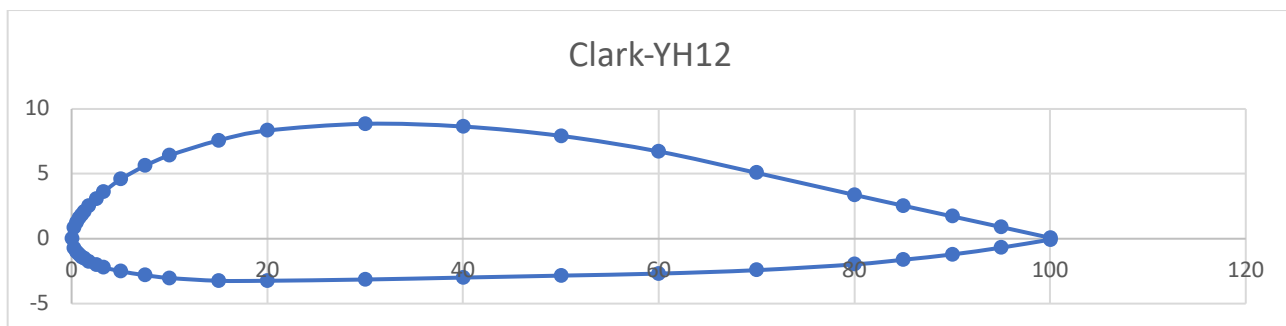


Рисунок 3.2. Контур профілю Clark-YH для 12% товщини від хорди.

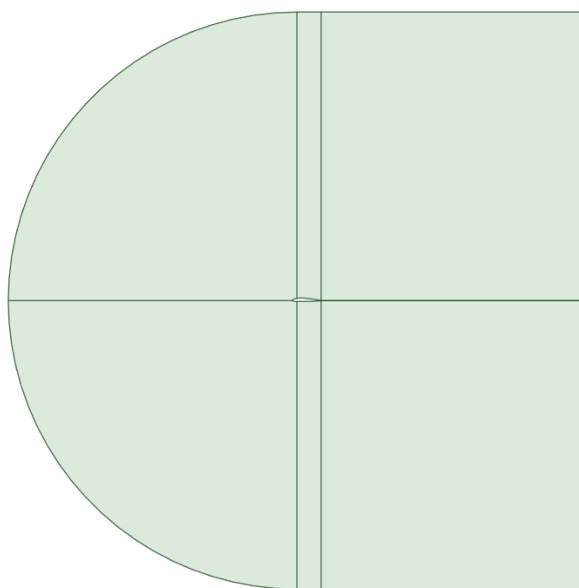
Таблиця 3.1. Координати точок профіля крила Clark-YH12.

X(%)	Y _В (%)	Y _Н (%)
0.25	0.852	-0.714
0.5	1.26	-1.02
0.75	1.584	-1.236
1	1.836	-1.398
1.25	2.088	-1.512
1.75	2.544	-1.746
2.5	3.096	-1.992
3.25	3.6	-2.19
5	4.578	-2.508
7.5	5.616	-2.808
10	6.42	-3.0264
15	7.572	-3.24
20	8.334	-3.24
30	8.856	-3.144
40	8.646	-2.994
50	7.926	-2.844
60	6.7236	-2.688
70	5.076	-2.424
80	3.378	-1.9776
85	2.544	-1.62
90	1.722	-1.212
95	0.9	-0.6876
100	0.072	-0.072

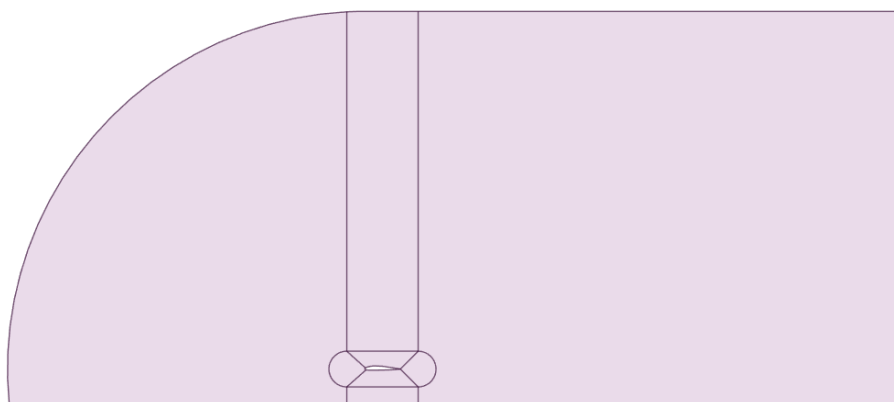
Побудована геометрія обтікання профілю крила була виконана в модулях Geometry та SpaceClaim. Моделі являють собою:

- у випадку профіля у безмежному потоці це поєднання напівокружності та прямокутника в центрі напівокружності розташований профіль крила, побудовані допоміжні відрізки для спрощеної побудови сітки (рис. 3.3, а);
- у випадку профілю з наближенням до екрана це частина окружності в поєднанні з прямокутником, профіль розташований в центрі окружності відповідно нижня границя розташована на певній

відстані від хорди крила, побудована допоміжна геометрія для спрощеної побудови розрахункової сітки (рис. 3.3, б).



а)



б)

Рисунок 3.3. Геометрична модель для а) розрахунку профіля в безмежному потоці, б) розрахунок профіля з наближенням до екрану

Розміри профілю були обрані такі самі як в експериментальному дослідженні які проводились в межах цієї роботи, відстань до границь в усіх напрямках від профілю відповідає мінімум десяти розмірам хорди. Зміна кута атаки у випадку розрахунку профілю в наближенні до екрана здійснюється

відносно центра хорди по горизонталі та по центру профілю по вертикалі, у випадку розрахунку профілю у безмежному потоці зміна кута атаки здійснюється за допомогою встановлення компонентів вектора швидкості.

3.3 Розрахункова сітка

Сітка — це метод подання просторової області шляхом її поділу на невеликі дискретні елементи. Як зазначено в роботі [3], такий підхід широко застосовується при розв'язанні диференціальних рівнянь, побудові комп'ютерної графіки, а також у геоінформаційних системах і картографічному аналізі.

Сіткова структура дозволяє апроксимувати поведінку фізичних процесів у моделі за допомогою чисельних методів, розв'язуючи рівняння в межах окремих елементів. Межі цих елементів можуть точно відповідати геометричним або фізичним межам об'єкта.

У процесі визначення аеродинамічних характеристик апарата з динамічним принципом підтримки над поверхнею одним із ключових етапів є створення обчислювальної сітки. На цьому етапі геометрична модель конструкції замінюється на сіткову структуру, що дозволяє виконувати чисельне моделювання. Щоб результати були коректними, до сітки висуваються певні вимоги:

- обчислювальна сітка має бути високої якості;
- в областях зіткнення з твердими поверхнями потрібна підвищена щільність сітки для точного відтворення характеру розподілу швидкостей у прикордонному шарі.

Оскільки чисельне моделювання обтікання передбачається проводити в програмному середовищі **ANSYS Fluent**, саме до цього програмного забезпечення і застосовуються відповідні критерії оцінки якості сітки. Основними з них є [3, 10]:

1. **Orthogonal Quality (ортогональна якість)**

- Визначає рівень наближеності нормалей граней до ортогонального розташування.
- Значення коливається від 0 до 1; чим ближче до 1 — тим краща якість.
- Мінімально допустиме значення — 0.1; значення нижче 0.01 є критичними.

2. Skewness (ступінь перекосу)

- Показує геометричну викривленість елементів відносно ідеальної форми.
- 0 — ідеальний елемент, 1 — максимально викривлений.
- Рекомендовані значення:
 - до 0.25 — висока якість;
 - 0.25–0.5 — допустима;
 - понад 0.5 — низька якість, яка може спричинити проблеми збіжності.

3. Aspect Ratio (співвідношення сторін)

- Визначає відношення довжини до висоти елементів.
- У більшості випадків слід уникати значень, що перевищують 5–10, за винятком шарів згущення в прикордонній області.

4. Cell Volume (об'єм клітинки)

- Об'єм елементів не повинен бути нульовим або надто малим.
- Різкі зміни об'ємів між суміжними осередками слід уникати, оскільки це знижує точність розрахунку.

5. Smoothness (плавність переходів)

- Перехід між елементами різного розміру повинен бути поступовим.
- Різкі зміни розмірів можуть спричинити погіршення збіжності розрахунку.

6. Inflation Layers (шари згущення)

- У зоні твердої поверхні повинні бути присутні призматичні шари, що відображають прикордонний шар.
- Висота першого шару визначається з урахуванням критерію y^+ (наприклад, для моделі SST k- ω : $y^+ < 1$).

Значення критеріїв якості розрахункової сітки, задовольняючої вимогам ANSYS Fluent наведено у таблиці 3.2.

Таблиця 3.2. Критерії якості розрахункової сітки, які задовольняють вимогам ANSYS Fluent.

Параметр сітки	Оптимальне значення	Допустимі межі
Orthogonal Quality	Більше 0.3	0.1 – 1.0
Skewness (перекіс елементів)	Менше 0.25	До 0.5 (максимум до 0.85 в окремих ділянках)
Aspect Ratio (відношення сторін)	5–10 для основної області, до 100 у прикордонних шарах	До 1000 при витягнутих елементах уздовж стінок
Об'єм комірки (Cell Volume)	Плавний перехід між сусідніми елементами	—
Smoothness (плавність змін)	Зміна розміру елементів не більше ніж у 1.2 раза	До 2 разів
Шари згущення (Inflation, для SST)	$y^+ \approx 1$	В межах 0.3 – 1.0

Після завершення генерації сітки в ANSYS Fluent її якість можна проаналізувати шляхом перегляду файлу результатів (out-файлу) або безпосередньо у вікні постобробки. Для кожного критерію, що характеризує сіткову структуру (наприклад, *Skewness*, *Orthogonal Quality* тощо), виводиться найгірше значення, доповнене оцінкою рівня якості, яка позначається спеціальним маркером.

У Fluent передбачено чотирирівневу систему умовного маркування, яка дозволяє швидко оцінити придатність сітки до проведення чисельного моделювання:

1. Excellent (Відмінна якість)

Сітка повністю відповідає вимогам щодо точності та стабільності розрахунку. Не потребує додаткових змін.

2. Fair (Задовільна якість)

Загалом сітка придатна для моделювання, проте в окремих ділянках можуть бути незначні похибки. Рекомендується перевірити проблемні області.

3. Poor (Незадовільна якість)

Деякі з елементів сітки мають погані геометричні характеристики, що може вплинути на точність та збіжність розрахунку. Потрібне доопрацювання.

4. Unacceptable (Неприйнятна якість)

Сітка має критично низьку якість і не підходить для використання у симуляції. Потрібна суттєва корекція або повна генерація заново.

Додатковим критерієм, що впливає на якість розрахункової сітки, є безрозмірна товщина першої комірки, відома як Y^+ . Вона показує співвідношення розміру першого шару сітки, розташованого поблизу твердої поверхні, до локальних характеристик потоку, таких як швидкість і в'язкість, що дозволяє оцінити, наскільки адекватно сітка описує прикордонний шар.

Обчислення Y^+ здійснюється на основі співвідношення фізичної товщини першої комірки до характерної товщини прикордонного шару, яка змінюється залежно від числа Рейнольдса. Визначення враховує параметри потоку, такі як швидкість, в'язкість та геометричні розміри, щоб отримати місцеву товщину прикордонного шару, відносно якої і розраховується безрозмірний параметр Y^+ .

Правильне налаштування Y^+ є важливим для адекватного моделювання розподілу швидкості в прикордонному шарі, точного врахування турбулентних процесів біля поверхні, а також для забезпечення стабільності та високої точності чисельних розрахунків.

Визначення безрозмірної товщини першого шару комірок можна виконати, базуючись на залежностях характеристик прикордонного шару від значення числа Рейнольдса:

$$Re_L = \frac{\rho V_\infty L}{\mu} \quad (3.12)$$

де V_∞ — швидкість вільного (незбуреного) потоку;

L — характерний геометричний розмір;

μ — динамічний коефіцієнт в'язкості.

Місцевий коефіцієнт тертя розраховується за формулою:

$$c_f = 0.025 \cdot Re_x^{-\frac{1}{7}} \quad (3.13)$$

або

$$c_f = 2 \frac{\rho U_\tau^2}{\rho V_\infty^2} = 2 \cdot \left(\frac{U_\tau}{V_\infty} \right)^2 \quad (3.14)$$

де x — поточна координата або точка, в якій визначається число Рейнольдса.

Висота першої комірки прикордонного шару розраховується за формулою:

$$\Delta y = \frac{\Delta y^+ \cdot \nu}{U_\tau} \quad (3.15)$$

Беручи до уваги формулу (3.14), можна вивести наступну формулу для значення Y^+ :

$$\Delta y = \Delta y^+ \cdot \sqrt{\frac{2}{c_f}} \cdot \frac{\nu}{V_\infty} \quad (3.16)$$

Наведену формулу для обчислення Y^+ слід вважати наближеною, тому фактичне значення цього параметра обов'язково потрібно перевіряти у модулі Results, що використовується для аналізу результатів чисельного моделювання.

Існує три основні типи розрахункових сіток, що використовуються в чисельному моделюванні: **структуровані, неструктуровані та гібридні** сітки [4].

Структурована сітка (рис. 3.4) відрізняється впорядкованим розташуванням осередків із фіксованою топологією з'єднання. У двовимірних задачах зазвичай застосовуються чотирикутні елементи, у тривимірних — шестигранні. Така сітка забезпечує ефективне використання пам'яті та спрощує обчислювальні алгоритми.

До ключових переваг структурованої сітки можна віднести:

- високу точність при фіксованій кількості елементів;
- кращу збіжність чисельних методів;
- регулярну геометрію, що сприяє оптимізації розрахунків.

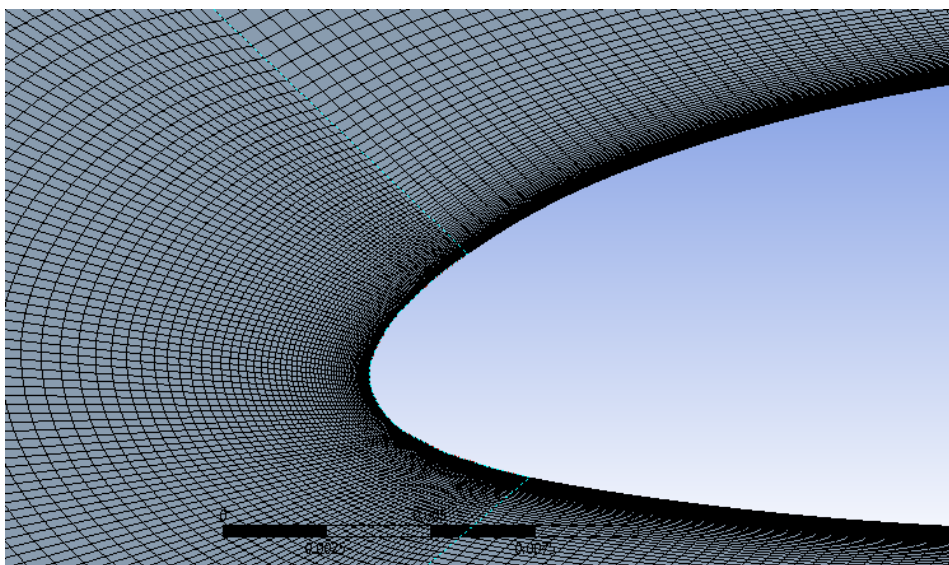


Рисунок 3.4. Структурована сітка

Неструктурована сітка (рис. 3.5) відрізняється тим, що її елементи з'єднані за непостійною, нерегулярною схемою, що не піддається простому представленню у вигляді стандартних дво- чи тривимірних масивів у пам'яті комп'ютера.

