



Дніпровський
національний університет
імені Олеся Гончара

**А. Ю. Дреус, С. В. Алексєєнко, М. М. Дронь,
О. В. Кравець, О. В. Кулик, А. В. Сохацький**

АЕРОДИНАМІЧНІ АСПЕКТИ ПРОЄКТУВАННЯ БЕЗПЛОТНИХ ЕКРАНОПЛАНІВ

*За загальною редакцією доктора технічних наук,
професора Андрія Дреуса*

*Видано за фінансової підтримки
Національного фонду досліджень України*



Дніпро | ЛПРА | 2024

УДК 629.7.015:629.54(02.064)

A 33

*Рекомендовано до друку вченою радою
Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара
протокол № 4 від 19.12.2024*

Рецензенти:

Б. О. Блюсс, член-кореспондент НАН України, професор
(Придніпровський науковий центр Національної академії наук
України і Міністерства освіти і науки України)

Ю. О. Кваша, доктор технічних наук, старший науковий
співробітник (Інститут технічної механіки Національної академії
наук України і Державного космічного агентства України)

Автори:

**А. Ю. Дреус, С. В. Алексеєнко, М. М. Дронь, О. В. Кравець,
О. В. Кулик, А. В. Сохацький**

A 33

Аеродинамічні аспекти проектування безпілотних екранопланів :
монографії / за заг. ред. А. Ю. Дреуса. – Дніпро: ЛІРА, 2024. – 180 с.

ISBN 978-617-8519-13-1

У монографії розглянуті питання аеродинамічного розрахунку інновацій-
них літальних апаратів – екранопланів, теоретичні основи аеродинаміки
екранопланів, а також методи дослідження й моделювання аеродинамічних
процесів під час польоту таких апаратів на межі з поверхнею води або землі.
Монографія орієнтована на фахівців у галузі авіації та судноплавства, а
також на науковців і студентів, які цікавляться інноваційними транспорт-
ними технологіями.

УДК 629.7.015:629.54(02.064)

© Дніпровський національний університет
імені Олеся Гончара, 2024

© А. Ю. Дреус, С. В. Алексеєнко,
М. М. Дронь, О. В. Кравець, О. В. Кулик,
А. В. Сохацький, 2024

© ЛІРА, 2024

ISBN 978-617-8519-13-1

Such devices can be created so that large ships without oarsmen can cross rivers and seas, and with greater speed than if they were filled oarsmen.

Roger Bacon, XIII century

Можуть бути створені такі пристрої, що великі кораблі без веслувальників зможуть перетинати річки та моря з більшою швидкістю, ніж якби вони були заповнені гребцями.

Роджер Бекон, XIII століття

ВСТУП

Явище різкого зростання підйомної сили літака біля поверхні землі було встановлено ще у 20-х роках XX сторіччя. Під час наближення до посадкової смуги літальний апарат ігнорував керування і намагався піднятися замість приземлення. Цей ефект дістав назву «ефект впливу землі» або «екранний ефект». Дослідження показали, що причиною збільшення підйомної сили літака в цьому випадку є динамічна повітряна подушка, яка створюється між крилом і поверхнею землі.

Цей «несприятливий» для авіації ефект покладено в основу створення принципово нового типу транспортних засобів, призначених для експлуатації поблизу поверхні землі або води. У спеціальній літературі такі транспортні засоби називають WIG-апарати (Wing-in-Grounds crafts), або екраноплани. Назва «екраноплан» історично пов'язана з назвою перших великих проєктів таких засобів у 60–70 рр. XX сторіччя в СРСР.

Оскільки реалізація екранного ефекту потребує наявності відносно рівного рельєфу підстильної поверхні, то як таку найбільш очевидно використовувати поверхню водойм або морів. Згідно з рішенням Міжнародної морської організації у 1993 р. екраноплани віднесено саме до морського транспорту. Міжнародним документом, що регулює використання таких засобів, є «Тимчасове керівництво з безпеки WIG-систем» («Interim Guidelines for Wing-In-Ground (WIG) Craft»), в якому вживається термін Wing-in-Ground crafts.

Незважаючи на те що WIG-системи активно досліджуються з 60-х років XX сторіччя, цей вид транспорту поки не знайшов широкого за-

стосування на практиці. Водночас велика кількість експертів вважає, що за техніко-економічними й експлуатаційними показниками такі засоби можуть стати найближчим часом одним із наступних поколінь високошвидкісних транспортних систем. Зокрема, ці судна можуть зайняти нішу швидкостей 200–500 км/год, що зараз майже не використовується сучасними традиційними транспортними засобами.

Проекти перших екранопланів у СРСР розроблялися з військовою метою, зокрема для доставлення відносно великих підрозділів і вантажів до місць проведення десантних операцій, а також як ракетоносії (екраноплан «Лунь»). Пізніше з'явилися проекти розробки WIG-систем для пасажирських і вантажних перевезень, виконання функцій санітарної авіації, патрулювання берегових зон, проведення рятувальних операцій тощо. Проте сьогодні ця технологія і власне кораблі, які були побудовані до цього часу, не поширені на практиці. Для цього є низка технічних і економічних причин. У 1994 р. Агентство передових наукових проєктів США (ARPA, наразі Агентство передових оборонних дослідницьких проєктів – DAPRA) зібрало групу експертів, які проаналізували проблематику створення WIG-суден. У своєму висновку («Wingship Investigation – Volume 3 – Technology Roadmap», Advanced Research Projects Agency (ARPA) Report, 30 September 1994) експерти зазначили, що попри високу вартість і технічні ризики, пов'язані з розробкою такого виду кораблів, можуть існувати перспективні, у тому числі військові, застосування невеликих WIG-суден.

Повномасштабне вторгнення росії в Україну у 2022 році й події на полі бою показали надзвичайну важливість й ефективність використання безпілотних транспортних засобів. Успішні операції військово-морських сил оборони України разом зі спеціальними службами з використання високошвидкісних безекіпажних систем проти флоту агресора довели безальтернативність подальшого розвитку безпілотних апаратів і технологій спеціального призначення. Одним з імовірних шляхів розвитку високошвидкісних морських безпілотних суден може стати використання WIG-кораблів як безпілотних апаратів для виконання спеціальних завдань та доставлення корисних вантажів на малі й великі відстані.

Зауважимо, що у спеціальній літературі використовують різні, але ідентичні за змістом терміни для визначення апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею: екраноплани, WIG-кораблі, WIG-судна або WIG-апарати. В цій праці використовуються всі ці терміни, але переважно визначення зі скороченням WIG.

У монографії систематизовано й проаналізовано світовий досвід з розробки та досліджень апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею. Окремо виділено внесок українських дослідників у розробку теорії та практики створення WIG-кораблів. Виконаний огляд світового досвіду свідчить, що наразі фокус досліджень та розробок WIG-кораблів змістився в бік проєктування невеликих апаратів. Це формує підґрунтя для створення безпілотних кораблів з динамічним принципом підтримки над підстильною поверхнею.

Наведено результати власних досліджень авторів з аеродинаміки WIG-кораблів. Проблема розглянуто в контексті можливості створення невеликих високошвидкісних безпілотних морських апаратів. Розглянуто методологію експериментального і комп'ютерного моделювання процесів аеродинаміки під час польоту поблизу екрана. Розглянуто вплив геометрії профілю крила на аеродинамічні коефіцієнти апарата, що рухається поблизу підстильної поверхні, наведено результати розрахунків процесів аеродинаміки кораблів.

Зазвичай WIG-крила мають невелике подовження, що ускладнює створення малогабаритних апаратів з невеликими абсолютними розмірами. Малі розміри хорди крила обмежують зону ефективного впливу екранного ефекту невеликими висотами польоту, що створює ризики для стабільного польоту та потребує додаткових досліджень аеродинаміки польоту малогабаритних WIG-апаратів. Ще одним важливим фактором, що визначає стійкість польоту екранопланів, є форма підстильної поверхні. Нерівний профіль такої поверхні значно впливає на аеродинаміку апарату і має враховуватися під час проєктування.

Пропоноване дослідження не претендує на повноту охоплення всіх питань, пов'язаних з проєктуванням кораблів з динамічним принципом підтримки над поверхнею. Водночас автори сподіваються, що ця праця закладає підґрунтя для подальших досліджень і створення

високошвидкісних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею та може становити інтерес для здобувачів вищої освіти, інженерів і науковців, що спеціалізуються в галузі аеродинаміки інноваційних транспортних засобів.

Автори вдячні Михайлу Радовському і Валерію Некрасову за допомогу в проведенні експериментальних і числових досліджень. Автори вдячні члену-кореспонденту Національної академії наук України, доктору технічних наук, професору Борису Блюссу і доктору технічних наук, старшому науковому співробітнику Юрію Кваші за рецензування та увагу до роботи.

Дослідження підготовлено за фінансової підтримки Національного фонду досліджень України.

РОЗДІЛ 1.

ОГЛЯД ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ БЕЗПІЛОТНИХ WIG-СУДЕН

1.1. Загальна характеристика та місце високошвидкісних WIG-апаратів у системі транспортних засобів та безпілотних систем

Одним із фізичних чинників, що обмежують швидкість і економічну ефективність транспортних засобів, є сили опору, що виникають при контакті з середовищем, в якому вони рухаються, або з опорною поверхнею – екраном. Для водних транспортних засобів такою поверхнею є вода, для наземного транспорту це може бути дорожнє покриття.

У водному транспорті зменшення опору можна досягнути, наприклад, зменшивши площу контакту корпусу судна з водною поверхнею. Такий підхід використовується при створенні високошвидкісних катерів, глісерів, а також суден на підводних крилах (СПК). Проте швидкість цих апаратів все одно лишається лімітованою, зокрема внаслідок проблеми кавітації. Руйнівний вплив кавітації на гребні гвинти, що виникає при роботі на високих оборотах двигуна, обумовлює обмеження потужності. Максимальна швидкість суден на підводних крилах зазвичай обмежена величиною приблизно 100 км/год (для військового призначення до 180 км/год). Недоліком також є низька економічна ефективність порівняно з тиххідними водовмісними суднами.

Відомо кілька типів транспортних засобів, що використовують принцип безконтактного руху замість принципів водотоннажності або спирання на поверхню. Це використання статичної повітряної подушки (принцип Туркіна – Кожехіна), магнітної подушки (принцип Кемпера) і динамічної підйомної сили (принцип Бернуллі). Детальний огляд апаратів на статичній повітряній подушці виконаний у роботі [1], переваги й недоліки магнітопланів розглянуто в [2].

Судна на повітряній подушці (СПП) створюють зону підвищеного тиску під корпусом або крилами апарату. Такі апарати знайшли своє застосування на практиці, вони розвивають швидкості зазвичай 50–100 км/год, а високошвидкісні й військові апарати – до 180–200 км/год. Проте використання СПП пов'язано з низкою технічних проблем: низька відносна ваговантажність (відношення повного навантаження до повної ваги засобу), проблема відбору потужності на високих швидкостях руху, проблема шуму тощо.

Ще один високошвидкісний тип «безконтактного» транспортного засобу – засоби, що використовують магнітну подушку, яка генерується магнітними (електромагнітними) полями між апаратом і полотном дороги [3; 4]. Експериментальні проєкти таких магнітопланів демонструють можливість досягнення досить високих швидкостей – до 500 км/год і більше. У комерційну експлуатацію введено декілька таких систем, а дослідження й випробування прототипів магнітних поїздів проводяться в різних країнах. В цьому контексті слід відзначити проєкт Hyperloop [5], який перебуває на стадії дослідно-конструкторських робіт та випробувань експериментальних зразків.

Проте використання магнітолевітуючих засобів неможливе поза відповідної вартісної інфраструктури, що технічно є вкрай складною або неможливою для реалізації у випадку водного транспорту.

Переведення транспортного засобу в безконтактний режим руху з опорною поверхнею (екраном) разом з використанням ефекту істотного збільшення несучих властивостей і аеродинамічної якості крила під час польоту поблизу поверхні є фізичним підґрунтям для створення високошвидкісних низьколітаючих апаратів – екранопланів, або Wing-in-Ground crafts (WIG craft) в західній термінології. Авіаційні експерти

звернули увагу на екранний ефект у 20-х роках XX століття. З того часу в різних країнах розробляються проекти апаратів, які можуть летіти в межах зони дії аеродинамічного екрана на відносно низькій (до кількох метрів) висоті над поверхнею води, землі або поверхні, вкритої снігом або льодом.

Для оцінювання ефективності різних типів транспортних засобів найчастіше використовують залежність швидкості та енергоозброєності Габріеля – Кармана [6]. Цей аналіз ґрунтується на безрозмірному фізичному параметрі, який має назву питомої потужності ε . Питома потужність визначається як відношення вихідної потужності двигуна до добутку загальної маси транспортного засобу на максимальну швидкість

$$\varepsilon = \frac{N}{G \cdot V_{\max}},$$

де N – потужність на виході двигунної установки, Вт;
 G – загальна вага транспортного засобу, Н;
 $V_{\max}$ – максимальна швидкість руху, м/с.

На рис. 1.1 наведена діаграма Габріеля – Кармана, на якій порівнюється питома потужність традиційних транспортних засобів і суден, що використовують принцип зменшення контакту з опорною поверхнею: суден на підводних крилах, суден на повітряній подушці і крилатих екранопланів за даними [7; 8].

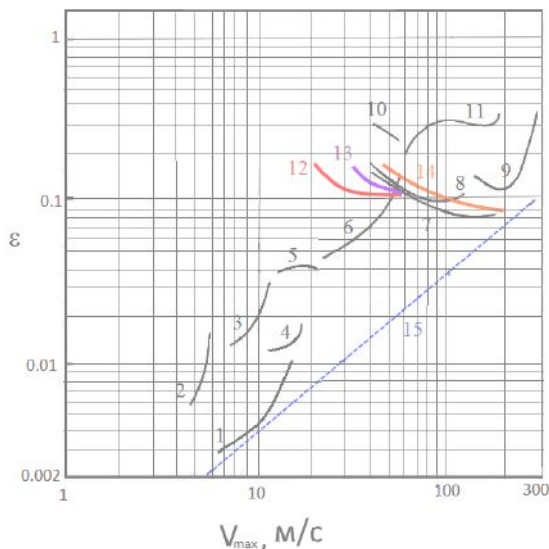


Рис. 1.1. Діаграма Габрієля – Кармана для питомої потужності транспортних засобів:

1 – комерційний корабель; 2 – підводний човен у підводному положенні; 3 – підводний човен у надводному положенні; 4 – лінкор; 5 – вантажний автомобіль без причепа; 6 – легковий автомобіль; 7 – комерційний літак; 8 – гідролітак; 9 – винишувач; 10 – гвинтокрил; 11 – спорткар; 12 – апарати на підводних крилах; 13 – апарати на повітряній подушці; 14 – WIG-апарати; 15 – лінія Габрієля – Кармана (лінія обмеження продуктивності)

З даних рис. 1.1 випливає, що за швидкістю та енергоефективністю СПК, СПП та екраноплани займають місце між тихохідними транспортними засобами з незначною енергоозброєністю і швидкісними, що мають високі значення питомої потужним.

Сукупність характеристик, що відображають здатність судна до руху і маневрування, оцінюють безрозмірним параметром ходова якість K , який зазвичай визначається експериментально. Часто ходову якість визначають як безрозмірний параметр, що визначає відношення ваги транспортного засобу до його опору. На рис. 1.2 наведено графік залежності параметра K від швидкості руху для різних видів транспортних засобів за даними [8].

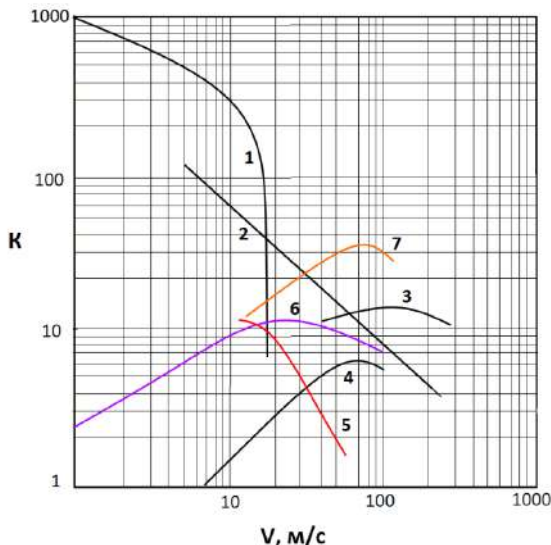


Рис. 1.2. Ходова якість транспортних засобів:

1 – водотоннажні судна; 2 – колісний транспорт; 3 – літаки (різні); 4 – гелікоптери; 5 – апарати на підводних крилах; 6 – апарати на повітряній подушці; 7 – екраноплани

Як видно з рис. 1.2, за швидкості понад 30 м/с ходова якість екранопланів значно перевищує показники інших видів транспорту. Отже, дані рис. 1.1 та рис. 1.2 свідчать про перспективність WIG-апаратів як високошвидкісних комерційних і військових транспортних засобів, які можуть зайняти нішу швидкостей 150–200 км/год, яка на сьогодні використовується обмежено.

Потенційна сфера комерційного застосування WIG-апаратів є доволі широкою. Насамперед це пасажирські й вантажні перевезення. У праці [9] наведено приклади застосування таких засобів у транспортних процесах. Слід зазначити, що для досягнення WIG-ефекту потрібно використовувати аеродинамічні поверхні, що мають більш подовжену хорду ніж у літаків. У зв'язку з цією особливістю відомі проекти стосувалися головним чином розробки великих пасажирських чи транспортних апаратів. При рівних масі та швидкості площа крила екраноплана набагато менша ніж у літака.

Можливості використання морських рятувальних систем наведені у праці [10]. Слід зазначити, що українськими конструкторами конструкторського бюро імені Антонова була запропонована схема пошуково-рятувальної транспортної системи на базі літака Ан-225 «Мрія» і екраноплана. Така схема мала виконувати функції пошуково-рятувальної системи та поєднати переваги дальності польоту і швидкості великого літака з рятувальними можливостями екранопланів у морі.

Автори праці [11] розглядають можливість поєднання в єдину систему WIG-корабля з аерокосмічним літаком. На думку авторів, такі системи можуть використовуватися для багаторазових запусків космічних апаратів.

У праці [12] запропоновано використання WIG-засобів для вирішення проблеми транспортних перевезень у Монголії, де наявних видів транспорту недостатньо для задоволення вимог модернізації країни. WIG-апарати є перспективним засобом перевезень у степових ландшафтах, оскільки мають високу швидкість, не потребують складної інфраструктури, легкі в експлуатації, ремонті та обслуговуванні. На думку авторів, це дозволить поліпшити транспортні перевезення в країні без розбудови дороговартісної транспортної інфраструктури.

Можна назвати ще декілька сфер, де використання саме швидкісних низьколітаючих апаратів має потенціал. Наприклад, обробка великих сільськогосподарських полів, санітарна авіація, патрулювання прибережних зон та річок тощо.

Водночас комерційна привабливість WIG-суден є предметом окремої дискусії. У праці [13] на основі оцінок Агентства передових наукових проєктів США (ARPA) відзначаються великі капітальні витрати на проєкти з літаючими кораблями порівняно з традиційними морськими суднами. Проте в разі військового використання апаратів такі витрати можуть бути цілком виправдані за рахунок інноваційних переваг.

За оцінкою авторів [14], екраноплани потребують значно менше витрат на обслуговування і створення інфраструктури. Для перевезень на відстані до 1100 км вони переважають за техніко-економічними показниками інші види традиційного транспорту. Детальний економічний аналіз [15; 16] свідчить, що економічна доцільність використання таких

суден для комерційних перевезень можлива за рахунок значного скорочення капітальних витрат, а перевага у витратах палива має другорядне значення. Автори вважають, що комерційна привабливість таких суден можлива лише в довгостроковій перспективі. Результати дослідження [17] стверджують, що теоретично експлуатація екранопланів може бути економічно доцільною. Проте обґрунтування ціни перевезень потрібно проводити в умовах відкритого конкурентного ринкового середовища з літаками та іншими швидкісними суднами. Всі автори зазначають, що ці транспортні засоби можуть становити інтерес на ринку локальних перевезень. Але розрахунки економічної ефективності слід проводити для конкретних маршрутів і з урахуванням кон'юнктури ринка.

Незважаючи на дискусію навколо комерційної привабливості таких суден, на нашу думку, спеціальне використання таких апаратів, як високошвидкісних безекіпажних військових систем, є цілком виправданим. Такі судна мають низку переваг, зокрема можливість безаеродромного базування, можливість використання в режимі амфібії, вищу морехідність порівняно з гідролітаками, високу аеродинамічну якість. У разі бойового використання таких систем слід додати малопомітність для засобів радіолокаційного спостереження. Поява нових легших і відносно дешевих конструкційних матеріалів і нових технологій виготовлення суден відкриває нові можливості з розробки та впровадження WIG-апаратів.

Війна росії проти України довела беззаперечні переваги використання безпілотних систем і комплексів в умовах сучасного бою та спеціальних операцій. Зокрема, слід відзначити кілька успішних операцій сил оборони України на морі, в результаті яких військово-морський флот і військова інфраструктура агресора зазнала значних втрат.

Слід зазначити, що розвиток безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є надзвичайно стрімким, і інженери постійно шукають нові рішення відповідно до нових викликів, які виникають в умовах, що постійно змінюються [18]. Отже, уявляється цікавим розгляд можливості використання малорозмірних WIG-апаратів як безпілотних суден. Не зважаючи на те що відомі розробки невеликих апаратів з динамічним принципом підтримки, переважна більшість відомих реальних екрано-

планів має досить великі габарити [19]. Це обумовлено тим, що сфера ефективного використання екранного ефекту залежить не від розмаху, а від розмірів хорди крила. Досвід свідчить, що найефективнішими є екраноплани з відносно невеликим подовженням несучих поверхонь, отже зменшення розмірів обмежує можливості використання WIG-апаратів. У табл. 1.1 наведені орієнтовні характеристики різних бойових безпілотних апаратів.

Таблиця 1.1

Характеристики деяких безпілотних апаратів

Назва	Тип	Країна виробник	Довжина, м	Ширина або розмах	Швидкість крейсерська / максимальна	Вага, кг
Магура (Magura)	Водний 	Україна	5,5	-	40/78	320
Sea Baby	Водний 	Україна	-	Перевищують показники Магура		
Mantas T12	Водний 	США	3,6	0.9	37/111	118
Bayraktar TB2	Повітряний 	Туреччина	8,35	14	/300	1170
Bayraktar TB2 (2023)	Повітряний 	Туреччина	8,35	14	/300	1170
MQ-9A Reaper	Повітряний 	США	11	20	/400	2223
HESA Shahed 136	Повітряний 	Іран	3	2,5	/180	200

Закінчення табл. 1.1

Назва	Тип	Країна виробник	Довжина, м	Ширина або розмах	Швидкість крейсерська / максимальна	Вага, кг
Бобер (Beaver)	Повітряний 	Україна	2,5	2,5	/200	150
Стриж (Tu-141)	Повітряний 	СРСР (модернізація Україна)	4,87	3,87	/1100	5370

Дані наведено відповідно до відомостей відкритих джерел [18], інформаційних матеріалів «Спецтехноекспорт» за 2023 рік (Морські дрони (spetstechnoexport.com)). У табл. 1.2 наведено деякі характеристики [20–22] великих WIG-апаратів і апаратів середніх розмірів.

Таблиця 1.2

Характеристики деяких великих і середніх WIG-апаратів

Назва	Країна виробник	Довжина, м	Ширина або розмах, м	Швидкість крейсерська / максимальна, км/год	
Орлюнок	СРСР	58,1	35,1	360/400	
КМ (Caspian Monster)	СРСР	92	38	430/500	
Hughes H-4 Hercules	США	66,45	97,54	250/350	

Закінчення табл. 2.1

Назва	Країна виробник	Довжина, м	Ширина або розмах, м	Швидкість крейсерська / максимальна, км/год	
Boeing Pelican (проект)	США	122	152	400/724	
Air Fish 8	Таїланд	17,2	15	148/200	
WSH-500	Корея	29	27	176/-	

Як видно з наведених даних, габаритні розміри відомих безпілотних апаратів є на порядок нижчими за розміри екранопланів. Водночас у разі використання екранопланів як морські безекіпажні судна вони можуть мати швидкісні переваги перед водними.

Інтерес до використання WIG-апаратів як невеликих безпілотних систем [23; 24] зростає. Автономні транспортні засоби сьогодні є однією з найважливіших технологій, які будуть включені в повсякденне життя в найближчі кілька років. Проте використання невеликих WIG-апаратів як безпілотних систем потребує додаткового вивчення аеродинаміки, оскільки геометричні характеристики є визначальними з позиції ефективного використання екранного ефекту [25]. Переважна більшість відомих на сьогодні досліджень орієнтувались в основному на апарати великих і середніх розмірів.

1.2. Внесок українських наукових і інженерних шкіл у дослідження WIG-систем

У відомих оглядах [8; 21; 22; 26; 27] ґрунтовно висвітлено історію та розвиток WIG-систем у світі. Проте в цих працях не завжди виокремлений внесок українських науковців, які брали участь у відповідних

дослідженнях і продовжують розвивати теорію і практику високошвидкісних транспортних систем, що використовують динамічний принцип підтримки над опорною поверхнею. Нижче наведено короткий огляд праць українських дослідників і інженерів з розвитку WIG-апаратів.

Як відомо, перші успішні конструкції великих екранопланів, таких як «Орлюнок», «Лунь», були розроблені в СРСР Нижньогородським спеціальним конструкторським бюро. Уже в 1990-ті роки Українське авіаційне підприємство «Антонов» разом з Нижньогородським спеціальним конструкторським бюро вивчили можливість створення унікальної спільної системи, яка мала б поєднувати екраноплан «Орлюнок» з найбільшим у світі літаком Ан-225 «Мрія» (рис. 1.3).

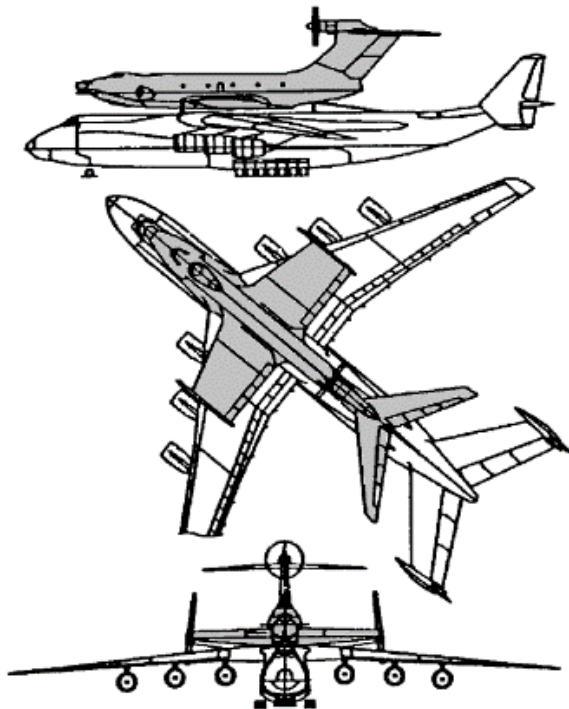


Рис. 1.3. Концептуальна схема аварійно-рятувальної системи з використанням АН-225

Передбачалося, що WIG-судно монтується на верхній частині літака Ан-225 «Мрія». Така схема мала виконувати функції пошуково-рятувальної системи та поєднати переваги дальності польоту і швидкості великого літака з рятувальними можливостями екранопланів у морі. Система транспортується до місця надзвичайної події зі швидкістю 700 км/год. Після прибуття до місця надзвичайної ситуації WIG-судно злітає з Ан-225, знижується і приземлюється на поверхню води, перетворюючись на морське рятувальне судно.

Одним із провідних закладів у галузі досліджень з гідроаеродинаміки в Україні є Інститут гідромеханіки Національної академії України. Протягом багатьох років тут проводилися дослідження з гідродинаміки високошвидкісних морських транспортних засобів, у тому числі з динамічним принципом підтримки [28]. Зокрема, на рис. 1.4 (hydromech.org.ua) наведено екраноплан, побудований за аеродинамічною схемою «качка», аеродинамічна якість якого досягала значення 35 під час випробувань.



**Рис. 1.4. Екраноплан розроблений Інститутом гідромеханіки
НАН України**

В Інституті гідромеханіки НАН України також проводилися дослідження суден PACSCAT (Partial Air Cushion Supported Catamaran), які є гібридними і поєднують елементи класичного водотоннажного судна й суден з динамічними способами підтримки (глісуючого та на повітряній подушці). Результати досліджень дозволили Державному підприємству «Дослідно-проектний центр кораблебудування» (м. Миколаїв) запропонувати концепцію малого ракетного катера «Богомол» [29]. Згідно з проектними тактико-технічними характеристиками, корабель у режимі ходу на повітряній подушці мав розвивати швидкість до 50 вузлів (92,6 км/год).

Оцінка можливостей використання екранопланів для комерційних транспортних перевезень у Чорному морі виконана в праці [30]. Зокрема, виконаний порівняльний аналіз економічної ефективності використання суден WIG, літака й автобуса на шляху з Одеси в Стамбула.

В Інституті транспортних систем та технологій Національної академії наук України (ІТСТ НАНУ) з 80-х років XX сторіччя виконувались науково-дослідні роботи, спрямовані на створення транспортних засобів на магнітному та повітряному підвісах [31]. Зокрема, в результаті досліджень розроблено і виготовлено макетний зразок магнітолевітуючого транспортного засобу, зображеного на рис. 1.5 (itst.org.ua).



Рис. 1.5. Макет магнітолевітуючого транспортного засобу ІТСТ НАНУ

Разом з дослідженнями питань, що пов'язані з ефектами магнітної або електродинамічної левітації, науковці ІТСТ вивчали проблеми механіки та аеродинаміки транспортних засобів, у тому числі тих, які левітують над профільованими опорними поверхнями.

Дослідження аеродинаміки WIG-апаратів набули розвитку в працях Дніпровської наукової школи аеродинаміки [32–36]. Насамперед слід відзначати розвиток математичних підходів до визначення аеродинамічних характеристик швидкісних транспортних засобів на основі числового розв'язання рівнянь Нав'є – Стокса. Проблеми, пов'язані з конструюванням екранопланів, розглянуті у праці.

Питання стабільного польоту екранопланів розглядалися у працях [37–39], в яких шляхом експериментального й математичного моделювання досліджено стійкість руху екраноплана в умовах стаціонарного руху за збурень по куту тангажу, крену та висоти польоту.

Свій внесок у вивчення аеродинаміки екраноплана, зокрема техніки аеродинамічного експерименту, зробили науковці Харківського національного університету повітряних сил імені Івана Кожедуба та ін. Зокрема, у працях українських дослідників [40] набула розвитку теорія аеродинамічного експерименту стосовно вивчення аеродинаміки екранопланних систем в аеродинамічних трубах. Розроблено оригінальну методику з визначення аеродинамічних характеристик крил поблизу екрана та показано низку обмежень на проведення такого роду експерименту.

Отже, слід зазначити, що доробок українських науковців у галузі досліджень і створення WIG-систем створює підґрунтя для розвитку національних високошвидкісних систем із динамічним принципом підтримки над опорною поверхнею.

1.3. Фізичні основи екранного ефекту, огляд основних результатів з досліджень аеродинаміки WIG- кораблів

Аналіз аеродинаміки літальних апаратів ґрунтується перш за все на аналізі сил та моментів, що діють на несучі поверхні апаратів – крила. На рис. 1.6 наведено схему сил, що впливають на крило літального апарату під час руху. Використовується дві системи координат: зв'язана (x, y) і швидкісна (x_a, y_a). Проекції повної аеродинамічної сили на осі зв'язаної системи координат:

X – аеродинамічна поздовжня сила, Н;

Y – аеродинамічна нормальна сила, Н.

Проекції на осі швидкісної системи координат:

X_a – сила лобового опору, Н;

Y_a – аеродинамічна підйомна сила, Н.

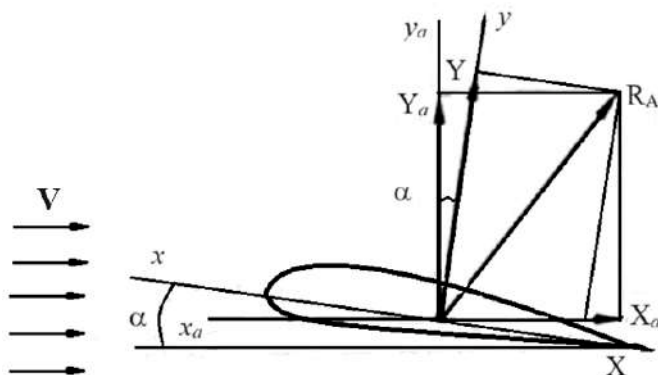


Рис. 1.6. Схема впливу аеродинамічних сил на крило:

X – сила лобового опору; Y – підйомна сила; R – повна аеродинамічна сила;
 α – кут атаки

Напрямок у бік, протилежний напрямку руху, обирається за додатний. Силовий вплив набігаючого потоку зводять до результуючої сили, що докладена до центру тиску літального апарата. Цю силу називають повною аеродинамічною силою R . Якщо центр тиску не збігається з центром маси апарата, то аеродинамічна сила створює момент відносно центра маси, який називають аеродинамічним моментом.

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

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S_M,$$

де c_R – коефіцієнт повної аеродинамічної сили;

ρ – густина потоку, кг/м^3 ;

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

Вирази для проєкцій повної аеродинамічної сили мають вигляд:

$$X_a = c_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad Y_a = c_y \frac{\rho V^2}{2} S_M,$$

де c_x – коефіцієнт лобового опору;

c_y – коефіцієнт підйомної сили.