Таке розташування забезпечує **максимальну свободу у виборі типів елементів**, які можуть бути використані відповідно до можливостей обраного

програмного розв’язувача. Завдяки цьому неструктуровані сітки особливо ефективні для складних або нерівномірних геометричних областей.

Найчастіше у 2D-моделях використовуються елементи трикутної форми, а в 3D — тетраедричні осередки, що дозволяє точно адаптувати сітку до форми об’єкта моделювання.

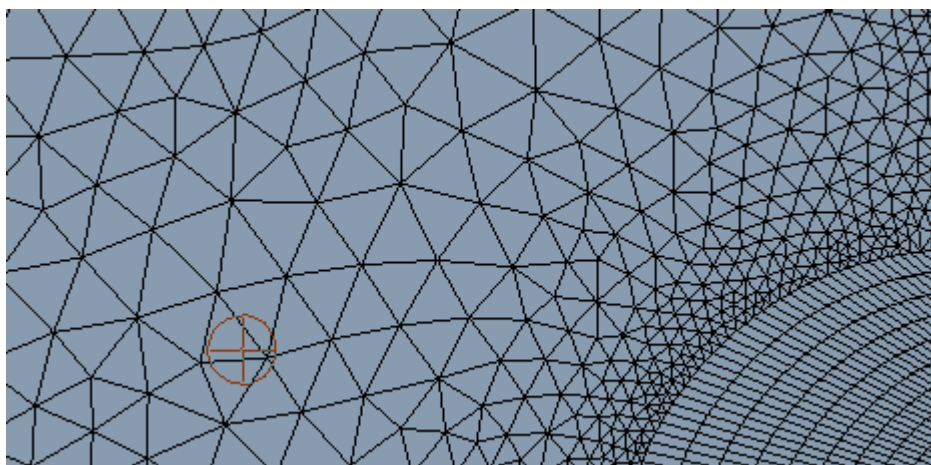


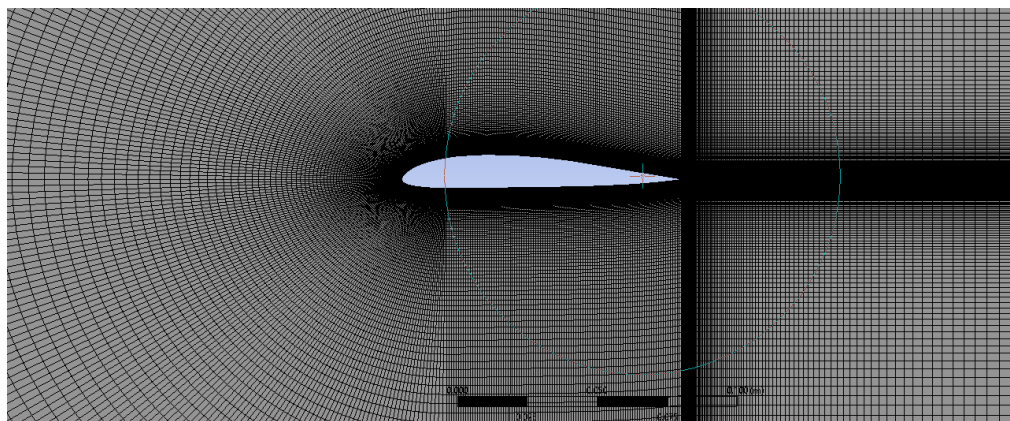
Рисунок 3.5. Неструктурована сітка

Гібридна сітка — це комбінація структурованих і неструктурованих елементів, яка дозволяє адаптувати сіткову структуру до особливостей геометрії. У ділянках з простою, регулярною формою доцільно використовувати структуровані сітки, тоді як для складних або нерегулярних областей застосовуються неструктуровані сітки. При цьому сіткові блоки можуть бути неконформними, тобто їхні межі не зобов’язані точно збігатися або поєднуватися один з одним.

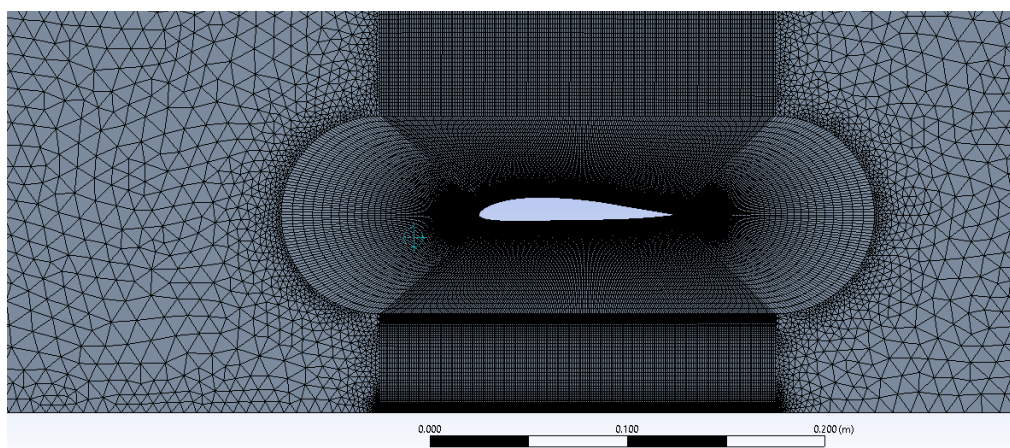
В даній роботі було застосовано:

- у випадку розрахунку профілю в безмежному потоці структурована сітка, пограничний шар був реалізований за допомогою функції Sizing з параметром згущення (Рис 3.6, а), кількість вузлів 183 350 (кількість елементів 182 500);
- у випадку розрахунку профілю з наближенням до екрана використовувалась гібридна сітка, в наближенні до профілю побудована

структурована сітка за допомогою функції Sizing з параметром згущення, а в більшій частині розрахункової області побудована не структурована сітка (Рис 3.6, б), кількість вузлів від 227 263 до 232 586 (кількість елементів від 319 373 до 330 030).



а)



б)

Рисунок 3.6. Вигляд сітки для а) розрахунку профіля в безмежному потоці, б) розрахунку профіля з наближенням до екрану

Таким чином розрахунки проводилися для зазначених сіток для профілю крила в необмеженому потоці, та для профілю крила в наближенні до землі.

3.5 Модель турбулентності

Під час чисельного моделювання однією з основних проблем залишається правильне врахування турбулентності. Існуючі підходи до моделювання

турбулентних течій умовно поділяються на три основні групи. Перша — це методи, що базуються на рівняннях Нав'є–Стокса, осереднених за Рейнольдсом (RANS). Друга група охоплює класичні методики: пряме чисельне моделювання (DNS) та моделювання великих вихорів (LES). Третя категорія включає гібридні моделі, які поєднують особливості RANS і LES для застосування в різних зонах потоку [12].

Оскільки для задач, пов'язаних із вивченням екранного ефекту, не існує єдиного підходу до вибору моделі турбулентності, було проведено додаткове моделювання з метою визначення найбільш придатного варіанта. У ході аналізу були протестовані такі моделі: *Spalart–Allmaras*, *k- ω SST*, а також модель *SST*.

Модель турбулентності Spalart–Allmaras. Модель турбулентності *Spalart–Allmaras* заснована на одному рівнянні перенесення для величини $\tilde{\nu}$, яка еквівалентна турбулентній в'язкості ν_t вдалині від стінки. Рівняння перенесення було отримано емпіричним шляхом, при цьому нехтуючи умовами ламінарно-турбулентного переходу та основною метою ставилося відтворення потоків зі складністю що нарастає [2, 5]:

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1}\tilde{S}\tilde{\nu} - c_{w1}f_w\left(\frac{\tilde{\nu}}{d}\right)^2 + \frac{1}{\sigma}[\text{div}([\tilde{\nu} + \nu]\text{grad}\tilde{\nu}) + c_{b2}\text{grad}\tilde{\nu} \cdot \text{grad}\tilde{\nu}] + V_5, \quad (3.17)$$

де d — відстань до найближчої стінки, σ , c_{b1} та c_{b2} — стандартні константи моделі *Spalart–Allmaras*. Модель турбулентності налаштована таким чином, що як поблизу твердої стінки, так і за границями в'язкої області, вона вписується в логарифмічну область, тобто:

$$\tilde{\nu} = u_\tau kd, \quad \tilde{S} = \frac{u_\tau}{kd} \quad (3.18)$$

де k – константа Кармана. Турбулентна в'язкість ν_t пов'язана зі змінною перенесення $\tilde{\nu}$ відношеннями:

$$V_t = f_{v1} \tilde{\nu}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (3.19)$$

та з завихренням S (яке зводиться до $\left| \frac{\partial u}{\partial y} \right|$ в тонких сдвигових течіях) відношенням [6]:

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{k^2 d^2} f_{v2}, \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}. \quad (3.20)$$

Нарешті, f_w є функцією коефіцієнта

$$r \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} k^2 d^2}, \quad (3.21)$$

f_w та r дорівнюють одиниці у логарифмічному шарі. Рівняння (3.17) знаходиться у рівновазі, забезпеченою співвідношенням [2, 5]:

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{(1 + c_{b2})}{\sigma} \quad (3.22)$$

Також, у базову модель турбулентності *Spalart-Allmaras* для врахування стисливості середовища у рівнянні переносу (3.17) може бути введено додатковий доданок [5]:

$$V_5 = -C_5 \frac{\nu_t^2 S}{a^2}, \quad (3.23)$$

де $C_5 = 3.5$.

Модель турбулентності k-ε. У 1960-х роках були розроблені перші моделі турбулентної в'язкості, що ґрунтувалися на концепції так званої «вихрової в'язкості». Вони належали до алгебраїчних підходів і включали як одно-, так і дво-рівнянні моделі [3, 4, 7]. Дво-рівнянні моделі базувалися на взаємозв'язку між турбулентною в'язкістю, турбулентною кінетичною енергією k та швидкістю її дисипації ε .

Ці підходи швидко здобули популярність і з часом стали основою для багатьох сучасних моделей турбулентності. Їх ключова особливість — орієнтація на усереднені характеристики потоку, що дозволяє обійти складність опису дрібномасштабних та швидкоплинних турбулентних структур. В таких моделях ефекти турбулентності оцінюються на основі середніх (усереднених за часом) значень швидкості та тиску.

Першою масштабною реалізацією цього підходу в обчислювальній гідродинаміці стала *модель k-ε*, яка дозволяє визначати турбулентну кінетичну енергію, виходячи з флуктуацій швидкості в тривимірному просторі:

$$k = \frac{1}{2}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad (3.24)$$

Тобто k — додаткова турбулентна енергія, яка виникає внаслідок коливання часу турбулентних рухів. Турбулентну кінетичну енергію супроводжує турбулентна дисипація ε , яку можна розрахувати як

$$\varepsilon = \frac{\frac{3}{2}k^2}{0.3D} \quad (3.25)$$

для потоків у трубах діаметром D [8].

Зв'язок кінетичної енергії турбулентності та турбулентної дисипації буде забезпечено за рівняннями руху. По суті, основними рівняннями руху є збереження маси, яка за стаціонарних умов:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.26)$$

збереження імпульсу, записане у вигляді:

$$\rho \left(u_i \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\mu + \mu_t) \frac{\partial u_j}{\partial x_i}, j = 1, 2, 3. \quad (3.27)$$

і рівняння замикання для турбулентності:

$$\rho \left(\frac{\partial (u_i k)}{\partial x_i} \right) = P_k + P_b - \rho \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (3.28)$$

$$\rho \left(\frac{\partial (u_i \varepsilon)}{\partial x_i} \right) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_1 \frac{\varepsilon}{k} (P_k + C_3 P_b) - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.29)$$

Турбулентна в'язкість розраховується з

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.30)$$

P_k – це турбулентна кінетична енергія від швидкості деформації зсуву, а P_b – турбулентна кінетична енергія внаслідок ефектів плавучості. Турбулентну кінетичну енергію отримують з усередненого за часом поля швидкостей з:

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \left(3 \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (3.31)$$

Модель турбулентності k- ω . Хоча модель k- ε зарекомендувала себе як ефективний інструмент у чисельному моделюванні турбулентних течій, вона не позбавлена певних недоліків. Найкращі результати вона демонструє у вільному

потоці, на значній відстані від твердих поверхонь. Проте її точність суттєво знижується поблизу стінок, особливо у випадках, коли локальне число Рейнольдса є низьким.

У цьому контексті під числом Рейнольдса мається на увазі не загальне, що базується на геометричних розмірах (наприклад, діаметр труби чи довжина пластини), а локальне число Рейнольдса, яке зменшується при наближенні до стінки через дію граничної умови відсутності ковзання.

Важливим етапом у вдосконаленні турбулентного моделювання стало впровадження **моделі k- ω** . У цій моделі замість рівняння для дисипації ϵ використовується рівняння для питомої швидкості розсіювання турбулентної енергії ω [3, 9]. Такий підхід значно покращив здатність моделі точно описувати прикордонні шари та зони з низьким рівнем турбулентності. Поновленні рівняння мають вигляд:

$$\rho \frac{\partial(u_j k)}{\partial x_i} = \rho P_k + \rho P_b - \rho \beta \omega k + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_b} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (3.32)$$

$$\rho \frac{\partial(u_i \omega)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \frac{\alpha \omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 \quad (3.33)$$

Турбулентна в'язкість розраховується як:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (3.34)$$

Модель турбулентності SST (модель Ментера). Оскільки кожна з моделей — k - ϵ та k - ω — має як переваги, так і недоліки, було розроблено нову комбіновану модель, яка дозволяє поєднати їх сильні сторони [3, 10]. Цей вдосконалений підхід отримав назву **модель переносу зсувних напружень (SST – Shear Stress Transport)**.

Модель SST забезпечує гнучке поєднання двох підходів: у прикордонних областях потоку вона працює на основі моделі k - ω , яка краще враховує поведінку

поблизу стінки, а у віддалених від стінки регіонах поступово переходить до моделі $k-\varepsilon$, що є ефективнішою для опису основного потоку.

У цьому підході рівняння для розрахунку дисипації турбулентної енергії трансформується у форму з використанням питомої швидкості дисипації ω . Основні рівняння цієї моделі формалізують поведінку турбулентного потоку з урахуванням цих особливостей:

$$\frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = P_k - \rho \beta_1 \omega k + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (3.35)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_2 \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \frac{1}{\sigma_\omega} \frac{\partial}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (3.36)$$

і турбулентна в'язкість визначається так:

$$\mu_t = \frac{\alpha \rho k}{\max(\alpha \omega, S F_2)} \quad (3.37)$$

Як і в попередніх підходах, P_k представляє генерацію турбулентної кінетичної енергії, тоді як ω характеризує питомий рівень дисипації турбулентності. Турбулентні числа Прандтля, позначені як σ , відповідають за транспортування відповідних змінних і визначаються індексами у формулах.

Змішувальна функція F_1 виконує ключову роль у плавному перемиканні між двома режимами моделі: вона активує модель $k-\omega$ у приповерхневій зоні, а в основному потоці забезпечує перехід до режиму $k-\varepsilon$. Компонента S описує швидкість зсувної деформації, що впливає на інтенсивність турбулентності.

Хоча модель SST зазвичай розроблена для повністю турбулентних течій, практичні результати свідчать про її універсальність, зокрема здатність точно моделювати як ламінарні, так і перехідні режими потоку [11].

Результати порівнянь моделей турбулентності.

В результаті дослідження моделей турбулентності для профілю крила Clark-YH12 який рухається в безмежному потоці зі швидкістю 16,5 м/с було отримано графіки залежності коефіцієнтів лобового опору та підйомної сили залежно від кута атаки, від -4 до 10 градусів кута атаки які розглядалися (рис. 3.7 та рис. 3.8).

Рекомендації щодо вибору моделі турбулентності під час вивчення екранного ефекту на разі не має. Порівняльний аналіз моделей $k-\omega$ SST, *Spalart-Allmaras*, та модель SST, які найчастіше використовуються в літературі виконано у праці [12] для аеродинамічного профілю S814 в необмеженому потоці. Отримані результати показали, що модель *Spalart-Allmaras* краще показала себе за невеликих кутів атаки, $k-\omega$ SST показала краще результати при вищих кутах атаки.

В задачі яку розглянуто в цій роботі завдання ускладнено тим що політ відбувається в обмеженому потоці. Наприклад в роботі [13] для розрахунку екранного ефекту було використано модель $k-\varepsilon$, в праці [13] добре себе зарекомендувала себе модель $k-\omega$ SST, автори в роботі [14] стверджують, що розрахунки з моделлю SST є найближчими до експериментів з визначення коефіцієнта підйомної сили, проте моделі *Spalart-Allmaras* та $k-\omega$ SST кращі порівняно зі стандартною моделлю $k-\omega$ у розрахунку сили опору.

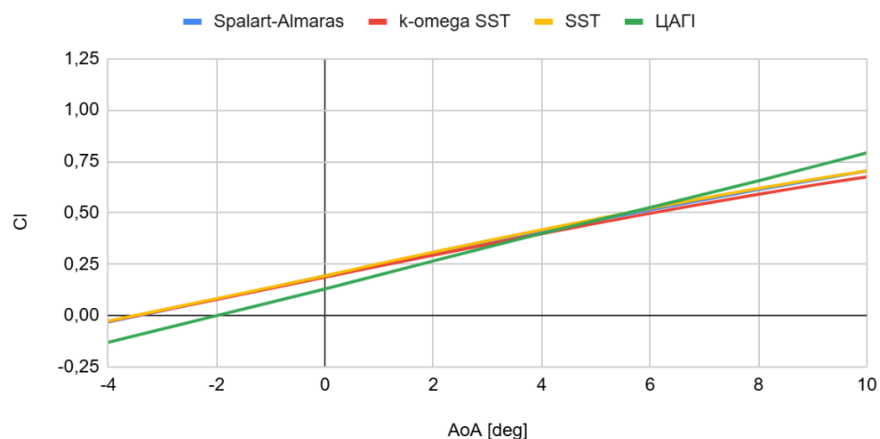


Рисунок 3.7. Графік порівняння коефіцієнта підйомної сили залежно від кута атаки та моделі турбулентності

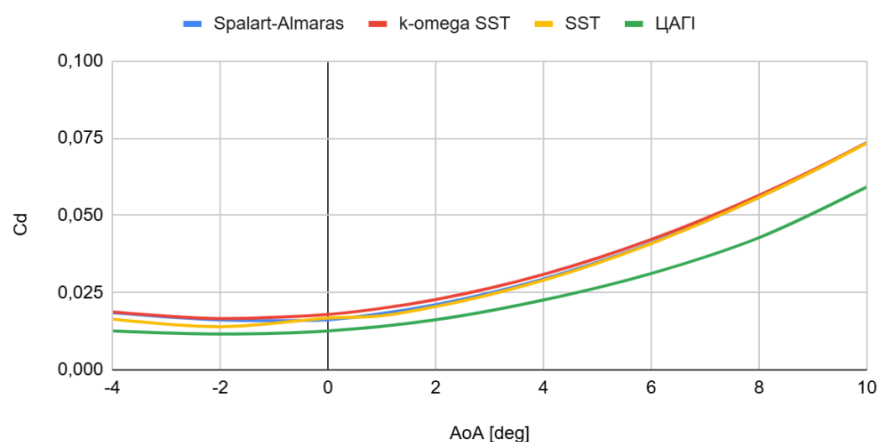


Рисунок 3.8. Графік порівняння коефіцієнта лобового опору залежно від кута атаки та моделі турбулентності

У результаті опрацювання науково-технічної літератури, а також після проведення серії тестових чисельних експериментів, було здійснено порівняльний аналіз різних моделей турбулентності з метою визначення найбільш придатної для моделювання обтікання апарата поблизу твердої поверхні. Особливу увагу приділено здатності моделей відображати поведінку потоку в прикордонному шарі, описувати явища відриву, перетікання та повторного прилипання потоку до поверхні.

Серед розглянутих варіантів саме модель турбулентності SST (*Shear Stress Transport*) продемонструвала найкраще поєднання точності, стійкості розрахунків та здатності до адаптації в умовах як ламінарної, так і турбулентної течії. Завдяки своїй гібридній природі, яка поєднує переваги моделей $k-\omega$ поблизу стінок та $k-\epsilon$ у вільному потоці, вона забезпечує надійне відображення реальної структури течії в критичних зонах, таких як відриви та зони прискорення потоку.

З огляду на наведені переваги, а також позитивні результати попередніх розрахунків, модель SST була обрана для чисельного моделювання, що виконувалося в межах даної роботи.

3.4 Початкові та граничні умови

Під час проведення чисельного моделювання були задані відповідні граничні умови, які відповідають реальним фізичним умовам задачі обтікання апарата поблизу твердої поверхні.

На вхідному контурі обчислювальної області (Inlet) було задано постійне значення швидкості потоку – 16,5 м/с, при температурі навколишнього середовища 12 °С. Така постановка дозволяє змоделювати стабільний набігаючий потік повітря. На вихідному кордоні (Outlet) встановлена умова постійного тиску, що забезпечує безперешкодний відтік повітря з розрахункової області без спотворень у розподілі параметрів потоку.

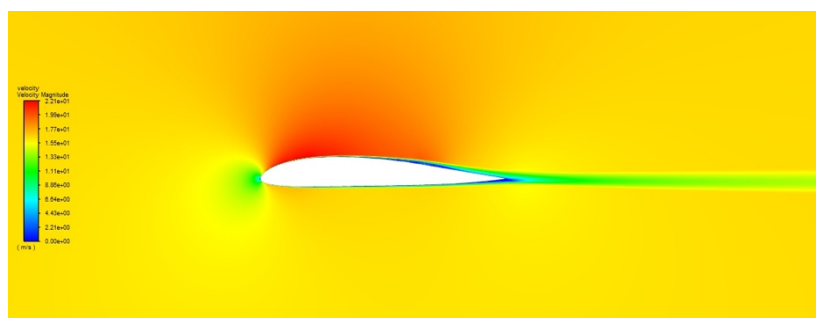
Верхню межу області задано як симетричну, що дозволяє моделювати умови наближеного до необмеженого простору. Нижню межу, яка враховує наявність твердої підстильної поверхні (екрана), також задано з умовою симетрії. Це дає змогу враховувати ефект екрану (граунд-ефект), який змінює структуру потоку під апаратом, що особливо важливо на малих висотах над землею.

Для моделювання турбулентності було використано модель SST (Shear Stress Transport), яка ефективно поєднує точність моделі $k-\omega$ поблизу поверхонь і стабільність моделі $k-\epsilon$ у зовнішніх шарах потоку. Це забезпечує високу достовірність результатів як у режимі ламінарної течії, так і під час переходу до турбулентного режиму. Така модель дозволяє виявляти локальні нестабільності потоку, вихори та зони відриву, що мають важливе значення для дослідження обтікання об'єкта в умовах обмеженого простору.

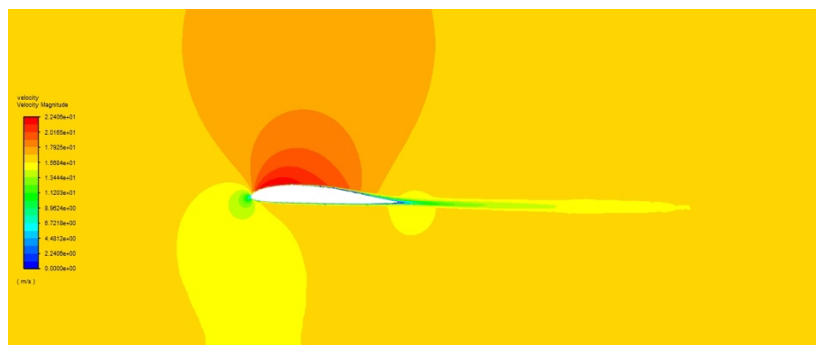
Таким чином, поєднання відповідно заданих граничних умов і вибраної турбулентної моделі дозволяє з високою точністю відтворити умови обтікання апарата з динамічним принципом підтримки над поверхнею та дослідити особливості взаємодії потоку з геометрією об'єкта.

3.6 Результати CFD моделювання

В результаті обчислювальних експериментів було отримано картину обтікання профілю Clark-YH12 для безмежного потоку, та в наближенні до екрана для різних кутів атаки. Результати розрахунку у вигляді полів швидкості та тиску навколо профілю що рухається зі швидкістю 16,5 м/с на відстані $h = 0,1$ м над поверхнею в залежності від куту атаки наведено нижче.



а)



б)

Рисунок 3.9. Поля швидкості AoA 2: а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

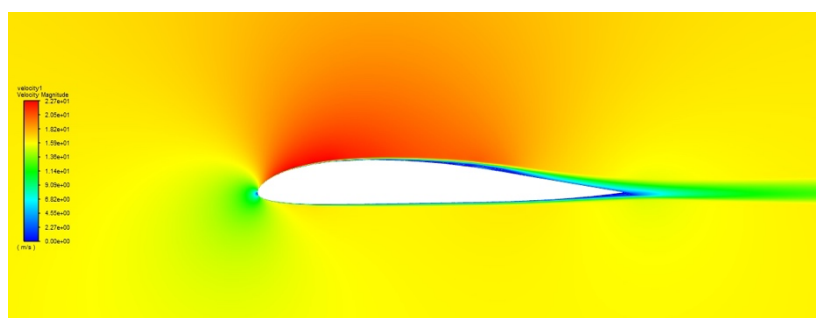
На рис. 3.9 представлено результати чисельного моделювання обтікання аеродинамічного профілю в двох відмінних конфігураціях: при розташуванні у відкритому (безмежному) потоці та за умов близького розміщення до твердого екрана, який моделює наявність земної поверхні або іншої плоскої перешкоди.

У першому випадку (рис 3.9, а) профіль розміщено у вільному потоці, що не зазнає впливу сторонніх меж. Обтікання характеризується симетричною

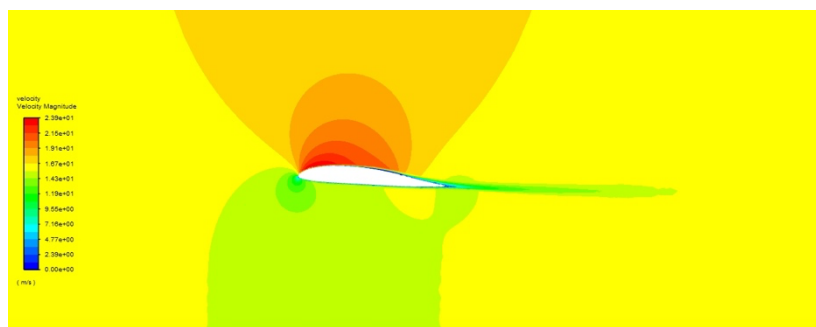
структурою потоку з вираженим прискоренням над верхньою частиною профілю, що свідчить про зниження тиску та формування підйомної сили. Повітряний потік залишається прикріпленим до поверхонь профілю по всій довжині, відсутні ознаки відриву чи турбулентності, що вказує на стабільний та ефективний аеродинамічний режим. Розподіл швидкостей підтверджує роботу профілю у штатному, оптимальному режимі.

На (рис 3.9, б) профіль розташований у безпосередній близькості до твердої поверхні, що моделює ефект "екранування". У такій конфігурації помітно змінюється характер обтікання: під профілем фіксується підвищення тиску, а над верхньою поверхнею спостерігається розвиток області знижених швидкостей і явне утворення зони відриву потоку. Формується система рециркуляційних та вихрових структур, що свідчить про настання звалювання або його передумови. Така поведінка є типовою для режимів, у яких аеродинамічне навантаження значно змінюється під впливом близької твердої поверхні.

Порівняльний аналіз обох режимів демонструє принципову різницю в структурі потоку та в аеродинамічній ефективності профілю. У безмежному потоці забезпечується прогнозований розподіл тисків і швидкостей, характерний для умов крейсерського польоту. Натомість у наближенні до екрана виникають додаткові аеродинамічні ефекти, що мають як позитивні (потенційне збільшення підйомної сили в окремих режимах), так і негативні (нестабільність, зростання опору, ризик зриву потоку) наслідки.



а)

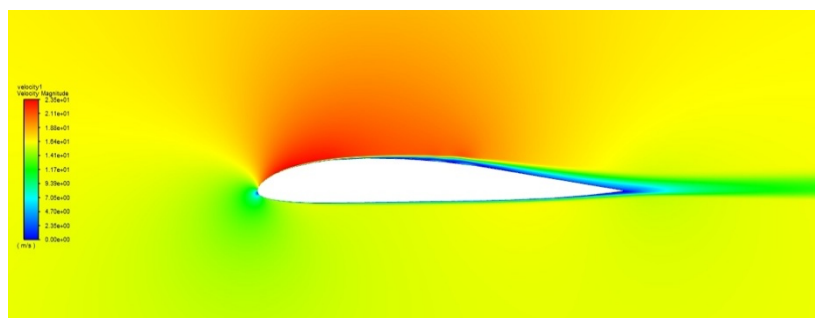


б)

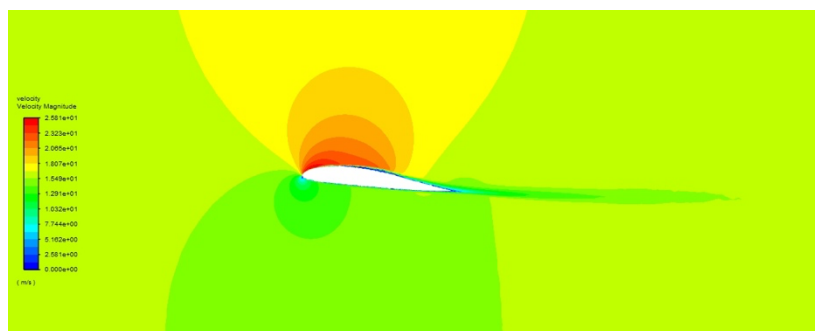
Рисунок 3.10. Поля швидкості AoA 4: а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

На (рис 3.10, а) демонструється обтікання крила повітряним потоком в умовах безмежного потоку, тобто коли профіль перебуває далеко від будь-яких твердих поверхонь і не зазнає їх впливу. При куті атаки 4 градуси потік рівномірно огинає профіль без порушень структури. Над верхньою частиною крила видно прискорення потоку (зона червоного кольору), що свідчить про зниження тиску. Знизу повітря рухається повільніше (жовто-зелені області), тому тиск там вищий. Такий розподіл створює підйомну силу, яка дозволяє профілю ефективно працювати в потоці. Потік не відривається, залишається прикріпленим до поверхонь крила, і позаду профілю замикається рівномірно — ознака аеродинамічної стабільності.

На (рис 3.10, б) кут атаки залишається тим самим (4 градуси), однак профіль наближено до твердої поверхні, що призводить до виникнення екранного ефекту. У цій ситуації повітря під крилом стискується, оскільки простір між профілем і поверхнею обмежений. Це підвищує тиск у нижній частині крила й відповідно збільшує підйомну силу. Разом з тим над крилом формуються зони завихрення й турбулентності, що видно з нестабільних контурів потоку та утворення вихорів. Хоча явного зриву немає, структура потоку значно складніша, ніж у випадку безмежного обтікання.