Основними чинниками, що впливають на аеродинамічну силу, є:

- геометричний фактор, або міделєвий переріз (найбільший переріз профілю крила, який перпендикулярний потоку, що набігає);
- швидкісний напір $\frac{\rho V^2}{2}$, Па;
- в'язкість повітря ν , $\text{м}^2/\text{с}$;
- величина кута атаки α (кут між хордою крила і напрямком швидкості потоку, що набігає).

Відносно рівну поверхню, поблизу якої рухається літальний апарат називають «екраном». Такою поверхнею може бути поверхня землі, води, злітно-посадкової смуги, палуби корабля тощо. На рис. 1.7 показано схему аеродинамічного профілю крила, що летить поблизу поверхні.

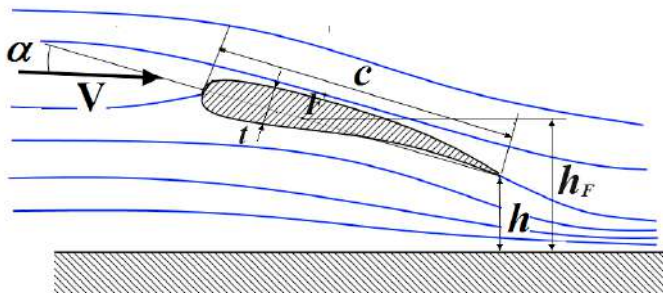


Рис. 1.7. Схема обтікання крила поблизу екрана

h_F – відстань між екраном і положенням аеродинамічного фокуса; h – відстань між екраном і задньою кромкою крила; c – хорда крила; t – товщина крила

Ще одною важливою аеродинамічною характеристикою, що впливає на стійкість польоту, є поздовжній момент. Особливу важливість цей фактор набуває під час наближення літального апарату до поверхні, про що буде зазначено нижче.

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

$$\bar{t} = \frac{t}{c},$$

а також подовження крила

$$\lambda = \frac{l^2}{S},$$

де l – розмах крила, м;
 S – площа крила в плані, м.

Екранний ефект, що впливає на літальний апарат, який летить близько до поверхні, обумовлений такими фізичними явищами:

1. Блокування потоку між нижньою частиною крила і землею збільшує тиск на нижню поверхню крила, що спричиняє збільшення підйомної сили. Крім того, зменшується скіс потоку за крилом, що впливає на ефективний кут атаки, отже вектор підйомної сили більш виразно спрямований вгору ніж в необмеженому потоці.

2. Через блокування повітряного потоку під крилом змінюється вихрова структура навколо крила. На великій висоті кінцеві вихори створюють додатковий тиск на верхню площину крила, коли перетікають з нижньої частини. Близькість землі відтискає потік, розбиває вихори і тиск на верхню площину крила зменшується, зменшується індуктивний опір крила і збільшується так званий ефективний розмах крила ES (рис. 1.8).

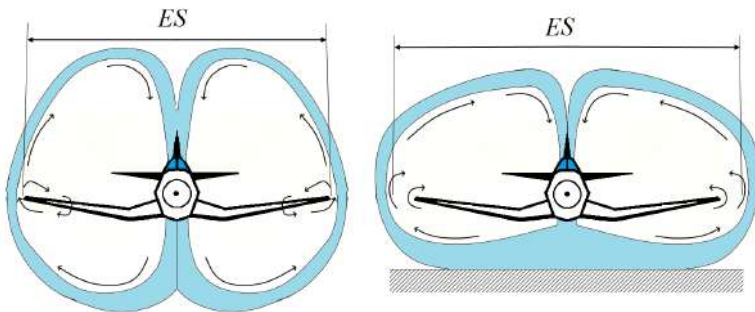


Рис. 1.8. Схема до визначення індуктивного опору екраноплана

Очевидно, що за такою схемою вплив екранного ефекту залежить від габаритів літака. Для більших і важчих літальних апаратів вплив буде відчуватися на більшій висоті, оскільки діаметри вихорів, що зриваються, буде також більшим.

Отже, на відмінну від аеродинаміки літального апарата в необмеженому потоці, особливість аеродинаміки WIG-апарата полягає в тому, що основні аеродинамічні характеристики залежать не тільки від

кута атаки, але й від висоти польоту над опорною поверхнею. Теорія впливу екрана на аеродинаміку літака бере початок з праць Візельсберґера (Wieselsberger), який, спираючись на класичну теорію Прандтля (Prandtl), запропонував перші математичні моделі ще в 1923 р. Надалі процеси аеродинаміки літальних апаратів та їхніх елементів поблизу поверхні набула розвитку в працях багатьох науковців. Підсумуємо основні результати з досліджень впливу екранного ефекту на аеродинаміку крила, що ґрунтуються на систематизації, аналізі й узагальненні даних, викладених у публікаціях [19; 26; 40–65]:

- поблизу екрана має суттєве місце збільшення підйомної сили за майже незмінного опору, що дозволяє підвищити аеродинамічну якість, одночасно з наближенням до екрана зростає похідна $\frac{d\bar{n}_y}{d\alpha}$. Виграш в аеродинамічній ефективності за рахунок польоту ближче до землі дозволяє знижувати розрахункову крейсерську швидкість апарату. Водночас позитивний вплив екрана на аеродинамічну якість зберігається до чисел Маха 0,7–0,8, за більших значень аеродинамічна якість знижується. Більшість відомих конструкцій екранопланів розрахована на експлуатацію за чисел Маха 0,2–0,45, за яких ефект стисливості середовища можна не враховувати;
- як параметр для визначення впливу екрана на аеродинамічні характеристики використовується відстань між задньою кромкою крила і поверхнею h (кліренс). Максимальне значення співвідношення підйомної сили до сили опору різко зростає при зменшенні співвідношення кліренсу h до хорди крила, таке зростання найвиразніше проявляється при значеннях $h/c \leq 0,2$, таке відношення є відносною висотою польоту $\bar{h} = h/c$;
- ефективність екранного ефекту залежить від геометричних характеристик крила. Найкраще ефект впливає якщо WIG-крило має короткий розмах і довгу хорду, висота польоту WIG-крила повинна бути значно меншою, ніж хорда крила транспортного засобу. Одним із найвагоміших геометричних параметрів, що впливає на аеродинамічні характеристики крила, є подовжен-

ня. Характеристикою, що є важливою для визначення екранного ефекту є подовження, за малих кутів атаки максимальна аеродинамічна якість спостерігається для подовжень від 1,5 до 2. Більшість побудованих WIG-суден мають зазвичай крила малого подовження від 0,75 до 1 для апаратів типу «літаюче крило», для літакового типу – до 4,6. Збільшення подовження призводить до збільшення аеродинамічної якості. Проте зі збільшенням подовження суттєво знижуються експлуатаційні характеристики поблизу поверхні. Наприклад, значним є ризик торкання кінцем крила водної поверхні, ускладнюються питання забезпечення міцності конструкції. Для WIG-суден аеродинамічну якість можна підвищити шляхом зниження h . Отже, підвищення аеродинамічної якості можна забезпечити за рахунок збільшення абсолютного значення хорди крила. Хорди крила реальних екранопланів мають бути не меншими ніж 0,5 м для малих транспортних засобів та від 5 м до 10 м – для великих транспортних засобів;

- трикутна форма крила в багатьох випадках має переваги перед прямокутним крилом та забезпечує кращу стабільність під час польоту над екраном, ефективність динамічної повітряної подушки збільшується, якщо використовувати по боках несучої поверхні жорсткі шайби (скеги), що зменшує інтенсивність кінцевих перетікань потоку повітря;
- найменший аеродинамічний опір відповідає крейсерському режиму польоту, найбільший опір відповідає переходу від режиму плавання (у разі старту з води) до режиму глісування;
- підвищення ефективності екранного ефекту й аеродинамічної якості під час фази зльоту WIG-апарату з водної поверхні можливо за допомогою використання реактивних двигунів високої потужності, що розташовуються попереду несучої поверхні;
- збільшення товщини профілю крила поблизу екрана призводить до збільшення опору, за малих кутів атаки збільшення товщини профілю крила призводить до зменшення коефіцієн-

та підйомної сили c_y та його похідної $\frac{d\tilde{n}_y}{dh}$; водночас похідна $\frac{d\tilde{n}_y}{d\alpha}$ зростає; збільшення товщини профілю за постійних c_y і h зменшує вплив екранного ефекту на підйомну силу;

- аеродинамічні характеристики несучої поверхні залежать від форми профілю крила, профіль крила з майже плоскою нижньою поверхнею дозволяє використовувати екранний ефект, проте в реальних WIG-апаратах використовують профілювання крила для покращення стабільності, форма нижньої поверхні профілю робить більший внесок у формування несучих властивостей крила поблизу екрана, ніж форма верхньої поверхні. Збільшення відносної вгнутості профілю крила призводить до підвищення коефіцієнта підйомної сили, поблизу екрана такий вплив більш відчутний. Зі зростанням кута атаки вплив угнутості на підйомну силу зменшується. Окрім того, за наближення профілю з випуклою нижньою поверхнею до екрана має місце ефект Вентурі – падіння тиску під час пришвидшення потоку в каналі, що звужується. За подовження $\lambda = 1$ вгнутість профілю майже не впливає на характеристики. Використання S-подібних профілів може позитивно впливати на стійкість крила поблизу екрана, отже для проектування екранопланів можуть бути використані з невеликою S-подібністю;
- у випадку руху над вільною поверхнею, зокрема над водою, величини аеродинамічних характеристик коливаються навколо деяких середніх значень, що відповідають значенням польоту над плоским екраном. При постійній відносній висоті h амплітуда цих коливань збільшується зі збільшенням амплітуди хвилі. За постійної амплітуди зменшення h призводить до підвищення c_y , проте можливість зіткнення з гребенями хвиль створює ризики для стійкого руху. Великі апарати можуть «не помічати» аеродинамічного впливу хвиль, якщо тільки вони не стикаються з хвилями дуже великої довжини;

- для високих чисел Фруда, які зазвичай характерні для польоту великих WIG-апаратів, не відбувається помітної деформації водної поверхні. Це означає, що в цьому випадку поверхня води поводить ся так, ніби вона суцільна хвиляста стіна. Проте це потрібно враховувати для малорозмірних апаратів. Значно впливати на аеродинаміку крила можуть вертикальні пориви повітря, внаслідок збудження руху повітря хвилястою вільною поверхнею. На практиці нерівності морської поверхні призводять до зниження ефективності транспортного засобу, оскільки доводиться збільшувати дорожній просвіт, щоб уникнути контакту з гребенями хвиль;
- під час руху профілю крила поблизу екрана за невеликих додатних кутів атаки має місце ефект збільшення підйомної сили й аеродинамічного опору, який посилюється, якщо зменшується кліренс між екраном і профілем, залежність $c_y = f(\alpha)$ має нелінійний характер, оскільки за невеликих кутів атаки підвищення тиску на нижній поверхні переважає, водночас за великих кутів атаки тиск на нижній поверхні збільшується менше ніж на верхній, що призводить до зменшення c_y ;
- експериментальні й теоретичні дослідження показують, що механізація крила спричиняє зменшення несучих властивостей за певних значень h . Зміни c_y майже не залежать від типу механізації, що використовується, але істотно залежить від форми крила в плані. Чим більше подовження крила і менше його стрілоподібність, тим більше значення c_y за фіксованих значень кліренсу. Зменшення коефіцієнта підйомної сили відбувається за рахунок взаємодії струменів, що відбиваються від поверхні з набігаючим потоком, і формування приповерхневого вихору. Несприятливий вплив механізації слід очікувати на апаратах з потужною механізацією крила.

Слід урахувати, що остаточна конфігурація апарату призводить до зниження аеродинамічної якості конструкції за рахунок опору корпусу, пілонів та двигунів, хвоста тощо. Зрештою, результуюче відношення підйомної сили до лобового опору може впасти майже на 65 %.

1.4. Огляд теоретичних підходів до вивчення екранного ефекту

Спроби аналітичного опису аеродинамічних процесів під час руху крила над поверхнею беруть початки з праць Прандтля (Prandtl) і Візельсбергера (Wieselsberger) [65; 66]. На сьогодні відомі розрахункові співвідношення для оцінювання впливу екрана на підйомну силу й аеродинамічний опір, що базуються як на теоретичних підходах, зокрема теорії підйомної лінії Прандтля, так і на обробці експериментальних співвідношень. Ці вирази різняться за повнотою факторів, що враховуються, і складністю. У праці [67], використовуючи принцип суперпозиції, коефіцієнт підйомної сили подано у вигляді:

$$c_y = c_{y\infty} + c'_y, \quad (1.1)$$

де c_y – коефіцієнт підйомної сили для профілю поблизу екрана;
 $c_{y\infty}$ – коефіцієнт підйомної сили для профілю в необмеженому потоці;
 c'_y – доданок, що враховує вплив екрана.

Для визначення значення c'_y у формулі (1.1) пропонується вираз:

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

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

Коефіцієнт лобового опору крила являє собою суму профільного опору ($c_{x_{проф}}$), що враховує коефіцієнт опору тертя (c_{x_f}), обумовлений тертям потоку на поверхні аеродинамічного профілю, і коефіцієнт опору тиску (c_{x_p}) за рахунок дисбалансу тиску по поверхні аеродинамічного профілю, та коефіцієнт індукованого опору (c_{x_i}), викликаний індукованим потоком, пов'язаним з вихорами, що утворюються на

кінчиках крил. Тоді коефіцієнт лобового опору крила може бути записаний так:

$$c_x = c_{x \text{ проф}} + c_{xi}.$$

Згідно з вищевикладеною фізичною картиною обтікання профілю поблизу поверхні індукований опір є важливим чинником, що впливає на зміну аеродинаміки крила порівняно з випадком польоту в необмеженому потоці. Прандтль і Візельсбергер розробили вираз для індукованого опору для крил, що летять поблизу землі [68]

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

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

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

У праці [68] в межах теорії Прандтля і Візельсбергера були також отримані аналітичні вирази для коефіцієнта нахилу кривої підйомної сили

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

де $c_y^\alpha = \frac{dc_y}{d\alpha}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки;
 K_1, n – емпіричні константи.

Для подовжень $\lambda = 1-6$ і геометрії профілю $t/c \approx 11\%$ отримані формули для двох випадків: без торцевих пластин (NEP) і з торцевими пластинами (WEP)

$$\left| \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right|_{\text{NEP}} = \frac{2\pi\lambda}{\lambda + 3} + \frac{0.01}{\sqrt{h/c}}, \quad (1.2)$$

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

Отримані результати підтверджують, що залежність коефіцієнта підйомної сили як від висоти польоту, так і від кута атаки має нелінійний характер. Відношення підйомної сили до сили аеродинамічного опору характеризує аеродинамічну якість. Мانتле (Mantle) у вищезазначеній праці [68] пропонує для розрахунку цього відношення вираз:

$$\frac{Y}{X} = \frac{c_{y0} + c_y^{\alpha} \alpha}{c_{x0} + K_2(1 - \sigma) \frac{c_y^2}{\pi\lambda}}, \quad (1.3)$$

де c_{y0} , c_{x0} – коефіцієнти підйомної сили і опору за нульового кута атаки;

K_2 – емпірична константа;

значення c_y^{α} визначається за формулами (1.2).

Для обчислення в (1.3) значень похідної від коефіцієнта підйомної сили можуть використовуватися формули (1.2). У роботі [62] за результатами експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик профілю крила поблизу екрана запропонований вираз для оцінювання підвищення максимальної аеродинамічної якості поблизу екрана порівняно з аеродинамічною якістю в необмеженому потоці

$$\frac{\left(\frac{Y}{X} \right)_{\max}}{\left(\frac{Y_{\infty}}{X_{\infty}} \right)_{\max}} = \frac{1}{\sqrt{1 - \sigma}}. \quad (1.4)$$

Для літаків, що знижуються, методику розрахунку зміни аеродинамічних коефіцієнтів внаслідок впливу землі запропоновано в працях [69; 70]. Показано, що в умовах зниження літака на його аеродинамічні характеристики суттєво впливають швидкість зниження, а також кут траєкторії зниження. У праці [71] на основі обчислювальних експери-

ментів запропоновано просту емпіричну залежність для оцінювання підйомної сили профілю крила, що рухається поблизу екрана

$$c_y = c_{y\infty} \left(\frac{h}{c} \right)^{-0.11}. \quad (1.5)$$

Вираз (1.5) може бути використаний лише для наближених оцінок впливу екрана на аеродинамічні характеристики апарату, оскільки враховує лише дві геометричні характеристики: довжину хорди профілю крила і відстань до екрана. У праці [72] наведено співвідношення для оцінювання відношення коефіцієнтів індукованого опору і підйомної сили, що діють на крило в умовах екранного ефекту. Співвідношення отримані в замкненому вигляді шляхом кореляції результатів, отриманих з чисельних розв'язків, з теорією Прандтля. Отже, для крил, що мають еліптичну форму в плані, отримано співвідношення для коефіцієнта підйомної сили

$$\frac{c_y(\alpha)}{c_{y\infty}(\alpha)} = 1 + \frac{288(h/c)^{0.787} \exp[-9.14(h/c)^{0.327}]}{\lambda}, \quad (1.6)$$

а співвідношення між коефіцієнтом підйомної сили і індукованим опором має вигляд

$$\frac{c_{xi}/c_y^2}{c_{xi\infty}/c_{y\infty}^2} = 1 - \exp[-4.74(h/c)^{0.814}] - (h/c)^2 \exp[-3.88(h/c)^{0.758}], \quad (1.7)$$

де c_{xi} – коефіцієнт індукованого опору крила поблизу екрана;
 $c_{xi\infty}$ – коефіцієнт індукованого опору крила в необмеженому потоці.

Якщо крило має лінійну конусоподібність, то формули (1.6), (1.7) модифікуються так:

$$\frac{c_y(\alpha)}{c_{y\infty}(\alpha)} = 1 + \delta_y \frac{288(h/c)^{0.787} \exp[-9.14(h/c)^{0.327}]}{\lambda},$$

$$\frac{c_{xi}/c_y^2}{c_{xi\infty}/c_{y\infty}^2} = 1 - \delta_x \exp[-4.74(h/c)^{0.814}] - (h/c)^2 \exp[-3.88(h/c)^{0.758}],$$

де

$$\begin{aligned}\delta_y &= 1 - 2.25(\lambda_{con}^{0.00273} - 0.997)(\lambda^{0.717} + 13.6), \\ \delta_y &= 1 - 0.157(\lambda_{con}^{0.775} - 0.373)(\lambda^{0.417} - 1.27),\end{aligned}$$

де λ_{con} – коефіцієнт конусоподібності крила.

Загалом результати показують, що аеродинамічні коефіцієнти не є єдиними функціями суто відношення h/c , як це має місце в теорії Прандтля, а також залежать від форми крила і подовження. Проте використання цих співвідношень обмежується розглянутою геометрією і кутом атаки.

У праці [73] запропоновано враховувати вплив екрана на транспортний засіб, що рухається на низькій висоті поблизу шляхової структури з малими кутами атаки, і використовувати вираз, що оснований на розкладенні функції коефіцієнта підйомної сили в ряд Тейлора

$$c_y(\alpha, \bar{h}) = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^h \bar{h}(1 + h_k), \quad (1.8)$$

де c_{y0} – коефіцієнт підйомної сили за $\alpha = 0^\circ$ без впливу шляхової структури;

$c_y^h = \frac{dc_y}{dh}$ – часткова похідна від коефіцієнта підйомної сили за

відстанню від екрана;

h_k – коефіцієнт впливу шляхової структури.

Коефіцієнт впливу шляхової структури визначається на основі теоретичних міркувань і експериментальних даних

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

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

Вираз (1.8) потребує оцінки точності і меж області застосування.

В державі-агресорі вивчалися процеси аеродинаміки екранопланів. У результаті отримано низку виразів для визначення коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору [74]. Зокрема, для наближеного визначення коефіцієнта підйомної сили за наявності екрана наведено формулу:

$$\frac{c_y}{c_{y\infty}} = 1 + \frac{\bar{\sigma} \lambda \cos \chi_{0.5}}{2 \cos \chi_{0.5} + \sqrt{\lambda^2 + (\cos \chi_{0.5})^2}} - \frac{\beta}{4\pi \frac{h_F}{c}} \cdot \left(c_{y\infty} - \frac{c_{y\infty}^\alpha}{\frac{16 \cdot h_F}{c}} \right), \quad (1.9)$$

де $\chi_{0.5}$ – стрілоподібність крила за лінію 50% хорди;
 h_F – висота аеродинамічного фокусу над екраном.

Коефіцієнти α і β розраховуються за формулами:

$$\bar{\sigma} = \exp \left(-2.48 \left(\frac{2h_{ef}}{l} \right)^{0.768} \right),$$

$$\beta = \sqrt{1 + \left(\frac{2h_{ef}}{l} \right)^2} - \frac{2h_{ef}}{l},$$

де l – довжина крила, $2h_{ef} = h_F + h$.

На рис. 1.9 наведені результати розрахунку за формулою (1.9) впливу геометрії і відстані від екрана до задньої кромки на коефіцієнт підйомної сили для прямокутного крила з профілем Clark YH-11 ($t/c = 11\%$), характеристики профілю взяті згідно з [75].

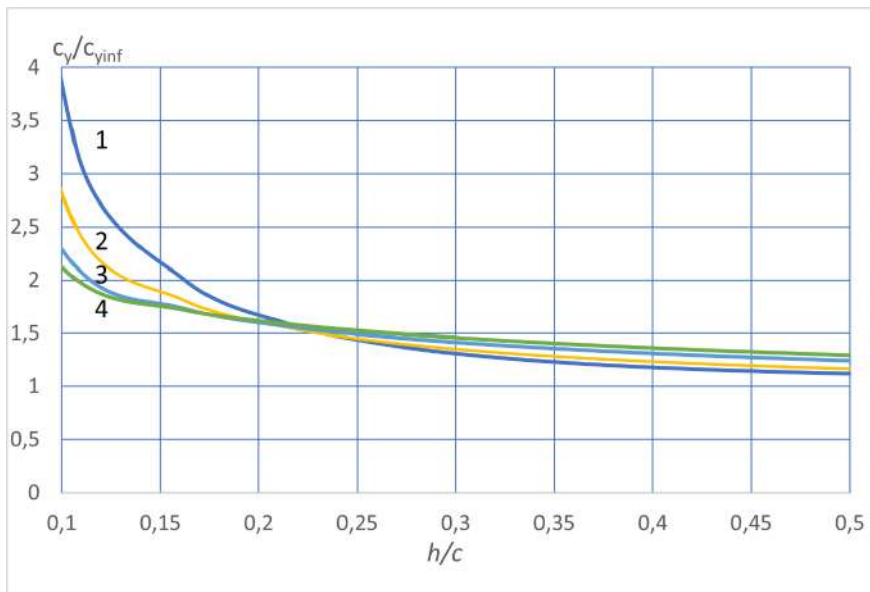


Рис. 1.9. Розрахунок за (1.9) впливу відстані до екрана на коефіцієнт підйомної сили для різних подовжень:

1 – $\lambda=1$; 2 – $\lambda=2$; 3 – $\lambda=4$; 4 – $\lambda=6$

Графіки на рис. 1.9 якісно правильно описують вплив екрана на підйомну силу крила, яка збільшується під час наближення до екрана. Водночас багаторазове збільшення коефіцієнта підйомної сили за $h/c \leq 0,15$ не підтверджується практикою і потребує додаткового дослідження. Отже, застосування (1.9) є обмеженим. Результати розрахунку на рис. 1.9 також відображають той факт, що ефективність екранного ефекту залежить від подовження крила. Вплив екрана на підйомну силу більш яскраво виражений для крил з більшим подовженням, що підтверджується раніше наведеними даними.

Вплив екранного ефекту на аеродинамічну якість профілю крила, обчисленого за формулою (1.3), наведено на рис. 1.10 (для профілю крила Clark YH-11 поблизу екрана для $\lambda = 2$).

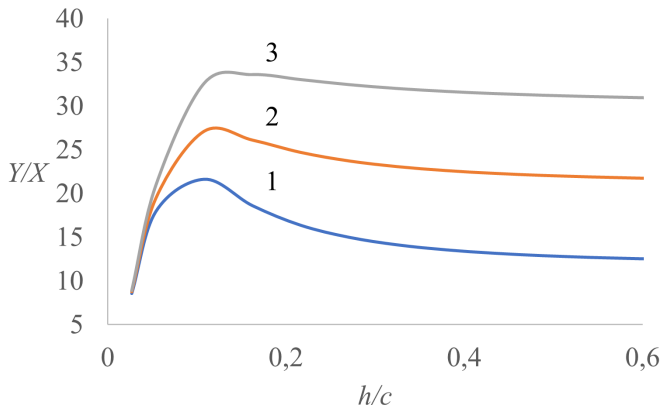


Рис. 1.10. Аеродинамічну якість профілю крила залежно від відстані до поверхні й кута атаки за (1.3):

1 – $\alpha = 0^\circ$; 2 – $\alpha = 2^\circ$; 3 – $\alpha = 4^\circ$

Як видно з рис. 1.10, максимум аеродинамічної якості спостерігається за $h/c \leq 0,2$. Зі збільшенням відстані від поверхні аеродинамічна якість майже постійна. Збільшення кута атаки дозволяє значно підвищити аеродинамічну якість. Співвідношення максимальних значень аеродинамічної якості поблизу екрана і в необмеженому потоці наведено на рис. 1.11, розраховано за (1.4).

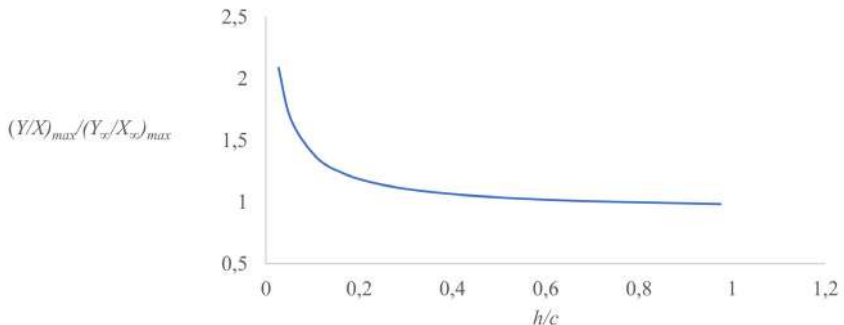


Рис. 1.11. Співвідношення максимальних значень аеродинамічної якості поблизу екрана і в необмеженому потоці

Порівняльний аналіз різних розрахункових методик [74] показує, що всі вони мають обмежене застосування, отримані лише для несучих поверхонь, не повною мірою охоплюють геометричні характеристики, отже можуть бути використані лише для оцінних розрахунків. Наразі найпоширенішими методами визначення аеродинамічних характеристик WIG-суден та їхніх елементів є експериментальні дослідження та комп'ютерне моделювання з використанням числових методів.

1.5. Класифікація WIG-суден

Класифікація WIG-суден може бути виконана за різними ознаками. Згідно з конвенцією про міжнародні правила запобігання зіткнень суден на морі (COLREG, 1972) [76], прийнятою Міжнародною морською організацією (IMO) 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 з «Тимчасовою інструкцією з безпеки екранопланів» IMO [77] усі WIG-судна поділяються на три типи (рис. 1.12):

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



Рис. 1.12. Класифікація WIG-суден згідно з [76]

Класифікацію WIG-суден можна розглядати з різних позицій: за аерогідродинамічними особливостями і принципом створення повітряної подушки, призначенням, типом та складом енергетичної установки, типом злітно-посадкового пристрою тощо. Але продуктивність WIG-судна суттєво залежить від його аеродинамічної конфігурації. Провідну роль в проектуванні WIG-суден відводиться аеродинамічному компонуванню. З позиції аеродинамічного компонування в найзагальнішому випадку розрізняють «літакову» схему (за якою побудована більшість відомих конструкцій екранопланів) або схему «літаюче крило». На рис. 1.13 наведені основні аеродинамічні схеми, за якими створені транспортні засоби, що використовують екранний ефект.

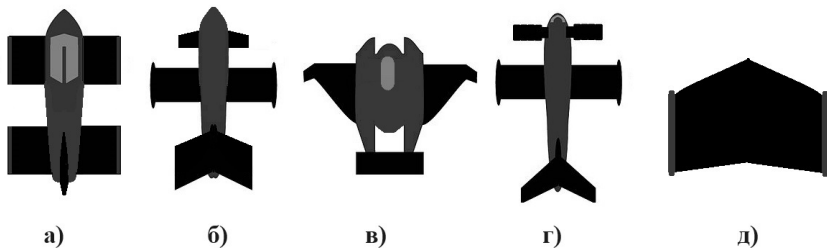


Рис. 1.13. Найпоширеніші аеродинамічні схеми WIG-апаратів:
літакова схема «тандем» (а); літакова схема «качка» (б), літакова схема «катамаран»
(в), літакова схема з піддуванням (г), схема «літаюче крило»

Літакове аеродинамічне компонування реалізується за схемою низькоплан – в якій крила проходять через нижню половину фюзеляжу. Літакова схема передбачає, що горизонтальне оперення (ГО) розташоване позаду крила. Апарати, що виконані за літаковою схемою з горизонтальним оперенням, мають кращу стійкість польоту і керованість, більший діапазон висот польоту над поверхнею, високі швидкість й аеродинамічну якість. Багато дослідників рекомендують у цій схемі використовувати крило Ліппіша (Lippish) – дельтоподібне зі зворотною стрілоподібністю для поліпшення маневреності. Проте апарати за літаковою схемою мають досить високу вагу конструкції і вимагають більших енерговитрат.

Такі схеми можуть бути реалізовані в різний спосіб, ефективність апарату залежить від конкретної компонованої аеродинамічної схеми.

У схемі «тандем» (рис. 1.13 *а*) використовуються переднє і заднє крила з заданою геометрією і кутом установлення. Приклади використання такої аеродинамічної схеми для конструювання WIG-апаратів наведено в [78]. Така схема є відносно простою, дозволяє спростити керування апаратом, але є чутливою до кута руху над поверхнею, і експлуатація обмежується лише безпосередньо зоною впливу екранного ефекту. Різновидом такої схеми, але не ідентичною, можна назвати схему «качка» (рис. 1.13 *б*), в якій органи поздовжнього управління розташовані перед крилом. Головною перевагою схеми є те, що заднє розміщення крила краще відповідає аеродинаміці високих швидкостей, в якій центр аеродинамічного тиску зміщується назад. Таку схему найчастіше використовують у високошвидкісній авіації, особливо надзвуковій, і ракетобудуванні. Але на кутах атаки, близьких до критичних значень, ця схема схильна до «клювання», самовільного опускання носа апарату вниз.

У схемі «катамаран», або двоблоковій літаковій схемі (рис. 1.13 *в*) ГО встановлюється на двох балках, які зазвичай ідуть паралельно від крила. Така схема є популярною при створенні багатьох БпЛА і дозволяє збільшити жорсткість конструкції, забезпечити місця для підвіски зовнішнього вантажу і створювати апарат з пропелером, що штовхає, або реактивний літак з двигуном у хвостовій частині.

Літакова схема з піддуванням (рис. 1.13 з) передбачає розташування двигунів підвищеної потужності (Power Assisted Ram – PAR) в передній частині фюзеляжу. За такої специфічної для WIG-апаратів конфігурації під час зльоту і, можливо, посадки потік повітря від передніх силових установок спрямовується під крило. За рахунок інжекції потоку вдається зменшити потужність для зльоту і зменшити опір на режимах зльоту. Така схема використовувалась на великих WIG-апаратах першого покоління, наприклад екраноплані КМ. Використання технології PAR дозволяє скоротити злітну дистанцію в разі старту у відкритому морі. Проте метод PAR має низку проблем, пов'язаних з розташуванням двигунів близько до поверхні води, що створює небезпеку потрапляння води у двигун.

Літаюче крило (рис. 1.13 д) – аеродинамічна схема зі зменшенням фюзеляжем, роль якого відіграє крило, що несе корисне навантаження. Така схема дозволяє максимально ефективно використовувати екранний ефект та істотно збільшити масу корисного навантаження та/або запас палива, а для військового застосування дуже важливо, що аеродинамічна форма робить можливим зниження радіолокаційної помітності апарата. Недоліки такої схеми полягають в обмеженому діапазоні висот і труднощах в керуванні та забезпеченні стійкості польоту (особливо для малорозмірних апаратів). Додатковими труднощами є забезпечення структурної цілісності й організація режиму амфібії; неефективне використання закрилків, які можуть погіршувати статичну стійкість руху.

Прагнення поєднати переваги схем літака і «літаючого крила» сприяло створенню конфігурації «комбіноване крила». Таке комбіноване крило має центральне крило з малим співвідношенням сторін (центроплан) із закінцівками і бічні крила з більшим співвідношенням сторін. Нижня частина центрального крила спеціальним чином профілюється, щоб зменшити хвостове оперення [79]. Відомі оригінальні конструкції WIG-суден, наприклад двофюзеляжні компоновання WIG-апарата з поєднанням «літаючого крила», розглянуті у працях [33; 80]. На думку авторів, така схема є досить перспективною для створення надводних суден з динамічним принципом підтримки.