а)



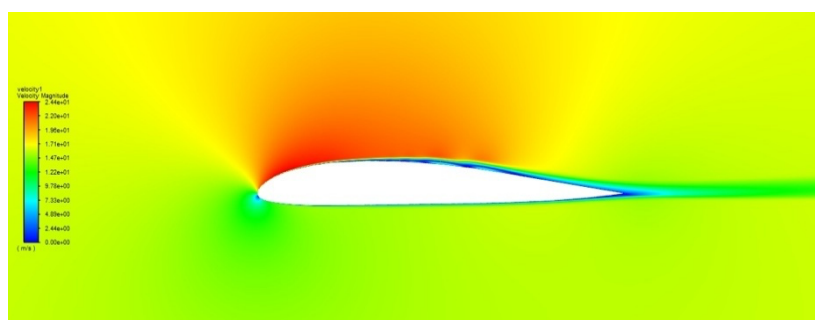
б)

Рисунок 3.11. Поля швидкості AoA 6 а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

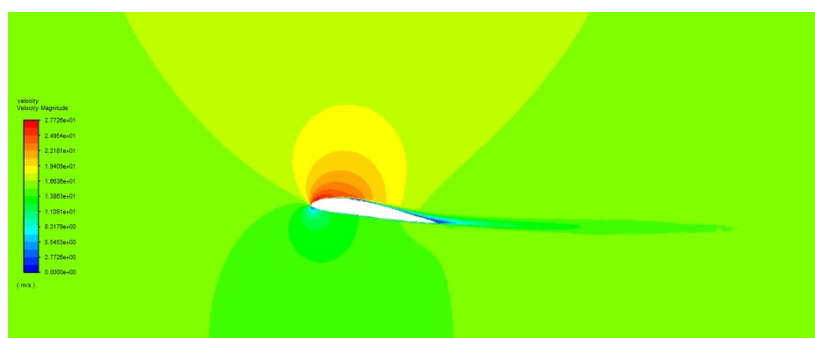
На (рис 3.11, а) показано обтікання аеродинамічного профілю в умовах безмежного потоку, коли крило розташоване далеко від будь-яких перешкод. При куті атаки 6 градусів повітряний потік над верхньою поверхнею профілю значно прискорюється, що видно з яскраво-червоної області — це свідчить про істотне зниження тиску. Знизу, навпаки, швидкість менша (жовто-зелені тони), а тиск вищий. Такий розподіл тиску створює підйомну силу, що сприяє утриманню крила в повітрі. Потік не відривається від поверхні крила, зберігаючи ламінарний режим і стабільну структуру за профілем, що характерно для обтікання в чистому, незаваженому середовищі.

На (рис 3.11, б) аеродинамічний профіль розміщено поблизу твердої поверхні (екрана). Незважаючи на те, що кут атаки і швидкість залишаються незмінними, конфігурація потоку помітно змінюється. Через обмежений простір між крилом і поверхнею повітря під профілем стискається, що призводить до ще більшого тиску в нижній частині. Це посилює підйомну силу, що видно за

зміною градієнтів швидкості: над профілем — інтенсивніше прискорення потоку (яскраво-червона зона стала більша), а під профілем — потік майже "виштовхується". Водночас над крилом формується нестійкий потік, виникають завихрення і вихори, що свідчить про початок турбулізації та локальну втрату прикріплення.



а)



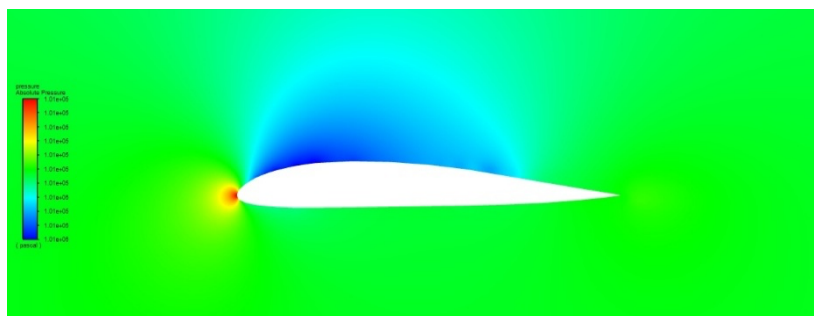
б)

Рисунок 3.12. Поля швидкості AoA 8 а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

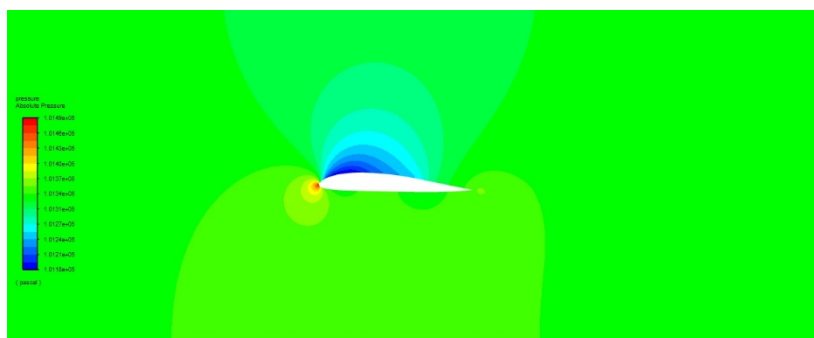
На (рис 3.12, а) представлено розподіл швидкості повітряного потоку навколо аеродинамічного профілю крила, розміщеного в умовах безмежного, тобто вільного потоку. Помітно, що над верхньою поверхнею профілю утворюється зона з підвищеними швидкостями, що проявляється через червоно-жовте забарвлення. Це свідчить про те, що потік, огинаючи профіль зверху, прискорюється. Водночас, на нижній частині крила швидкість потоку значно нижча, що позначено зеленими та світло-блакитними відтінками. Такий характер розподілу швидкості є типовим для крил з позитивним кутом атаки — у цьому випадку 8 градусів. У хвостовій частині профілю спостерігається звуження і

відокремлення потоку, що формує витягнутий зону сліду (впливу), де швидкість поступово стабілізується. Лінії потоку в цій області вирівнюються і стають паралельними, що відповідає закінченню впливу крила на навколишній потік.

На (рис 3.12, б) змодельовано аналогічну ситуацію, проте крило розташоване в безпосередній близькості до твердої горизонтальної поверхні — екрану. Це значно змінює поведінку повітряного потоку. У верхній частині профілю продовжує спостерігатись інтенсивне прискорення потоку, однак воно є більш локалізованим і сконцентрованим ближче до передньої кромки крила. Простір під профілем обмежений екраном, тому утворюється сильніше гальмування повітря, що проявляється в області понижених швидкостей із характерним блакитно-зеленим забарвленням. Такий ефект створює змінений розподіл тиску навколо профілю. Крім того, на задній кромці профілю помітно, що слід за крилом стає асиметричним та має змінену форму, відмінну від попереднього випадку. Потік у нижній частині не може вільно розширюватись, тому він частково відштовхується від поверхні, що формує складні візерунки швидкісного поля. Усе це вказує на суттєвий вплив близькості до екрана на структуру обтікання крила.



а)



б)

Рисунок 3.13. Поля тиску AoA 2 а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

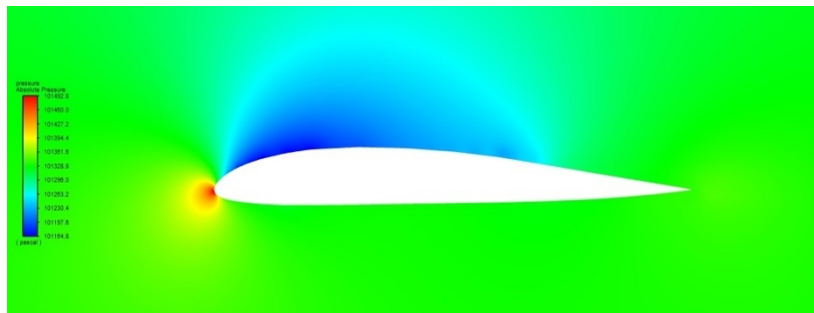
На (рис 3.12, а) представлено розподіл абсолютного тиску навколо профілю крила, яке знаходиться у вільному, необмеженому просторі. Помітно класичну картину аеродинамічного обтікання: на верхній поверхні профілю тиск значно знижений (відтінки синього), що сприяє виникненню підйомної сили. Нижня поверхня має дещо підвищений тиск (зелено-жовта гама), що додатково підсилює цю силу.

Розподіл тиску є досить симетричним і стабільним. Потік злегка деформується навколо профілю, але після проходження тіла швидко повертається до початкового стану. Вихорів чи збурень позаду крила практично не спостерігається, що свідчить про ламінарний, організований характер обтікання.

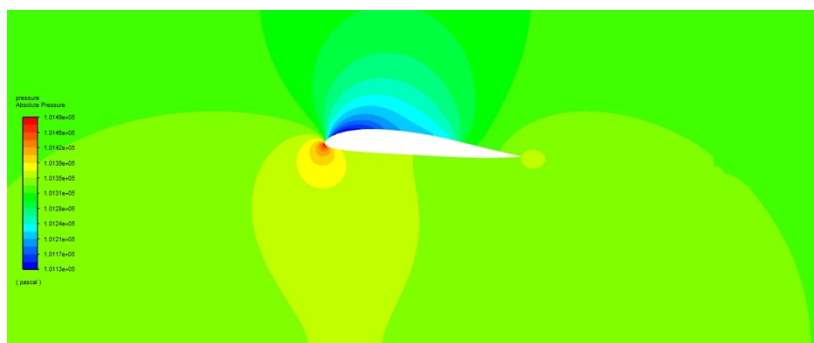
На (рис 3.12, б) показано розподіл швидкості навколо того ж самого профілю, розташованого поблизу твердої горизонтальної поверхні — ситуація, наближена до зльоту або польоту поблизу землі. Тут чітко спостерігається явище, відоме як екранний ефект.

Швидкість повітря під крилом значно зростає (відтінки жовтого та червоного), що свідчить про помітне зменшення тиску в цій зоні. Верхня поверхня при цьому не демонструє такого інтенсивного прискорення потоку, що вказує на асиметричний розподіл навантаження. Завдяки цьому виникає суттєве збільшення підйомної сили у порівнянні з умовами вільного потоку.

Також можна відзначити формування складнішої структури потоку позаду крила, що включає вихори та збурення — наслідок взаємодії з поверхнею та обмеженого простору.



а)



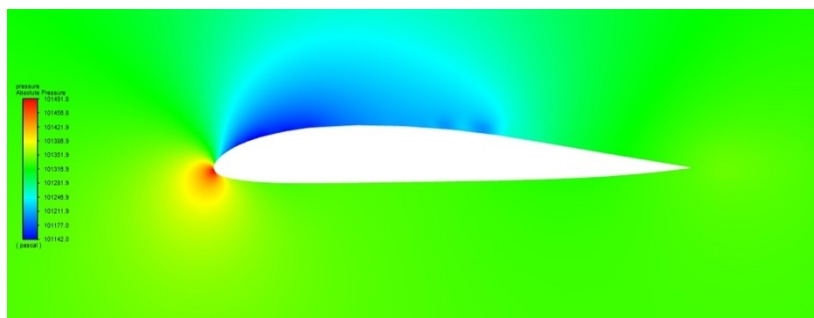
б)

Рисунок 3.14. Поля тиску AoA 4 а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

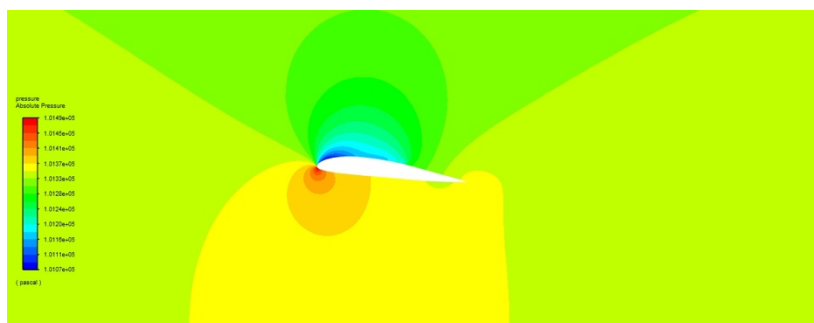
Потік навколо профілю (рис 3.14, а) розвивається у природних, необмежених умовах. Повітряний потік вільно обтікає профіль як знизу, так і зверху, формуючи класичний розподіл тиску. На верхній частині профілю спостерігається значне зниження тиску, що відображено синьо-блакитною областю — це результат прискорення потоку над опуклою частиною профілю. Під нижньою поверхнею профілю тиск вищий (зелена зона), тому утворюється ефективна підйомна сила, яка спрямована вгору. Потік позаду крила залишається симетричним, без значних зон відриву або вихрових структур. Така картина характерна для стабільного, ламінарного обтікання аеропрофілю при малих кутах атаки.

Розташування профілю поблизу твердої поверхні (рис 3.14, б) істотно змінює картину обтікання. Через обмежений простір між профілем і поверхнею екрану повітря стискається під профілем, що призводить до різкого підвищення тиску в цій зоні (жовто-зелені відтінки). У той же час, над верхньою частиною профілю спостерігається значно більше зниження тиску, ніж у безмежному потоці — це помітно за глибоким синім відтінком. Такий розподіл створює посилений перепад тиску, а отже, суттєво збільшує підйомну силу. Цей ефект добре відомий у аеродинаміці і називається екранним ефектом.

Крім підвищення підйомної сили, на другому зображенні можна помітити деяку асиметрію потоку позаду профілю. Формуються зони збурень або навіть вихори, що вказує на підвищення нестабільності потоку, викликане взаємодією з екраном. Такий ефект важливо враховувати, зокрема, в умовах близького польоту до землі (наприклад, під час зльоту, посадки чи руху по водній поверхні).



а)



б)

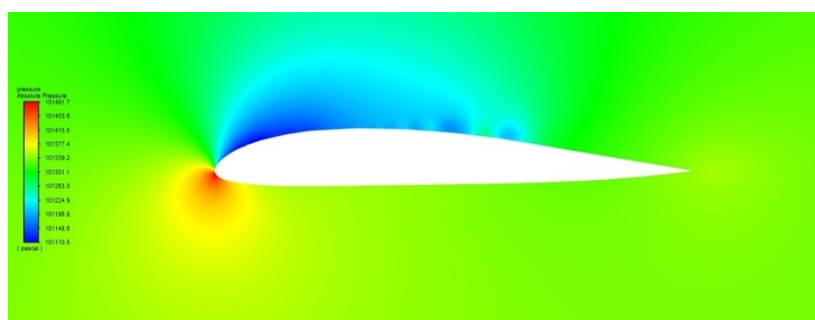
Рисунок 3.15. Поля тиску AoA 6 а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

На (рис 3.15, а) показано розподіл тиску навколо профілю крила, який розташований у безмежному потоці під кутом атаки 6° . Повітряний потік огинає крило, утворюючи на його верхній поверхні область зниженого тиску — це видно з переважання синіх і блакитних кольорів над профілем. Водночас на нижній поверхні крила спостерігається зона підвищеного тиску — зелені й жовто-зелені відтінки. Такий характер розподілу є типовим для підйомної сили, яка виникає в результаті різниці тисків між верхньою і нижньою поверхнями. Потік навколо профілю рівномірний, симетрично розходить позаду крила, що свідчить про відсутність впливу зовнішніх перешкод або поверхонь.

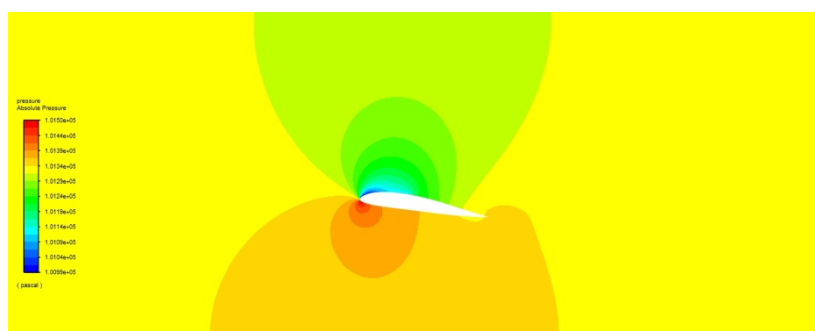
На (рис 3.15, б) зображено той самий профіль крила при тих самих умовах потоку та куті атаки, проте з розташуванням поблизу екрана — горизонтальної твердої поверхні під крилом. Зміни в полі тиску стають одразу помітними. На верхній частині профілю зберігається область низького тиску, подібна до першого випадку. Але під крилом, у вузькому проміжку між профілем і поверхнею екрана, утворюється виразна зона підвищеного тиску, яка охоплює як простір безпосередньо під крилом, так і навколишню ділянку поблизу передньої кромки. Це пов'язано з утрудненим відтіканням повітря вниз через обмежений простір між крилом і поверхнею.

Кольори в нижній частині кадру (жовті та червоні зони) вказують на концентрацію високого тиску, який поступово зменшується по мірі віддалення

від профілю. Також помітно, що ізобаричні зони мають іншу геометрію: вони розширюються вниз і утворюють характерну симетрію відносно площини екрана. Це свідчить про взаємодію потоку з поверхнею, яка відбиває повітряні потоки, створюючи своєрідне «дзеркальне» дублювання аеродинамічної картини.



а)



б)

Рисунок 3.16. Поля тиску AoA 8 а) профіль в безмежному потоці, б) профіль з наближенням до екрана

На (рис 3.16, а) показано розподіл тиску навколо аеродинамічного профілю, що знаходиться у безкрайньому повітряному потоці під кутом атаки 8 градусів. Повітряний потік плавно обтікає поверхню крила, при цьому на верхньому контурі формується обширна зона пониженого тиску (відтінки синього та блакитного), що виникає внаслідок прискорення повітря. Найнижчий тиск спостерігається відразу після передньої кромки профілю — це типовий ефект для обтікання профілю при додатному куті атаки, що спричиняє утворення підйімальної сили. Під крилом, у нижній частині, можна побачити ділянку

підвищеного тиску (жовто-зелені кольори), де потік сповільнюється. У хвостовій частині профілю тиск поступово вирівнюється, а потік стабілізується. Ізолінії розподілу тиску симетрично відходять від профілю, що характерно для умов, коли відсутні зовнішні перешкоди або впливи на потік, такі як близьке розташування твердої поверхні.

На (рис 3.16, б) зображено тиск навколо того самого профілю, розміщеного поблизу екрана (наприклад, земної поверхні або іншої твердої межі). Хоча загальний характер обтікання з утворенням зон високого та низького тиску зберігається, наявність екрана викликає суттєві зміни в структурі потоку. Під крилом, у просторі між профілем та екраном, спостерігається значно вираженіша зона підвищеного тиску — помітна по насиченим жовтим і помаранчевим відтінкам, що вказує на стискання потоку й обмеження його вільного обтікання. Потік частково спрямовується вгору, змінюючи структуру обтікання верхньої поверхні. Хоча зона розрідження над профілем зберігається, її геометрія деформована — ізобари витягнуті вгору, а область низького тиску має більш вертикальний характер. У задній частині профілю розподіл тиску також зазнає змін — ізолінії менш рівномірні, що свідчить про складнішу структуру взаємодії повітряних мас. Вплив екрана помітно змінює поле тиску, зменшуючи його симетричність та підсилюючи тискові градієнти в зоні під крилом.

У процесі чисельного дослідження аеродинамічного обтікання профілю було проаналізовано два характерні режими: вільне обтікання та обтікання за наявності жорсткої підстильної поверхні, що моделює ефект екрану. При симуляції умов вільного потоку встановлено, що обтікання зберігає симетричну структуру, потік залишається ламінарним та стійким, без формування відривних зон або значних порушень. Газодинамічні характеристики відповідають очікуваному класичному розподілу тиску навколо профілю, без виявлення вихрових утворень у зоні за профілем.

У випадку наявності твердої поверхні під профілем простежено суттєві зміни структури потоку, зумовлені екранним ефектом. Було встановлено збільшення тиску в області під профілем, що призвело до підсилення підйомної

сили. Однак при цьому також зафіксовано виникнення зон вихроутворення та локального відриву потоку над верхньою поверхнею профілю. Такі гідродинамічні зміни впливають на стабільність та ефективність обтікання, ускладнюючи прогнозування поведінки об'єкта в реальних умовах.

Отримані результати підтверджують суттєвий вплив близького розташування жорсткої межі на характер обтікання аеродинамічного тіла. Це дозволяє зробити висновок про необхідність врахування екранного ефекту при проєктуванні та розрахунках аеродинамічних систем, особливо в умовах наближеного польоту до земної поверхні або інших конструкцій. Таким чином, чисельне моделювання дало змогу не лише якісно оцінити зміну характеристик потоку, але й виявити критичні аспекти, що мають важливе значення при оптимізації аеродинамічного профілю.

За результатами числових досліджень було побудовано графіки залежності коефіцієнтів лобового опору (рис. 3.18) та підйомної сили (рис. 3.17) від кута атаки, для профілю крила Clark-YH12 в безмежному потоці та в наближенні до екрана.

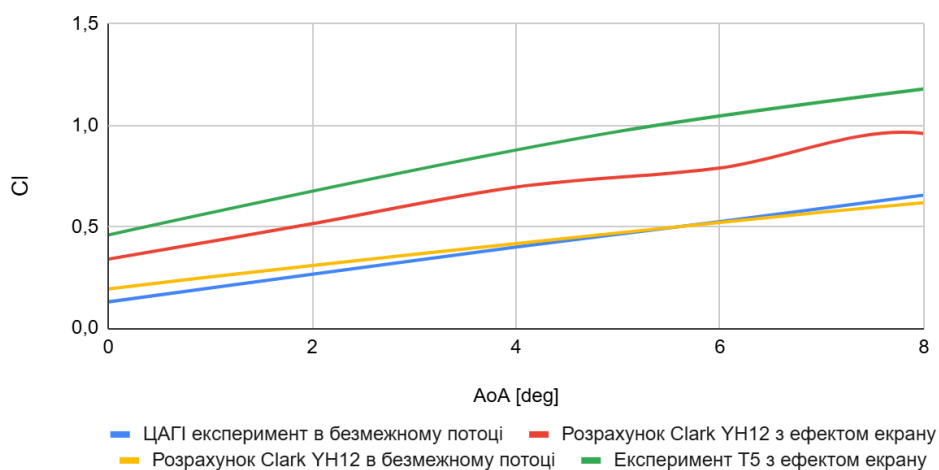


Рисунок 3.17. Графік порівняння коефіцієнта підйомної сили експериментального та розрахункового

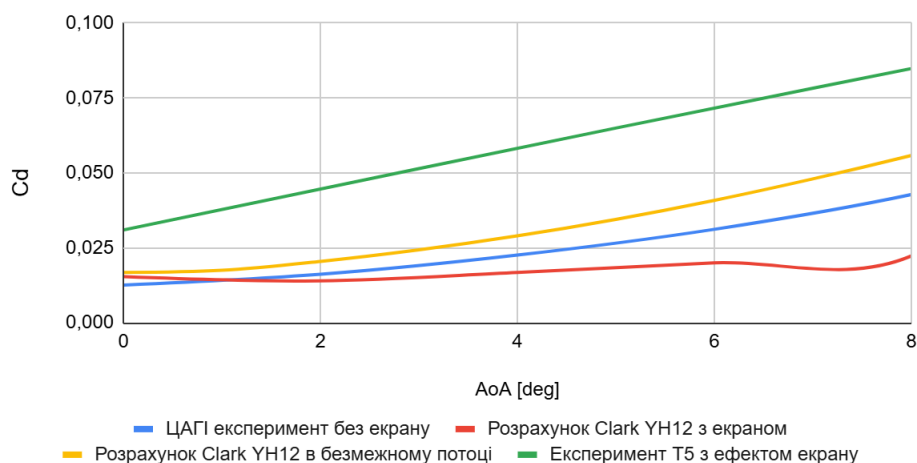


Рисунок 3.18. Графік порівняння коефіцієнта лобового опору експериментального та розрахункового

Також на графіках приведено результати експериментальних досліджень профілю Clark-YN12 ЦАГІ [15] в порівнянні з результатами експериментальних та числових досліджень, які було проведено.

За аналізом результатів числових досліджень, було виявлено приріст підйомної сили на 6 – 30% залежно від кута атаки, профілю крила в наближенні до екрана в порівнянні з профілем в безмежному потоці. Є відмінності графіків коефіцієнтів лобового опору та підйомної сили, це обумовлено двома факторами: перший це те, що експериментальні дослідження з яким було порівняно результати були проведені при $Re = 7,4 \cdot 10^5$, тому графіки коефіцієнтів можуть бути зрушені відносно одне одного, друге це те, що коефіцієнт лобового опору завжди, при розрахунках буде більший, внаслідок впливу шорсткості крила та профілю, але цей фактор в даній роботі не розглядається.

3.7 Висновки за розділом

Розроблено та верифіковано методику розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів поблизу екрана за умов, профіль на якому проводили дослідження Clark-YN12, швидкість набігаючого потоку 16.5 м/с, довжина хорди 0.1 м, експеримент проводився в діапазоні 0..8 кута атаки, з

відстанню між профілями 0.1 м, було проведено дослідження трьох моделей турбулентності та за результатами обрано SST. Як результат було отримано поля розподілу швидкості та тиску для профілю Clark-YH12 в безмежному потоці, та з наближенням до екрану, побудовані графіки залежності коефіцієнтів лобового опору та підйомної сили, відносно результатів експерименту ЦАГІ для цього профілю. За результатами числових досліджень спостерігається зріс підйомної сили на 6 – 30% залежно від кута атаки, профілю крила в наближенні до екрану в порівнянні з профілем в безмежному потоці.

3.8 Література до третього розділу

1. Коукли Т. Дж. Неявные (с разностями против потока) методы решения уравнений Навье-Стокса сжимаемого газа. Аэрокосмическая техника. 1985. Т. 3, №8, С. 105-113.
2. Кофи Д.А. Многосеточный неявный метод для уравнений Эйлера с диагонализацией блочных матричных элементов. Аэрокосмическая техника. 1989, №6, С. 3-12.
3. Ланьков Б. С., Панченко Н. А. Ефективність газової завіси на криволінійній поверхні при подачі охолоджувача в профільовані трикутні поверхневі заглиблення. <https://ela.kpi.ua/>. КІП. 17.09.2022. URL: <https://ela.kpi.ua/server/api/core/bitstreams/d440d7d7-a3f9-4908-bcf5-bc242d286eb1/content>.
4. Андерсон Д., Таннехил Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2-х т.: Пер. с англ. — М.: Мир, 1990.
5. Петров К.П. Аэродинамика элементов ЛА. М.: Машиностроение. 1985. С.272.
6. No loopu idea (англ.) // The Economist : журнал. — 17 августа 2013. — ISSN 0013-0613.
7. Vreman, Bert; Geurts, Bernard; Kuerten, Hans (1995). "Subgrid-modelling in LES of compressible flow". Applied Scientific Research. 45 (3): 191–203.

8. Harrison K.L. Comparison of rans turbulence models for prediction of film cooling performance [Electronic resource] / K.L. Harrison, D.G. Bogard // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008 June 9-13, 2008, Berlin, Germany. GT2008-51423. — 10 p. — 1 CD-ROM. — Title from the screen.
9. Gorman J, Sparrow E, Abraham J, Minkowycz W. Evaluation of the efficacy of turbulence models for swirling flows and the effect of turbulence intensity on heat transfer. *Numerical Heat Transfer Part B: Fundamentals*. 2016;70:485- 602
10. Sparrow E, Gorman J, Abraham J, Minkowycz W. Validation of turbulence models for numerical simulation of fluid flow and convective heat transfer. *Advances in Heat Transfer*. 2017;49: 397-421.
11. Menter, F. R. (August 1994). "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications".
12. An assessment of different turbulence models on CFD simulation of air flow past a s814 airfoil / Araujo A. M. et al. Proc. 24th ABCM International Congress of Mechanical Engineering URL: <https://doi.org/10.26678/ABCM.COBEM2017.COB17-0306>.
13. Ning. D., Remesh A. Numerical Simulation of DRL-F6 Wing-Body Flow Field inground Effect. *Computers & Fluids*. 2022. Vol. 245. P. 105576. URL: <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2022.105576>.
14. Jithin P.N. Arumugham-Achari A. K. Shape optimization of NACA4412 in-ground effect-selection of a turbulence model. *Fluids Engineering Division Summer Meeting American Society of Mechanical Engineers*. 2022. Vol. 85284. P. V001T02A005. URL: <https://doi.org/10.1115/FEDSM2021-65600>
15. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев / Б. А. Ушаков и др. Москва: БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. 340 с.

РОЗДІЛ 4

ЧИСЛОВІ ПАРАМЕТРИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЛІТАКОВОЇ СХЕМИ ЕКРАНОПЛАНУ

4.1 Постановка задачі

З математичного погляду, процеси аеродинаміки при обтіканні літального апарату потоком повітря описуються усередненими за Рейнольдсом рівняннями Нав'є-Стокса, які для довільної криволінійної системи координат (t, ξ, η, ζ) будуть записані наступним чином:

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial(\hat{E} - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial(\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \zeta} = \hat{H}, \quad (4.1)$$

Де \hat{Q} – вектор невідомих змінних; $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ – вектори нев'язких потоків; $E_v = \xi_x E_v + \xi_y F_v + \xi_z G_v$, $\hat{F}_v = \eta_x E_v + \eta_y F_v + \eta_z G_v$, $\hat{G}_v = \zeta_x E_v + \zeta_y F_v + \zeta_z G_v$ вектори в'язких потоків; $\hat{H} = H/J$ вектор вихідних умов.

Вектори $\hat{Q}, \hat{E}, \hat{F}, \hat{G}, E_v, F_v, G_v$ визначаються такими співвідношеннями:

$$\begin{aligned} \hat{Q} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E_t \end{bmatrix}, \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ \rho U w + \xi_z p \\ (E_t + p)U - \xi_t p \end{bmatrix}, \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (E_t + p)V - \eta_t p \end{bmatrix}, \\ \hat{G} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (E_t + p)W - \zeta_t p \end{bmatrix}, \\ E_v &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \end{bmatrix}, F_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (4.2)$$

$$G_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{bmatrix}, \quad (4.3)$$

де ρ - густина; u, v, w - компоненти вектора швидкості в декартовій системі координат; p - тиск; $\xi_x, \xi_y, \xi_z, \eta_x, \eta_y, \eta_z, \zeta_x, \zeta_y, \zeta_z$ - матричні коефіцієнти; $J = \partial(\xi, \eta, \zeta) / \partial(x, y, z)$ - якобіан перетворення координат; x, y, z - осі декартової системи координат; $\tau_{xx}, \tau_{yy}, \tau_{zz}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yx}, \tau_{yz}$ - компоненти тензора напружень; q_x, q_y, q_z - компоненти вектора теплового потоку, $E_t = \rho \left[e + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \right]$ [5].