Саме на вивчення різних аеродинамічних схем та компонувань, впливу профілю поверхні на аеродинамічну якість, питань стабілізації польоту спрямовано більшість сучасних досліджень з аеродинаміки невеликих WIG-систем. Наприклад, у праці [81] досліджувалися дві поширені конфігурації з прямокутним крилом і крилом Ліппіша. Порівняння аеродинаміки WIG-суден з різними конфігураціями показало, що прямокутне крило є ефективнішим з позиції повноти використання приземного ефекту, але його ефективність його ефективність падає зі збільшенням розмаху. Проте крило Ліппіша дозволяє краще забезпечувати керованість та стійкість судна. Також відзначаються переваги S-подібних профілів крила.

У праці [23] запропоновано конструкцію комбінованого WIG-апарата, який використовує box-крило для поліпшення стійкості польоту. Автори праці [82] пропонують для невеликого WIG-апарата використовувати прямокутне крило невеликого подовження, яке має назву крило *bixel*, що розташоване в кормовій частині судна. Для безпілотного WIG-апарата у праці [83] обрано крило Ліппіша, яке є однією з найпопулярніших конфігурацій несучих поверхонь для екранопланів. Результати численних досліджень аеродинаміки дельтаподібних крил поблизу поверхні [84–87] свідчать, що крила такої форми мають високий потенціал з точки зору маневреності та низького конструктивно-вагового співвідношення до злітно-вагового значення, дозволяють збільшити площі несучих поверхонь. Зокрема, аналіз різних аеродинамічних конфігурацій для концепту пасажирського WIG-судна на 4 місця виконано в [88], де визначено, що конфігурація дельтаподібного крила найбільше відповідає проєктним вимогам.

Слід зазначити, що дослідження аеродинаміки суден з динамічним принципом підтримки над поверхнею продовжують залишатись актуальними, адже оптимальну аерогідродинамічну схему WIG-суден поки ще не знайдено. Усе ще потребує розв'язання проблема стійкості та керованості польоту, що обумовлює необхідність всебічного аналізу аеродинамічних процесів і фізики обтікання як суден загалом, так і окремих конструкційних елементів.

1.6. Загальний огляд енергетичних установок та рушіїв у WIG-суднах

Важливим складником WIG-судна є енергетична установка. Розвиток апаратів на повітряній подушці показує, що можливості збільшення їхньої швидкості руху, радіусу дії, вантажності (тоннажу) пов'язані з високою енергомісткістю застосовуваних рухових систем і вартістю палива. Тип використовуваного двигуна визначається кількістю тяги, необхідної для зльоту, і бажаною робочою швидкістю.

До сьогодні для невеликих апаратів на повітряній подушці не проводили цілеспрямованого проектування рухових систем, а застосовували переобладнані та вдосконалені варіанти підвісних, мотоциклетних бензинових моторів, поршневих і газотурбінних авіаційних двигунів. Найпоширеніші двигуни, які використовуються на суднах WIG, є поршневі, турбогвинтові та реактивні двигуни. Поршковий двигун використовується для польоту на невисоких швидкостях і малих висотах, тоді як турбогвинтовий двигун використовується на помірних швидкостях. Якщо для роботи потрібні високі швидкості, реактивний двигун є найефективнішим.

Більшість двигунів, що використовуються на сучасному авіаційному і морському транспорті, зокрема двигуни внутрішнього згоряння, газотурбінні, реактивні тощо, працюють за принципом теплової машини. В таких двигунах тепла енергія, що утворюється під час згоряння хімічного палива, перетворюється на механічну роботу. Залежно від способу створення тяги розрізняють двигуни гвинтові та реактивні. Для WIG-суден здебільшого знайшли застосування поршневі та газотурбінні двигуни з гвинтовим рушієм, які є ефективними відповідно на швидкостях від 200 км/год до 800 км/год, що включають експлуатаційний швидкісний діапазон апаратів.

Поршковий авіаційний двигун. Цей двигун є різновидом теплового двигуна, що розвиває механічну енергію для приведення в рух транспортного засобу завдяки розширенню повітря, що нагрівається в камері згоряння (в циліндрах) у результаті згоряння палива. За типом палива поршкові двигуни поділяють на бензинові із займанням па-

ливної суміші від електричної іскри та важкого палива – із займанням від стиснення.

Газотурбінні авіаційні двигуни. За визначенням це теплові двигуни, у яких стиснення й попереднє нагрівання повітря та подача його в камеру згоряння виробляються за допомогою компресора (осьового або відцентрового), а потім енергія стисненого й нагрітого в камері згоряння газу перетворюється на механічну роботу на валу газової турбіни, що обертає компресор. Для газотурбінного двигуна характерні два типи робочого процесу, що супроводжується безперервним згорянням палива при постійному тиску та переривчастим згорянням палива при постійному обсязі. Найширше промислове застосування, особливо авіації, отримали газотурбінні двигуни з безперервним згорянням палива при постійному тиску.

Для безпілотних систем поршневі двигуни та електричні двигуни є найчастіше використовуваними типами [89]. Отже, разом з тепловими двигунами поширюються й електричні двигуни. Вибір конкретної енергетичної установки пов'язаний з аеродинамічними характеристиками [90] апарата. Електричні двигуни зазвичай використовуються в легких і малих моделях, тоді як поршневі двигуни використовуються у важких і великих моделях.

Специфічне для WIG-кораблів використання енергетичних установок пов'язано з тим, що фаза зльоту вимагає найбільшої тяги, ніж будь-яка інша фаза польоту. Особливо гостро це питання постає під час зльоту з поверхні води, коли потрібно подолати гідродинамічний опір [91]. На рис. 1.14 наведено схематично криві повного аеродинамічного опору (R) і тяги двигуна (P) під час старту з водної поверхні.

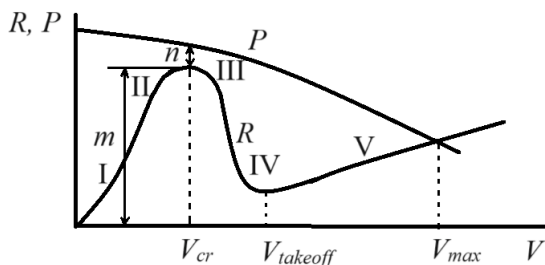


Рис. 1.14. Криві повного аерогідродинамічного опору (R) і тяги двигуна (P) під час руху WIG-судна:

n – надлишок тяги на «горбу»; m – опір на «горбу»; I – режим корабля; II – режим глісування; III – подолання «горба» опору; IV – точка відриву; V – режим екраноплана

«Горб» опору виникає внаслідок гідродинамічного складника загального опору апарата. В цій точці аеродинамічна якість сягає мінімуму. Максимальна швидкість відповідає тяговим можливостям двигуна. Якщо тяга енергетичної установки буде меншою за максимум кривої R , то апарат не зможе подолати «горб» і буде продовжувати глісувати по поверхні.

Після переходу до крейсерського режиму польоту вимоги до потужності значно нижчі. Але тяга, необхідна для підняття корабля з води в повітря, може бути непомірно великою. Очевидно, що в умовах хвиль гідродинамічний опір на «горбі» зростає.

Для вирішення проблеми стартової потужності WIG-суден застосовуються різні підходи:

- стартові підводні крила, які є ефективними для зниження гідродинамічного опору й енерговитрат, проте потребують узгодження динамічних моментів підйомних сил від підводних і надводних крил, що є вкрай складним завданням;
- створення статичної повітряної подушки, проте таке рішення вимагає значного ускладнення конструкції і не є оптимальним розв'язанням проблеми WIG-старту;

- використання глісуючих поверхонь, що може бути доволі перспективним шляхом для апаратів, які стартують з водної поверхні;
- використання систем наддування на основі потужних турбінних двигунів.

Отже, важливим елементом WIG-суден є стартовий пристрій для виходу на розрахунковий крейсерський режим польоту поблизу поверхні. Крива опору є важливою характеристикою для визначення параметрів відриву від поверхні й визначення досконалості аеродинамічного компонування судна. Якщо аеродинамічна якість на «горбі» кривої опору для літаючого човна менша за 4–4,5, то його компонування зазвичай вважають невдалою.

Потреба у високій тязі при зльоті сприяла встановленню турбінних двигунів з низьким коефіцієнтом байпаса на великих судах (PAR-двигунів) [92] і застосуванню аеродинамічних схем з наддуванням. Схему такої технології показано на рис. 1.15.

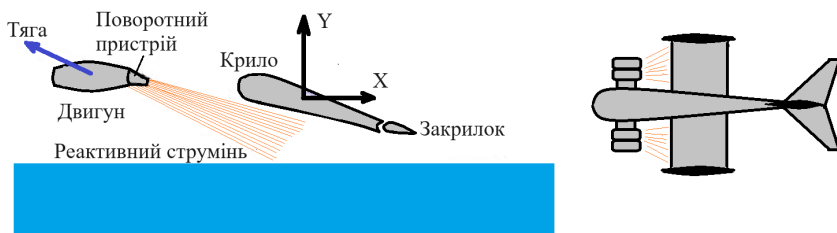


Рис. 1.15. Схема використання PAR-двигунів на WIG-кораблях

У режимі роботи PAR-двигунів, який використовується або для зльоту, або постійно, відбувається накладання динамічної повітряної подушки, зумовленої швидкістю польоту, і повітряної подушки внаслідок взаємодії реактивних струменів, що генеруються двигунами, з крилом [49]. Ефективність схеми залежить від взаємного розташування двигунів основного крила і PAR, навантаження на крило і відношення

встановленої тяги до ваги. Система обдування потребує контролю стабільності по тангажу для тандемної конфігурації.

Ще одна концепція підвищення злітної тяги полягає в поєднанні у схемі «тандем» двигуна PAR для заднього крила і носового пропелера, який обдуває переднє крило [93].

Для вирішення проблеми стартової потужності для морських безпілотних WIG-апаратів є можливість використання катапультного запуску з використанням катапульт різних типів [94; 95].

Слід зазначити, що істотна різниця з точки зору роботи енергетичної установки для літака і для WIG-судна полягає в тому, що крейсерський режим польоту відбувається на малих висотах польоту. Отже, використання авіаційних двигунів на номінальних для висотного польоту режимах не є оптимальним. Основними проблемами, що виникають під час експлуатації силових установок, є висока корозія в морському середовищі, необхідність забезпечення високого рівня тяги для режиму зльоту, висока витрата палива в крейсерському режимі та високий рівень шуму зовні та всередині. Турбінні двигуни не демонструють такої високої ефективності на рівні моря, як на великій висоті. Ще одним фактором, що негативно впливає на роботу енергетичної установки, є накопичення сольових відкладень на лопатях і на футеровці компресора та вентилятора. Такі сольові відкладення змінюють профіль лопатей і змінюють потік через компресор, що потенційно може призвести до втрати потужності, а також може спричинити механічну несправність двигуна.

Пристрої, що перетворюють механічну енергію двигуна в корисну роботу, яка забезпечує рух транспортних засобів, називаються рушіями. Розрізняють рушії сухопутні (колесо, гусеничний хід, крокувальні), водні (гребний гвинт, гребне колесо, крильчасті, водометні) і повітряні (реактивне сопло, повітряний гвинт, вентилятор, повітряний гвинт у насадці). Вибір рушія визначається призначенням транспортного засобу та його техніко-експлуатаційними показниками. Амфібійні транспортні засоби, що переміщуються над сушею і водою, зазвичай комплектуються повітряними рушіями, а транспортні засоби, призначені для руху над водою, – водометними гвинтами.

Для WIG-суден повітряний гвинт є більш перспективним типом рушія, ніж гребний. Такий рушій не потребує контакту з водою, отже дозволяє розвинути більші швидкості й підвищити морехідність. На рис. 1.16 показаний коефіцієнт корисної дії (ККД) рушіїв різного типу згідно з [36].

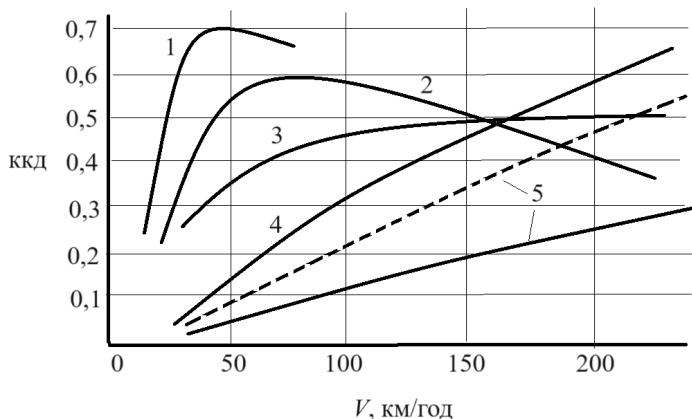


Рис. 1.16. Залежність ККД різних типів рушіїв від швидкості:

1 – гребний гвинт у докавітаційному режимі; 2 – суперкавітуючий гребний гвинт; 3 – водометний рушій; 4 – повітряний гвинт; 5 – повітряно-реактивний рушій соплового типу з різним ступенем питомого навантаження

Як можна бачити з рис. 1.16 водяні рушії мають більший ККД на швидкостях 90–100 км/год. Треба додати менший рівень шуму і компактні габарити водних рушіїв. Проте зі зростанням швидкості ефективність повітряного гвинта збільшується порівняно з водним.

1.7. Проблема забезпечення стійкості WIG-кораблів

Забезпечення стійкості польоту WIG-апарата в зоні дії екранного ефекту є найскладнішою проблемою під час створення такого роду суден [96]. Повною мірою цю проблему на сьогодні вирішити не вдалося. Багато експертів вважає, що ця проблема виходить за межі аеродинамічного компонування і потребує використання додаткових

пристроїв, що мають забезпечити контакт з опорною поверхнею: лижі, підводні крила, хвостові балки тощо. Найвдаліші спроби забезпечити стійкість польоту поблизу екрана належать Ліппішу і його літаючим човнам X-112, X-113 які демонстрували надійну стійкість незалежно від відстані до екрана [97]. Отже, низка фахівців вважає [8; 84–87], що лише літакова схема і дельта-крило Ліппіша зі зворотною стрілоподібністю можуть на сьогодні забезпечити надійний рівень стабільності у відносно широкому діапазоні кутів тангажу і кліренсу.

Визначають статичну й динамічну стійкість. Статична стійкість означає, що, коли порушується рівновага транспортного засобу, він буде прагнути повернутися в стан рівноваги. По суті, статична стійкість визначається напрямком сил і моментів, що діють на транспортний засіб відразу після прикладання збурень. Динамічна стійкість передбачає, що після збурення транспортний засіб буде коливатися навколо стану рівноваги, але в кінцевому підсумку коливання згасають і транспортний засіб повертається в рівноважний стан. Статична стійкість не обов'язково передбачає існування динамічної стійкості. Однак якщо транспортний засіб є динамічно стабільним, він повинен бути статично стабільним. Ступінь динамічної стійкості зазвичай визначається часом, необхідним для загасання збурення до половини його початкової амплітуди. Аналогічно міру динамічної нестійкості можна охарактеризувати як час, необхідний для подвоєння початкової амплітуди збурення.

Якщо статична стійкість літака в нормальному режимі польоту може бути забезпечена відповідним вибором положення центра ваги, то стійкість WIG-апарата може бути забезпечена тільки за рахунок відповідного проєктування аеродинамічної конфігурації. Сильний зв'язок між аеродинамічною конфігурацією WIG-апаратів зі стійкістю і динамікою польоту виявилася поширеною складною проблемою їх проєктування [35; 37; 59; 68; 80; 83; 98–100].

На висоті положення фокуса літака майже не залежить від кута атаки і разом з положенням центра ваги визначає статичну стійкість апарата. Під час наближення до поверхні положення аеродинамічного фокуса залежить від двох параметрів: відстані до екрана h і кута атаки α . Отже, забезпечення стійкості ускладнюється.

Загальноприйнятим критерієм поздовжньої статичної стійкості WIG-судна є критерій Ірובה, отриманий у праці [101]. Ці умови можуть бути математично записані в такому вигляді:

$$\left. \frac{dc_y}{d\alpha} \right|_{m_z=0} \frac{dm_z}{dh} < 0, \quad \left. \frac{dc_y}{dh} \right|_{m_z=0} \frac{dm_z}{d\alpha} > 0, \quad (1.10)$$

$$\left. \frac{dm_z}{d\alpha} \right|_{c_y=c_{y_{zn}}} \frac{dc_y}{dh} > 0, \quad \left. \frac{dm_z}{dh} \right|_{c_y=c_{y_{zn}}} \frac{dc_y}{d\alpha} < 0, \quad (1.11)$$

де $c_{y_{zn}}$ – коефіцієнт підйомної сили в горизонтальному усталеному польоті;

m_z – коефіцієнт моменту тангажу, який визначається

$$m_z = \frac{M_z}{\left(\frac{\rho V^2}{2} S_M \cdot c \right)},$$

де M_z – аеродинамічний момент тангажу.

Найзручніше використовувати одне з двох останніх нерівностей, оскільки на крейсерських режимах $\frac{dc_y}{dh} < 0$, $\frac{dc_y}{d\alpha} > 0$, отже критерії стійкості (1.10), (1.11) мають вигляд:

$$\left. \frac{dm_z}{d\alpha} \right|_{c_y=c_{y_{zn}}} < 0, \quad \left. \frac{dm_z}{dh} \right|_{c_y=c_{y_{zn}}} < 0. \quad (1.12)$$

Для забезпечення статичної стійкості необхідно обирати аеродинамічне компонування, за якого положення фокуса по висоті над екраном перебуває попереду фокуса по куту атаки (рис. 1.17). Для забезпечення динамічної стійкості необхідно виконувати відповідне центрування ваги.

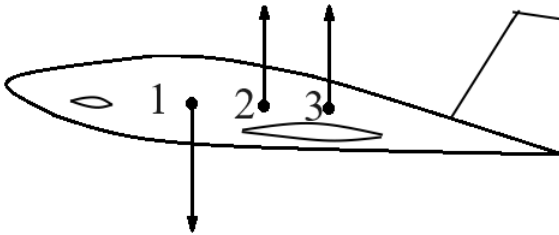


Рис. 1.17. Розташування фокусів для стійкості WIG-судна:

1 – вага апарата; 2 – фокус по висоті; 3 – фокус по куту атаки

Якщо прийняти припущення про те, що відхилення органів керування не змінюють положення фокуса по куту атаки й фокуса по висоті, то стійкість польоту WIG-апарата можна оцінити по нахилу кривих $m_z(\alpha)$ чи $m_z(h)$ для крейсерського режиму польоту.

Слід зазначити, що остаточне визначення аеродинамічних характеристик потребує урахування повної компоновки транспортного засобу та впливу окремих елементів його конструкції. Апарати, побудовані за літаковою схемою з крилами малого подовження, часто є статично нестійкими. Зокрема, це стосується апаратів, побудованих за схемою «качка». Одним із можливих підходів до вирішення проблеми стійкості є встановлення високого і розвинутого горизонтального оперення, яке буде працювати поза зоною екранного ефекту, що дозволяє зсувати назад фокус по куту атаки.

РОЗДІЛ 2.

АЕРОДИНАМІЧНИЙ ЕКСПЕРИМЕНТ У ДОСЛІДЖЕННЯХ ВПЛИВУ ЕКРАНА НА АЕРОДИНАМІКУ НЕСУЧИХ ПОВЕРХОНЬ

2.1. Огляд експериментальних схем досліджень аеродинамічних процесів поблизу екрана

Основою методології формування аеродинамічних компонентів 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 компоненти 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 проєктування нових технічних засобів. При його використанні досліджуваний об'єкт замінюється простішим об'єктом – моделлю.

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 удо-

сконалюється 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 [102]:

- натурних випробовувань;
- моделювання в гідродинамічних басейнах;
- моделювання в аеродинамічних трубах;
- математичне моделювання з використанням числових методів.

Натурні випробовування транспортних апаратів дозволяють отримувати найточніші технічні характеристики. Вони можливі після виготовлення повномасштабного транспортного апарата. Натурні випробовування зазвичай використовуються на кінцевому етапі розробки транспортного засобу. Приклади натурних випробовувань WIG-суден наведено в [103; 104]. Цей підхід пов'язаний зі значними фінансовими та матеріальними затратами й вимагає повного випуску технічної документації. Практика проектування показує, що використання натурального випробовування доцільно проводити перед запуском серійного виробництва для отримання комплексного оцінювання технічних характеристик.

Визначення аеродинамічних характеристик транспортних апаратів в аеродинамічних трубах є поширенішим та повністю обґрунтованим. 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 шляхів розробки фізичних та математичних моделей, придатних для використання при їх проектуванні з забезпеченням часових та функціональних критеріїв подібності. Завдання ускладняється, якщо має місце складний профіль поверхні.

В більшості експериментальних схем на модель набігає рівномірний потік, в той час реальний об'єкт перебуває в приводному (при-

земному) прилежовому шарі. Отже, аеродинамічні характеристики літального апарата будуть залежними від стану прилежового шару атмосфери, його профілю і турбулентності.

Вплив поверхні на аеродинамічні характеристики літаків проявляється тільки на злітно-посадкових режимах. Близькість злітно-посадкової смуги як екрана враховується через поправку до коефіцієнта підйимальної сили Δc_y , коефіцієнта лобового опору Δc_x і коефіцієнта моменту тангажу Δm_z , які залежать як від кута атаки, так і від відстані до поверхні землі. Вплив землі веде до зміни індуктивного опору та зміщення фокуса крила і як результат зміни величини коефіцієнта поздовжнього моменту. Як показують експерименти з WIG-крилами вплив водної поверхні призводить до необхідності збільшення площі горизонтального оперення для забезпечення необхідної стійкості та керованості [105–108]. Це своєю чергою призводить до збільшення маси літального апарата.

Одним з підходів до експериментального дослідження аеродинамічних характеристик транспортних апаратів, що рухаються над межею розділу середовищ, є моделювання у спеціальних випробувальних гідродинамічних басейнах [109; 110]. Такий підхід дозволяє найточніше моделювати фізичні умови, що відповідають реальному польоту WIG-корабля над водною поверхнею. Проте моделювання в гідродинамічних басейнах є досить складним з технічної точки зору і витратним, а наявна випробувальна база не є легкодоступною в більшості науково-дослідних установ. Окрім того, виникає похибка під час перерахунку результатів дослідження аеродинамічних характеристик WIG-корабля в гідродинамічних басейнах, які отримані на моделі, на реальний об'єкт. Це обумовлено тим, що критерії подібності Фруда (Fr) і Рейнольдса (Re) не можуть бути забезпечені одночасно в гідродинамічному експерименті. Отже, потрібні додаткові зусилля, щоб компенсувати помилки прогнозування аеродинамічних характеристик, спричинені ефектом масштабу під час випробувань у басейнах.

Найпоширенішим способом дослідження аеродинаміки транспортних апаратів є аеродинамічні труби. Для моделювання впливу шляхової структури на аеродинамічні характеристики транспортного

апарата використовують такі методи досліджень в аеродинамічних трубах (рис. 2.1) [111]:

- нерухома шляхова структура (рис. 2.1 а);
- дзеркальне відображення моделі (рис. 2.1 б);
- рухомий пояс (рис. 2.1 в);
- управління примежовим шаром (рис. 2.1 г).

З рис. 2.1 видно, що вибір методики експерименту суттєво впливає на фізичну картину, зокрема на профіль швидкості, що потребує ретельного аналізу під час постановки проблеми.

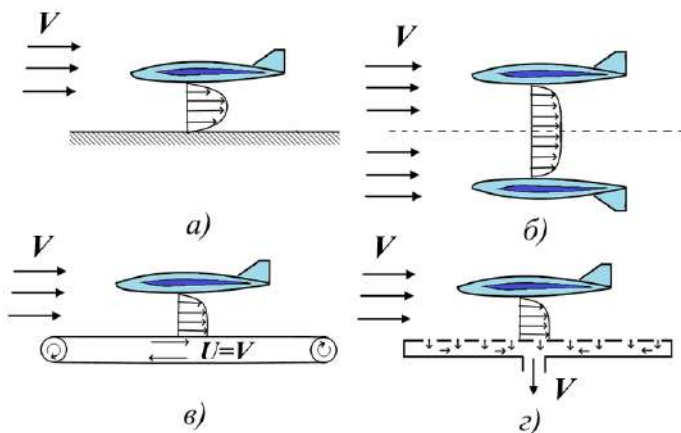


Рис. 2.1. Можливі схеми моделювання руху транспортного апарата поблизу землі в аеродинамічній трубі

Використання нерухокої підстильної поверхні (рис. 2.1 а) є найпоширенішим і найпростішим експериментальним методом, наприклад [47; 60; 62; 84; 112; 113]. Модель транспортного апарата закріплюється над нерухомою шляховою структурою на відстані, яка дає можливість урахувати наростання примежового шару на поверхні шляхової структури. При такому моделюванні може виникати циркуляція навколо комбінації «шляхова структура – модель», що впливає на аеродинамічні характеристики. Аналіз [114] показує, що за нерухомого екрана вини-

кає більша підйомна сила ніж реальна за рахунок звуження живого перерізу потоку під крилом внаслідок утворення примежового шару на поверхні. У безпосередній близькості від землі утворюється вихор під передньою областю аеродинамічного профілю, що призводить до нижчої підйомної сили, ніж у його рухомого аналога. Автори праці [115] доводять, що використання нерухомих пластин недоцільне під час дослідження динамічного екранного ефекту, тобто на режимі зльоту – посадки апарата. Це також пов'язано з ефектом утворення примежового шару. Проблема утворення примежового шару можна усунути завдяки застосуванню різноманітних аеродинамічних пристроїв.

Вилучити примежовий шар з поверхні шляхової структури можна шляхом застосування методів управління примежовим шаром (рис. 2.1 з) [116; 117]. Він реалізовується шляхом тангенціального вдування або відсмоктування примежового шару з поверхні. Цей метод не отримав такого широкого використання порівняно з іншими підходами моделювання впливу шляхової структури на параметри течії, оскільки пов'язаний з технічними складнощами реалізації. Ефективність таких систем залежить від зовнішніх умов.

Метод рухомого поясу (рис. 2.1 в) [118], який моделює дорожню структуру, як вважається, дозволяє найточніше відображати реальну фізичну картину, що має місце під час руху транспортного засобу над екраном. Проте такі системи також потребують складних технічних прийомів, синхронізації вимірювань та швидкості набігаючого потоку і рухомого поясу. Такі високоточні установки є високовартісними і зазвичай використовуються лише у великих аеродинамічних центрах [119].

У практиці дослідження аеродинаміки WIG-крил поширений метод дзеркального відображення моделей для визначення аеродинамічних характеристик. Вплив екрана можна змоделювати встановленням у робочій частині аеродинамічної труби не одної, а двох моделей, що дзеркально відображають одна одну (рис. 2.1 б). Застосування методу дзеркального відображення моделей дозволяє уникнути процесу утворення примежового шару, характерного для нерухомої шляхової структури. Проте в площині симетрії може виникати змішування основного та дзеркально відображеного потоків. Цей процес може мати місце

при моделюванні відривних течій. Частково цю проблему можливо вирішити за рахунок встановлення позаду моделей тонкої пластини в площині симетрії. Водночас такий підхід за невеликих кутів атаки є найпростішим з точки зору технічної реалізації з достатньою для інженерних оцінок точністю.

2.2. Методика експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі

2.2.1. Опис експериментальної установки

Для визначення аеродинамічних сил і моментів апарата, що проєктується, зазвичай проводять експериментальні дослідження в аеродинамічних трубах з невеликими за розмірами і схематизованими моделями. В результаті таких експериментів зазвичай отримують аеродинамічні сили і моменти, що впливають на апарат для різних режимів. Загальну теорію аеродинамічного експерименту в трубах викладено у праці [102]. На основі цієї загальної теорії розглянемо методику експериментальних досліджень характеристик профілю крила в аеродинамічній лабораторії Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара (ДНУ) на дозвуковій аеродинамічній трубі Т-5. Аеродинамічна труба Т-5, схему якої наведено на рис. 2.2, належить до аеродинамічних труб малих дозвукових швидкостей з відкритою робочою частиною.

Довжина робочої частини труби становить 1 115 мм, діаметр поперечного перерізу робочої частини – 750 мм. Діаметр ядра потоку становить 600 мм за рахунок утворення примежового шару з навколишнім середовищем. Технічні можливості труби дозволяють генерувати потоки повітря швидкістю від 0 м/с до 50 м/с. Початкова турбулентність є становить 2 %, що є цілком задовільним. Повітряний контур труби складається із 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.

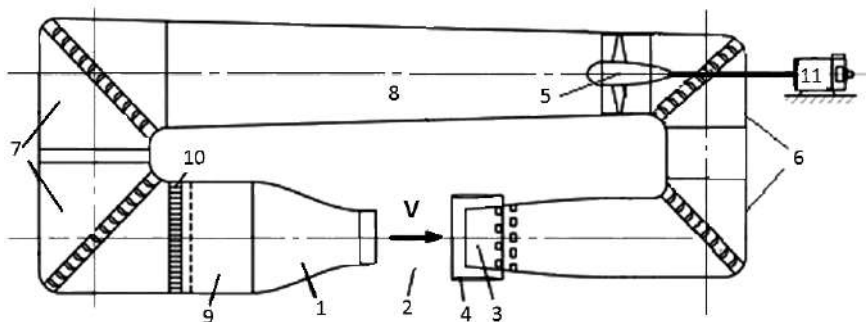


Рис. 2.2. Аеродинамічний контур труби Т-5:

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

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. Загальний вигляд дозвукової аеродинамічної труби Т-5 показано на рис. 2.3.



Рис. 2.3. Загальний вид дозвукової аеродинамічної труби Т-5 в аеродинамічній лабораторії ДНУ

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

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

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

Для проведення випробувань модель 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 викликає реакцію, яка відбивається в деформаціях пружних елементів, що зумовлює зміну електричного опору й фіксується вимірювальною системою. Як пружні елементи використовуються тензодатчики. Деформації вимірюються за допомогою електричних перетворювачів деформації в електричні величини. На рис. 2.4 показано схему вимірювальної системи.

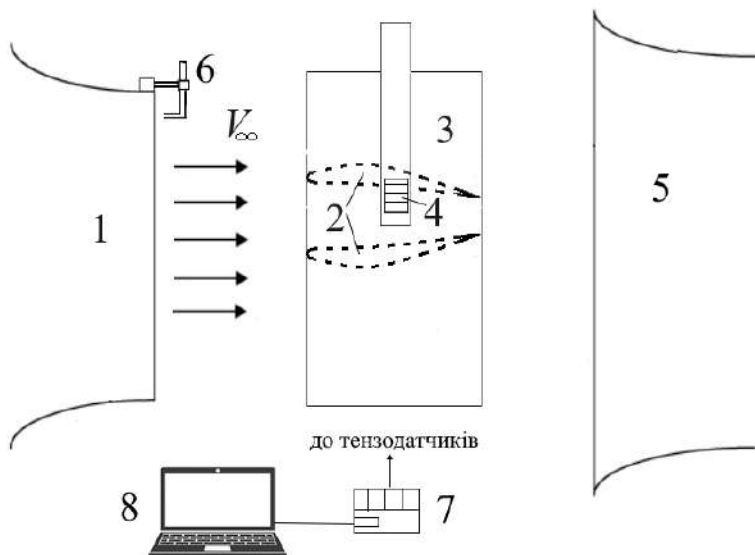


Рис. 2.4. Схема робочої частини труби з вимірювальною системою:

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

Для обробки вимірювань був розроблений електронний інтерфейс на базі мікропроцесора ATMEGA. Інформація про вимірювальні величини (X_1, X_2, Y_1, Y_2, M) від тензодатчиків в аналоговому вигляді поступає на АЦП НХ711 (16 bit) та після перетворення спрямовуються на комп'ютер, де обробляється з використанням спеціально розробленого програмного забезпечення.

Макети аеродинамічних профілів розроблялися за допомогою твердотілого моделювання. На рис. 2.5 наведено макет моделі профілю Clark YH-12. Профіль виготовляли методом 3D друку.

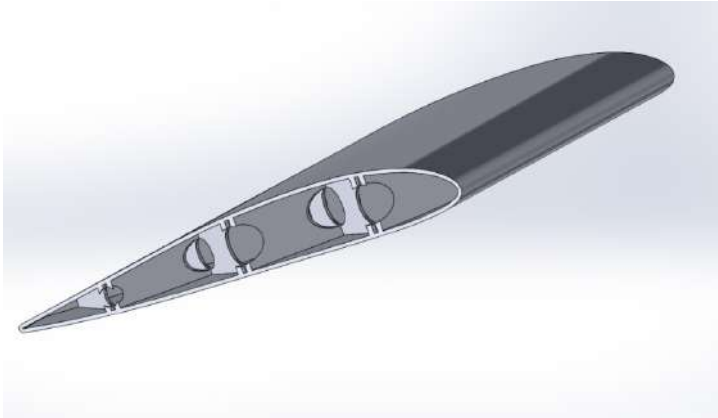
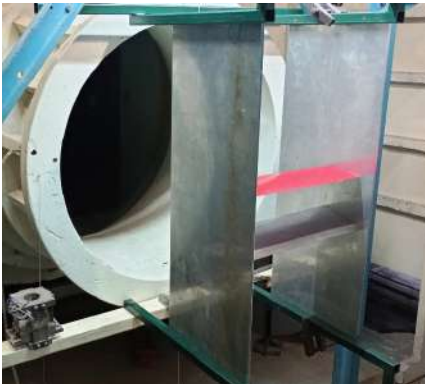


Рис. 2.5. Твердотільна модель аеродинамічного профілю Clark YH-12

На рис. 2.6 показано робочу частину зі встановленими роздрукованими моделями профілів. На рис. 2.6 *а* показані профілі, що встановлені за методом дзеркального відбиття, на рис. 2.6 *б* – вимірювальний блок з тензометричними елементами.