4.2 Геометрична модель

Під час побудови комп'ютерної моделі було прийнято ряд припущень. У першому наближенні ми припускаємо, що підстилаюча поверхня ідеально плоска і режим польоту при нульовому куті атаки апарату. Швидкість руху значно менша за швидкість звуку. За основний параметр, що характеризує ефективну область дії WIG-ефекту, візьмемо безрозмірну величину кліренсу, яка характеризує відношення відстані між задньою кромкою крила і підстилаючою поверхнею h до аеродинамічної хорди c :

$$\bar{h} = \frac{h}{c}. \quad (4.4)$$

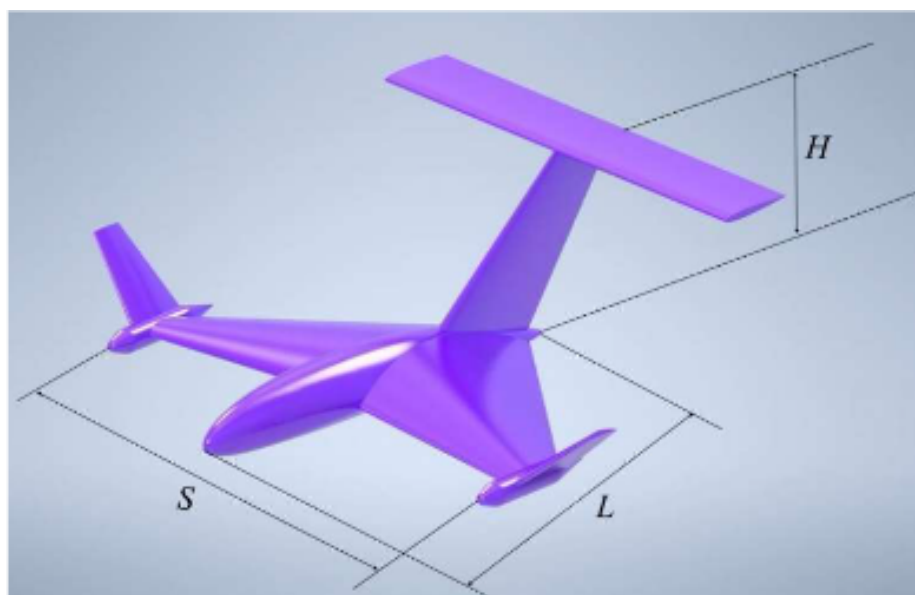


Рисунок 4.1. Параметрична геометрична модель екраноплана літакової схеми, габаритні розміри приведені у таблиці 4

Таблиця 4. Проектні габаритні параметри екраноплана

Параметр	Значення
Довжина L , мм	5100
Розмах S , мм	6240
Висота H , мм	2550
Площа крила S , м^2	13,85
Середня аеродинамічна хорда крила c , мм	1560

Таке компонування літального апарату було обрана, з урахуванням того, що наявність такої хвостової частини робить літальний апарат більш стабільним, тому, що стабільність це одна з основних проблем екранопланів. Припущення що наявність V-подібних торців може запобігати перетіканню від нижньої поверхні крил до верхньої.

4.3 Розрахункова сітка

При використанні неструктурованої розрахункової сітки розрахункова область математичного моделювання обтікання екранопланів складалася з 7 794 177 вузлів (20 728 398 елементів) рис. 4.2. При експорті розрахункової сітки в розв'язувач комірки були перетворені в поліедричні комірки. Порівняно з тетраедричними або гібридними сітками, таке перетворення дозволяє зменшити загальну кількість комірок при збереженні точності розрахунку на еквівалентних трикутних сітках. Крім того, збільшення кількості зв'язків багатогранних комірок покращує збіжність процесу розрахунку порівняно з трикутною сіткою [1]. Розрахункова сітка згущувалася поблизу обтічної поверхні таким чином, щоб у в'язкому підшарі було не менше 12 вузлів розрахункової сітки. Товщина в'язкого підшару визначалася:

$$y^+ = \frac{u_\tau \Delta y_1}{\nu} \quad (4.5)$$

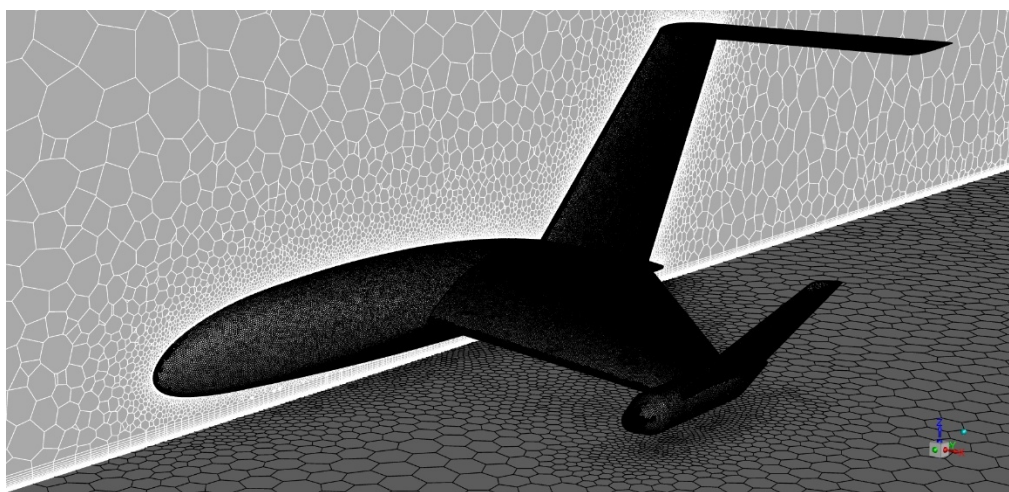


Рисунок 4.2. Вигляд сітки для екраноплана літакової схеми

4.4 Модель турбулентності

Для замикання системи рівнянь (4.1), (4.2) та (4.3) використано модель турбулентності *SST (Shear Stress Transport)*[2], яка довела свою ефективність у розрахунках аеродинаміки літальних апаратів [3]. З іншого боку, як показано в

[4], вибір моделі турбулентності суттєво впливає на результат розрахунку аеродинаміки апарата WIG лише при малих значеннях h або від'ємних кутах атаки. Система рівнянь (4.1), (4.2) та (4.3) доповнюється граничними умовами, які складаються з умов «прилипання» на твердих поверхнях, умов заданої швидкості на вхідному перерізі розрахункової області та «м'яких» граничних умов на вихідному перерізі області. Чисельна реалізація моделі (4.1), (4.2) та (4.3) з відповідними граничними умовами проводилася за допомогою програмного забезпечення ANSYS Fluent. Просторову модель розрахункової області обрано у вигляді паралелепіпеда, в середині якого розміщено геометричну модель судна та ґрунту [5].

4.5 Результати CFD моделюванні

В результаті обчислювальних експериментів було отримано картину обтікання екраноплана під час польоту поблизу поверхні для різних швидкостей та різних висот польоту над поверхнею. Результати розрахунку поля тиску (Рис. 4.3) та швидкості (Рис. 4.4) навколо апарату, що рухається зі швидкістю 100 км/год на відстані $h=0,4$ м над поверхнею, наведено нижче[5].

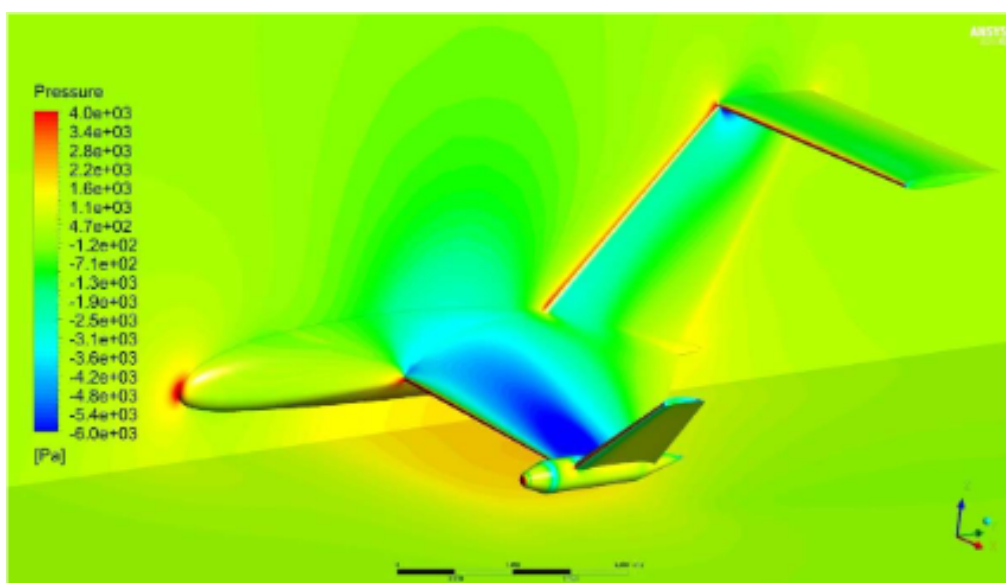


Рисунок 4.3. Поле тиску літального апарату поблизу екрана

На рис. 4.5 показано результати розрахунків лінії струму, а на рис. 4.6 – вихрову структуру, яка утворюється позаду апарату в результаті обтікання конструкції потоком.

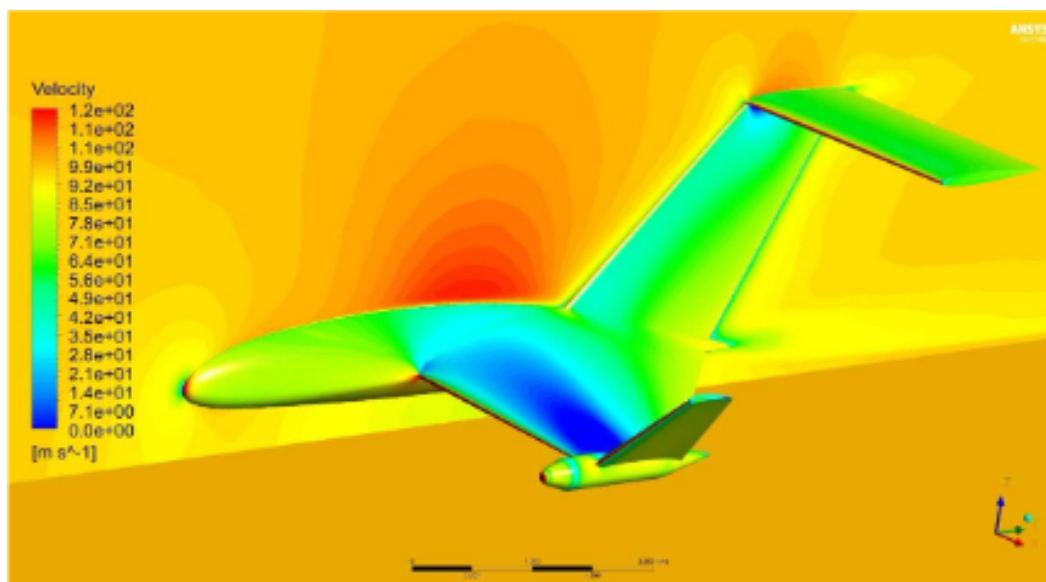


Рисунок 4.4. Поле швидкості літального апарату поблизу екрана

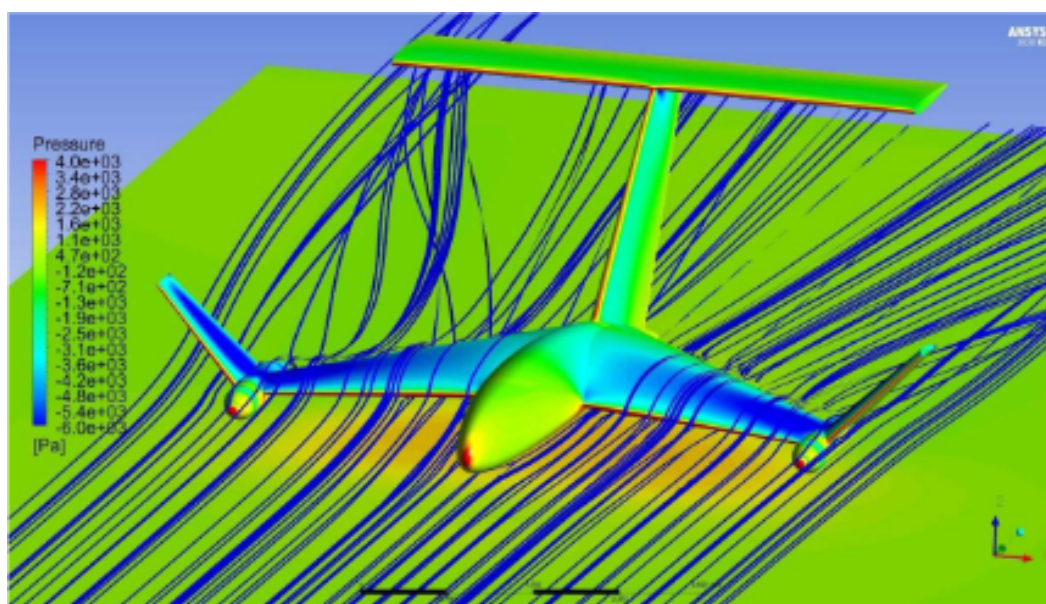


Рисунок 4.5. Лінії струму обтікання літального апарату поблизу екрана

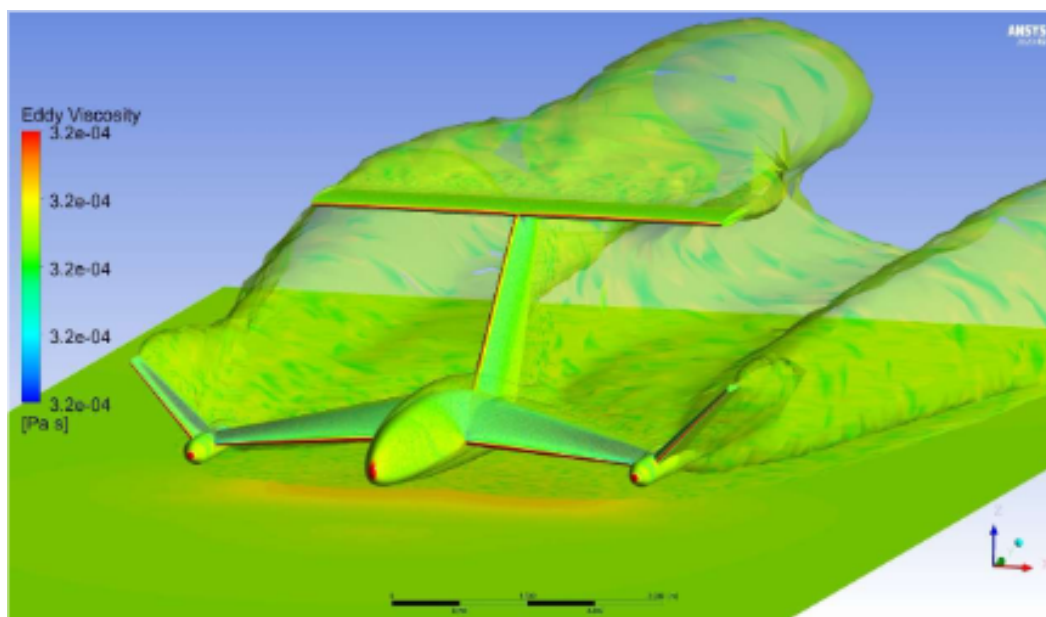


Рисунок 4.6. Схема утворення вихорів навколо літака

Результати розрахунку фізичних полів за інших швидкостей показали якісно подібну картину розподілу фізичних величин. Отримані результати розрахунків дозволяють оцінити фізичну закономірність, що виникає під час руху апарату поблизу поверхні.

На рис. 4.7 та 4.8 показано результати дослідження впливу відстані від апарату до землі та швидкості руху на аеродинамічні характеристики: коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт лобового опору, коефіцієнт аеродинамічного моменту, а також положення центру тиску апарату. Відповідні аеродинамічні характеристики необхідно визначити [6].

Вирази для аеродинамічних коефіцієнтів мають вигляд:

$$C_x = \frac{2X_a}{\rho V^2 S_M},$$

$$C_y = \frac{2Y_a}{\rho V^2 S_M},$$

$$C_m = \frac{2M_a}{\rho V^2 S_M c}$$

де X_a , Y_a – сила аеродинамічного опору та підймальна сила, M_a – аеродинамічний момент; C_x – коефіцієнт опору, C_y – коефіцієнт підймальної сили, C_m – коефіцієнт аеродинамічного моменту, ρ – щільність потоку, V – швидкість; S_M – площа медіального перерізу апарату. Для зручності аналізу результати представлені у відносних значеннях, в яких аеродинамічні характеристики поблизу землі пов'язані з відповідними значеннями в необмеженому потоці. На рис. 4.7 показано вплив відстані до землі на основні аеродинамічні характеристики апарату. На рис. 4.8 показано результати розрахунку зміщення положення x_p центру тиску при його наближенні до землі відносно положення, що відповідає польоту в необмеженому потоці $x_{p\infty}$ [3].

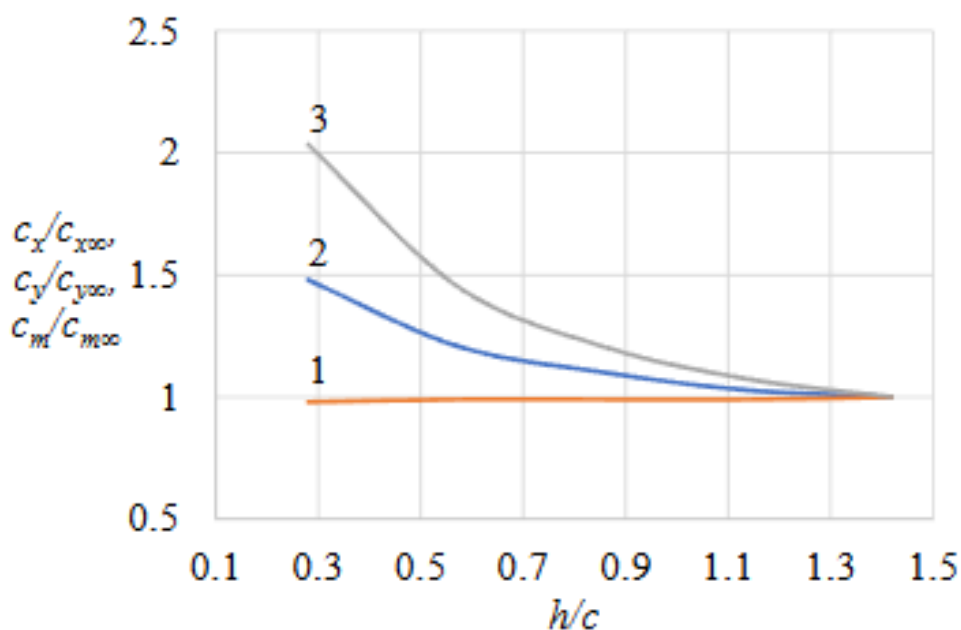


Рисунок 4.7. Залежність аеродинамічних характеристик від відстані до землі

1 - $c_x/c_{x\infty}$; 2 - $c_y/c_{y\infty}$; 3 - $c_m/c_{m\infty}$

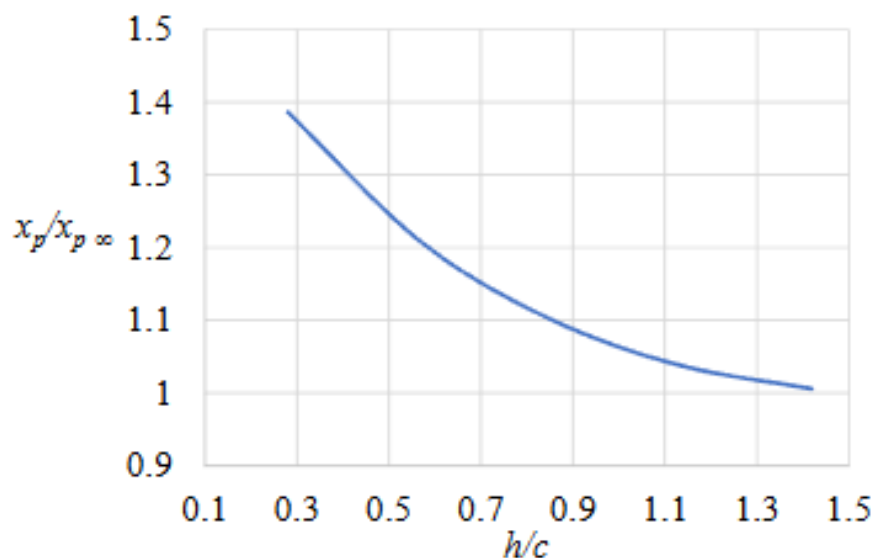


Рисунок 4.8. Залежність відносної координати розташування центру тиску $x_p/x_{p\infty}$ від відстані до землі h/c

На рис. 4.9 показано результати розрахунку співвідношення підйімальної сили до сили аеродинамічного опору, що відображає аеродинамічну якість апарату, для швидкостей 40 км/год та 100 км/год.

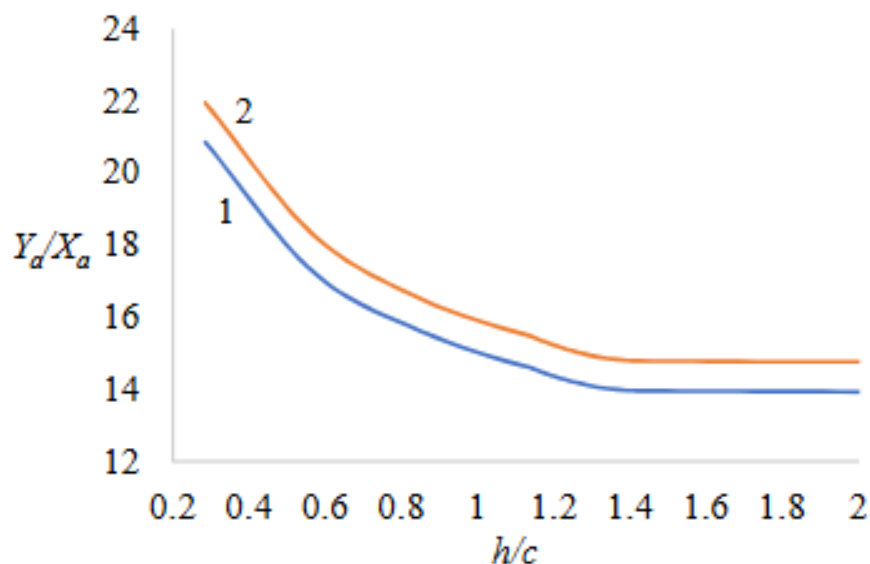


Рисунок 4.9. Залежність аеродинамічної якості Y_a/X_a від відстані до землі h/c для швидкостей: 1–40 км/год; 2–100 км/год

Результати розрахунку полів швидкості та тиску показують, що в носовій частині фюзеляжу потік сповільнюється та утворюється зона підвищеного тиску. Потім потік огинає корпус і прискорюється над верхньою частиною фюзеляжу та над опорними поверхнями, що призводить до утворення зон низького тиску. У зазорі між літальним апаратом та землею потік сповільнюється, а тиск зростає, отже, створюються умови для збільшення підйомної сили.

Наявність V-подібних торців запобігає перетіканню від нижньої поверхні крил до верхньої (рис. 4.5), що запобігає збільшенню наведеного опору. На рис. 4.6 видно, що за опорними поверхнями утворюються два великомасштабні вихри, що обертаються в різних напрямках. Але під впливом поверхні обидва вихри спрямовані вгору. Вихровий слід поступово збільшується в поперечному перерізі в міру віддалення апарату.

Коефіцієнт опору майже не змінюється при наближенні апарату до землі (рис. 4.7). Водночас спостерігається збільшення підйомної сили в міру наближення до землі. Вплив землі проявляється на відстанях $h/c < 1,3$, при $h/c \approx 0,3$ збільшення підйомної сили досягає 48 % порівняно з польотом у необмеженому потоці. Зауважимо, що для малорозмірних екранопланів в області $h/c < 0,2$ є проблематичним, оскільки абсолютні значення висоти h будуть незначними. Тому у випадку незначних спотворень поверхні створюються ризики для стійкості апарату. Можна рекомендувати відповідний діапазон робочих висот $0,3 \leq h/c \leq 0,7$.

Згідно з отриманими даними (рис.4.7, лінія 3, рис. 4.8), під час наближення до землі центр тиску зміщується, а значення коефіцієнта аеродинамічного моменту збільшується більш ніж у 2 рази при $h/c \approx 0,3$. Цей факт є важливим з погляду на забезпечення стабільного польоту та повинен враховуватися в системі керування апаратом. Отже, наші результати створюють основу для визначення аеродинамічних та конструктивних параметрів малогабаритних екранопланів.

Аеродинамічна якість значно зростає в міру наближення екраноплана до поверхні. Згідно з даними на рис. 9, якість зростає в 1,5 раза для $h/c \approx 0,3$ порівняно з необмеженим потоком. Слід зазначити, що режими з вищими швидкостями відповідають кращій аеродинамічній якості. Очевидно, що обсяг отриманих результатів обмежений розглянутою конструкцією. Однак загальні закономірності повністю узгоджуються з аеродинамічною теорією польоту поблизу землі. Слід зазначити, що, на відміну від багатьох інших досліджень аеродинамічних характеристик окремих елементів екраноплана, у цьому дослідженні розглядалося повне компонування малогабаритного літального апарату [5].

Нижче представлені результати чисельного аналізу, що демонструють вплив швидкості руху та висоти польоту екраноплана над поверхнею на його аеродинамічні характеристики. Було проведено серію моделювань для різних швидкісних режимів та відстаней від екрану, що дозволяє детально вивчити зміну підйомної сили, сили лобового опору та аеродинамічного моменту. Отримані результати мають значення для вдосконалення конструкції та вибору оптимальних умов експлуатації екраноплана з метою підвищення його продуктивності та ефективності польоту.

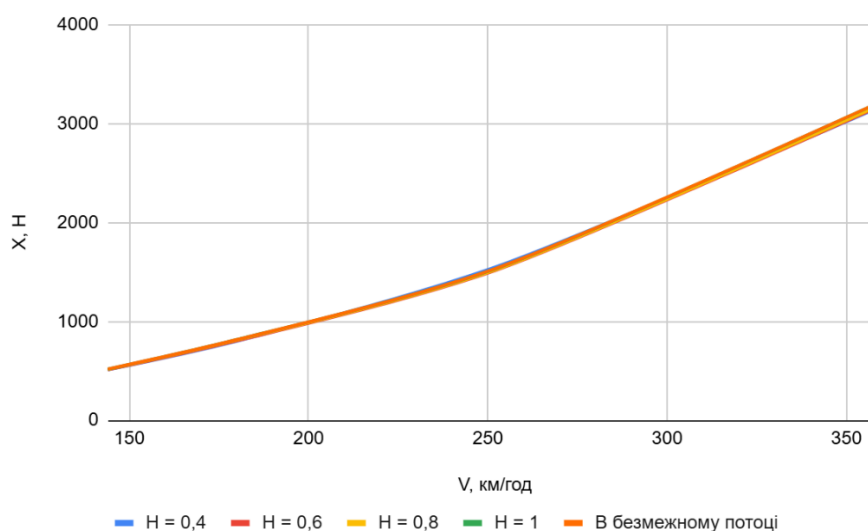


Рисунок 4.10. Залежності сили лобового опору екраноплана від швидкості його руху при різних значеннях відносної висоти польоту.

На рис 4.10 представлено результати числового моделювання сили лобового опору X , яка діє на екраноплан під час руху з різною швидкістю при змінних відносних висотах польоту над екраном. По осі абсцис відкладено швидкість польоту V , км/год, а по осі ординат — сила лобового опору X , Н. Розрахунки виконані для п'яти варіантів: чотирьох значень відносної висоти $H=h/c$ ($H=0,4; 0,6; 0,8; 1$) та умов польоту в безмежному потоці, що відображають ситуацію, коли вплив поверхні відсутній.

Усі отримані криві демонструють практично ідентичний характер зміни сили опору зі зростанням швидкості. В межах досліджуваного діапазону (150–350 км/год) спостерігається монотонне зростання сили лобового опору, що повністю відповідає аеродинамічній закономірності, за якою опір пропорційний квадрату швидкості. Різниця між значеннями сили опору для різних висот не перевищує кількох відсотків, причому найбільша відмінність спостерігається при малих швидкостях, де сила опору при $H=0,4$ є незначно меншою. Із підвищенням швидкості вплив висоти повністю нівелюється, і криві зливаються.

Цей результат свідчить про те, що, на відміну від підйомної сили, величина лобового опору практично не залежить від ефекту екрана. В умовах близькості до поверхні змінюється конфігурація потоку під крилом, однак лобовий опір, який формується в основному передньою проєкцією корпусу та крила, залишається сталим. Це дозволяє зробити важливий висновок про те, що збільшення підйомної сили за рахунок екранного ефекту не супроводжується суттєвим збільшенням сили опору, що є ключовою перевагою при проєктуванні високоефективних режимів польоту екранопланів.

Таким чином, отримані результати вказують на доцільність використання близького до поверхні режиму польоту з точки зору аеродинамічної та енергетичної ефективності. Високі значення підйомної сили при практично незмінному рівні лобового опору створюють передумови для зниження витрат енергії на одиницю корисного навантаження, що є актуальним завданням для сучасних транспортних систем екранного типу.

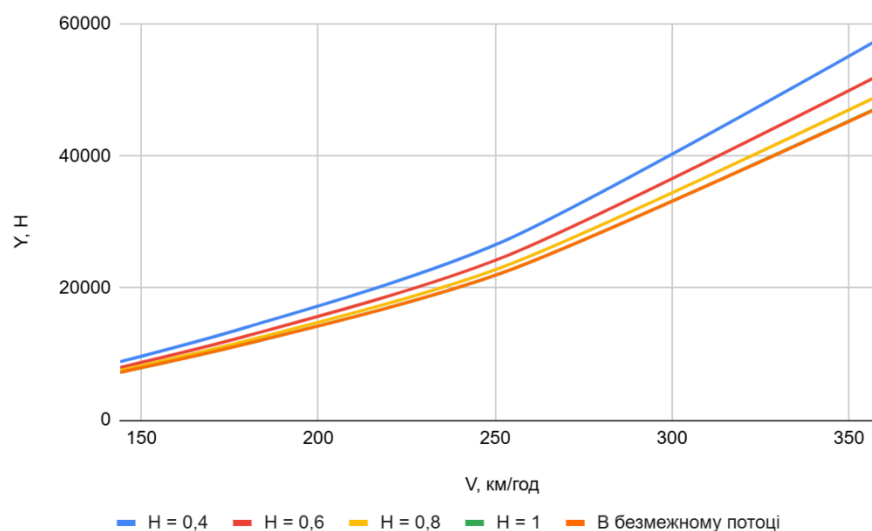


Рисунок 4.11. Залежності підйомної сили екраноплана від швидкості його руху при різних значеннях відносної висоти польоту.

На рис. 4.11 представлено результати числового моделювання залежності підйомної сили екраноплана від швидкості його руху при різних значеннях відносної висоти польоту над екраном. На осі абсцис відкладено швидкість польоту V , км/год, а на осі ординат — відповідні значення підйомної сили Y , Н. Дослідження проведено для п'яти випадків: чотирьох значень відносної висоти $H=h/c$ (де h — висота польоту, c — хорда крила) — $H=0,4, 0,6, 0,8, 1$ а також для умов безмежного потоку, які моделюють політ за відсутності екранного ефекту.

Аналіз графічних залежностей свідчить про монотонне зростання підйомної сили зі збільшенням швидкості для усіх розглянутих варіантів, що відповідає класичним аеродинамічним закономірностям. Водночас, спостерігається чітка залежність величини підйомної сили від висоти польоту над екраном. Найбільші значення підйомної сили досягаються при найменшій розглянутій висоті $H=0,4$, що зумовлено максимальним проявом екранного ефекту. При цій висоті відбувається інтенсивне стиснення повітряного прошарку між крилом апарата та поверхнею, що сприяє зростанню тиску під крилом і, відповідно, збільшенню підйомної сили.

Із підвищенням висоти польоту (до $H=1$) вплив екранного ефекту поступово зменшується, і значення підйомної сили наближаються до тих, що спостерігаються у випадку польоту в безмежному потоці. Зокрема, при швидкості 350 км/год різниця між підйомною силою для $H=0,4$ та безмежного потоку становить понад 30 %, що підтверджує ефективність використання екранного ефекту при оптимальних режимах польоту.

Отримані результати демонструють, що політ на малій висоті дозволяє суттєво збільшити підйомну силу без додаткового енергетичного навантаження, що є надзвичайно важливим з огляду на підвищення аеродинамічної ефективності та економічності функціонування екранопланів. Ці дані можуть бути використані при обґрунтуванні оптимальних параметрів висоти польоту під час проєктування та експлуатації літальних апаратів екранного типу.