а)



б)

Рис. 2.6. Експериментальний стенд на базі аеродинамічної труби Т-5

Для запобігання впливу торцевих ефектів моделі встановлювалися поміж двох паралельних пластини. Передбачалась можливість зміни відстані між профілями.

Результати випробувань можна використовувати для натурних умов лише в тому випадку, якщо модель і натурний об'єкт геометрично подібні, однаково орієнтовані стосовно потоку, а також потоки, що обтікають модель і натуру, є подібними. Точно кажучи, аеродинамічні коефіцієнти, отримані в результаті випробування моделі, можуть бути використані в тих випадках, коли має місце повна динамічна подібність між натурним об'єктом й експериментом. Проте в багатьох практично важливих випадках можна використовувати за умови дотримання часткової подібності. Під час обтікання профілю крила потоком реального газу результуюча аеродинамічна сила головним чином визначається в'язкістю рідини. Це означає, що за геометричної подібності й однакового орієнтування моделі і натури, динамічну подібність можна вважати дотриманою, якщо співвідношення сил інерції і сил в'язкості буде однаковим для моделі й натури. Отже, для перерахунку отриманих результатів з моделі на реальний апарат необхідно дотримуватися рівності чисел Рейнольдса для моделі й натурального об'єкта

$$\text{Re}_m = \frac{V_m \cdot L_m}{\nu_m} = \frac{V_n \cdot L_n}{\nu_n} = \text{Re}_n,$$

де V_m, V_n – швидкості потоку у моделі й натури відповідно;
 L_m, L_n – характерні розміри моделі й натури відповідно (зазвичай хорда профілю крила);
 ν_m, ν_n – коефіцієнт кінематичної в'язкості потоку в експерименті і в натурних умовах.

Запропонована така послідовність проведення експерименту.

1. Моделі профілів закріплюються між двома шайбами дзеркально один напроти одного відносно умовної лінії симетрії (екрана) відповідно до схеми, наведеної на рис. 2.1 б. Підготовлена модель встановлюється на державці аеродинамічних тензометричних ваг у робочій частині аеродинамічної труби.

2. За показаннями термометра та барометра визначаються фізичні характеристики повітря.

3. Запускається аеродинамічна труба, знімаються показання аеродинамічних сил за визначеними швидкостями потоку. Розраховуються відповідні коефіцієнти підйомної сили та лобового опору.

4. Визначаються похибки експериментальних вимірювань та вплив додаткових факторів на результати вимірювання.

5. Обробляються експериментальні дані.

2.2.2. Особливості постановки й обробки даних аеродинамічного експерименту під час моделювання екранного ефекту

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 ступеня турбулентності.

Як уже зазначалося раніше, відмінною рисою аеродинаміки WIG-апарата є те, що основні сили й моменти, які впливають на судно, залежать не тільки від кута атаки, але й від висоти польоту над підстильною поверхнею.

В експериментальних дослідженнях положення моделі профілю крила стосовно екрана визначають кут атаки і відстань від задньої кромки до поверхні. Результати досліджень надають 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 θ , наявність вертикального складника вектора швидкості (наприклад, внаслідок пориву вітру). Зміна кута атаки призводить до зміни положення всіх точок поверхні крила стосовно екрана, окрім точки обертання, якщо вона на

профілі. Таким чином, виникає необхідність у коректній інтерпретації результатів експерименту.

На рис. 2.7 наведена схема зміни кута атаки профілю внаслідок виникнення вертикального складника швидкості U .

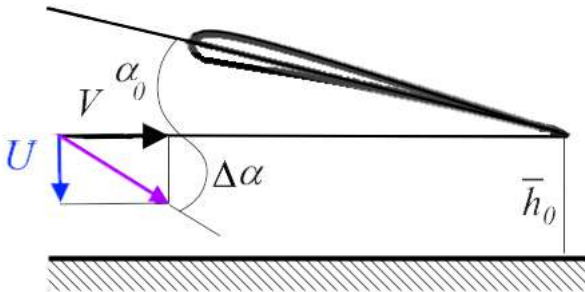


Рис. 2.7. До визначення положення профілю внаслідок зміни вертикального складника швидкості

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

Кут тангажу описує орієнтацію апарата в просторі і визначає нахил носа літака відносно горизонтальної площини. Тобто кут тангажу – це кут між горизонтальною площиною і віссю літака (хордою профілю крила), який вимірюється відносно горизонтальної площини землі. Отже, кут тангажу визначає орієнтацію апарата відносно горизонту, а кут атаки визначає взаємодію між потоком повітря і крилом літака.

У разі зміни кута тангажу одночасно зі зміною кута атаки змінюється відстань від усіх точок поверхні крила до екрана, окрім точки обертання. Під час зміни осі обертання змінюється приріст аеродинамічних сил і повздовжнього моменту внаслідок різниці приросту $\Delta\bar{h}$. Такі зміни проілюстровані на рис. 2.8. Отже, зміни підйомної сили залежать одночасно від прирощення кута атаки і від положення точки обертання.

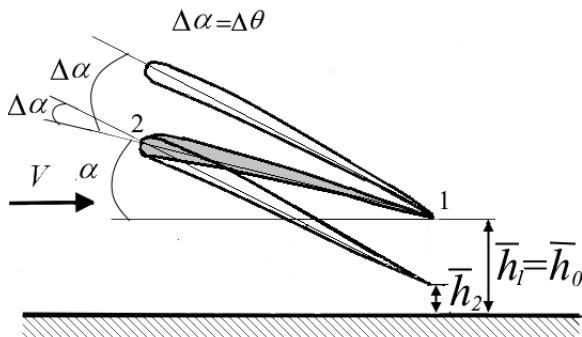


Рис. 2.8. Визначення положення профілю внаслідок зміни кута тангажу

Як видно з рис. 2.8, залежно від вибору положення точки обертання (точки 1 чи 2) змінюється відстань до екрана за однакової зміни кута атаки. На рис. 2.9 схематично подано поведінку коефіцієнта підйомної сили в разі однакової зміни кута тангажу, але для різних точок обертання профілю.

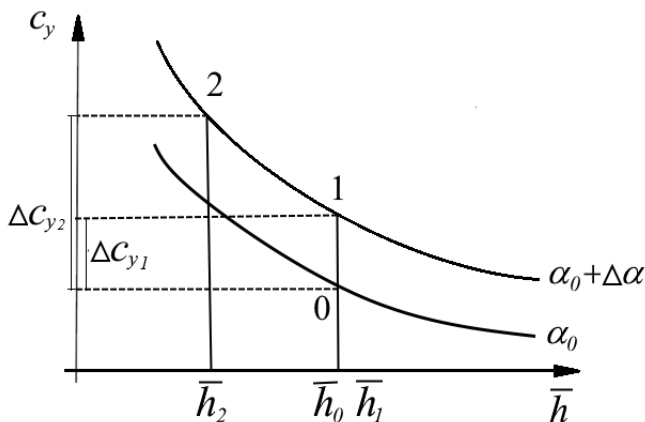


Рис. 2.9. Зміни коефіцієнта підйомної сили залежно від вибору осі обертання

Отже, треба враховувати, що під час зміни кута тангажу зміна підйомної сили залежить від зміни кута атаки, а також від точки обертання профілю крила.

2.3. Методика оцінювання факторів, що впливають на точність вимірювань в аеродинамічній трубі, оцінка похибки експерименту

Для перенесення результатів випробування моделей в аеродинамічній трубі на натурний об'єкт необхідно, окрім дотримання геометричної подібності, подібності за числами Re і M , ввести низку поправок, які мають врахувати викривлення потоку навколо моделі внаслідок обмеженості перерізу робочої частини труби, вплив меж потоку, вплив пристроїв, що тримають модель у трубі 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 [120]:

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

Згідно з рекомендаціями [120] відповідні поправки визначаються так.

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

$$V_{ict} = V_{вим} + \varepsilon_M V_\infty,$$

де ε_M – коефіцієнт, що враховує захащеність робочої частини.

Для профільованого крила у плоскому потоці в аеродинамічній трубці з відкритою робочою частиною $\varepsilon_M = -0,411 \cdot f(c/t)^2$, де значення функції f визначається за табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Значення функції f для визначення коефіцієнта захащеності

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 і 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

$$\Delta c_y = \frac{\pi^2}{24} \left(\frac{c}{l} \right)^2 c_{y_{вим}},$$

$$\Delta \alpha = -\frac{\pi}{48} \left(\frac{c}{l} \right)^2 (c_{y_{вим}} + 4m_z) - 0,25 \frac{c}{l} c_{y_{вим}}.$$

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

$$c_y = c_{y_{вим}} \cos(\Delta \alpha) - c_{x_{вим}} \sin(\Delta \alpha),$$

$$c_x = c_{x_{вим}} \cos(\Delta \alpha) + c_{y_{вим}} \sin(\Delta \alpha),$$

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

$$c_{y_{випр}} c_y = c_{y_{вим}},$$

$$c_x = c_{x_{вим}} + c_{y_{вим}}\alpha.$$

Величину $c_{y_{вим}} \alpha$ 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 і 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. 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:

$$\mu = \frac{\sum_{i=1}^n \mu_i}{n},$$

де μ_i – коефіцієнт точки поля в досліджуваній точці робочої частини аеродинамічної труби, який визначається 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 має підйомну силу, порівняно з порожньою трубою. Зміна коефіцієнта поля труби внаслідок зазначеного впливу підйомної сили називається блокінг-ефект і має бути врахована під час підрахунку всіх коефіцієнтів аеродинамічних сил, що належать до швидкісного напору. Виправлення має вигляд:

$$c_{ист} = c_{вим} \frac{\mu}{\mu + \Delta\mu},$$

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

Вплив початкової турбулентності та числа Re досліджу. Безпосередньо вплив цих факторів на аеродинамічні характеристики не враховується введенням будь-яких поправок під час первинної обробки результатів вимірювань. Але під час подальшого аналізу й зіставлення цих характеристик необхідно завжди брати до уваги значення чисел Re і початкової турбулентності ε (у відсотках), за яких проведено дослід. Коефіцієнт початкової турбулентності може бути визначений за методом сфери або безпосереднім вимірюванням пульсацій, наприклад за допомогою термоанемометра.

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

$$C_x = C_{x \text{ вим}} - C_{x \text{ дер}},$$

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

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

Для оцінювання похибки експериментальних досліджень за рахунок випадкових похибок вимірювальної системи використовують теорію похибок, згідно з якою похибка ΔF визначення функції F , яка є функцією n змінних x_i , виражається через часткові похідні

$$\Delta F = \pm \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial F}{\partial x_i} \Delta x_i \right)^2}.$$

Оцінювання похибок вимірювальних приладів і всіх необхідних поправок є підставою для висновків про точність експериментального дослідження загалом.

Наведені вище дані стосуються випадку стаціонарного потоку. Дослідження нестационарних характеристик являє собою окремий розділ експериментальної аеромеханіки і тут не розглядається.

2.4. Експериментальне моделювання екранного ефекту

Відповідно до вищевказаної методики виконано дослідження аеродинамічних характеристик профілю Clark YH-12 для 4 кутів атаки: $-0,5^\circ$; 0° ; $0,5^\circ$; 1° для п'яти значень $\bar{h}$. На рис. 2.10–2.12 наведено результати вимірювань коефіцієнтів аеродинамічного моменту, лобового опору й підйомної сили. Ці результати демонструють вплив кута атаки і відстані до екрана на аеродинамічні коефіцієнти профілю крила.

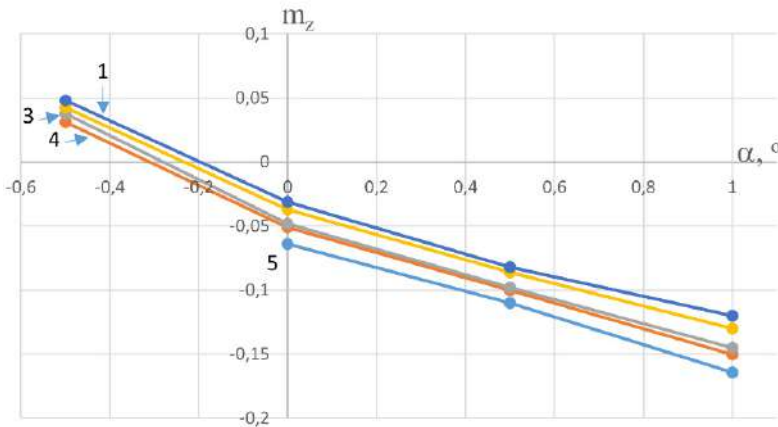


Рис. 2.10. Коефіцієнт аеродинамічного моменту

1 – $\bar{h}=0,052$; 2 – $\bar{h}=0,04$; 3 – $\bar{h}=0,032$; 4 – $\bar{h}=0,024$; 5 – $\bar{h}=0,016$

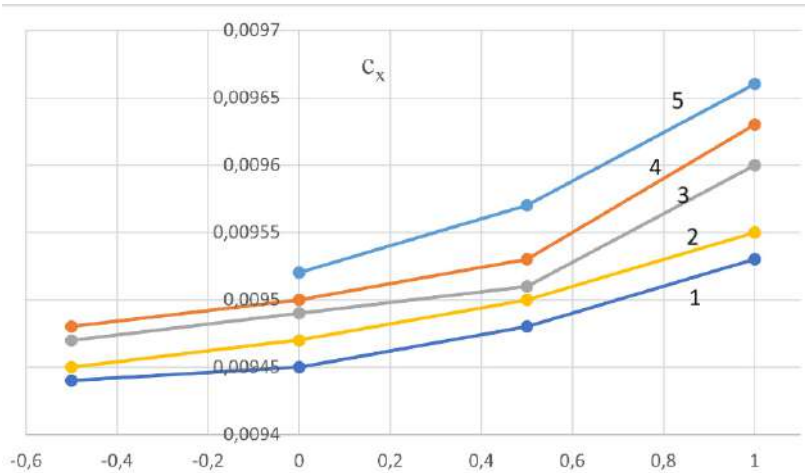


Рис. 2.11. Коефіцієнт аеродинамічного опору

1 – $\bar{h}=0,052$; 2 – $\bar{h}=0,04$; 3 – $\bar{h}=0,032$; 4 – $\bar{h}=0,024$; 5 – $\bar{h}=0,016$

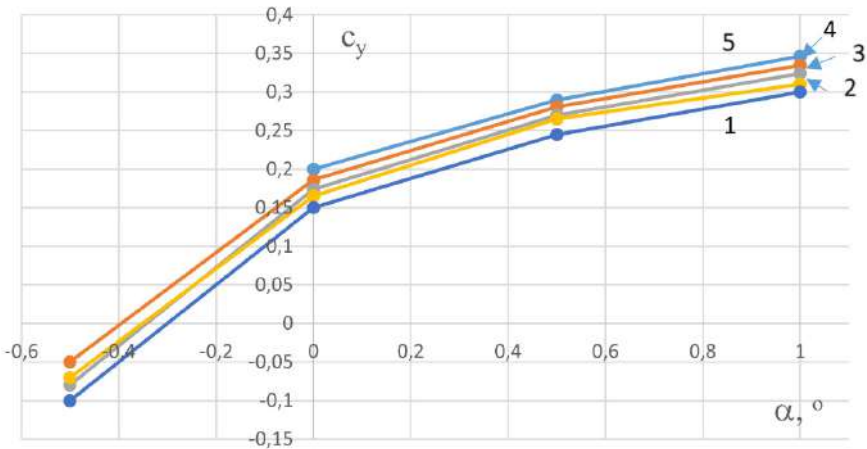


Рис. 2.12. Коефіцієнт підйомної сили аеродинамічного опору

1 – $\bar{h}=0,052$; 2 – $\bar{h}=0,04$; 3 – $\bar{h}=0,032$; 4 – $\bar{h}=0,024$; 5 – $\bar{h}=0,016$

Дослідження показали, що вказані залежності мають нелінійний характер. Результати досліджень підтвердили, що застосування методу дзеркального відображення моделей дозволяє отримати симетричну течію стосовно лінії уявної землі. Змішування потоків у дослідженому діапазоні кутів атаки поміж основним та дзеркально відображеним криловими профілями не відбувається.

РОЗДІЛ 3.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ЕКРАННОГО ЕФЕКТУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЕЛЕМЕНТІВ WIG-СУДЕН

3.1. Математичні основи постановки і розв’язання задачі про рух профілю крила над поверхнею

На сьогодні одним з основних підходів до дослідження процесів гідроаеромеханіки є використання методів математичного і комп’ютерного моделювання. В науковій та інженерній практиці загальноприйнятим є термін «обчислювальна гідродинаміка», або моделювання CFD (Computer Fluid Dynamics) [121]. Не заперечуючи важливість фізичного експерименту, саме методи математичного моделювання дозволяють виконувати дослідження для ширшого кола вхідних параметрів, складної геометрії, з урахуванням нелінійності і нестаціонарності процесів тощо. Проте експериментальні дослідження в аеродинамічних трубах залишаються як самостійним потужним інструментом досліджень аеродинамічних явищ, так і методом верифікації числових методик. Існує певний зв’язок між етапами побудови обчислювального і фізичного експериментів, кожен з яких складається з певних етапів. На рис. 3.1 наведено загальну концепцію побудови аеродинамічного експерименту.

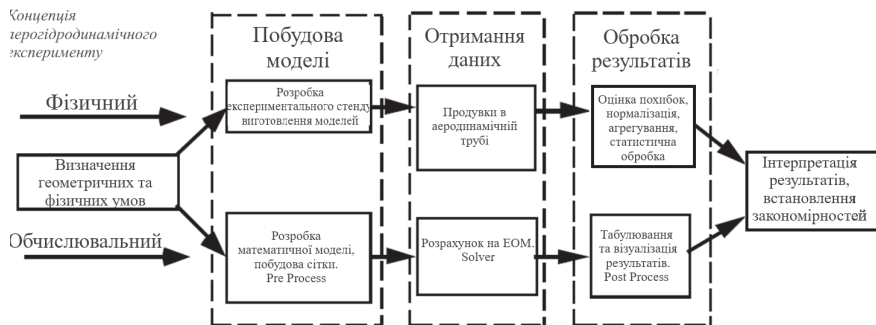


Рис. 3.1. Схема аерогіродинамічного дослідження

Методи CFD-моделювання добре себе зарекомендували для вивчення впливу екранного ефекту на аеродинамічні процеси, що мають місце під час руху літального апарата поблизу поверхні [45; 81; 83; 87; 107; 122–126].

Одним із підходів до розрахунку обтікання тіл є використання моделі ідеальної рідини. Цей підхід є поширеним в обчислювальній аеродинаміці завдяки своїй простоті та невеликим вимогам до ресурсів ЕОМ. Застосування моделі ідеальної рідини дозволяє розв'язати ряд прикладних задач. Серед методів на основі моделі ідеальної рідини слід виділити методи дискретних особливостей, а саме метод дискретних вихорів (МДВ) [127]. Він порівняно простий, не надто трудомісткий, зручний для застосування ЕОМ та досить ефективний спосіб математичного моделювання обтікання тіл. В цьому методі тіло обтікання моделюється приєднаними вихорами, а вихрова область за тілом – вільними вихорами, що рухаються по частинках рідини в потенціальному середовищі. Тому для розв'язування задач аеродинаміки WIG-суден та динаміки їх руху цей метод може бути ефективним [128].

Часто вихрову модель обтікання крила поблизу екрана використовують для дослідження підйомної сили (рис. 3.2).

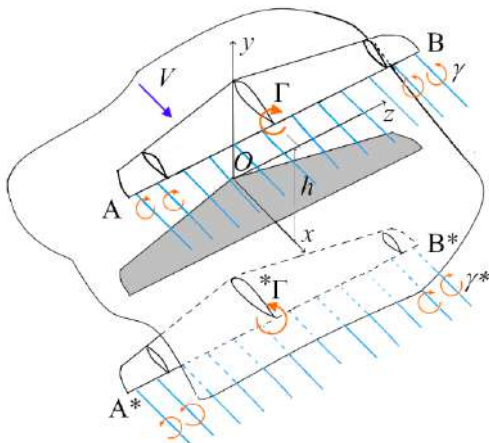


Рис. 3.2. Вихрова модель крила біля екрана

Припустимо, що кут атаки є невеликим, а обтікання крила відбувається в безвідривному режимі. Найпростішою моделлю профілю крила буде вихор з циркуляцією Γ , що проходить через аеродинамічний фокус. Для врахування впливу екранного ефекту вводимо на відстані $2h$ симетричний профіль стосовно площини екрана. Для забезпечення умови непротікання вводиться фіктивний вихор з циркуляцією Γ^* , рівної за величиною циркуляції основного вихору і зворотну за напрямом, отже $\Gamma^* = -\Gamma$. В цьому випадку нормальні до поверхні екрана складники швидкості взаємно гасяться. У разі моделювання обтікання крила, його форма уявляється низкою перерізів.

Застосування моделі ідеальної рідини для розрахунку несучої системи такого WIG-судна дозволяє сформулювати аеродинамічну задачу як задачу Неймана для рівняння Лапласа. Водночас у межах моделі ідеальної рідини є можливість вивчити лише розподіл тиску по несучій поверхні та визначити підйомну силу, але немає змоги визначити профільний складник аеродинамічного опору.

На сьогодні найдосконаліші математичні моделі аеродинаміки побудовані на фізичних властивостях в'язкого стисливого газу та ґрун-

туються на рівняннях Нав'є – Стокса. Правомірність їх використання підтверджується численними дослідженнями. Складності додає той факт, що реальний рух транспортного засобу відбувається в турбулентному повітряному середовищі.

Для дослідження впливу екранного ефекту на аеродинамічні характеристики літальних апаратів та їх елементів зазвичай використовують математичні моделі, які ґрунтуються на рівняннях Нав'є – Стокса для рідини, що не стискається, і які можна записати у векторному вигляді [129]:

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V} \nabla) \mathbf{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \mathbf{V}, \\ \operatorname{div} \mathbf{V} = 0 \end{cases}, \quad (3.1)$$

де ρ – густина;

p – тиск;

ν – коефіцієнт кінематичної в'язкості.

Якщо за незалежні змінні прийняти складники вектора швидкості в напрямку осей декартової системи координат, обрати масштаби для невідомих величин, то з використанням методу штучного стиснення систему (3.1) можна записати для двовимірного випадку у вигляді усереднених за Рейнольдсом рівнянь:

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{q}}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{\mathbf{E}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{F}}}{\partial \eta} = \frac{1}{\operatorname{Re}} \left\{ \frac{\partial \hat{\mathbf{E}}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{F}}_v}{\partial \eta} \right\}, \quad (3.2)$$

де $\hat{\mathbf{q}}$, $\hat{\mathbf{E}}$, $\hat{\mathbf{F}}$, $\hat{\mathbf{E}}_v$, $\hat{\mathbf{F}}_v$ – чотирикомпонентні вектори, які мають вигляд:

$$\hat{\mathbf{q}} = \frac{\mathbf{q}}{J}, \quad \mathbf{q} = (\rho, \rho u, \rho v, e)^T, \quad (3.3)$$

$$\hat{\mathbf{E}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ (e + p) U \end{bmatrix}, \quad \hat{\mathbf{E}}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y \end{bmatrix}, \quad (3.4)$$

$$\hat{\mathbf{F}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ (e + p) V \end{bmatrix}, \quad \hat{\mathbf{F}}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{yx} + \eta_y \tau_{yy} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y \end{bmatrix}, \quad (3.5)$$

де

$$U = \xi_x u + \xi_y v, \quad (3.6)$$

$$V = \eta_x u + \eta_y v, \quad (3.7)$$

$$\tau_{xx} = \frac{2\mu}{3} \left[2(\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta) - (\xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta) \right], \quad (3.8)$$

$$\tau_{yy} = \frac{2\mu}{3} \left[2(\xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta) - (\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta) \right], \quad (3.9)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left[(\xi_y u_\xi + \eta_y u_\eta) + (\xi_x v_\xi + \eta_x v_\eta) \right], \quad (3.10)$$

$$\beta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \frac{1}{\gamma - 1} \left(\frac{\mu_\ell}{Pr_\ell} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \left(\xi_x \frac{\partial a^2}{\partial \xi} + \eta_x \frac{\partial a^2}{\partial \eta} \right), \quad (3.11)$$

$$\beta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + \frac{1}{\gamma - 1} \left(\frac{\mu_\ell}{Pr_\ell} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \left(\xi_y \frac{\partial a^2}{\partial \xi} + \eta_y \frac{\partial a^2}{\partial \eta} \right). \quad (3.12)$$

У рівняннях (3.2–3.12) прийняті такі позначення: u, v – компоненти вектора швидкості в напрямках x, y ; e – повна енергія одиниці об’єму газу; a – швидкість звуку; γ – співвідношення питомих теплоємностей; μ_ℓ, μ_t (Па·с) – динамічні коефіцієнти молекулярної й турбулентної в’язкості; $\mu = \mu_\ell + \mu_t$ – динамічний коефіцієнт «ефективної» в’язкості; Re – число Рейнольдса; $Pr_\ell = 0,72$, $Pr_t = 0,9$ – числа Прандтля для ламінарного й турбулентного режимів течії відповідно.

Система рівнянь (3.2) доповнюється рівнянням стану:

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2). \quad (3.13)$$

Метричні коефіцієнти та якобіан перетворення координат, що входять до (3.2) – (3.13), визначаються зі співвідношень:

$$\xi_y = -Jx_\eta, \quad (3.14)$$

$$\eta_x = -Jy_\xi, \quad \eta_y = Jx_\xi, \quad (3.15)$$

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta)}{\partial(x, y)} = \begin{vmatrix} \xi_x & \xi_y \\ \eta_x & \eta_y \end{vmatrix}. \quad (3.16)$$

Основною складністю при використанні числових методів є проблема турбулентності. Методи моделювання турбулентних течій з певною мірою умовності можна розділити на три групи: підходи, що базуються на використанні осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса (Reynolds Averaged Navier – Stokes – RANS); два класичних підходи – пряме числове моделювання турбулентності (Direct Numerical Simulation – DNS) і метод моделювання великих вихорів (Large Eddy Simulation – LES); гібридні підходи, що спираються на спільне використання RANS і LES підходів для різних областей течії [130].

На сьогодні найпоширенішими підходами є методи, що базуються на використанні осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса (Reynolds Averaged Navier – Stokes – RANS). Вони замикаються за допомогою тієї або іншої напівемпіричної моделі турбулентності.

У праці [131] проведено дослідження впливу вибору моделі турбулентності на точність чисельних розрахунків аеродинаміки екранного ефекту прямокутного 3D-крила з поперечним перерізом NACA0012. Розглянуто три найпопулярніші серед дослідників моделі турбулентності: $k-\epsilon$, $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport – перенесення дотичних напружень) та Спаларта – Аллмараса (Spalart Allmaras). Результати тестування показали, що за $\bar{h} \geq 0,1$ вплив моделі турбулентності на точність чисельних результатів не суттєвий для всіх розглянутих кутів атаки. Використання моделі $k-\epsilon$ доцільно за від'ємних кутів атаки і $\bar{h} < 0,1$.

Класичні вихрові підходи є найдосконалішими. Це пряме числове моделювання турбулентності (Direct Numerical Simulation – DNS) і метод моделювання великих вихорів (Large Eddy Simulation – LES). Метод DNS базується на безпосередньому прямому числовому розв'язуванні

тривимірних нестационарних рівнянь Нав'є – Стоксу з розрізненням всіх просторово-часових масштабів турбулентності. Цей метод ґрунтується на фізичних принципах аеродинаміки і повністю вільний від емпіричних припущень. Проте на сьогодні такі методи потребують надзвичайно великих обчислювальних ресурсів, що ускладнює їх широке застосування навіть попри значний прогрес у розвитку сучасної обчислювальної техніки.

У межах методу LES рівняння розв'язуються безпосередньо після їх попередньої просторової фільтрації. Це дозволяє виключити з розгляду частину просторово-часових масштабів. Проведена операція дозволяє значно понизити вимоги до просторово-часового розрізнення. Таким чином, понижуються вимоги до необхідних обчислювальних ресурсів. Для урахування впливу відфільтрованих («підсіткових») масштабів турбулентності притягуються ті або інші напівемпіричні моделі.

В науковій літературі для підкреслення кардинальних відмінностей методу LES від підходів, що використовуються для замикання RANS, їх називають «підсітковими».

До третьої групи відносять гібридні підходи, що спираються на спільне використання RANS і LES підходів в різних областях течії. Вони є найпоширенішими для практичного використання з огляду на можливість обчислювальної техніки. Водночас однозначних рекомендацій щодо вибору моделі турбулентності під час вивчення екранного ефекту наразі немає. Порівняльний аналіз моделей $k-\omega$ SST і Спаларта – Аллмараса, які найчастіше використовуються в літературі, виконано у праці [132] для аеродинамічного профілю S814 в необмеженому потоці. Результати аналізу показали, що модель Спаларта – Аллмараса краще показала себе за невеликих кутів атаки, тоді як $k\omega$ Shear Stress Transport показала найкращі результати при вищих кутах атаки.

У разі польоту в обмеженому потоці завдання ускладнюється. Наприклад, у вищезгаданій праці [131] для розрахунку екранного ефекту віддається перевага моделі $k\epsilon$. У праці [133] добре себе зарекомендувала модель $k-SST$, а результати роботи [134] стверджують, що розрахунки за SST-моделлю є найближчими до експериментів з визначення коефіцієнта підйомної сили, проте моделі Спаларта – Аллмараса і $k-\omega$

SST кращі порівняно зі стандартною моделлю $k-\omega$ у прогнозуванні сили опору. Автори [135] на основі власних оцінок віддають перевагу саме $k-\omega$ SST під час розрахунку впливу екранного ефекту на аеродинамічні характеристики.

Отже, розрахунок турбулентних течій і на сьогодні залишається однією з найскладніших проблем, а надійне передбачення характеристик турбулентних потоків, що становлять практичний інтерес, як і раніше, є швидше винятком, ніж правилом, що пояснюється винятковою складністю турбулентності як фізичного явища. Загалом можна стверджувати, що вибір моделі турбулентності залежить від конкретного завдання та потребує тестування.

Побудова розрахункової області і розрахункової сітки є однією з ключових в обчислювальній аерогідромеханіці. Гідродинамічні особливості: турбулентність, неоднорідність пограничного шару, явища зриву потоку тощо, вимагають від дослідника дуже ретельного ставлення до препроцесингу, зокрема до розмірів сітки. Це обумовлює певне завдання оптимізації, оскільки великі розміри комірок створюють передумови, за яких сіткова модель «не спіймає» ефекти турбулентності, які мають досить маленький масштаб. Водночас надто дрібна сітка у всій розрахунковій області вимагає значних обчислювальних ресурсів, що може становити проблему з позиції реалістичності реалізації. Отже, загальноприйнятим є підхід, коли сітка є нерівномірною в розрахунковій області і подрібнюється на тих ділянках, де очікуються значні градієнти шуканих величин.

В нашому випадку сітка має подрібнюватися біля поверхні аеродинамічного профілю, при цьому використовується визначення в'язкого підшару, де має місце значний градієнт швидкості. На поверхні профілю розрахункова сітка подрібнювалась у такий спосіб, щоб у межах в'язкого підшару було щонайменше 10–12 вузлів розрахункової сітки. Товщина в'язкого підшару у⁺ визначалася як

$$y^+ = \frac{u_\tau \Delta y_1}{\nu},$$

де $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ – швидкість тертя;
 $\tau_w = 0.5 C_f \rho V^2$ – пристінне дотичне напруження;
 $C_f = \frac{0.058}{Re^{0.2}}$ – коефіцієнт поверхневого тертя;
 Δy_1 – абсолютна відстань до стінки;
 ν – кінематична в'язкість;
 Re – число Рейнольдса.

Найпоширенішим методом, що наразі використовується в CFD-технологіях для дискретизації розрахункової області і побудови дискретної моделі, є метод скінченних елементів (МСЕ). Метод скінченних елементів розроблявся як спеціалізована інженерна процедура для розрахунку напружень та зміщень конструкцій у будівельній механіці, саме тому багато термінів (матриця жорсткості, функції форми, вектор навантажень тощо) мають походження з механічної предметної області. Згодом цей метод поширився на розв'язання задач в інших предметних областях, у т.ч. гідроаеродинаміці.

Попри те що МСЕ значно складніший у реалізації та потребує більших обчислювальних ресурсів ніж метод скінчених різниць, цей підхід має низку суттєвих переваг. Зокрема, цей метод дозволяє проводити розрахунки в областях довільної форми без додаткових перетворень вихідних рівнянь, при цьому дослідник може ущільнювати розрахункову сітку в областях з високими градієнтами шуканої функції, що дозволяє підвищити точність розрахунків.

Слід зазначити, що побудова скінченно-елементної моделі може бути досить складним завданням. Саме відсутність алгоритмів розбиття області на рівносторонні елементи тривалий час заважала широкому використанню МСЕ. Але на сьогодні це завдання розв'язане, зокрема розроблена низка алгоритмів тріангуляції (розбиття на трикутники) області, що дозволяє повністю автоматизувати процедуру обчислень.

Нині переважна більшість сучасних обчислювальних пакетів ґрунтується на використанні методу скінчених елементів, який є гнучкішим з позиції апроксимації складних геометричних областей. Зокрема, комплекс ANSYS є багатоцільовим скінченноелементним пакетом програм

для проведення аналізу широкого кола інженерних задач з міцності, електромагнетизму, теплофізики, динаміки рідини та газу. До пакета включено модулі розрахунку задач з аерогідромеханіки (найчастіше використовують ANSYS Fluent, CFX), які дозволяють виконувати моделювання стаціонарних і нестаціонарних, стиснутих і нестиснутих ламінарних і турбулентних потоків. Процеси генерації розрахункових сіток, роботи обчислювального ядра – солвера, візуалізації результатів розрахунку є повністю автоматизованими, що дозволяє максимально зручно й ефективно проводити числові експерименти. Саме цей прикладний пакет використовувався в більшості числових досліджень аеродинаміки WIG-суден.

Для конкретної задачі аеродинаміки WIG-апаратів й однозначного розв’язання системи (3.2) – (3.13) потребується завдання межових умов. У разі розв’язання задачі обтікання аеродинамічного профілю над екраном використовуємо такі умови.

На поверхні аеродинамічного профілю задаємо умови «прилипання»: рівності нуля компонент вектора швидкості $\mathbf{V} = 0$. На вхідній межі задаються параметри набігаючого потоку, на вихідній межі ставляться «м’які» умови (умови Неймана). На зовнішній межі розрахункової області задаються умови незбуреного потоку. На поверхні екрана в цій роботі задається умова симетрії. Така постановка межевої умови ґрунтується на підході «дзеркального відбиття» моделі профілю, що дає змогу запобігти ефекту утворення нефізичного примежового шару на поверхні екрана, який не буде виникати в разі реального польоту крила над поверхнею.

3.2. Алгоритм дослідження аеродинаміки профілю на основі методу дискретних вихорів

Експлуатація надводного літального апарату з динамічним принципом підтримки передбачає, що підстильна поверхня може мати криволінійний рельєф, що обумовлено наявністю хвиль. Основним механізмом генерації хвиль є вітер, отже, вітрові хвилі – це поверхневі хвилі, що виникають на вільній поверхні хвилі.

Аеродинаміка профілю крила поблизу хвилястої поверхні вивчена набагато менше за аналогічний рух над плоскою поверхнею. Наявні алгоритми розрахунку [135–138] на основі числового розв’язання системи рівнянь Нав’є – Стокса за методом скінченних елементів характеризуються складністю постановки, збільшенням кількості визначальних параметрів, що ускладнює процедуру побудови розрахункової сітки та потребує значних обчислювальних ресурсів. На відміну від плоскої поверхні в цьому випадку немає можливості використовувати метод дзеркального відображення моделей через наявність хвиль. Очевидно, що за такого режиму аеродинамічні характеристики будуть мати нестационарний характер і коливатимуться залежно від положення профілю відносно гребенів хвиль. В загальному випадку може існувати також курсовий кут: кут у горизонтальній площині між напрямком руху судна і нормаллю до синусоїдальної хвилі. В цьому дослідженні цей параметр не розглядається.

Розглянемо алгоритм на основі методу дискретних вихорів, що надалі буде використаний для числового дослідження аеродинамічних характеристик профілю крила, що рухається над криволінійною поверхнею.

Нехай тіло перебуває в однорідному потоці нев’язкої рідини під кутом атаки α до вектора незбуреної швидкості U_0 . Течія передбачається нестационарною. В загальному випадку тіло може рухатись зі швидкістю $\vec{V}$ та обертатися з кутовою швидкістю $\vec{\Omega}$. Якщо позначити вектор абсолютної швидкості руху частинки рідини через $\vec{W}$, швидкості цієї точки тіла (x_i, y_i) позначити як $\vec{W}^*$, а $\vec{n}$ – нормаль до поверхні тіла, то умова непротікання буде писатися

$$(\vec{W} - \vec{W}^*) \times \vec{n} = 0, \quad (3.17)$$

де $\vec{W} = \vec{i}(U_0 \cos \alpha + W_x^1) + \vec{j}(U_0 \sin \alpha + W_y^1)$;
 W_x^1, W_y^1 – складники збуреної швидкості;
 $\vec{W}^* = \vec{V} + \vec{\Omega} \times \vec{r}_i = \vec{i}(V_x - \Omega y_i) + \vec{j}(V_y + \Omega x_i)$;
 $\vec{n} = \vec{i} \cos(n, x) + \vec{j} \cos(n, y)$.

Введемо безрозмірні значення швидкостей: абсолютної – $w = W/U_0$; відносної – $w_0 = W_0/U_0$; переносної – $w^* = W^*/U_0$; збуреної – $w^I = W^I/U_0$; кутової – $\omega = \Omega b/U_0$; швидкість руху тіла – $v = V/U_0$; а також безрозмірні координати $x = x/b$, $y = y/b$ (b – характерний розмір тіла, в наступних викладках будемо опускати риску над значеннями безрозмірних координатних змінних).

Використовуючи безрозмірні величини, межові умови (1), запишемо

$$w_x^I \cos(n, x) + w_y^I \cos(n, y) = \omega [x_i \cos(n, y) - y_i \cos(n, x)] + v_x \cos(n, x) + v_y \cos(n, y) - \cos \alpha \cos(n, x) - \sin \alpha \cos(n, y). \quad (3.18)$$

Якщо рівняння поверхні тіла виразити залежністю $y = f(x)$, то

$$\cos(n, x) = -\frac{df/dx}{\sqrt{1 + (df/dx)^2}}, \quad (3.19)$$

$$\cos(n, y) = \frac{1}{\sqrt{1 + (df/dx)^2}}. \quad (3.20)$$

Тоді рівняння (3.18) з урахуванням (3.19), (3.20) у пов'язаній з тілом системі координат набуде вигляду:

$$w_y^I - w_x^I \frac{df_i}{dx} = \omega x_i + v_y - \sin \alpha + (\omega y_i - v_x + \cos \alpha) \frac{df_i}{dx}. \quad (3.21)$$

Згідно з методом дискретних вихорів, вплив тіла на незбурений потік рідини замінюється дією на нього системи дискретних вихорів $\Gamma_j, j=1,2,\dots,N$, розміщених на тілі, та вільних вихорів сліду $G_k, k=1,2,\dots,K$.

Отже, математичне моделювання обтікання тіла методом дискретних вихорів полягає у визначенні циркуляцій приєднаних дискретних вихорів, за якими може бути розрахована величина швидкості та тиску в будь-якій точці площини течії та поверхні тіла.

Позначимо безрозмірні компоненти швидкості від j -го вихору
одиничної інтенсивності в i -й контрольній точці

$$u_{xji} = -\frac{1}{2\pi} \frac{y_j - y_i}{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2}, \quad (3.22)$$

$$u_{yji} = \frac{1}{2\pi} \frac{x_j - x_i}{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2}. \quad (3.23)$$

Тоді

$$w_x^I = \sum_{j=1}^N \Gamma_j u_{xji} + \sum_{k=1}^K G_k u_{xki}, \quad (3.24)$$

$$w_y^I = \sum_{j=1}^N \Gamma_j u_{yji} + \sum_{k=1}^K G_k u_{yki}. \quad (3.25)$$

Підставляючи вирази (3.24), (3.25) в (3.21), одержимо

$$\begin{aligned} \sum_{j=1}^N \Gamma_j \left(u_{yji} - u_{xji} \frac{df_i}{dx} \right) &= \omega x_i + v_y - \sin \alpha + \\ &+ (\omega y_i - v_x + \cos \alpha) \frac{df_i}{dx} - \sum_{k=1}^K G_k \left(u_{yki} - u_{xki} \frac{df_i}{dx} \right). \end{aligned} \quad (3.26)$$

Згідно з теоремою Томсона, циркуляція швидкості по замкнутому контуру, який охоплює тіло та його аеродинамічний слід, є величиною сталою. Тоді система рівнянь (3.26) буде записана

$$\begin{aligned} \sum_{j=1}^N \Gamma_j \left(u_{yji} - u_{xji} \frac{df_i}{dx} \right) + c &= \omega x_i + v_y - \sin \alpha + \\ &+ (\omega y_i - v_x + \cos \alpha) \frac{df_i}{dx} - \sum_{k=1}^K G_k \left(u_{yki} - u_{xki} \frac{df_i}{dx} \right), \end{aligned} \quad (3.27)$$

$$\sum_{j=1}^N \Gamma_j = F - \sum_{k=1}^K G_k. \quad (3.28)$$

В системі рівнянь (3.27), (3.28) перші N рівнянь виражають умову непротікання на поверхні тіла в контрольних точках, а останнє – теорему Томсона. Як видно, одержана система рівнянь є перевизначеною, оскільки в ній кількість рівнянь на одне більше за кількість невідомих. Для виключення вказаного перевизначення введена регулівна змінна c , яка при збільшенні N зменшується як $1/N$.

Математичне моделювання впливу водної поверхні.

Вплив водної поверхні моделюється за допомогою допоміжної вихрової системи. Як основна, так і допоміжна вихрова система складається із сумарних дискретних вихорів Γ_j, Γ_j^z , розміщених на поверхні тіла та вільних дискретних вихорів $\Delta_1, \Delta_2, \dots, \Delta_K$ аеродинамічного сліду. Циркуляції відповідних дискретних вихорів цих систем рівні за величиною та протилежні за знаком. Рух вільних дискретних вихорів обох вихрових систем у часі проходить у напрямку паралельному водній поверхні. При такій схематизації за напрямом течії для вихрових систем автоматично в будь-який момент часу виконується умова непротікання на поверхні профілю та водної ділянки.

Система алгебраїчних рівнянь для визначення невідомих циркуляцій приєднаних дискретних вихорів аналогічна системам (3.27), (3.28). Відмінним є те, що безрозмірні функції u_x^I та u_y^I обчислюються з урахуванням наявності дискретних вихорів дзеркально відображеної вихрової системи

$$\begin{aligned} u_x^I &= u_x(x_j, y_j, x_i, y_i) - u_x(x_j^I, y_j^I, x_i^I, y_i^I), \\ u_y^I &= u_y(x_j, y_j, x_i, y_i) - u_y(x_j^I, y_j^I, x_i^I, y_i^I) \end{aligned} \quad (3.29)$$

Відповідно до закону Біо – Савара компоненти швидкості для одиничного вихору від основної та дзеркально відображеної вихрової системи будуть

$$u_{xji}^I = -\frac{1}{2\pi} \left[\frac{y_j - y_i}{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2} + \frac{y_j^I - y_i}{(x_j^I - x_i)^2 + (y_j^I - y_i)^2} \right], \quad (3.30)$$

$$u_{yji}^I = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{x_j - x_i}{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2} + \frac{x_j^I - x_i}{(x_j^I - x_i)^2 + (y_j^I - y_i)^2} \right],$$

де x_j, y_j, x_j^I, y_j^I – координати вихору в основній та дзеркально відображеній системах;

x_i, y_i – координати контрольних точок.

Координати вихорів дзеркально відображеної системи визначаються за формулами:

$$\begin{aligned} x_j^I &= x_j \cos 2\alpha + y_j \sin 2\alpha + 2(\bar{h} + \sin \alpha) \sin \alpha, \\ y_j^I &= x_j \sin 2\alpha - y_j \cos 2\alpha + 2(\bar{h} + \sin \alpha) \cos \alpha \end{aligned} \quad (3.31)$$

Система рівнянь для визначення циркуляцій дискретних вихорів запишеться

$$\begin{aligned} \sum_{j=1}^N \Gamma_j \left(u_{yji}^I - u_{xji}^I \frac{df_i}{dx} \right) + c &= \omega x_i + v_y - \sin \alpha + \\ + (\omega y_i - v_x + \cos \alpha) \frac{df_i}{dx} - \sum_{k=1}^K G_k \left(u_{yki}^I - u_{xki}^I \frac{df_i}{dx} \right), \end{aligned} \quad (3.32)$$

$$\sum_{j=1}^N \Gamma_j = F - \sum_{k=1}^K G_k. \quad (3.33)$$

За наявності підстильної поверхні, яка не є площиною, а є водною поверхнею, не використовується метод дзеркального відображення моделей через наявність хвиль, тобто водна поверхня має викривлений профіль. У цьому випадку пропонується ввести вихрову модель водної поверхні.

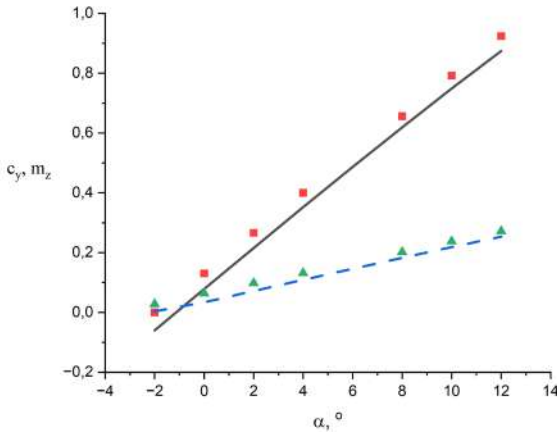
Отже, система рівнянь для визначення циркуляцій дискретних вихорів для аеродинамічного профілю та водної поверхні запишеться

$$\sum_{j=1}^N \Gamma_j \left(u_{yji}^I - u_{xji}^I \frac{df_i}{dx} \right) + c = \omega x_i + v_y - \sin \alpha + (\omega y_i - v_x + \cos \alpha) \frac{df_i}{dx} - \sum_{k=1}^{K1} G_k \left(u_{yki}^I - u_{xki}^I \frac{df_i}{dx} \right) - \sum_{l=1}^M Q_l \left(u_{yli}^{IW0} - u_{xli}^{IW0} \frac{df_i}{dx} \right) - \sum_{k=1}^{K2} R_k \left(u_{yki}^{II} - u_{xki}^{II} \frac{df_i}{dx} \right), \quad (3.34)$$

$$\sum_{j=1}^N \Gamma_j = F - \sum_{k=1}^K \Delta_k. \quad (3.35)$$

Система лінійних алгебраїчних рівнянь (3.34), (3.35) розв'язується відповідними методами та надає шуканий розв'язок.

Точність та достовірність моделювання за алгоритмом на основі методу дискретних вихорів проводилась шляхом порівняння результатів розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили й аеродинамічного моменту з результатами експериментальних продувок профілю крила Clark YH-12 в безмежному потоці [94]. Результати тестування наведено на рис. 3.3.



— розрахунок c_y ; $\square$ — експеримент c_y ; — розрахунок m_z ; $\blacktriangle$ — експеримент m_z

Рис. 3.3. Результати тестування алгоритму за МДВ

Як бачимо, результати розрахунку як коефіцієнта підйомної сили, так аеродинамічного моменту продемонстрували хорошу збіжність з експериментальними даними. Середні похибки становили за c_y – 12,6%, за m_z – 14,3%.

3.3. Дослідження аеродинаміки профілів різної геометрії поблизу поверхні

3.3.1. Вибір аеродинамічних профілів і тестові розрахунки

Аеродинамічні характеристики літального апарату визначаються насамперед поверхнями 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 у випадку створення малогабаритних безпілотних WIG-апаратів набуває важливого значення масштабний фактор, оскільки ефективність використання динамічної повітряної подушки залежить від абсолютних значень геометричних розмірів крила. Отже, за обмежень на геометричні розміри крила, важливим завданням є вибір форми крила, яка дозволяє найефективніше використовувати ефект наближення до поверхні.

Продуктивність крила визначається шляхом вивчення потоку навколо крила й обумовлюється формою аеродинамічного профілю. Для безмежного потоку є багато як експериментальних, так і CFD-досліджень продуктивності крил різного профілю. Наприклад, у праці [139] виконаний порівняльний аналіз аеродинамічних характеристик десяти симетричних і несиметричних аеродинамічних профілів серії NACA, які часто використовуються в авіаційній техніці й вітрових турбінах. Об'єктом дослідження праці [140] були сім профілів різних серій: CLARK Y, CLARK YH, Curtis C-72, FX 66-S-196 V1, NACA4412, NACA4415 та NACA4418, які розраховувалися в діапазоні кутів атаки від 0° до 30° . Відзначено, що коефіцієнт лобового опору зростає зі збільшенням кута атаки, а коефіцієнт підйомної сили спочатку збіль-

шувався, а потім трохи знижувався і залишався постійним. Для всіх аеродинамічних профілів це значення сягало максимальних значень у діапазоні кутів від 10° до 15° .

У праці [141] виконано порівняння продуктивності двох профілів NASA4412 і NASA23012. Шляхом обчислювального експерименту показано, що перший із цих профілів має переваги з точки зору вищої підйомної сили для всього діапазону розглянутих кутів атаки.

Загалом у літературі ґрунтовно вивчене питання аеродинаміки профілів у безмежному потоці. Водночас дані досліджень аеродинаміки профілів у безмежному потоці мають вагоме значення з точки зору попередньої оцінки їхньої якості, а також як дані для верифікації результатів моделей і результатів розрахунків аеродинаміки профілів поблизу екрана.

Під час руху поблизу поверхні завдання вибору профілю крила ускладняється, оскільки аеродинамічні коефіцієнти залежать не тільки від кута атаки, але й від відстані до поверхні. Вплив екранного ефекту на аеродинамічні коефіцієнти профілів з різних серій виконано в [124]. Були досліджені профілі NASA6409, NASA4412, Clark Y, N60R та показано, що вибір конкретної моделі суттєво впливає на характеристики WIG-апарата. Результати досліджень свідчать, що пошук оптимальної форми профілю лишається актуальним завданням, особливо в умовах польоту в безпосередній близькості до поверхні.

Профіль RAE2822 в зоні впливу екранного ефекту розглянуто у праці [142], профіль DLR-F6 на різних висотах польоту та під різними кутами атаки досліджено у праці [133]. Проте профілі цих типів більшою мірою орієнтовані на використання у високошвидкісній авіації і не є цільовими крилами для WIG-апаратів.

Розглянуті вище профілі добре зарекомендували себе в традиційній авіації та на відносно великих літальних апаратах. Для невеликих звукових безпілотних літальних апаратів літакового типу доцільно дослідити ширше коло профілів [143]. Водночас використання принципу динамічної повітряної подушки висуває додаткові вимоги до форми профілів [67]. В умовах експлуатації невеликих безпілотних літальних апаратів поблизу поверхні важливу роль відіграє масштабний фактор,

оскільки ефективна зона екранного ефекту обмежена розмірами хорди крила. Отже, для польоту в зоні впливу екранного ефекту інтерес можуть становити профілі, що мають місце у спортивній авіації, гідролітаках і планерах, безпілотних апаратах та які є перспективними з точки зору використання як крила WIG-апаратів.

До таких профілів належать, зокрема, профілі USA-35B, NACA M6, ЦАГІ-721, що суттєво відрізняються геометрією (рис. 3.4).

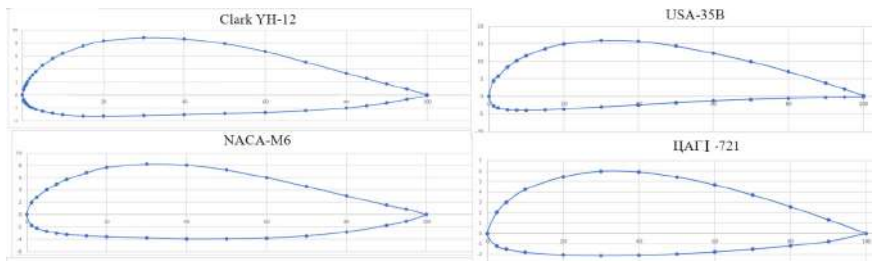


Рис. 3.4. Загальний вигляд аеродинамічних профілів

Профіль аеродинамічного крила Clark YH широко використовується в конструкціях літаків загального призначення і багато вивчається в аеродинаміці протягом багатьох років. Крило Clark YH-12 має товщину 12 % хорди, а значна частина нижньої поверхні (до 70 % хорди) є плоскою. Хоча плоска нижня поверхня є неоптимальною для польоту в обмеженому потоці, вона використовується в багатьох конструкціях WIG-крил.

Профіль NACA M6 використовується в апаратах по типу «літаюче крило» та має певну S-подібну форму. Гіпотетично такі профілі можуть бути високопродуктивними в зоні дії екранного ефекту.

Профіль USA-35B має увігнуту форму нижньої поверхні, він розроблений спеціально для спортивних літаків, а також використовується в експериментальних спортивних і рекордних літаках.

Профіль ЦАГІ-721, розроблений Центральним аерогідродинамічним інститутом, використовується в різних літальних апаратах,

включаючи безпілотні літальні апарати. Характеризується стовщенням переднього краю і плавною зміною форми від переднього до заднього краю, що сприяє зниженню вихрових опорів та дозволяє ефективно функціонувати при високих швидкостях польоту.

Розрахунок аеродинамічних характеристик виконаний на основі моделі реальної рідини з використанням програмного комплексу CFD-моделювання ANSYS Fluent. Для верифікації комп'ютерної моделі виконано порівняння результатів розрахунку аеродинамічних характеристик обраних профілів з даними числових досліджень і експериментальних продувок в аеродинамічній трубі для умов необмеженого потоку, що наведені в [75; 144] (<http://www.airfoiltools.com>). На рис. 3.5 наведено результати тестових розрахунків для зазначених профілів для числа Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^5$.

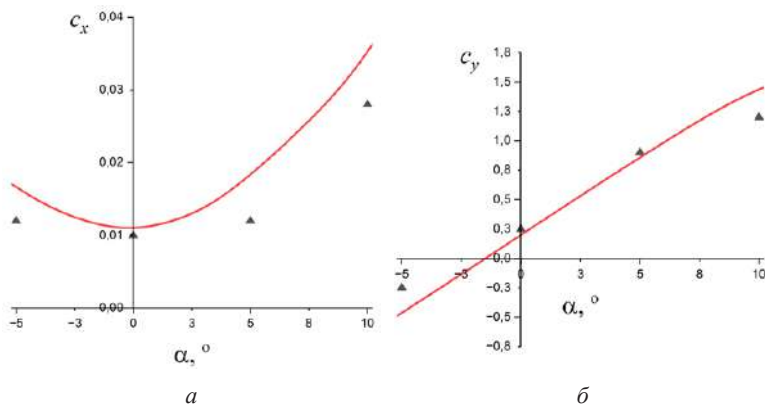
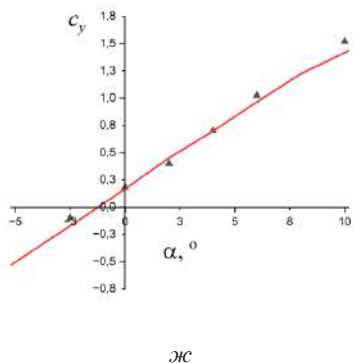
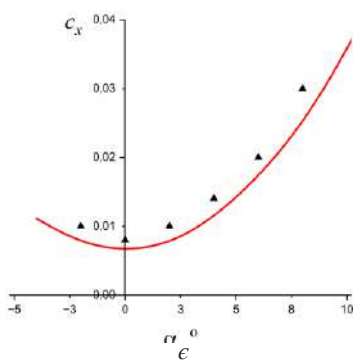
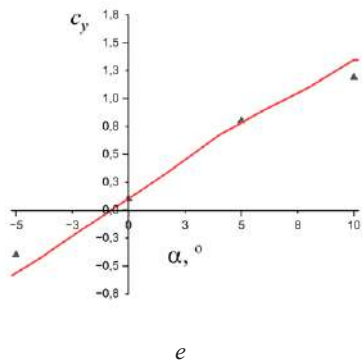
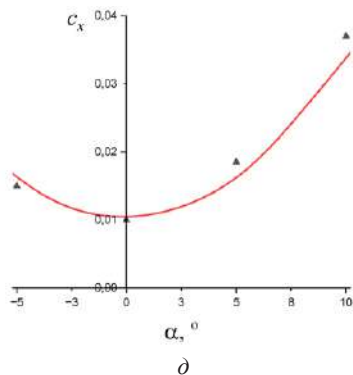
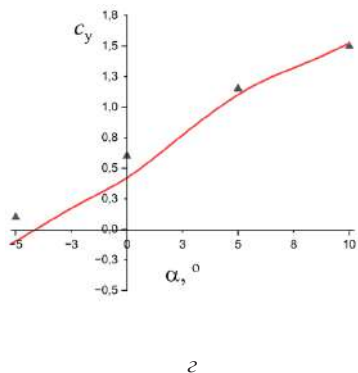
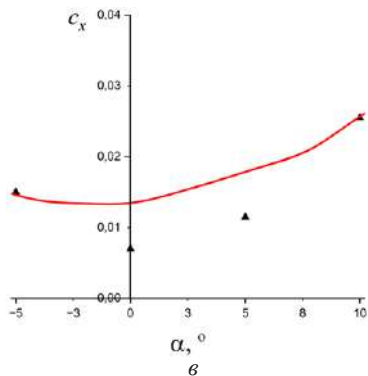


Рис. 3.5. Розраховані (суцільні лінії) і відомі (маркери) значення аеродинамічних характеристик профілів крила c_x , c_y в умовах необмеженого потоку:

a, б – Clark-YH; *в, г* – USA-35B; *д, е* – NACA M6; *є, ж* – ЦАГІ-721



Продовження рис. 3.5

Як видно з даних на рис. 3.5, поведінка графіків узгоджується з теоретичними положеннями аеродинаміки. Мінімальний коефіцієнт опору відповідає нульовому куту атаки. Опір нелінійно збільшується зі збільшенням або зменшення кута атаки. Коефіцієнт підйомної сили збільшується зі збільшенням кута атаки. Як видно, за невеликих значень кутів атаки залежність коефіцієнта підйомної сили від кута має майже лінійний характер, що притаманно для більшості відомих аеродинамічних профілів. Поведінка розрахункових графіків як для коефіцієнта опору, так і для коефіцієнта підйомної сили якісно збігається з відомими залежностями та аеродинамічною теорією профілю крила.

Для всіх чотирьох профілів має місце збіжність отриманих результатів і відомих з інших джерел. Розрахункові значення коефіцієнтів c_x та c_y у більшості випадків демонструють відповідність експериментальним даним з допустимими відхиленнями в межах від 3 % до 20 %. При цьому для всіх профілів у діапазоні кутів атаки $0^\circ - 6^\circ$ середнє відхилення становило приблизно 2–3 %. Більші розбіжності на великих кутах атаки пояснюються нестабільністю примежового шару за таких кутів і можливими ефектами зриву потоку. За всіма профілями відхилення в даних, які були виявлені, перебувають у межах допустимих похибок і не впливають на загальні висновки. Розрахункові значення коефіцієнта лобового опору c_x добре узгоджуються з даними інших робіт, але є деякі відхилення на великих кутах атаки. Розрахункові значення коефіцієнта підйомної сили c_y майже повністю збігаються з даними інших робіт у діапазоні $0^\circ - 6^\circ$, що підтверджує точність розрахунків.

3.3.2. Числові дослідження аеродинамічних характеристик профілю крила та несучої системи, що рухається поблизу підстильної поверхні

У дослідженні застосовується підхід, за якого підстильна поверхня є твердою. Отже, виникає питання щодо коректності такого підходу у випадку вільної поверхні рідини. WIG-апарати, що пролітають над водною поверхнею на малій висоті, мають генерувати коливання, що може призводити до деформації вільної поверхні і впливати на аеродинаміку корабля WIG. Згідно з працями [56; 57; 145], визначальним параметром у цьому випадку є число Фруда (Fr), яке відображає співвідношення

сил інерції і гравітаційних сил. За високих швидкостей і чисел $Fr > 1$ можна вважати, що така поверхня є жорсткою і недоформівною.

Для підтвердження коректності такого підходу був проведений обчислювальний експеримент з моделювання обтікання профілю крила Clark YH-12 над вільною поверхнею води. Розрахункову область наведено на рис. 3.6.

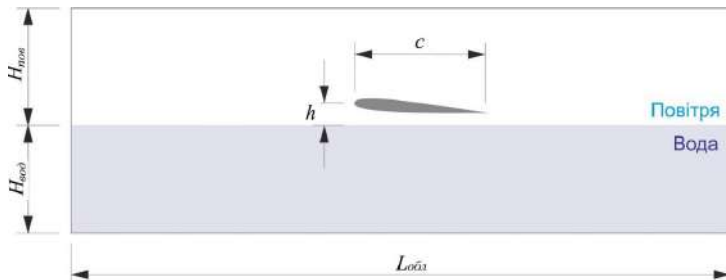


Рис. 3.6. Постановка задачі для руху профілю над вільною поверхнею

Параметри області, зображеної на рис. 3.6, такі: $L_{обл} = 14$ м, $H_{вод} = 2$ м, $H_{нов} = 2$ м, $h = 0,125$ м, $c = 1$ м, кут атаки 5° . Швидкість прийнято 60 м/с, відповідне число Фруда $Fr = 13,5$. На рис. 3.7 наведено розрахункову сітку в області, яка має значне подрібнення в області лінії інтерфейсу «вода – повітря», а також поблизу профілю крила, де формується примежовий шар і мають місце значні градієнти шуканих величин.

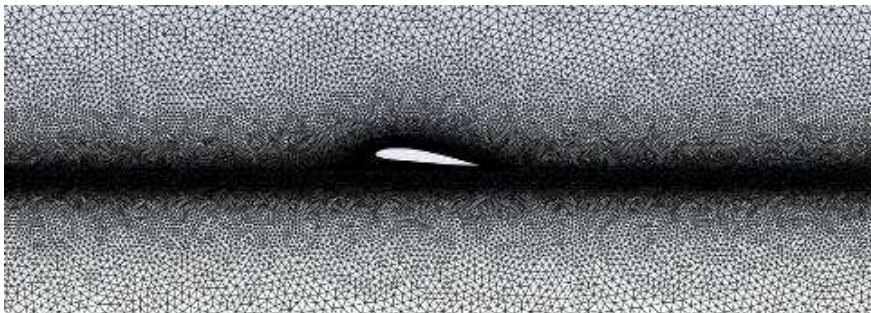
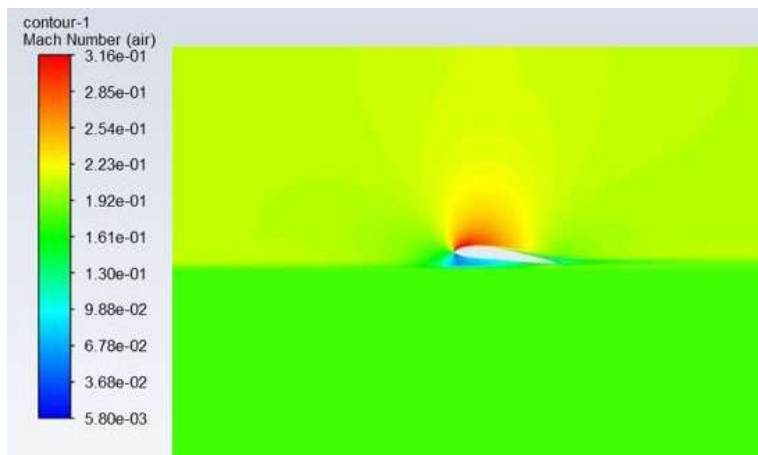
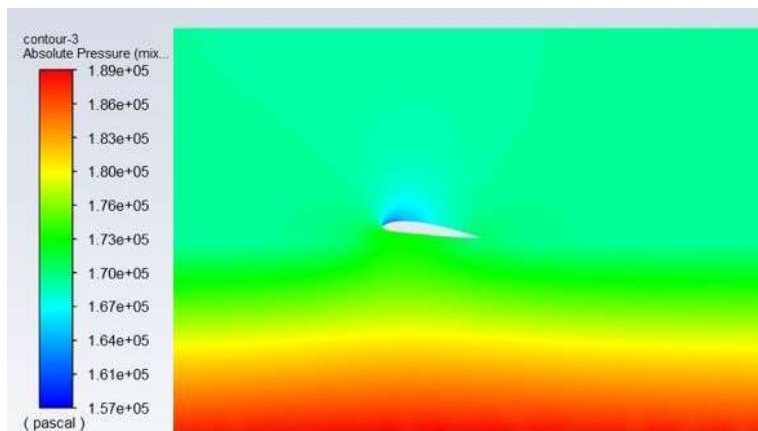


Рис. 3.7. Розрахункова сітка в області

На рис. 3.8 наведено результати моделювання полів швидкості (рис. 3.8 *а*) у вигляді контурів ліній числа Маха і тиску (рис. 3.8 *б*) в околі профілю.



a



б

Рис. 3.8. Результати розрахунку полів швидкості (*а*) і тиску (*б*)

Результати розрахунку, наведені на рис. 3.8, показують, що спостерігається дисбаланс швидкості і тиску над профілем крила і зазор між поверхнею і профілем, де формується область підвищеного тиску. Водночас за прийнятих швидкостей польоту, навіть на відносно невеликих відстанях від водної поверхні, не відбувається суттєвого деформування вільної поверхні. Отже, прийняти припущення про недоформовність поверхні може бути використано в подальших дослідженнях.

Основними факторами, що впливають на аеродинаміку профілю поблизу екрана, є кут атаки α і відносна відстань від задньої кромки крила до поверхні h . Аеродинамічна якість профілю визначається як відношення коефіцієнта підйомної сили до коефіцієнта лобового опору:

$$K = c_y / c_x.$$

Моделювання турбулентності виконано з використанням моделі SST. Числову реалізацію моделі (3.1) – (3.16) з відповідними граничними умовами проведено з використанням програмного пакета ANSYS Fluent. При цьому біля поверхні профілю розрахункова сітка подрібнювалась таким чином, щоб у межах в'язкого підшару були розташовані щонайменше 10 вузлів розрахункової сітки.

В результаті обчислювальних експериментів отримано поля тиску і швидкості під час обтікання профілів поблизу поверхні. Розрахунки проводились для таких вихідних параметрів: число $Re = 500\,000$, середня аеродинамічна хорда крила $c = 100$ мм, стандартні параметри атмосфери, в діапазоні кутів атаки від $\alpha = 0^\circ$ до $\alpha = 10^\circ$. На рис. 3.9 надано приклади результатів комп'ютерного моделювання полів тиску і векторів швидкості під час обтікання досліджуваних аеродинамічних профілів поблизу екрана за нульового кута атаки, на рис. 3.10 аналогічні поля надані за додатного кута атаки $\alpha = 6^\circ$, за відносної відстані від екрана $\bar{h} = 0,12$.

Дані на рис. 3.9 дозволяють оцінити вплив геометрії профілю на розподіл тиску навколо профілю, що рухається поблизу екрана за нульового кута атаки. Для профілів, що мають більш вгнуту форму нижньої поверхні, за наближення до екрана має місце проявлення

екранного ефекту у вигляді підвищення тиску між екраном і профілем. Найбільше це спостерігається для профілю USA-35B (рис. 3.9 в). Для профілів Clark YH-12, NACA M6, ЦАГІ-721 (рис. 3.9 а, 3.9 д, 3.9 е) за нульового кута атаки створюються умови для негативного впливу підйомної сили, оскільки спостерігається область зниженого тиску в зазорі. Це явище пояснюється проявом ефекту Вентурі, коли форма каналу, що утворюється екраном і поверхнею профілю, сприяє підвищенню швидкості потоку повітря в зазорі (рис. 3.9 б, 3.9 е, 3.9 ж), відповідно, зниженню тиску.

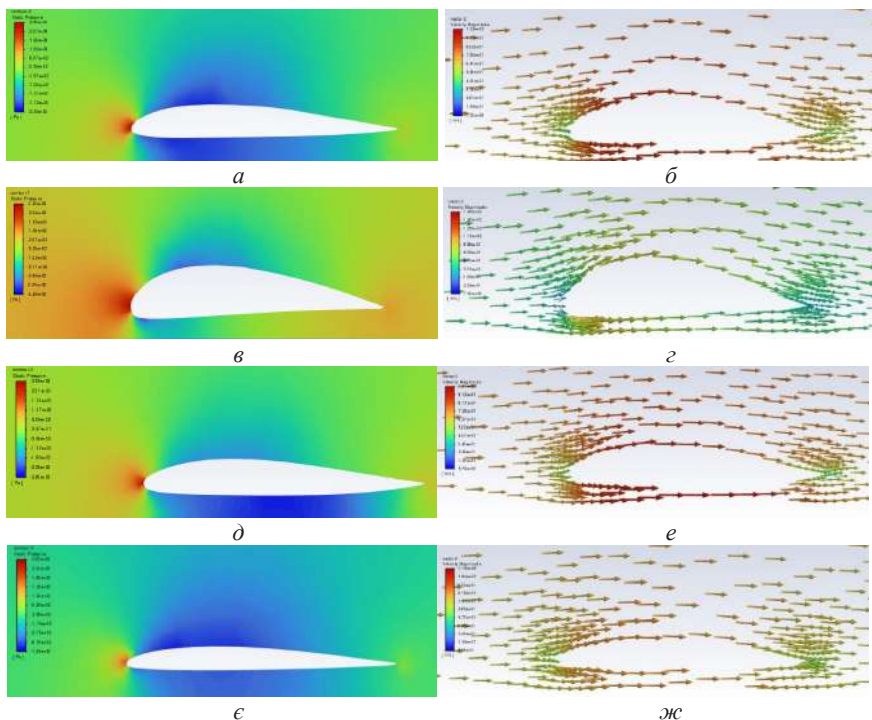


Рис. 3.9. Поля тиску (а, в, д, є) і вектори швидкості (б, г, е, ж) навколо профілів за $\alpha=0^\circ$:

а, б – Clark YH-12; в, г – USA-35B; д, е – NACA M6; є, ж – ЦАГІ-721

Порівняння результатів моделювання на рис. 3.9 і 3.10 показує, що за збільшення кута атаки відбувається перерозподіл тиску навколо профілю крила і в зазорі між профілем крила і екраном потік уповільнюється, що призводить до підвищення тиску. Цей ефект має місце для всіх розглянутих профілів (рис. 3.10).

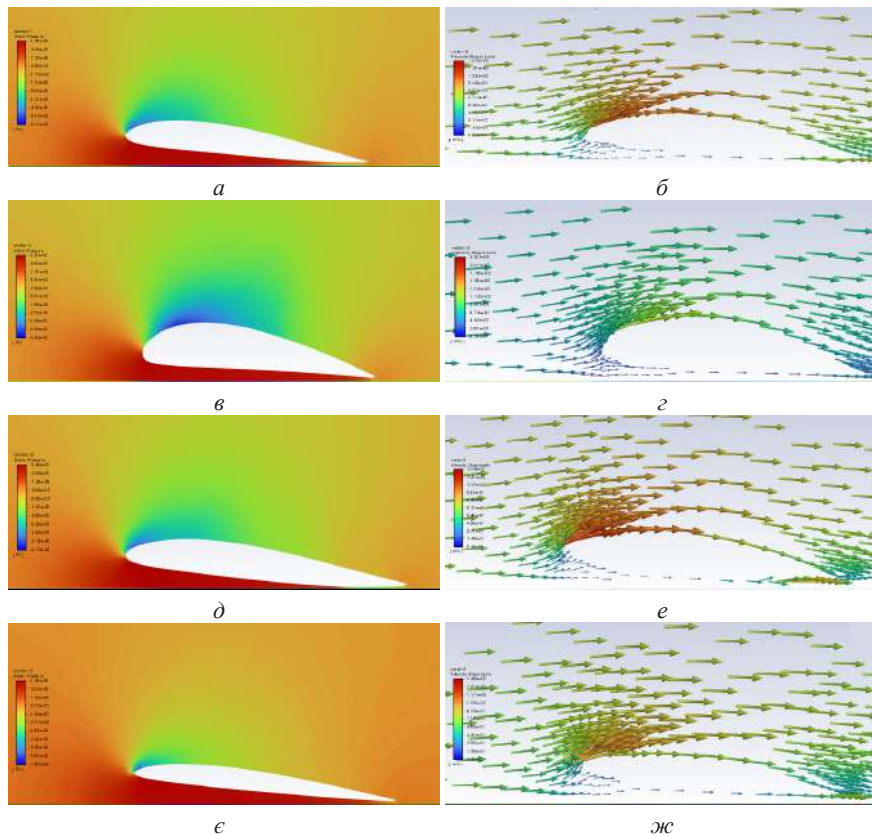


Рис. 3.10. Поля тиску (а, в, д, є) і вектори швидкості (б, г, е, ж) навколо профілів за $\alpha=6^\circ$:

а, б – Clark YH-12; в, г – USA-35B; д, ж – NACA M6; є, з – ЦАГИ-721

Загалом результати розрахунків показали, що під час наближення до поверхні і збільшенні кута атаки відбувається уповільнення потоку в зазорі між нижньою поверхнею профілю і збільшення тиску на нижній поверхні. Такий ефект мав місце для більшості розрахункових випадків, за винятком малих кутів атаки.

Результати розрахунку полів тиску і швидкості дали змогу розрахувати аеродинамічні коефіцієнти профілів. На рис. 3.11 наведено результати розрахунку коефіцієнта аеродинамічного опору для профілів залежно від відстані до поверхні $\bar{h}$ для різних кутів атаки.

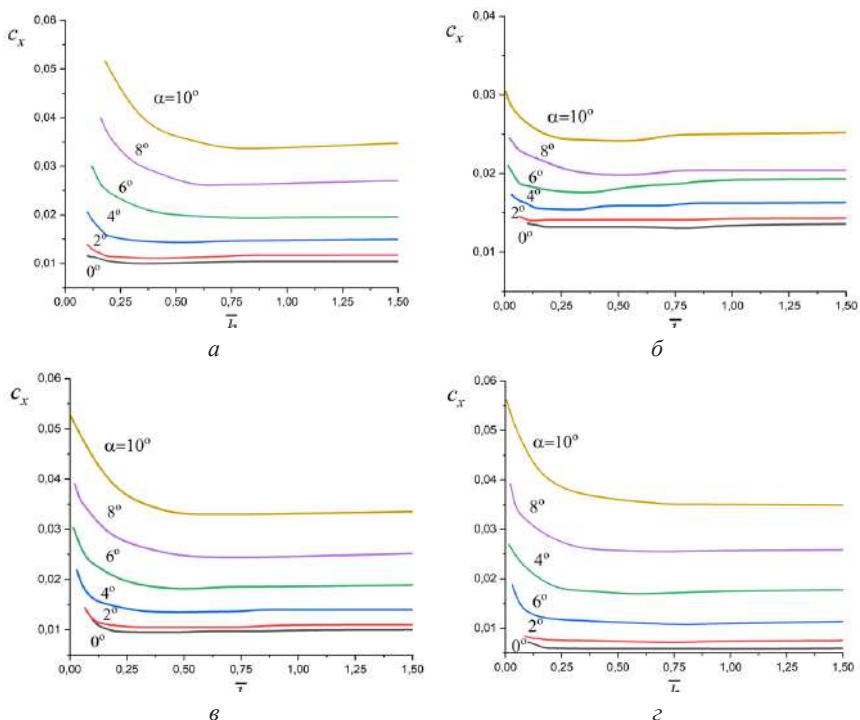


Рис. 3.11. Залежність коефіцієнтів аеродинамічного опору від відстані до екрана і кута атаки:

а – Clark YH-12; б – USA-35B; в – NACA M6; з – ЦАГИ-721

На рис. 3.12 наведено результати розрахунку коефіцієнта підйомної сили для профілів залежно від відстані до поверхні $\bar{h}$ для різних кутів атаки.

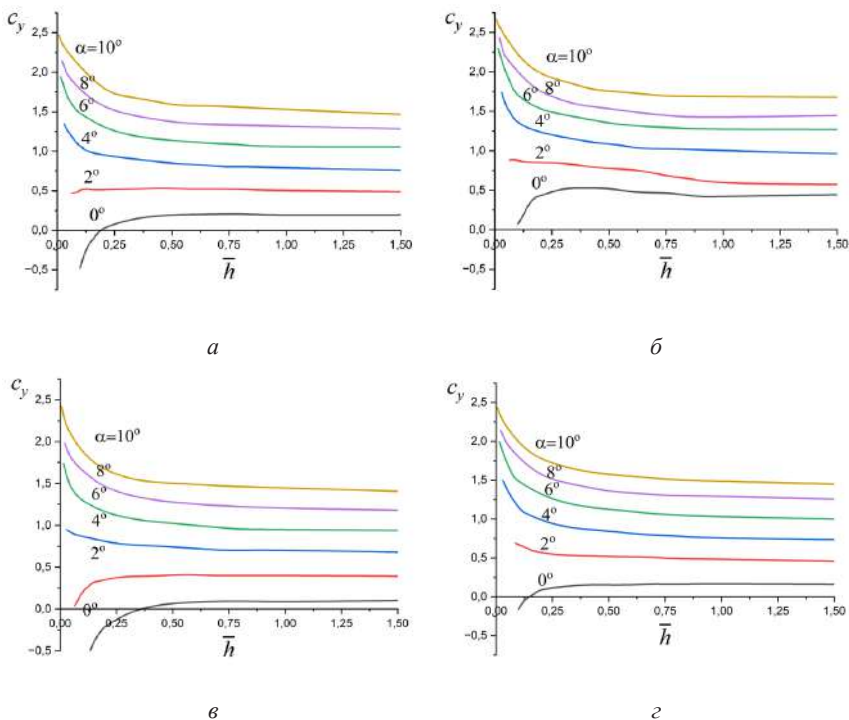


Рис. 3.12. Залежність коефіцієнтів підйомної сили від відстані до екрана і кута атаки:

a – Clark YH-12; *б* – USA-35B; *в* – NACA M6; *г* – ЦАГИ-721

Отримані значення аеродинамічних коефіцієнтів надали змогу визначити аеродинамічну якість K . На рис. 3.13 наведені результати розрахунку аеродинамічної якості профілів залежно від кута атаки для відносної відстані $\bar{h} = 0.18$.

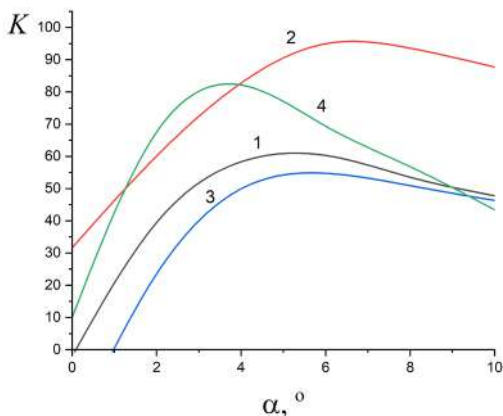


Рис. 3.13. Залежність аеродинамічної якості профілів K від кута атаки α для $\bar{h}=0,18$:

1 – Clark YH-12; 2 – USA-35B; 3 – NACA M6; 4 – ЦАГІ-721

У табл. 3.1 наведено значення максимальної аеродинамічної якості і відповідних визначальних параметрів, що отримані за результатами обробки даних на рис. 3.11, рис. 3.12. У другому стовпчику табл. 3.1 наведено значення аеродинамічної якості для умов безмежного потоку.

Таблиця 3.1

Порівняння максимальної аеродинамічної якості

Профіль	K_{∞}	$K_{\max}$	$\alpha_{\max}$	$\bar{h}_{\max}$
Clark YH-12	48	66	4°	0,03
USA-35B	65	109	6°	0,02
NACA M6	49	57	6°	0,29
ЦАГІ-721	62	88	4°	0,01

Як видно з даних, наведених у таблиці 3.1, аеродинамічна якість всіх профілів, що досліджувалися, збільшується поблизу поверхні.

3.3.2. Дослідження аеродинамічних характеристик профілю крила, що рухається над хвилястою поверхнею

Експлуатація надводного літального апарата з динамічним принципом підтримки передбачає, що підстильна поверхня буде мати криволінійний рельєф, що обумовлено наявністю хвиль. Основним механізмом генерації хвиль є вітер, отже, вітрові хвилі – це поверхневі хвилі, що виникають на вільній поверхні хвилі.

Аеродинаміка профілю крила поблизу хвилястої поверхні вивчена набагато менше за аналогічний рух над плоскою поверхнею. Наявні математичні моделі, наприклад [58; 107; 137; 145], характеризуються складністю постановки, збільшенням кількості визначальних параметрів, що ускладнює процедуру побудови розрахункової сітки, зокрема необхідність використанні рухомих сіток, та вимагає значних обчислювальних ресурсів. На відміну від плоскої поверхні в цьому випадку немає можливості використовувати метод дзеркального відображення моделей через наявність хвиль. Очевидно, що за такого режиму аеродинамічні характеристики матимуть нестаціонарний характер і коливатимуться залежно від положення профілю відносно гребенів хвиль. В загальному випадку може існувати також курсовий кут: кут у горизонтальній площині між напрямком руху судна і нормаллю до синусоїдальної хвилі. В цьому дослідженні цей параметр не розглядається.

Хвиляста водна поверхня призведе до того, що коефіцієнт підйомної сили аеродинамічного профілю буде періодично коливатися. Амплітуда коливань залежить від амплітуди хвилі, але згідно з даними [146] середні значення коефіцієнтів змінюються так само, як і у випадку з плоскою землею, коли висота польоту змінюється. Експериментальні дослідження [147] аеродинаміки профілю NASA 0015 над хвилястою землею показали, що пікові значення аеродинамічних коефіцієнтів були більшими ніж у випадку польоту над плоскою поверхнею, а тенденція варіації різних аеродинамічних коефіцієнтів не була постійною.

Для оцінювання впливу криволінійної водної поверхні розроблений алгоритм на основі методу дискретних вихорів, що був використаний для числового дослідження аеродинамічних характеристик профі-

лю крила, яке рухається над криволінійною поверхнею. Як зазначено вище такий підхід є досить ефективним для задач динаміки профілю.

На рис. 3.14 наведена схема руху профілю крила над хвилястою поверхнею. Хвиляста поверхня моделюється синусоїдальною функцією з заданими характеристиками: довжиною хвилі Λ і амплітудою хвилі A . Відстань від задньої крайки профілю крила до екрана приймалась як відстань до середньої лінії синусоїди (рис. 3.14).

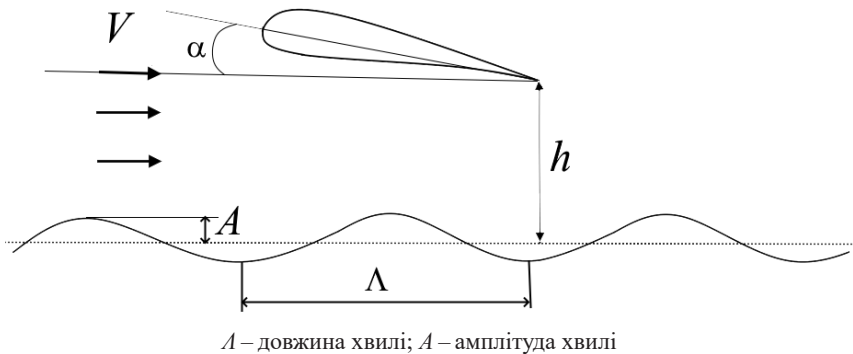


Рис. 3.14. Схема руху профілю крила над хвилястою водною поверхнею

Під час руху над хвилястою поверхнею зміна значень аеродинамічних коефіцієнтів буде залежати не тільки від параметрів хвиль і висоти польоту, але й від положення профілю відносно гребенів хвиль. Отже, постановка досліджень ускладнюється збільшенням кількості визначальних параметрів, що впливають на результат, і така задача є нестационарною.

З математичної точки зору, у разі використання моделі в'язкої рідини, потрібно враховувати не тільки рівність швидкостей на межі розділу фаз, але й рівність дотичних напружень, тобто рівність похідних

$$\mu_{нов} \frac{\partial V_{нов}}{\partial n} = \mu_{вод} \frac{\partial V_{вод}}{\partial n},$$

де $\mu_{пов}$, $\mu_{вод}$ – коефіцієнти динамічної в'язкості повітря і води відповідно;
 $V_{пов}$, $V_{вод}$ – швидкості повітря і води відповідно;
 n – нормаль до поверхні.

У разі використання методу дискретних вихорів на хвилястій поверхні ставиться примежова умова непротікання, яка в разі використання запишеться

$$(\vec{V} - \vec{V}^*) \times \vec{n} = 0,$$

де $\vec{V}_*$ – вектор швидкості частинки рідини;
 $\vec{V}$ – швидкість точки на поверхні профілю;
 $\vec{n}$ – одиничний вектор нормалі до поверхні.

Розрахунки за алгоритмом на основі методу дискретних вихорів проводились для профілю Clark YH-12. Валідація розробленого програмного коду відбувалась шляхом порівняння розрахункових результатів з результатами експерименту для випадку обтікання профілю необмеженим потоком і наведена вище у п. 3.2.

Для оцінювання впливу хвилястої поверхні на аеродинамічні характеристики проведено низку обчислювальних експериментів за таких безрозмірних параметрів: $c = 1$; $A = 0,4$; $\Lambda = 0,2\pi$. За використання методу дискретних вихорів передбачається, що встановився автономний режим обтікання і числа $Re > 10^6$. Розрахунки проводились для кутів атаки від -2° до 12° та безрозмірних відстаней від середньої лінії синусоїди до задньої крайки профілю крила від 0,5 до 12. Замість розв'язання задачі в нестационарній постановці розглянемо три положення профілів хвиль відносно профілю крила, для яких обчислювались значення коефіцієнта підйомної сили й аеродинамічного моменту.

Варіант 1: максимум хвилі перебуває на одній лінії з передньої крайкою профілю крила (рис. 3.15).

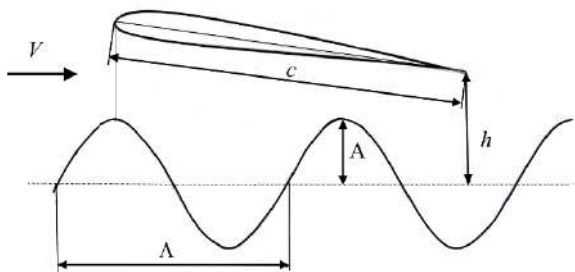
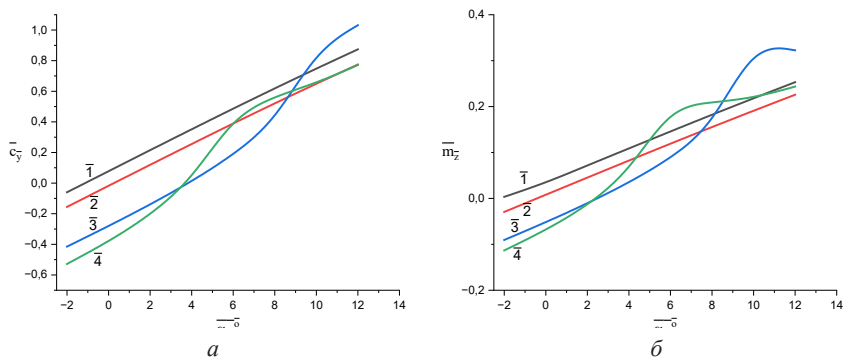


Рис. 3.15. Варіант розрахунку 1

Результати розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів для варіанта 1 наведено на рис. 3.16.



1 – $h \rightarrow \infty$; 2 – $h=4$; 3 – $h=1$; 4 – $h=0.5$

Рис. 3.16. Результати розрахунку за варіантом 1

Варіант 2: максимум хвилі перебуває на одній лінії з серединою хорди крила рис. 3.17.

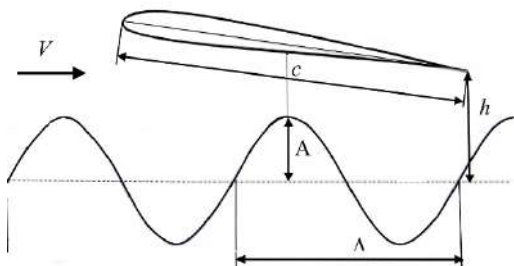


Рис. 3.17. Варіант розрахунку 2

Результати розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів для варіанта 2 наведено на рис. 3.18.

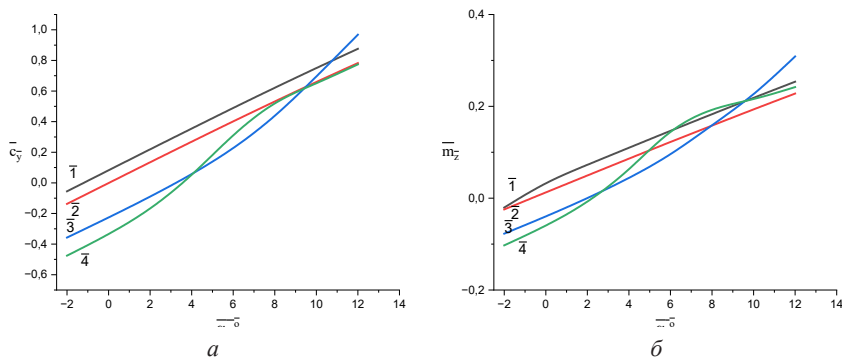


Рис. 3.18. Результати розрахунку за варіантом 2

1 – $h \rightarrow \infty$; 2 – $h = 4$; 3 – $h = 1$; 4 – $h = 0,5$

Варіант 3: максимум хвилі перебуває на одній лінії з задньою крайкою профілю крила рис. 3.19.

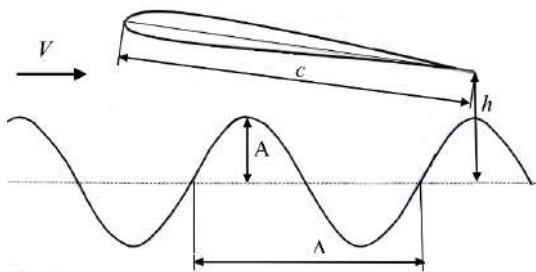


Рис. 3.19. Варіант розрахунку 3

1 – $h \rightarrow \infty$; 2 – $h = 4$; 3 – $h = 1$; 4 – $h = 0,5$

Результати розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів для варіанта 3 наведено на рис. 3.20.

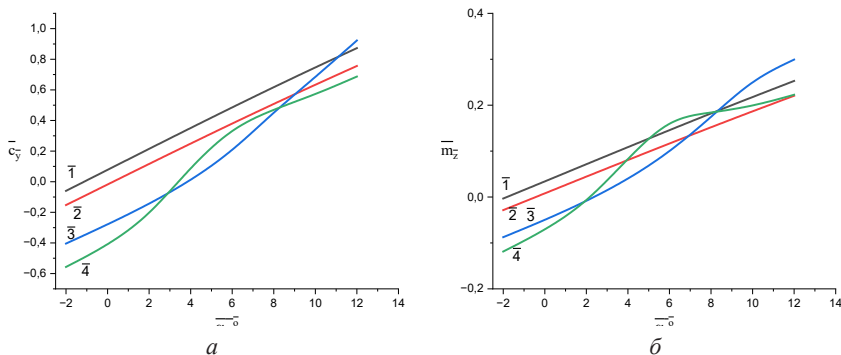


Рисунок 3.20. Результати розрахунку за варіантом 1

1 – $h \rightarrow \infty$; 2 – $h = 4$; 3 – $h = 1$; 4 – $h = 0,5$

Аналіз даних на рис. 3.16, 3.18, 3.20 показує, що за великих відстаней від екрана, залежності коефіцієнта підйомної сили й аеродинамічного моменту від кута атаки мають лінійний характер у вибраному діапазоні. Проте з наближенням до екрана ці залежності набувають

яскраво нелінійний характер і змінюються залежно від положення гребенів хвиль відносно профілю. Вплив хвиль проявляється у зменшенні коефіцієнтів підйомної сили й аеродинамічного моменту на невеликих кутах атаки порівняно зі значеннями за відсутністю впливу екрана. Використання малих кутів атаки (в розглянутому випадку $\alpha < 4^\circ$) є недоцільним внаслідок нівелювання екранного ефекту. На рис. 3.21 наведено діаграму, на якій наочно показано зміну c_y для кутів атаки $\alpha = 0^\circ$ і $\alpha = 6^\circ$.

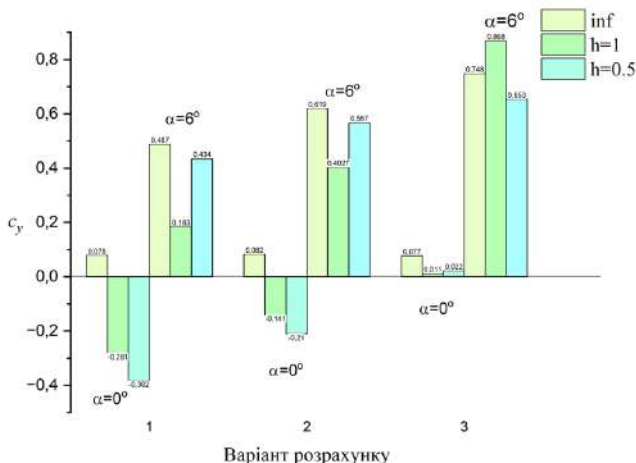


Рис. 3.21. Діаграма порівняння результатів розрахунків за різними варіантами

Залежність аеродинамічних коефіцієнтів від положення хвиль відносно профілю показує, що наявне коливання цих параметрів під час руху над поверхнею. Для використання екранного ефекту під час значних хвиль потрібно використовувати кути атаки не менше ніж 4° . Коливання коефіцієнта аеродинамічного моменту обумовлюють необхідність розробки методів стабілізації корабля. Зауважимо, що за-

низькі висоти польоту навіть за великих кутів атаки створюють ризики зіткнення з гребенями хвиль і втрати стійкості польоту.

З точки зору розробки заходів протидії негативному впливу хвилястого рельєфу підстильної поверхні на аеродинаміку екраноплана інтерес становить вплив геометрії профілю. Зокрема, в [148] показано, що передня кромка профілю має великий вплив на коливання підйомної сили. Оптимізований аеродинамічний профіль дозволяє зменшити коливання підйомної сили за рахунок зменшення міцності області низького тиску на передній кромці. Отже, дослідження аеродинаміки екранопланів над хвилястої поверхнею потребують подальших досліджень.

РОЗДІЛ 4.

ІНЖЕНЕРНА МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ЕКРАНОПЛАНА

4.1. Загальні зауваження щодо проєктування WIG-суден

Як показано в попередніх розділах нині має місце велика кількість фундаментальних робіт з вивчення екранного ефекту та застосування отриманих знань для проєктування WIG-суден. Більшість таких досліджень сфокусована на критичних для стійкості польоту апарата явищах, що виникають під час руху поблизу поверхні. Багато праць, наприклад [42; 55; 90; 137; 149], спрямовано на оптимізацію аеродинамічних схем. Водночас лише невелика кількість джерел описує методології концептуального проєктування WIG-корабля, які можуть істотно відрізнитися від звичайних літаків. Як уже зазначалося раніше, конструкція WIG-корабля більш схильна до нетрадиційних конфігурацій, має передбачити особливості зльоту – посадки, чутлива до зміни аеродинамічних параметрів під час польоту тощо. Також, як показано вище, WIG-кораблі можуть мати додаткові пристрої збільшення потужності, які не вписуються в класичні аеродинамічні схеми літаків.

Отже, хоча концептуальна дослідницька діяльність з проєктування WIG-апаратів ґрунтується на підходах, що використовуються під час проєктування літаків [150], але має також враховувати особли-

вості польоту над екраном. З одного боку, методологія проектування WIG-корабля потребує комплексного підходу до визначення проектних параметрів, з іншого боку, вона має бути реалістичною з позиції використання в інженерній практиці.

У праці [151] пропонується використовувати метод аналізу обмежень для початкових оцінок критичних параметрів літального WIG-апарата, які безпосередньо впливають на його експлуатаційні можливості, та який може бути успішно поєднаний з методологією визначення розмірів для нетрадиційних літаків. Визначення таких параметрів базується на двох найважливіших співвідношеннях: навантаження на крило G/S і відношення тяги до ваги P/G , які визначають розміри планера й параметри силової установки відповідно. Для аналізу будуватиметься діаграма, на якій визначаються прийнятна і неприйнятна області проектування (рис. 4.1).

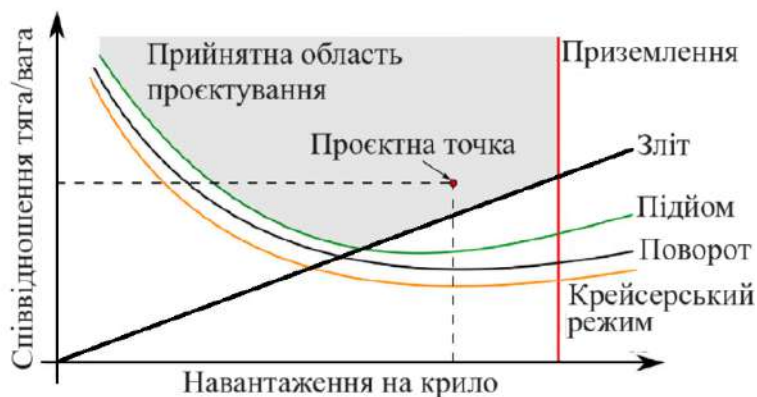


Рис. 4.1. Схематичне зображення діаграми обмежень [151]

Прийнятна, або допустима, область визначається комбінаціями G/S і P/G , за яких апарат може мати необхідні експлуатаційні характеристики. Ці обмеження виводяться за допомогою рівнянь руху для кожного режиму польоту апарата: зліт, набір висоти, крейсерський режим,

стійкий поворот і посадка. Перетин цих обмежень створює прийнятну область проектування (на рис. 4.1 це область з заливкою кольором).

Розрахунок G/S і P/G ґрунтується на визначенні вагових та геометричних і відповідно розрахованих аеродинамічних характеристиках. Зробимо декілька загальних зауважень щодо основних конструктивних елементів WIG-судна, що впливають з раніше наведених досліджень. Конструкція крила визначається формою плану і формою поперечного перерізу – профілю. Кожен із цих параметрів впливає на аеродинамічну поведінку й характеристики судна. Як відзначалося в першому розділі, найпоширенішими конфігураціями форми крила WIG-судна є дельтаподібне, прямокутне і тандемне. Дельтаподібне крило, або крило Ліппіша, є основною формою для WIG-апаратів, оскільки має властивість автостабілізації в зоні впливу екранного ефекту.

Ефективний діапазон висот для польоту на динамічній подушці значною мірою залежить від хорди крила. Конструкція літального WIG-апарата повинна мати відносно велику довжину хорди, а для збереження площі поверхні їм потрібне низьке співвідношення сторін. Співвідношення сторін літальних WIG-апаратів зазвичай становить від 1 до 5, тоді як звичайні літаки мають співвідношення сторін від 5 до 34. Більший діапазон висот досягається вищим співвідношенням сторін, що дозволяє покращити маневреність. Крило, що використовує екранний ефект має більший аеродинамічний момент, ніж крило, що працює у вільному потоці. Отже, зусилля проєктантів мають бути спрямовані на зменшення цього ефекту.

WIG-апарати зазвичай мають збільшене хвостове оперення для подолання значного аеродинамічного моменту, що виникає на крилах під час екранного ефекту. На перших машинах конструктори робили хвостове оперення до 50% площі крила і розташовували його за межами впливу екрана. Проте велике хвостове оперення збільшує аеродинамічний опір і вагу конструкції, що знижує загальну ефективність літального апарата. Віддалення хвостового оперення від основного корпусу літального апарата також зменшує ефективність. Нині хвостове оперення екранопланів не перевищує 30% від площі основного крила.

Конструкція фюзеляжу корпусу повинна бути спроектована так, щоб мінімізувати опір води, а отже зменшити час, необхідний для розбігу, і підвищити низькошвидкісну продуктивність судна. Тому фюзеляж і корпус більшості відомих WIG-суден має форму гідролітака. Проте форма фюзеляжу визначається призначенням літального апарата. Для безпілотних літальних апаратів, що стартують не з води, корпус може мати іншу форму, яка забезпечує мінімальний аеродинамічний опір.

Окрім особливостей конструктивних елементів проєктувальники мають також враховувати особливості польоту поблизу поверхні. Наприклад, у зв'язку з тим, що екранний ефект, як було показано раніше, має виражений характер за невеликих кліренсів, необхідно щоб судно набирало більшу висоту перед поворотом задля уникнення контакту з водою.

З урахуванням проблеми стійкості польоту в зоні екранного режиму конструктор має передбачити використання елеронів, рульових поверхонь та закритків для поліпшення маневреності та керованості на низьких швидкостях. Для безпілотних систем потрібно передбачити наявність навігаційних та контрольних систем, що здатні працювати в режимі реального часу.

4.2. Основні вихідні геометричні параметри апарата

Визначення проєктних параметрів WIG-судна пов'язано з визначенням аеродинамічних характеристик (АДХ) апарата. Своєю чергою параметри, що впливають на аеродинамічні характеристики, називають кінематичними. Для WIG-судна основними кінематичними параметрами є швидкість, кути атаки й ковзання, складники кутової швидкості по осях зв'язаної системи координат, відносна висота польоту апарата над поверхнею.

В загальному випадку на АДХ можуть також впливати кути відхилення органів керування й механізації крила, а також флуктуації складників вектора швидкості, що обумовлені турбулентністю або поривами вітру. Визначення АДХ є складною проблемою, яка потребує комплексного підходу з проведенням комп'ютерного моделювання і

додаткових досліджень з випробуваннями моделей в аеродинамічних трубах та/або гідродинамічних басейнах, проведення катапультних чи зачіпних випробувань за допомогою буксирів. Для попереднього розрахунку основних аеродинамічних і проєктних характеристик WIG-судна можливо використовувати інженерні методики, які полягають у визначенні основних характеристик з використанням емпіричних і аналітичних формул, графіків і статистичних даних.

Позначимо кожен з безрозмірних кінематичних параметрів як q_i , а похідні за часом відповідного порядку як $\dot{q}_i, \ddot{q}_i, \ddot{\ddot{q}}_i, \dots$. Інженерний розрахунок може бути виконаний у межах лінійного підходу, коли можна вважати, що АДХ лінійно залежать від зміни кожного параметра q_i . Така постановка задачі справедлива лише за умови малих змін кінематичних параметрів, проте дозволяє визначити АДХ незалежно для кожного із параметрів. Використовуючи принцип суперпозиції, можна записати для будь-якого аеродинамічного параметра c_j :

$$c_j = c_{0j} + \sum_i q_i \frac{\partial c_j}{\partial q_i} + \sum_i \dot{q}_i \frac{\partial c_j}{\partial \dot{q}} + \sum_i \ddot{q}_i \frac{\partial c_j}{\partial \ddot{q}} + \dots$$

За інженерного підходу WIG-судно поділяють на окремі складові частини: крила, фюзеляж, вертикальне та горизонтальне оперення, двигуни, мотогондоли тощо, – та розраховують кожен елемент окремо. Зокрема, коефіцієнт лобового опору WIG-апарата розглядається як сума мінімальних опорів всіх складників, які визначаються окремо. Під час сумування доданки множаться на коефіцієнти, що враховують інтерференцію. Остаточне значення коефіцієнта лобового опору отримують шляхом складання мінімального коефіцієнта лобового опору і коефіцієнта опору, що наводиться (індукований опір).

Діапазон значень коефіцієнтів підйомної сили може бути заданий технічним завданням. Отже, за значеннями коефіцієнтів підйомної сили і лобового опору можна побудувати поляру літального апарату. Визначення злітно-посадкових поляр додатково потребує врахування механізації крил.

Розглянемо розрахунок основних параметрів WIG-судна. Рекомендації щодо вибору профілю з урахуванням особливостей екранного ефекту наведено вище. Зазвичай такий розрахунок починають із крила. Основні розміри схематично показано на рис. 4.1.

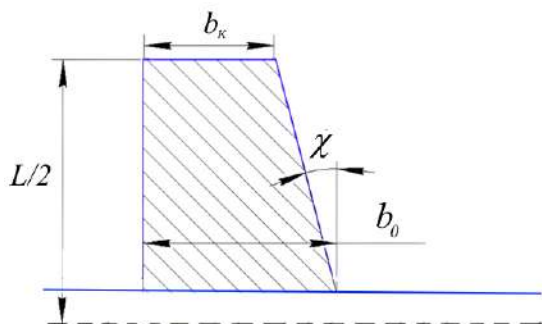


Рис. 4.1. Геометричні характеристики крила

Відносне видовження λ обчислюється за формулою:

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

Як вказано вище, цей параметр має великий вплив на аеродинамічні характеристики крила.

Ефективне видовження крила λ_{ef} , яке враховує приріст пасивного опору при великих кутах атаки, визначається за формулою:

$$\lambda_{ef} = \frac{1}{\frac{1}{\lambda} + 0,025}.$$

Звуження η впливає на розподіл місцевих коефіцієнтів підйомної сили за розмахом і визначається як відношення кореневої хорди крила до кінцевої хорди:

$$\eta = \frac{b_0}{b_k},$$

де b_0 – коренева хорда крила, м;
 b_k – кінцева хорда крила, м.

Збільшення звуження веде до зменшення маси крила, але підвищує схильність до кінцевих зривів потоку, особливо на великих кутах атаки. У разі складеного крила звуження може бути розраховане окремо для центроплану і для консолей.

Середню геометричну хорду крила знаходять як відношення площі крила до розмаху:

$$b_{cp} = \frac{S}{l}.$$

За характерну площу екраноплана S , як і для літака, приймають площу проєкції крила на його базову площину, включно з підфюзеляжною частиною, а в цьому разі з частиною, яку перекривають скегами.

Еквівалентний діаметр фюзеляжу $d_{\phi e}$ визначається як діаметр кола, що має ту саму площу:

$$d_{\phi e} = \sqrt{\frac{4S_{m\phi}}{\pi}}.$$

Відносне видовження обчислюється як відношення довжини фюзеляжу L_ϕ до еквівалентного діаметра:

$$\lambda_\phi = \frac{L_\phi}{d_{\phi e}}.$$

Горизонтальне оперення (ГО) екраноплана зазвичай встановлюється з великим плечем і на значній висоті відносно крила. Окрім того, відносні розміри ГО (розмах, площа) значно перевищують середні значення для літаків. Основні геометричні параметри горизонтального оперення визначаються за аналогією з крилом рис. 4.2.

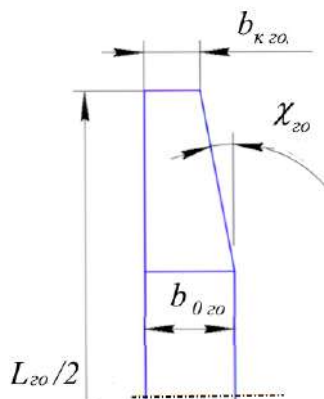


Рис. 4.2. Схема горизонтального оперення

Усі лінійні розміри знімаються безпосередньо з вихідних даних технічного завдання: площа горизонтального оперення S_{zo} , розмах L_{zo} , коренева, кінцева і середня хорди b_{cp} , стрілоподібність χ_{zo} . Видовження горизонтального оперення розраховується за формулою:

$$\lambda_{zo} = \frac{L_{zo}^2}{S_{zo}}.$$

Відносне звуження горизонтального оперення визначається за формулою:

$$\eta_{zo} = \frac{b_{0zo}}{b_{кzo}}.$$

Основні параметри вертикального оперення також визначають за аналогією з крилом, однак у цьому разі при визначенні центральної хорди і площі підфюзеляжна частина не враховується. Тобто для вертикального оперення його характерною площею вважається половина площі, що омивається.

Коренева хорда вертикального оперення $b_{0\text{ } \omega o}$ може бути визначена графічно (рис. 4.3).

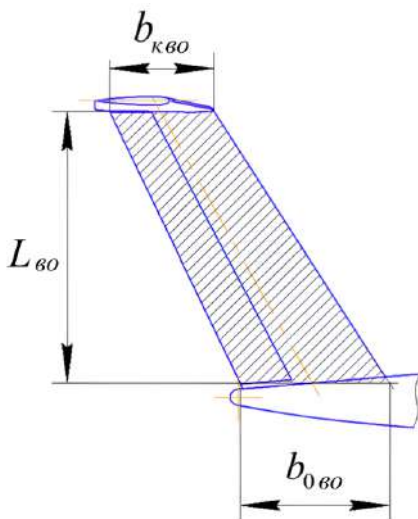


Рис. 4.3. Схема вертикального оперення

Середня хорда вертикального оперення визначається як відношення його площі до розмаху

$$b_{cp} = \frac{S_{\omega o}}{L_{\omega o}}.$$

Видовження вертикального оперення розраховується як

$$\lambda_{\omega o} = \frac{L_{\omega o}^2}{S_{\omega o}}.$$

Відносне звуження знаходять за формулою:

$$\eta_{\omega o} = \frac{b_{0\text{ } \omega o}}{b_{к \omega o}}.$$

Розрахунок АДХ судна проводиться після вибору аеродинамічного компонування апарата.

4.3. Розрахунок основних аеродинамічних характеристик

Наведемо спрощену методику для розрахунку АДХ дозвукового WIG-судна, що рухається поблизу підстильної поверхні. Більшість формул для розрахунку характеристик безпілотних апаратів є такими, що використовуються в типових розрахунках літальних апаратів [144; 150; 152].

4.3.1. Коефіцієнт лобового опору

Коефіцієнт лобового опору є важливою характеристикою для визначення енергетичних витрат, оскільки на подолання опору витрачається тяга двигуна. Як було зазначено раніше, зміна лобового опору в зоні впливу екранного ефекту головним чином обумовлена зміною індуктивного опору. Отже, представимо коефіцієнт опору WIG-судна у вигляді:

$$c_x = c_{x\min} + c_{xi},$$

де $c_{x\min}$ – мінімальний коефіцієнт лобового опору;
 c_{xi} – коефіцієнт індуктивного опору.

Мінімальний коефіцієнт аеродинамічного опору апарата (за нульової підйомної сили c_{x0}) складається із суми коефіцієнтів опору окремих елементів: крила c_{x0kp} , горизонтального оперення, вертикального оперення c_{x0zo} , фюзеляжу $c_{x0\phi}$, мотогондол c_{x0mz} , шасі $c_{x0ш}$ (або іншого структурного опорного елемента апарата) і може бути визначений за формулою:

$$c_{x0} = 1.1 \cdot (c_{x0kp} + c_{x0zo} \cdot \frac{S_{zo}}{S} + c_{x0zo} \cdot \frac{S_{zo}}{S} + c_{x0\phi} \cdot \frac{S_{\phi}}{S} + c_{x0mz} \cdot \frac{S_{mz}}{S} + c_{x0ш} \cdot \frac{S_{ш}}{S}), \quad (4.1)$$

де $S, S_{кр}, S_{\phi}, S_z, S_{\phi o}, S_{mz}$ – характерні площини крила, фюзеляжу, горизонтального, вертикального оперення й одної мотогондоли такого типу.

Коефіцієнт 1.1 у формулі (4.1) визначає збільшення лобового опору за рахунок невиявлених джерел.

Коефіцієнт опору крила визначається за формулою:

$$c_{x0кр} = c_{xпроф} \left(1 - k_{int} \frac{S_{\phi}}{S} \right) + \sum \Delta c_x,$$

де $c_{xпроф}$ – коефіцієнт опору профілю крила;

k_{int} – коефіцієнт, який враховує інтерференцію між крилом і фюзеляжем;

$\sum \Delta c_x$ – сума коефіцієнтів додаткових опорів, що обумовлені наявністю щілин та нерівностей, елементів, що виступають, надбудови тощо.

Інтерференція крила і фюзеляжу залежить від їхнього взаємного розташування і визначається коефіцієнтом k_{int} . У табл. 4.1 наведено рекомендовані значення цього коефіцієнта для різних форм фюзеляжу за аеродинамічної схеми «низькоплан», за якої зазвичай виконуються WIG-судна.

Таблиця 4.1

Коефіцієнти інтерференції крила

Аеродинамічна схема: низькоплан	Форма поперечного перерізу фюзеляжу:	k_{int}
	овальна	0,25
	кругла	0,50
	прямокутна	0,60

Нерівності поверхні крила оцінюються додатковим опором $\sum \Delta c_x$. Якщо приблизно на 20% передньої частини профілю немає головок заклепок, що виступають, то припустимо прийняти $\Delta c_x = 0,0013$. Якщо все крило має голівки, що виступають, то $\Delta c_x = 0,0020$.

Наявність щілин між крилом і механізацією крила вимагає додавання до коефіцієнта опору величини

$$\Delta c_{x_{щ}} = 0.0017 \frac{l_{щ}}{L} + 0.0001,$$

де $l_{щ}$ – сумарна довжина щілин між крилом і елеронами, крилом і механізацією;
 L – розмах крила.

Коефіцієнт опору профілю визначається на підставі довідникових даних в атласі профілів, експериментальних або числових досліджень (див розділи 2 та 3). На практиці коефіцієнт профільного опору в межах малих кутів атаки не змінюється при незначному збільшенні кута атаки і головним чином обумовлюється тертям. При великих кутах атаки, через зрив потоку з поверхні профілю опору тиску починає збільшуватися.

Для профілів з відносною товщиною $t \leq 0.2$ за кутів атаки близьких до нульового можна також використати метод аналогії з плоскою пластиною. В такому випадку для крила з тілесним профілем можна використати формулу

$$c_{x_{проф}} = (2 + 2.4t + 1.7t^2)C_f, \quad (4.2)$$

де C_f – коефіцієнт тертя плоскої пластини.

Коефіцієнт тертя пластини залежить від режиму течії, від стану поверхні, отже від точки переходу ламінарного примежового шару, що утворюється на поверхні пластини, в турбулентний стан. У праці [153] наведено зручну номограму для визначення C_f на пластині (рис. 4.4),

де Δ – середня висота шорсткості, Re_L – число Рейнольдса, розраховане за довжиною пластини L . У нашому випадку як довжину слід обирати середню аеродинамічну хорду – c .

Зручність використання діаграми на рис. 4.4 полягає в можливості варіювання двома параметрами: швидкістю потоку і довжиною пластини. Дослідження показали, що вплив шорсткості починається за виконання умови

$$\left(\frac{\Delta}{L}\right) Re_L \approx 100.$$

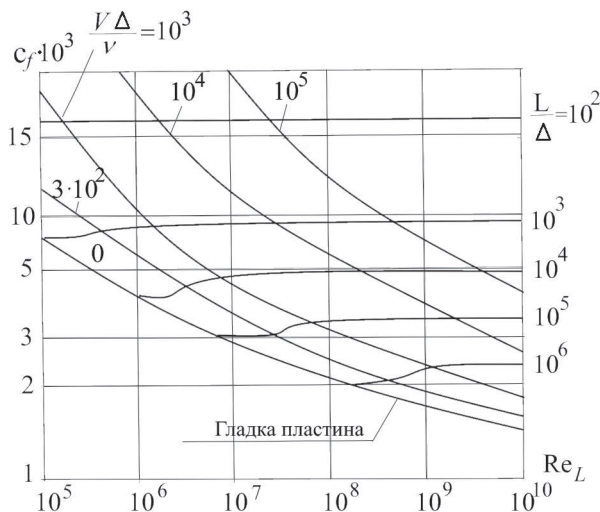


Рис. 4.4. Номограма для визначення коефіцієнта тертя на пластині

Методика визначення індуктивного опору під час польоту екраноплана поблизу поверхні ґрунтується на теорії підйомної лінії Прандтля і Візельсберґера та результатах праці [68] (див. розділ 1).

Коефіцієнти лобового опору горизонтального (ГО) і вертикального (ВО) оперення визначаються так само, як і відповідні коефіцієнти крила. Однак замість середньої аеродинамічної хорди приймаються середні геометричні хорди відповідно для ГО $c_{zo} = S_{zo} / L_{zo}$ і ВО $c_{\phi o} = S_{\phi o} / L_{\phi o}$. Під час розрахунку коефіцієнта профільного опору хвостового оперення можна приймати $\bar{x}_T = 0$, оскільки воно працює у збуреному потоці.

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу можна визначити за формулою:

$$c_{x\phi} = c_{xnp\phi} + \sum_i \Delta c_{x\phi i},$$

де $c_{xnp\phi}$ – коефіцієнт профільного опору фюзеляжу (за рахунок тертя та тиску);

$\Delta c_{x\phi i}$ – коефіцієнти додаткових опорів.

Оскільки розглядаємо безпілотний апарат, то вважаємо, що ліхтар не передбачається. Проте слід врахувати наявність додаткових приладів, наприклад наявність камер спостереження.

Коефіцієнт профільного опору $c_{xnp\phi}$ для фюзеляжу без надбудов для дозвукового польоту визначається за формулою:

$$c_{xnp\phi} = C_{xf} k_{\phi} \frac{F_{\phi}}{S_{\phi}} + c_{xкор},$$

де $k_{\phi} = 1.86 - 0.175\lambda_{\phi} + 0.01\lambda_{\phi}^2$ – коефіцієнт, який враховує видовження фюзеляжу;

C_{xf} – коефіцієнт сили тертя.

Видовження фюзеляжу можна розрахувати за формулою:

$$\lambda_{\phi} = 0.88 \frac{L_{\phi}}{\sqrt{F_{\phi}}},$$

де L_ϕ – довжина фюзеляжу;
 F_ϕ – площа поверхні фюзеляжу обтікання.

Для визначення коефіцієнта тертя фюзеляжу можна використати метод плоскої пластини, як і в описаному вище випадку для крила. При цьому число Рейнольдса для фюзеляжу слід визначити

$$\text{Re}_\phi = \frac{V \cdot L_\phi}{\nu}.$$

Додатковий опір, обумовлений нерівністю фюзеляжу, зокрема нерівністю обшивки, становить $\Delta c_{x\phi\text{обш}} = 0,0002$.

Додатковий опір, обумовлений донним тиском, залежить від довжини і форми хвостової частини

$$\Delta c_{x\partial\phi} = c_{x\partial} K_\partial,$$

де $c_{x\partial\phi}$ – коефіцієнт донного опору зі зрізом за циліндричною частиною;
 K_∂ – коефіцієнт, що враховує форму кормової частини.

Коефіцієнт донного опору зі зрізом циліндричної частини можна знайти як

$$c_{x\partial} = \frac{0,0015}{\sqrt{C_f \lambda_{zu}}},$$

де λ_{zu} – сумарне видовження головної і циліндричної ділянок фюзеляжу.

Коефіцієнт форми K_∂ визначається з графіка (рис. 4.5).

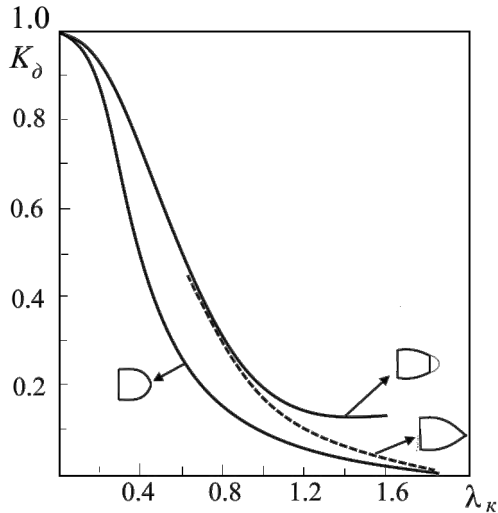


Рис. 4.5. Коефіцієнти донного опору

Збільшення коефіцієнта лобового опору фюзеляжу на $\Delta c_{x\delta\theta}$ за рахунок установки двигунів можна оцінити з допомогою табл. 4.2.

Таблиця 4.2

Вплив розташування двигунів на опір фюзеляжу

Форма фюзеляжу	$\Delta c_{x\delta\theta}$ за рахунок двигуна			
	попереду		позаду	
	під капотом	без капота	під капотом	без капота
Краплеподібна	0,010...0,015	0,025...0,035	0,020...0,030	0,030...0,070
Прямокутна	0,025...0,030	0,040...0,050	0,030...0,040	0,040...0,080

Коефіцієнт лобового опору мотогондол визначається аналогічно.

4.3.2. Розрахунок коефіцієнта підйомної сили

Підйомна сила літального апарата Y_a у загальному випадку створюється крилом $Y_{a\text{кр}}$, горизонтальним оперенням $Y_{a\text{зо}}$ та фюзеляжем $Y_{a\text{ф}}$, тобто дорівнює сумі

$$Y_a = Y_{a\text{кр}} + Y_{a\text{зо}} + Y_{a\text{ф}} \quad (4.3)$$

Кожну з цих складників можна записати в такому вигляді:

$$Y_a = c_y q S, \quad Y_{a\text{кр}} = c_{y\text{кр}} q S, \quad Y_{a\text{зо}} = c_{y\text{зо}} q_{\text{зо}} S_{\text{зо}}, \quad Y_{a\text{ф}} = c_{y\text{ф}} q S_{\text{мф}}. \quad (4.4)$$

Підставивши (4.4) в (4.3), поділивши на q і позначивши $k_{\text{зо}} = q_{\text{зо}}/q$ (коефіцієнт гальмування потоку в області ГО), матимемо

$$c_y = c_{y\text{кр}} + c_{y\text{зо}} k_{\text{зо}} \frac{S_{\text{зо}}}{S} + c_{y\text{ф}} \frac{S_{\text{ф}}}{S}, \quad (4.5)$$

відповідно

$$c_y^\alpha = c_{y\text{кр}}^\alpha + c_{y\text{зо}}^\alpha k_{\text{зо}} \frac{S_{\text{зо}}}{S} + c_{y\text{ф}}^\alpha \frac{S_{\text{ф}}}{S}, \quad (4.6)$$

Сумарна похідна $c_y^\alpha = \frac{dc_y}{d\alpha}$ характеризує залежність коефіцієнта підйомної сили всього апарата від кута атаки на лінійній ділянці, коли крило обтікає плавний потік повітря. Ця лінія перетинає вісь кутів атаки за $\alpha = \alpha_0$ – кута атаки нульової підйомної сили. Через відомі величини c_y^α і α_0 можна визначити залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

$$c_y = c_y^\alpha (\alpha - \alpha_0). \quad (4.7)$$

Для визначення коефіцієнта підйомної сили крила використовується вираз [67]:

$$\left. \frac{dc_y}{d\alpha} \right|_{kp} = \frac{\frac{dc_y}{d\alpha}}{\sqrt{1 + \frac{\frac{dc_y}{d\alpha}}{\pi\lambda} + \frac{\frac{dc_y}{d\alpha}}{\pi\lambda}}},$$

де $\frac{dc_y}{d\alpha}$ – де коефіцієнт нахилу кривої підйомної сили для профілю крила.

Коефіцієнт нахилу кривої підйомної сили в умовах екранного ефекту визначимо [68]

$$c_y^\alpha = \left. \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right|_{NEP} = \frac{2\pi\lambda}{\lambda + 3} + \frac{0.01}{\sqrt{\bar{h}}}, \quad (4.8)$$

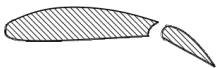
$$c_y^\alpha = \left. \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right|_{WEP} = \frac{2\pi\lambda}{\lambda + 3} + \frac{0.01}{(\bar{h})^{3/4}},$$

де індекси «NEP» і «WEP» означають відсутність і наявність торцевих пластин на крилі.

Оцінювання впливу механізації крила на його несучі властивості.
На невеликих БПЛА використовують крила без механізації, оскільки будь-яка механізація знижує аеродинамічну якість, потребує потужнішої силової установки, ускладнює конструкцію. Проте для поліпшення злітно-посадкових характеристик (що актуально для важких БПЛА) може застосовуватися механізація (переважно задньої кромки). Оцінювання деяких типових видів механізації крила можна виконати за допомогою табл. 4.3.

Таблиця 4.3

Вплив механізації крила

Тип механізації	Вид профілю	Оптимальний кут відхилення	Приріст $\Delta c_{y \max}$	Приріст $\Delta c_{y \min}$
Немеханізоване крило			-	-
Простий закрилок		40...50°	0,6...0,8	0,10...0,12
Однощільний закрилок		35...40°	0,8...1,1	0,10...0,13
Двощільний закрилок		30...55°	1,3...1,5	0,20...0,25

У правому стовпчику наведено приріст коефіцієнта підйомного опору за оптимального кута відхилення закрилка. Зазначені прирости коефіцієнтів підйомної сили і лобового опору наведено в припущенні, що механізація розташована по всій довжині крила. Якщо ж вона займає лише частину розмаху $l_{\text{мех}}$, то табличні величини $\Delta c_{y \max}$, $\Delta c_{y \min}$ необхідно помножити на відношення $l_{\text{мех}}/l$.

Якщо йдеться про політ WIG-апарата в зоні дії екранного ефекту з випущеною механізацією, то $\bar{h}$ може істотно зменшуватися, отже несучі властивості крила зростають. Зростання може виявитися особливо помітним у разі застосування лижного шасі, що дає змогу значно знизити відстань між крилом і землею.

На деяких апаратах використовуються передкрилки. З їхньою допомогою можна відсунути зрив потоку на більші кути атаки й істотно підвищити в такий спосіб підйомну силу крила, що особливо важливо для поліпшення характеристик зльоту і посадки.

Приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок обдування крила гвинтами $\Delta c_{y \text{обд}}$ залежить від площі, що обдувається $S_{\text{обд}}$, а також від питомого навантаження B на ометану гвинтом площу F

$$B = \frac{2P}{\rho V^2 F}.$$

Ця величина характеризує відносне збільшення швидкісного напору за гвинтом порівняно з незбуреним швидкісним напором. Для режиму зльоту величину тяги, яка впливає на обдугання крила, можна визначити за формулою:

$$P = 0.15 g m_{зл} / n,$$

де $m_{зл}$ – злітна маса апарату,
 n – кількість двигунів.

Для наближеної оцінки можна використовувати такі залежності:

- для $S_{обд}/S = 0,3$ можна прийняти $\Delta c_{y_{обд}} = 0,11B$;
- для $S_{обд}/S = 0,5$ можна прийняти $\Delta c_{y_{обд}} = 0,20B$.

Зробимо зауваження, що методика, яка розглядається, описує крейсерський режим польоту. Для апаратів типу PARWIG на етапі зльоту потрібно враховувати збільшення підйомної сили за рахунок струменів від додаткових двигунів.

Визначення коефіцієнта $c_{y_{го}}^{\alpha}$.

На відмінну від літаків апарати з динамічним принципом підтримки над поверхнею можуть мати розвинене горизонтальне оперення, отже необхідно враховувати внесок ГО до загального складника підйомної сили.

Похідну $c_{y_{го}}^{\alpha}$, що визначає несучі властивості горизонтального оперення, розраховують аналогічно крилу або визначають за графіком (рис. 4.6) залежно від геометричних параметрів горизонтального оперення [3].

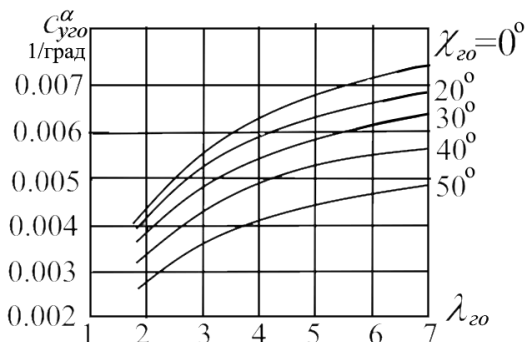


Рис. 4.6. Коефіцієнти підйомної сили горизонтального оперення

Якщо горизонтальне оперення пряме або має невеликі кути стрілоподібності, то його несучі властивості залежать переважно від відносного подовження. У цьому разі можна користуватися спрощеною формулою [9]:

$$c_{yzo}^{\alpha} = \frac{0.0085\lambda_{zo}}{1.73 + \lambda_{zo}}.$$

Коефіцієнт гальмування потоку в ділянці горизонтального оперення k_{zo} залежить від розмірів крила й оперення, а також від відстані між ними. Для першого наближення допустимо прийняти $k_{zo} = 0,85 \dots 0,95$. Якщо горизонтальне оперення обдувається гвинтом, k_{zo} стає більшим за 1 і залежно від режиму роботи гвинта може досягати від 1,1 до 1,3.

Звернемо увагу, що у випадку, коли горизонтальне оперення розташовується за основним крилом, то його обтікання відбувається під кутом атаки меншим ніж крило на величину ε (кут скосу потоку за крилом), тобто

$$\alpha_{zo} = \alpha - \varepsilon.$$

Причому середня величина ε пропорційна куту атаки крила $\varepsilon = \varepsilon^{\alpha}\alpha$ і тоді

$$\alpha_{zo} = (1 - \varepsilon^\alpha) \alpha, \text{ а } c_{yzo} = c_{yzo}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) \alpha.$$

Похідна від кута скосу потоку за кутом атаки апарата визначається за емпіричною формулою:

$$\varepsilon^\alpha = 46.2 \frac{c_y^\alpha}{\lambda} k_x k_y k_\eta k_\chi,$$

$$\text{де } k_x = 1.55 - 0.85(2L_{zo} / l) + 0.3(2L_{zo} / l)^2,$$

$$k_y = 1 - 1.7(2 - 2y_{zo} / l),$$

$$k_\eta = (0.45 - 0.017\lambda)(2 - 2 / \lambda),$$

$$k_\chi = 1 + 0.15 \sin^2 \chi_{0.25},$$

L_{zo}, y_{zo} – відстані між фокусами крила й оперення в напрямку поздовжньої та нормальної осей.

Для апарату типу «качка» слід врахувати аналогічні зауваження для основного крила.

Підйомна сила фюзеляжу. Для апаратів невеликих розмірів внесок у підйомну силу фюзеляжу не значна. Похідна $c_{y\phi}^\alpha$ характеризує несучі здатності фюзеляжу і визначається переважно головною його частиною. Для циліндричного фюзеляжу теоретично $c_{y\phi}^\alpha = 0,035$ 1/град. Якщо ж поперечний переріз має овальну форму, то необхідно ввести поправку

$$c_{y\phi}^\alpha = 0.035 \frac{\pi B^2}{4S_\phi},$$

де B – ширина міделевого перерізу фюзеляжу,

S_ϕ – площа міделя круглої форми, до якої віднесено коефіцієнт $c_{y\phi}$.

Наведені формули дають змогу оцінити вплив на аеродинамічні характеристики того чи іншого чинника в першому наближенні. Точніші результати дають продування моделей в аеродинамічних трубах або комп'ютерне моделювання з використанням сучасних CFD-методів.

4.4. Побудова графіків поляри й підйомної сили

На практиці, під час проектування літальних апаратів, широко використовуються поляри першого і другого виду. Поляра першого виду є основою для розрахунку льотно-технічних характеристик ЛА. У найпростішому випадку вона має вигляд квадратичної параболи

$$c_x = c_{xпроф} + a \cdot c_y^2, \quad (4.9)$$

де $c_{xпроф}$ – коефіцієнт профільного опору WIG-судна. Для визначення коефіцієнта a скористаємось виразом для розрахунку індуктивного опору:

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

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 – видовження крила.

Цей вираз дає похибку щодо експериментальних даних не більше ніж на 10% при подовженні крила $\lambda \geq 1,5$.

У разі використання кінцевих пластин (скегів) на крилах для розрахунку $(1 - \sigma)$ слід використовувати формулу:

$$1 - \sigma = 1.5 \left(\frac{h}{c} \right) + 5 \left(\frac{h_{1/4}}{c} \right) - \frac{10 \left(\frac{h_{1/4}}{c} \right)^2}{\left(\frac{h}{c} \right)^{1/5}}.$$

Для літальних апаратів поляра будується для низки висот до значення аеродинамічних величин, що відповідають крейсерському режиму польоту c_y . У випадку екранопланів класу А, можна обмежитися значеннями, що відповідають польоту на рівні моря.

Максимальний коефіцієнт підйомної сили, до якого будеється поляря, визначається:

$$c_{y\max} = c_{y\max 0} k_{\eta} \frac{1 + \cos \chi_0}{2},$$

де $c_{y\max 0}$ – значення коефіцієнта підйомної сили для профілю крила (береться з відповідних характеристик профілю крила);
 k_{η} – коефіцієнт, що враховує звуження крила;
 χ_0 – кут стрілоподібності крила по передній кромці, град.

При цьому коефіцієнт підйомної сили не повинен виходити за межі лінійної області, оскільки на великих кутах атаки завдяки зриву потоку реальний коефіцієнт відвалу поляри a стає істотно більшим, а на закритичних кутах атаки залежність $c_y = f(c_x)$ і зовсім змінює кут нахилу.

У цьому разі необхідно використовувати поляру, яку отримують шляхом продувок моделі ЛА в аеродинамічній трубі. Типовий профіль параболи зображено на рис. 4.7.

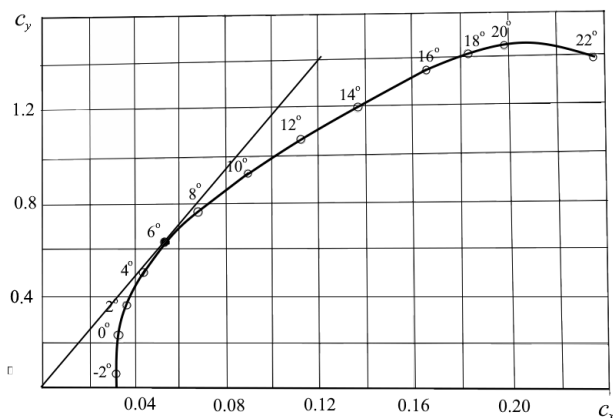


Рис. 4.7. Приклад поляри літального апарата

Розглянемо наближено побудову графіку залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки всього апарату (рис. 4.8)

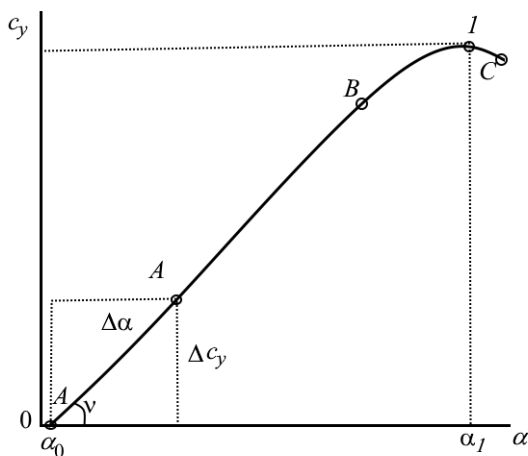


Рис. 4.8. Залежність підйомної сили від кута атаки

За визначеними параметрами c_y^α і α_0 побудувати лінійну частину залежності $c_y(\alpha)$, користуючись формулою (4.9), провести на графіку горизонтальну лінію $c_{y \max \text{кр}}(\alpha)$ і визначити точку перетину цієї лінії з прямою AB , а потім пересунути її на 1 градус праворуч (точка 1 на рис. 4.8). Точка 1 визначає критичний кут атаки α_1 ; далі прокладається плавна лінія через точку 1; що має визначити допустимий коефіцієнт підйомної сили літака (точка B на графіку), який приблизно дорівнює

$$c_{y \text{ доп}} = 0.9 c_{y \text{ max кр}}$$

4.5. Розрахунок основних льотно-технічних характеристик WIG-апарата

Коротко опишемо підхід до розрахунку льотно-технічних характеристик (ЛТХ) WIG-апарата, які визначаються насамперед енергетичними можливостями його силової установки і наявною потужністю. Зауважимо, що позначення величин у межах цього параграфу відрізняються від тих, що використовувалися вище під час опису аеродинамічних процесів і характеристик.

Технічні характеристики двигуна, що вказуються в його паспорті зазвичай відображають максимальну стендову потужність двигуна. Але під час встановлення двигуна на апарат його потужність зменшується за рахунок впливу окремих складників апарата на повітряний потік, який обтікає гвинт і двигун. Це призводить до зменшення тяги. В окремих випадках надається інформація щодо характеристик гвинта. Отже, об'єктивно оцінити ЛТХ апарата лише за паспортною інформацією не завжди є можливим.

Під час аналізу можливостей літальних апаратів на практиці велике значення надається їхній порівняльній оцінці. Залежно від вихідних даних можна в різний спосіб розрахувати наявну потужність силової установки.

1. Задано повні вихідні дані гвинта. При цьому передбачається, що гвинт правильно підібраний і відповідає потужності силової установки. Крім того, вважаємо заданими:

- $\bar{\beta} = f(\lambda, \varphi)$ тип гвинта, його геометричні та аеродинамічні характеристики у вигляді залежності, де $\bar{\beta}$ – коефіцієнт потужності, $\lambda = \frac{V}{n_c}$ – відносна хода гвинта, φ – кут його установки (іноді замість кута установки задається відносний крок гвинта $h = 0.75\pi \tan \varphi$);
- n_c – частота обертання гвинта;
- D – діаметр гвинта.
- Ці характеристики використовуються для визначення наявної потужності за допомогою діаграм (див. додаток). Для розрахунку потрібно задати:

- висоту (густину повітря), для екранопланів класу А та В можна вважати, що густина повітря дорівнює $1,225 \text{ кг/м}^3$;
- частоту обертання гвинта;
- ряд значень швидкості і розрахувати для них відносну ходу λ ;
- кут установки гвинта ϕ (у перерізі, що лежить на 75% довжини радіуса гвинта) або відповідний йому відносний крок h .

За діаграмами, наведеними в додатку, або аналогічними визначити коефіцієнт потужності $\bar{\beta}$ і коефіцієнт корисної дії гвинта η_{zg} , а потім потужність, яка необхідна для обертання гвинта (потужність на валу двигуна) за формулою:

$$N_{zg} = \bar{\beta} \rho_0 n_c^3 D^5.$$

Частка цієї потужності (наявна потужність N_n) використовується для руху апарата:

$$N_n = N_{zg} / \eta_{zg} k_{zg}.$$

Решта витрачається на компенсацію втрат енергії на самому гвинті (ці втрати оцінюються коефіцієнтом корисної дії гвинта η_{zg}), а також втрат енергії повітряного потоку під час обтікання ним окремих частин літака – настановні втрати (вони оцінюються коефіцієнтом $k_{zg} = 0,85 \dots 0,95$).

За потребою з використанням отриманих даних можна розрахувати величину тяги двигуна, визначивши коефіцієнт тяги й тягу двигуна:

$$\bar{\alpha} = \eta_{zg} \bar{\beta} / \lambda,$$

$$P = \bar{\alpha} \rho n_c^2 D^4.$$

Для екранопланів класу С, що можуть експлуатуватися поза межами 150 м області над підстильною поверхнею, потрібно враховувати зміни густини повітря, оскільки пропорційно до густини зменшується масова кількість паливо-повітряної суміші, що надходить у циліндри двигуна, відповідно потужність двигуна зменшується.

2. Задано обмежені вихідні дані гвинта. У більшості випадків користувач не має аеродинамічних характеристик гвинта, встановленого на апарат, але як правило має інформацію про стендову тягу одного двигуна N_{cm1} і діаметр гвинта D . У цьому разі для наближеної оцінки потужності силової установки доцільно використовувати теорію ідеального пропелера, відповідно до якої тяга гвинта є функцією трьох параметрів: потужності двигуна, діаметра гвинта і швидкості польоту. На практиці доведено, що добре виконані гвинти розвивають тягу тільки до 20% меншу від тієї, яку має ідеальний гвинт. Тоді під час розрахунку тяги за теорією ідеального гвинта будемо вводити поправковий коефіцієнт 0,8.

Крім того, тяга силової установки на літаку відрізняється від стендової за рахунок додаткового опору, спричиненого мотогондолою і гвинтом. Ці втрати сягають від 8% до 12%. У розрахунках будемо приймати 10% введенням коефіцієнта $k_{zg} = 0,9$.

Теорія ідеального гвинта дає змогу побудувати графічні залежності відносної тяги (відношення тяги до потужності P/N_{zg}) у функції швидкості польоту для різних значень відношення тяги до квадрата діаметра гвинта (рис. 4.9). Із графіка видно, що відносна тяга істотно залежить від швидкості за її малих величин.

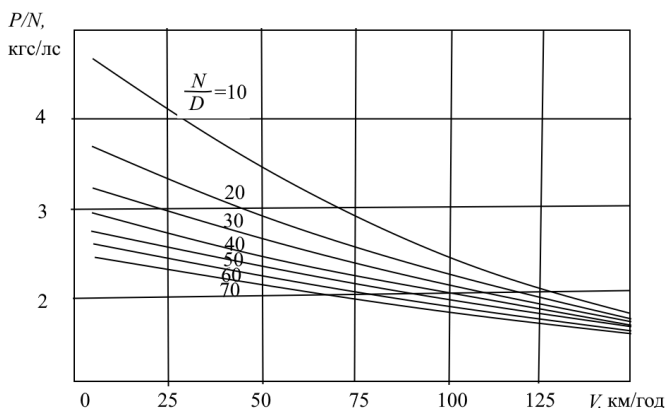


Рис. 4.9. Залежність відносної тяги двигуна від швидкості

Проте за швидкості понад 100 км/год тяга мало змінюється як під час зміни швидкості, так і під час зміни відношення P/D^2 . Так, за швидкості 125 км/год величина P/N_{zg} змінюється в межах від 1,8 кгс/к.с. до 2,1 кгс/к.с.

Залежність P/N_{zg} у першому наближенні можна апроксимувати такою функцією:

$$P / N_{zg} = 138.33 \cdot (N_{zg} / D^2)^{-0.333} \exp(-(0.0135(N_{zg} / D^2)^{-0.3632} V). \quad (4.10)$$

У формулі (4.10) сила тяги задана в Н, потужність – у кВт, швидкість – у кілометрах на годину.

Таким чином, для розрахунку тяги силової установки за даною стендовою потужністю одного двигуна N_{cm1} і заданим діаметром гвинта D необхідно:

- визначити потужність одного двигуна на землі за нульової швидкості з урахуванням настановних втрат $N_{zg1}=0.9N_{cm1}$;
- визначити відношення N_{zg1}/D^2 і за формулою (4.10) розрахувати для нього залежність $P/N_{zg}(V)$ для ідеального гвинта в заданому діапазоні швидкостей;
- визначити тягу всієї силової установки з урахуванням відмінності реального гвинта від ідеального (i – кількість двигунів);
- за величиною тяги за потреби визначити потужність, необхідну для польоту апарата на нульовій висоті $N_{n0} = PV$.

Примітка. Якщо крім потужності у вихідних даних задано стендову тягу двигуна P_{cm1} , то в розрахунок доцільно ввести поправковий коефіцієнт $k_p = P_{cm1}/P_0$, де P_0 – тяга двигуна, яка розрахована за викладеною вище методикою для нульової швидкості. Після цього отриману залежність $P(V)$ необхідно помножити на k_p .

Потрібна потужність.

Низку тактико-технічних характеристик ЛА розраховують для прямолінійного горизонтального польоту, за якого мають бути виконані такі умови:

1. Підйомна сила має дорівнювати силі тяжіння

$$Y_a = G \text{ або } c_y \frac{\rho V^2}{2} S = gm,$$

звідки

$$c_y = \frac{2gm / S}{\rho V^2}.$$

2. Лобовий опір має бути врівноважений силою тяги силової установки

$$X_a = P \text{ або } PV = N_i = c_x \frac{\rho V^3}{2} S. \quad (4.11)$$

З формули (4.11) випливає, що рівність зазначених сил забезпечується рівністю потрібної і наявної потужностей, а потрібна потужність визначається величиною коефіцієнта сили лобового опору, висотою польоту (густиною повітря) і швидкістю в 3-му ступені.

Розрахунок потрібної потужності зводиться до такого:

- задається питоме навантаження на крило;
- задається швидкість та розраховується коефіцієнт підйомної сили горизонтального польоту;
- за полярною або її розрахунковою залежністю обчислюють для кожної швидкості величину c_x ;
- за формулою (4.11) розраховується потрібна N_n .

Дальність і тривалість польоту значною мірою залежать від витрат палива силовою установкою, а також від аеродинамічної якості апарата. Для визначення дальності і тривалості польоту необхідно знати годинну і кілометрову витрати палива.

Годинна витрата q_g – кількість палива, що витрачається всіма двигунами апарата за 1 годину польоту за постійної швидкості та висоти.

Кілометрова витрата q_k – кількість палива, що витрачається на 1 км шляху за постійної швидкості та висоти польоту.

Ці характеристики насамперед залежать від економічності двигуна C_e – кількості палива, що витрачається двигуном на одиницю

потужності протягом години. Відповідно до цього визначення можна записати формулу для годинної витрати палива

$$q_z = C_e N_{z\theta},$$

де $N_{z\theta}$ – потужність на валу двигуна.

Під час польоту з постійною швидкістю апарат за 1 годину проходить відстань у кілометрах, що дорівнює величині швидкості в кілометрах на годину, і витрачає при цьому q_z кг палива. Тоді кілометрову витрату палива можна записати у вигляді

$$q_k = q_z / V = C_e N_{z\theta} / V = C_e N_n / V \eta_{z\theta}, \quad (4.12)$$

де N_n – наявна потужність силової установки, $\eta_{z\theta}$ – ККД гвинта. Причому у сталому горизонтальному польоті наявна N_n і споживча N_{cn} потужності рівні. Швидкість у формулі (4.12) виражена в кілометрах на годину.

4.6. Обмеження на підйом і поворот

Обмеження на підйом і крейсерський режим польоту визначаються аналогічно як і для літаків поза впливом екранного ефекту [150]. Співвідношення тяги основних двигунів до ваги визначається за формулою:

$$\frac{P_{осн}}{G} = \frac{V_{ni\theta}}{V_{\infty}} + c_{x\phi} \frac{q}{G/S} + \frac{k}{q} \left(\frac{G}{S} \right),$$

де $c_{x\phi}$ – коефіцієнт опору апарата без урахування індуктивного складника;

$V_{ni\theta}$ – швидкість підйому, що визначається проєктувальником;

$q = \frac{\rho V_{\infty}^2}{2}$ – швидкісний напір;

$k = \frac{1}{\pi e \lambda}$ – коефіцієнт, що враховує індуктивний опір;

e – коефіцієнт Освальда 0,75–1.

Якщо апарат працює в умовах екранного ефекту, то поворот виконується інакше, ніж у звичайного літака, і радіус повороту обмежений. Згідно з [150], ефект крену (вплив кута нахилу) є досить малим і не таким значним порівняно з поворотом поза умовами екранного ефекту. Тому обмеження на поворот доцільно розглядати лише поза зоною впливу екранного ефекту аналогічно до літаків:

$$\frac{P_{осн}}{G} = q \left[\frac{c_{x\phi}}{G/S} + k \left(\frac{n}{q} \right)^2 \left(\frac{G}{S} \right) \right],$$

де $n = \frac{1}{\cos \phi_{кр}}$ – це коефіцієнт навантаження, при якому виконується поворот;

$\phi_{кр}$ – кут крену.

Формулювання обмежень на зліт відрізняється від класичного підходу для літаків через кілька причин. Хоча звичайні літаки також зазнають впливу екранного ефекту, його величина значно відрізняється від впливу на екраноплани. Оскільки аеродинаміка WIG-апаратів відрізняється від аеродинаміки літаків, що функціонують поза екранним ефектом, то є особливості динаміки розбігу під час зльоту. Крім того, як уже згадувалось, транспортні засоби з динамічним принципом підтримки можуть мати специфічні двигуни для підвищення потужності під час зльоту з поверхні води. Також слід зазначити, що опір води є змінною величиною протягом розбігу, на відміну від зльоту з твердої поверхні, де коефіцієнт тертя можна прийняти сталим.

Вираз щодо співвідношення тяги до злітної ваги для екраноплана може бути виведений із загального виразу, що використовується для літаків. Припускаючи, що транспортний засіб рухається з постійним прискоренням, довжина шляху розбігу для відриву визначиться як

$$L_{зл} = \frac{V_{від}^2}{2a} = \frac{(k_{від}V_{\min})^2}{2a}, \quad (4.13)$$

де $V_{від}^2$ – це швидкість відриву, пропорційна мінімальній швидкості польоту (швидкості звалювання) $V_{\min}$ з коефіцієнтом $k_{від}$, який визначається або сертифікаційними нормами, або конструктором. Цей коефіцієнт враховує безпечну процедуру відриву.

Швидкість звалювання визначається аналогічно до літаків за допомогою

$$V_{зв} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S c_{y\max}}}, \quad (4.14)$$

де S – площа крила;

$c_{y\max}$ – максимальний коефіцієнт підйомної сили.

Прискорення екраноплана можна отримати з другого закону Ньютона

$$a = g \left[\frac{P_{осн}}{W} + \frac{P_{дон}}{W} - \frac{X_e}{W} - \frac{X_n}{W} \right], \quad (4.15)$$

де $P_{дон}$ – чиста тяга, що використовується допоміжними двигунами для збільшення підйомної сили під час зльоту, а X_e та X_n є відповідно силами опору води та повітря.

З урахуванням (4.4) та (4.5) вираз (4.3) набуде вигляду для зльоту

$$L_{зл} = \frac{(k_{від}V_{\min})^2}{2g \left[\frac{P_{осн}}{W} + \frac{P_{дон}}{W} - \frac{X_e}{W} - \frac{X_n}{W} \right]}. \quad (4.16)$$

Відстань для зльоту в рівнянні (4.16) обернено пропорційна до чотирьох основних сил: тяги головного рушія $P_{осн}$, чистої інжекційної тяги $P_{дон}$, що використовується для інжекції потоку під крило для апаратів типу PARWIG, та опору X_e і X_n .

РОЗДІЛ 5.

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ПОЛЬОТУ ЕКРАНОПЛАНА

5.1. Постановка задачі про аеродинаміку екраноплана

В цьому розділі наведено результати 3D-моделювання аеродинамічних процесів, що мають місце під час польоту екраноплана над водною поверхнею. Хоча 3D-моделювання вимагає залучення великих обчислювальних потужностей і потребує значного комп'ютерного часу, проте дозволяє дослідити просторові ефекти, врахувати взаємний вплив окремих елементів конструкції, виявити локальні ефекти, що обумовлені особливістю розподілення полів швидкостей і тиску тощо. Зрештою це дозволяє значно підвищити ефективність дослідних і проєктувальних робіт.

Розглянемо моделювання невеликого екраноплана, концепт якого запропонований у Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара [154]. Зовнішній вигляд апарата наведений на рис. 5.1.

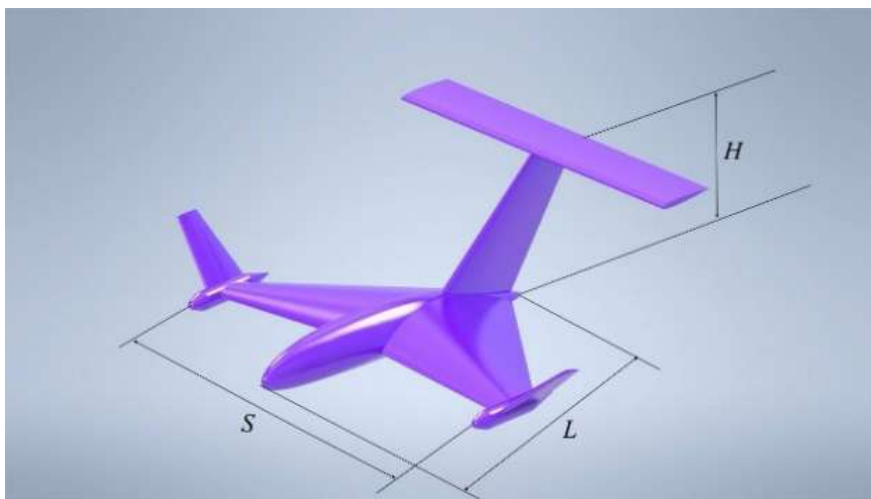
*a**б*

Рис. 5.1. Загальний вигляд WIG-апарата: *a* – в ізометрії; *б* – основні розміри

Особливість фюзеляжу полягає в тому, що він має аеродинамічну обтічну форму, коли в більшості аналогічних апаратів фюзеляж виконується подібно до форми корпусу високошвидкісних катерів. Необхідність поєднання гідродинамічних і аеродинамічних обрисів екранопланів диктується особливістю старту таких апаратів, які головним чином використовують водний старт. Зокрема, для тактичних БпЛА це може бути катапультний старт. Отже, під час старту витрачається значна енергія для подолання гідродинамічного опору води.

Альтернативним варіантом запуску апарата може стати катапультний старт з берега або судна. У разі використання апарата як безпілотної системи, такий старт є цілком доцільним і дозволить запобігти проблемам стартової потужності.

Запропонована конструкція передбачає використання крила Ліппіша, а також спеціальних закінцівок (подібно вінглетам) для зменшення індуктивного опору. Основні геометричні розміри екраноплана, що розглядається, наведені в табл. 5.1

Таблиця 5.1

Геометричні характеристики

Параметр	Значення
Довжина L , мм	5 100
Розмах, S , мм	6 240
Висота, H , мм	2 550
Площа крил S , m^2	13,85
Середня аеродинамічна хорда крила c , мм	1560
Геометрія профілю крила	NACA 6409 – корінь крила; NACA 6412 – закінцівки

Під час побудови комп'ютерної моделі була прийнята низка припущень. В першому наближенні припускаємо, що підстильна поверхня є ідеально рівною і недеформівною. Швидкість руху є значно меншою за швидкість звуку. Будемо розглядати лише крейсерський стаціонарний режим польоту за нульового кута атаки апарата. Водночас за нульового кута атаки апарата крило встановлено під кутом атаки 4° .

Наявність V-подібних закінцівок крил має зменшити ефект перетікання потоку з нижньої поверхні крила на верхню.

Як основний параметр, що характеризує ефективну область дії екранного ефекту, приймаємо безрозмірну величину кліренсу, що характеризує відношення відстані між задньою кромкою крила і підстильною поверхнею h до аеродинамічної хорди c

$$\bar{h} = h/c.$$

З математичної точки зору процеси аеродинаміки під час обтікання апарата потоком повітря описуються осередненими за Рейнольдом рівняннями Нав'є – Стокса (3.1). Для моделювання турбулентності обрано SST-модель відповідно до рекомендацій (див. розділ 3). Водночас, як показано у праці [132], вибір моделі турбулентності суттєво впливає на результат розрахунку аеродинаміки WIG-апаратів лише за малих значень $\bar{h}$ чи від'ємних кутах атаки.

Система рівнянь доповнюється граничними умовами, які складаються з умов «прилипання» на твердих поверхнях, умов заданої швидкості на вхідному перерізі в розрахунковій області, і «м'яких» граничних умов на вихідному перерізі області.

Числова реалізація моделі з відповідними граничними умовами відбувалася з використанням програмного пакета ANSYS Fluent. Просторову модель розрахункової області обрано у формі паралелепіпеда, в середині якого розміщено геометричну модель екраноплана. Використовуючи неструктуровану розрахункову сітку, розрахункова область математичного моделювання обтікання екраноплана складалася з 7 794 177 вузлів (20 728 398 елементів) (рис. 5.2).



Рис. 5.2. Розрахункова область

При експорті розрахункової сітки в солвер виконано перетворення комірок у форму багатогранників (polyhedral cell). Порівняно з тетраедричними або гібридними сітками таке перетворення дозволяє зменшити загальну кількість комірок зі збереженням точності розрахунку на еквівалентних трикутних сітках. Окрім того, збільшення кількості зв'язків багатогранних комірок покращує збіжність процесу розрахунку порівняно з трикутною сіткою. Здійснено згущення розрахункової сітки біля обтічної поверхні таким чином, щоб у межах в'язкого підшару було щонайменше 12 вузлів розрахункової сітки. Товщина в'язкого підшару визначалася згідно з

$$y^+ = \frac{u_\tau \Delta y_1}{\nu},$$

де $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ – швидкість тертя;

$\tau_w = 0.5 C_f \rho V^2$ – пристінне дотичне напруження;

$C_f = \frac{0.058}{\text{Re}^{0.2}}$ – коефіцієнт поверхневого тертя;

Δy_1 – абсолютна відстань до стінки;

ν – кінематична в'язкість;

Re – число Рейнольдса.

5.2. Результати числових досліджень полів швидкості та тиску навколо безпілотної апарата, що рухається поблизу поверхні

В результаті обчислювальних експериментів отримано картину обтікання екраноплана під час польоту поблизу поверхні для різних швидкостей і різних висот польоту над поверхнею. Нижче наведені результати розрахунку поля тиску (рис. 5.3) і швидкості (рис. 5.4) навколо апарата, що рухається на швидкості 100 км/год на відстані $h=0.4$ м над поверхнею.

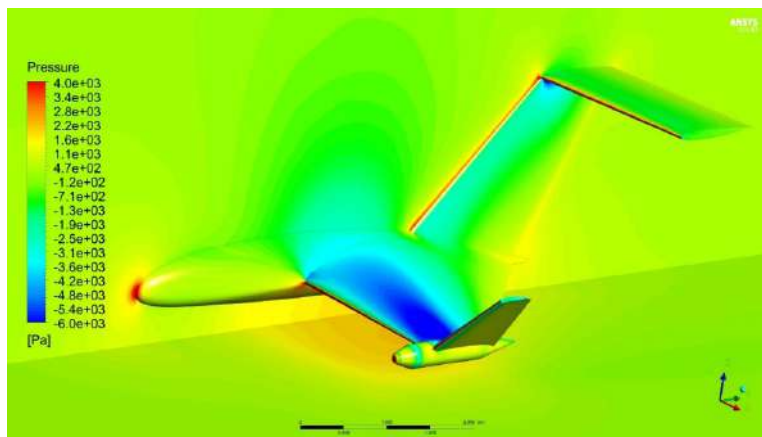


Рис. 5.3. Поле тиску навколо літального апарата поблизу екрана

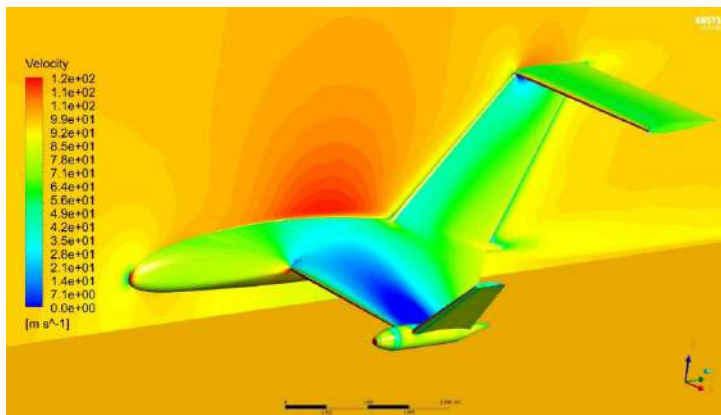


Рис. 5.4. Поле швидкості навколо літального апарата поблизу екрана

На рис. 5.5 наведено результати розрахунків ліній току, а на рис. 5.6 – вихрової структури, що утворюється позаду апарата внаслідок обтікання конструкції.

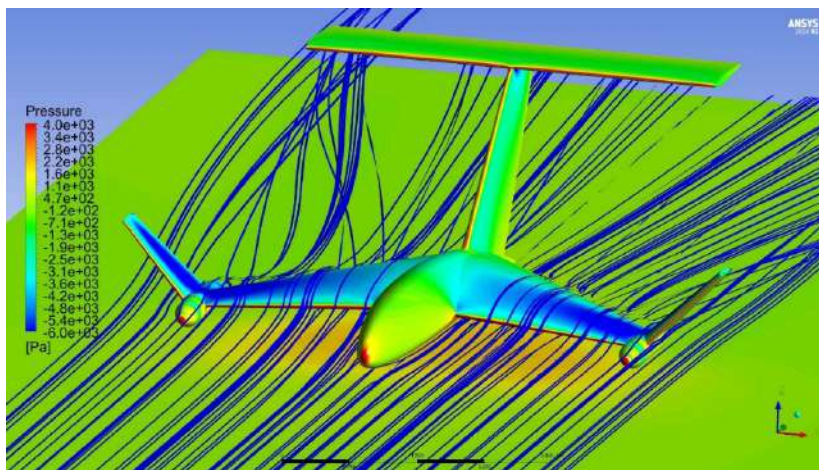


Рис. 5.5. Картина ліній току навколо літального апарата

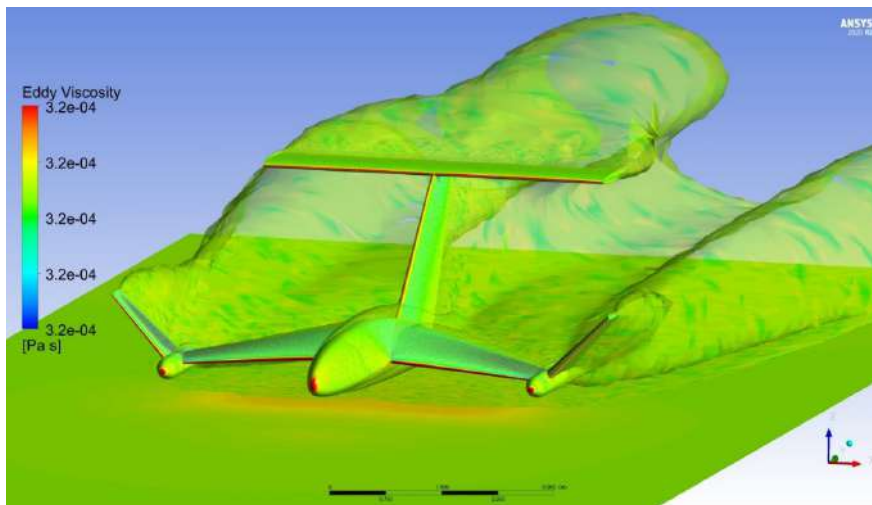


Рис. 5.6. Картина вихроутворення навколо літального апарата

На рис. 5.6 показано, що позаду несучих поверхонь формуються два великомасштабні вихори, що обертаються в різних напрямках. Але під впливом поверхні обидва вихри спрямовані вгору. Вихровий слід збільшується у перерізі в міру віддалення апарата.

Результати розрахунку фізичних полів на інших швидкостях показали якісно аналогічну картину розподілу фізичних величин. Наведені результати розрахунку дають змогу оцінити фізичну картину, що має місце під час руху апарата поблизу поверхні.

На рис. 5.7–5.9 наведені результати дослідження впливу відстані від апарата до екрана і швидкості руху на аеродинамічні характеристики: коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт опору, коефіцієнт аеродинамічного моменту, а також на положення центру тиску апарата.

Для зручності аналізу результати наведені у відносних величинах, де аеродинамічні характеристики поблизу екрана віднесено до відповідних значень у необмеженому потоці. На рис. 5.7 наведений вплив відстані до екрана на основні аеродинамічні характеристик апарата.

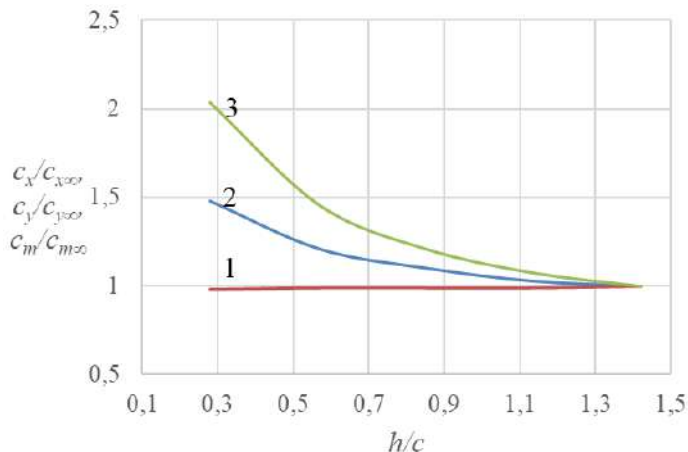


Рис. 5.7. Залежність аеродинамічних арактеристик від відстані до екрана:

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

На рис. 5.8 наведені результати розрахунку зміщення положення x_p центру тиску в міру наближення до екрана відносно положення, що відповідає польоту в необмеженому потоці $x_{p∞}$.

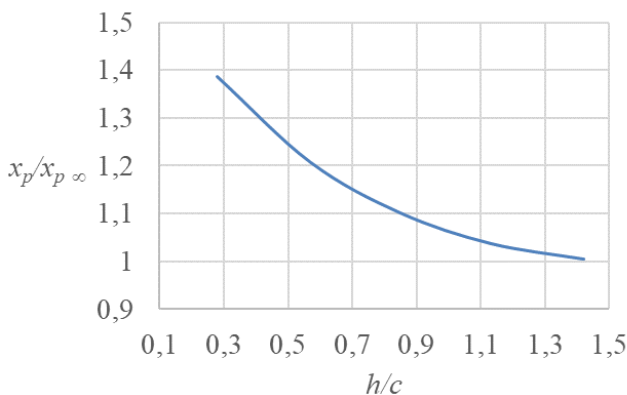


Рис. 5.8. Залежність відносної координати розташування центру тиску $x_p/x_{p∞}$ від відстані до екрана h/c

Отримані результати дають змогу оцінити вплив екранного ефекту на аеродинамічні характеристики апарата, що розглядається.

Коефіцієнт опору майже не змінюється під час наближення апарата до екрана (рис. 5.7). Водночас спостерігається зростання підйомної сили в міру наближення до екрана. Вплив екрана проявляється на відстанях $h/c < 1,3$. За $h/c \approx 0,3$ збільшення підйомної сили сягає 48 % порівняно з польотом у необмеженому потоці. Зауважимо, що для малорозмірних WIG-апаратів в області $h/c < 0,2$ є проблематичним, оскільки абсолютні значення висоти h будуть незначними. Отже, у разі незначних викривлень поверхні створюються ризики для стійкості апарата. Доцільна область висот експлуатації може бути рекомендована $0,3 \leq h/c \leq 0,7$.

Згідно з отриманими даними (рис. 5.7 лінія 3, рис. 5.8) під час наближення до екрана зміщується центр тиску та збільшується значення коефіцієнта аеродинамічного моменту більше ніж у 2 рази за $h/c \approx 0,3$. Цей факт є важливим з точки зору забезпечення стійкого польоту та має бути врахований у системі керування апаратом. Отже, отримані результати створюють підґрунтя для визначення аеродинамічних і