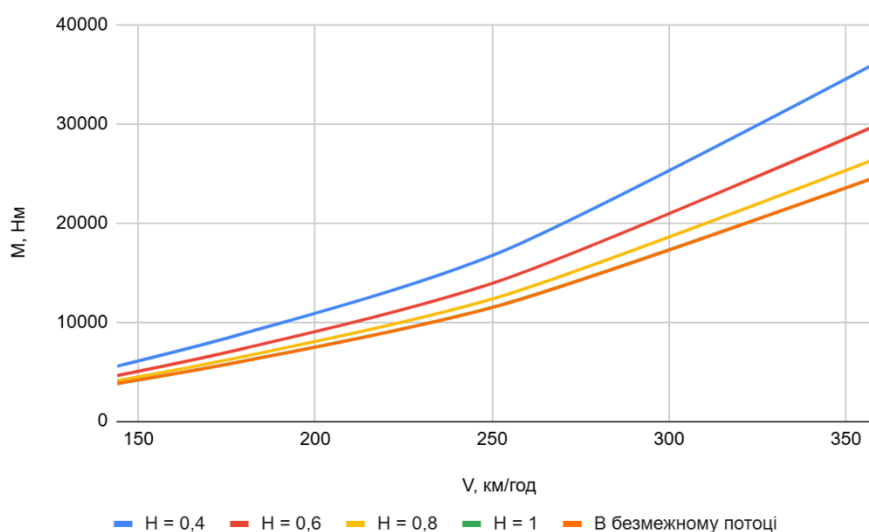


Рисунок 4.12. Залежності аеродинамічного моменту екраноплана від швидкості його руху при різних значеннях відносної висоти польоту.

На рис 4.12 представлено результати числового моделювання аеродинамічного моменту M , що діє на екраноплан під час горизонтального польоту в залежності від швидкості руху V , км/год, при різних значеннях відносної висоти польоту $H=h/c$, де h — абсолютна висота польоту, а c — хорда

крила. По осі ординат відкладено відповідні значення моменту M , $N \cdot m$. У дослідженні враховано п'ять сценаріїв: польоти на висотах $H=0,4$; $H=0,6$; $H=0,8$; $H=1$, а також політ у безмежному потоці, що імітує умови відсутності екранного ефекту.

Аналіз отриманих залежностей показує, що аеродинамічний момент зростає зі збільшенням швидкості руху для всіх розглянутих висот, що є очікуваним результатом у контексті класичної аеродинаміки. Однак величина моменту суттєво змінюється залежно від висоти польоту. Найбільші значення моменту фіксуються при найменшій розглянутій висоті $H=0,4$, що зумовлено інтенсивним впливом екранного ефекту, зокрема — перерозподілом тиску на верхній і нижній поверхнях крила, особливо в носовій частині, що створює додаткову моментну складову.

У міру збільшення висоти польоту спостерігається поступове зниження значень моменту. При $H=0,8$ криві моменту наближаються до рівня, характерного для умов безмежного потоку. Так, при швидкості польоту 350 км/год значення моменту для $H=0,4$ на 30–40 % перевищує аналогічне значення для польоту в безмежному потоці. Це вказує на необхідність урахування моментної нестабільності, що може виникати при польоті поблизу поверхні.

З отриманих результатів випливає, що екранний ефект, крім суттєвого впливу на підйомну силу, також істотно впливає на моментні характеристики екраноплана. Зокрема, при польоті на малих висотах виникають додаткові обертаючі моменти, які необхідно враховувати під час проектування систем керування і стабілізації. Наявність такого ефекту вимагає підвищеної уваги до забезпечення моментної рівноваги та стійкості апарата на режимах з інтенсивним екраним впливом.

Таким чином, результати числового моделювання підтверджують доцільність комплексного аналізу аеродинамічних характеристик екранопланів при варіативній висоті польоту, зокрема — з урахуванням не лише підйомної сили, але й аеродинамічного моменту, що прямо впливає на керованість та безпечність польоту.

Отже, результати проведеного чисельного моделювання дозволяють сформулювати низку ключових положень, що характеризують вплив відносної висоти польоту на аеродинамічні характеристики екраноплана. Насамперед, встановлено, що сила лобового опору демонструє сталу тенденцію до зростання зі збільшенням швидкості польоту, що є типовим для руху тіл у повітряному середовищі. Проте важливою особливістю є практично повна індиферентність цієї сили до зміни висоти в межах розглянутого діапазону. Лише на нижніх швидкостях спостерігається незначне зменшення опору при польоті на малій висоті, але зі зростанням швидкості ця різниця згладжується. Це свідчить про відсутність суттєвого впливу екранного ефекту на силу лобового опору, що відкриває перспективи для реалізації енергоефективних режимів польоту.

Підйомна сила, навпаки, виявила високу залежність від відносної висоти: найбільші її значення досягаються на найменшій висоті $H=0,4$, де ефект взаємодії крила з близькою до нього поверхнею проявляється найінтенсивніше. Формування додаткового тиску в нижній частині крила призводить до значного приросту підйомної сили, що особливо помітно при високих швидкостях польоту. При цьому з підвищенням висоти вплив екрану поступово зникає, і характеристики наближаються до умов польоту без дії поверхні. Таким чином, політ на малій висоті забезпечує суттєвий приріст підйомної сили без необхідності збільшення енергетичного навантаження, що дозволяє підвищити загальну ефективність функціонування апарата.

Ще одним важливим результатом стало виявлення залежності аеродинамічного моменту від висоти польоту. При мінімальних значеннях H виникає значний додатковий обертаючий момент, зумовлений перерозподілом тиску на носовій частині крила, що викликає зростання нестабільних моментних складових. Із підвищенням висоти вплив цього чинника послаблюється, проте на малих висотах така особливість вимагає додаткової уваги при проектуванні стабілізуючих та керуючих систем. Це підтверджує важливість урахування моментної рівноваги під час роботи екранопланів у режимах з інтенсивним проявом екранного ефекту.

У підсумку, аналіз результатів чисельного моделювання дає підстави стверджувати, що використання режимів польоту в безпосередній близькості до поверхні дозволяє досягнути оптимального балансу між підйомною силою та силою опору. Це сприяє підвищенню аеродинамічної досконалості апарата без суттєвих витрат додаткової енергії. Водночас, важливо враховувати зміну моментних характеристик, що можуть впливати на стабільність і керованість польоту. Одержані результати можуть бути використані як теоретичне підґрунтя для проєктування енергоефективних та стабільних літальних апаратів екранного типу, а також для формування рекомендацій щодо вибору оптимальної висоти польоту.

4.6 Висновки за розділом

За результати розрахунку полів швидкості та тиску показують, що в носовій частині фюзеляжу потік сповільнюється та утворюється зона підвищеного тиску. Потім потік огинає корпус і прискорюється над верхньою частиною фюзеляжу та над опорними поверхнями, що призводить до утворення зон низького тиску. У зазорі між літальним апаратом та землею потік сповільнюється, а тиск зростає, отже, створюються умови для збільшення підйомної сили.

Показано, що наявність V-подібних торців запобігає перетіканню від нижньої поверхні крил до верхньої, що запобігає збільшенню наведеного опору. Показано, що за опорними поверхнями утворюються два великомасштабні вихри, що обертаються в різних напрямках. Але під впливом поверхні обидва вихри спрямовані вгору. Вихровий слід поступово збільшується в поперечному перерізі в міру віддалення апарату.

Коефіцієнт опору майже не змінюється при наближенні апарату до землі. Водночас спостерігається збільшення підйомної сили в міру наближення до землі. Вплив землі проявляється на відстанях $h/c < 1,3$, при $h/c \approx 0,3$ збільшення підйомної сили досягає 48 % порівняно з польотом у необмеженому потоці. Зауважимо, що для малорозмірних екранопланів в області $h/c < 0,2$ є

проблематичним, оскільки абсолютні значення висоти h будуть незначними. Тому у випадку незначних спотворень поверхні створюються ризики для стійкості апарату. Можна рекомендувати відповідний діапазон робочих висот $0,3 \leq h/c \leq 0,7$.

Згідно з отриманими даними, під час наближення до землі центр тиску зміщується, а значення коефіцієнта аеродинамічного моменту збільшується більш ніж у 2 рази при $h/c \approx 0,3$. Цей факт є важливим з погляду на забезпечення стабільного польоту та повинен враховуватися в системі керування апаратом. Отже, наші результати створюють основу для визначення аеродинамічних та конструктивних параметрів малогабаритних екранопланів.

Аеродинамічна якість значно зростає в міру наближення екраноплана до поверхні. Згідно з даними на, якість зростає в 1,5 рази для $h/c \approx 0,3$ порівняно з необмеженим потоком. Слід зазначити, що режими з вищими швидкостями відповідають кращій аеродинамічній якості. Очевидно, що обсяг отриманих результатів обмежений розглянутою конструкцією. Однак загальні закономірності повністю узгоджуються з аеродинамічною теорією польоту поблизу землі. Слід зазначити, що, на відміну від багатьох інших досліджень аеродинамічних характеристик окремих елементів екраноплана, у цьому дослідженні розглядалося повне компонування малогабаритного літального апарату.

Рекомендації для розробників літальних апаратів літакової схеми з динамічним принципом підтримки над поверхнею:

- Для дослідження аеродинамічних процесів, що відбуваються під час руху малорозмірного екраноплана поблизу землі, було використано CFD-моделювання у 3D-форматі. Було показано, що під час руху безпілотного малорозмірного екраноплана поблизу землі створюються умови для збільшення підйомної сили порівняно з випадком необмеженого потоку. Тому через дисбаланс полів тиску та швидкості зверху апарату та в зазорі між землею та нижньою поверхнею апарату виникне додаткова підйомна сила. Для зменшення

наведеного опору рекомендується використовувати V-подібні торці на опорних поверхнях.

- Зменшення відстані до землі суттєво не впливає на коефіцієнт аеродинамічного опору малогабаритного екраноплана, водночас коефіцієнт підйімальної сили та коефіцієнт аеродинамічного моменту збільшуються. Доцільною областю експлуатації малогабаритного екраноплана може бути діапазон висот $0,3 \leq h/c \leq 0,7$. Наближення до поверхні призводить до зміщення центру ваги апарату, що призводить до зміни аеродинамічного моменту, і це необхідно враховувати під час розробки системи керування для забезпечення стабільного польоту. Результати досліджень підтверджують ефективність запропонованої аеродинамічної схеми безпілотного екраноплана з використанням ефекту землі.

4.6 Література до четвертого розділу

1. Alekseyenko, S., Dreus, A., Dron, M., Brazaluk, O. (2022). Numerical Study of Aerodynamic Characteristics of a Pointed Plate of Variable Elongation in Subsonic and Supersonic Gas Flow. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 96 (2), 88–97. <https://doi.org/10.37934/arfmts.96.2.8897>
2. Menter, F. (1993). Zonal Two Equation k- ω Turbulence Models For Aerodynamic Flows. 23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference. <https://doi.org/10.2514/6.1993-290616>.
3. Prikhodko, A. A., Alekseenko, S. V. (2014). Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a “Barrier” Ice. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 87 (3), 598–607. <https://doi.org/10.1007/s10891-014-1050-017>.
4. Ozdemir, Y. H., Çoşgun, T. (2022). The Influence of Turbulence Models on the Numerical Modelling of a 3D Wing in Ground Effect. *European Journal of Science and Technology*. <https://doi.org/10.31590/ejosat.120005618>.

5. Dreus, A., Aleksieienko, S., & **Nekrasov, V.** (2024). Determining the aerodynamic performance of a high-speed unmanned marine wig craft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 4(7 (130), 41–46. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.309708>. (**Scopus SCimagoJR Q3**).

6. Dreus, A., Alekseyenko, S., Kulyk, O., & **Nekrasov, V.** (2025). Prospects for the creation of small-sized high-speed unmanned aerial vehicles based on WIG-craft. *EUREKA: Physics and Engineering*, (1), 34-43. <https://doi.org/10.21303/2461-4262.2025.003308>. (**Scopus SCimagoJR Q3**).

ВИСНОВКИ

В ході виконання комплексних дисертаційних досліджень були отримані наступні нові наукові та практичні результати:

1. Проведено огляд та проаналізовано сучасний стан з досліджень аеродинаміки апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею, отримано що малорозмірні літальні апарати з динамічним принципом підтримки над поверхнею потребують досліджень аеродинаміки з метою формування принципів вибору параметрів малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею. Основними методами досліджень є числові методи, але вони потребують експериментальної верифікації.

2. Розроблено методику аеродинамічного експерименту та проведено експериментальні дослідження аеродинамічних характеристик несучих поверхонь поблизу екрана за умов, профіль на якому проводили дослідження Clark-YH12, швидкість набігаючого потоку 16,5 м/с, довжина хорди 0,1 м, експеримент проводився в діапазоні 0..10 кута атаки, з відстанню до екрана 0,1 м. Проведено модифікацію електронно-цифрового інтерфейсу для зняття аеродинамічних параметрів профілю крила при експериментальному дослідженні в аеродинамічній трубі. Отримано графіки коефіцієнтів лобового опору та підйомної сили для крила з профілем Clark-YH12 поблизу екрана. При аналізі отриманих результатів експериментальних досліджень крила в наближенні до екрана було помічено, підвищення підйомної сили на 7 – 16 % залежно від кута атаки.

3. Розроблено та верифіковано методику розрахунку аеродинамічних характеристик літальних апаратів поблизу екрана за умов, профіль на якому проводили дослідження Clark-YH12, швидкість набігаючого потоку 16.5 м/с, довжина хорди 0.1 м, експеримент проводився в діапазоні 0..8 кута атаки, з відстанню до екрана 0.1 м, було проведено дослідження трьох моделей турбулентності та за результатами обрано SST. Як результат було отримано поля розподілу швидкості та тиску для профілю Clark-YH12 в безмежному потоці, та з наближенням до екрана, побудовані графіки залежності коефіцієнтів лобового

опору та підйомної сили, відносно результатів експерименту ЦАГІ для цього профілю. За результатами числових досліджень спостерігається зріс підйомної сили на 6 – 30% залежно від кута атаки, профілю крила в наближенні до екрана в порівнянні з профілем в безмежному потоці.

4. Числове моделювання показало, що за результатами розрахунку полів швидкості та тиску, в носовій частині фюзеляжу потік сповільнюється та утворюється зона підвищеного тиску. Потім потік огинає корпус і прискорюється над верхньою частиною фюзеляжу та над опорними поверхнями, що призводить до утворення зон низького тиску. У поміжку між літальним апаратом та землею потік сповільнюється, а тиск зростає, отже, створюються умови для збільшення підйомної сили. Наявність V-подібних торців запобігає перетіканню від нижньої поверхні крил до верхньої, що запобігає збільшенню наведеного опору. За опорними поверхнями утворюються два великомасштабні вихри, що обертаються в різних напрямках. Вихровий слід поступово збільшується в поперечному перерізі в міру віддалення апарату. Коефіцієнт опору майже не змінюється при наближенні апарату до землі. Вплив землі проявляється на відстанях $h/c < 1,3$, при $h/c \approx 0,3$ збільшення підйомної сили досягає 48 % порівняно з польотом у необмеженому потоці. Можна зауважити, що для малорозмірних екранопланів в області $h/c < 0,2$ є проблематичним, оскільки абсолютні значення висоти h будуть незначними. Тому у випадку незначних спотворень поверхні створюються ризики для стійкості апарату. Слід також зазначити, що режими з вищими швидкостями відповідають кращій аеродинамічній якості. На відміну від багатьох інших досліджень аеродинамічних характеристик окремих елементів екраноплана, у цьому дослідженні розглядалося повне компонування малогабаритного апарату.

Надано рекомендації щодо вибору проєктних параметрів, для розробників малорозмірних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею.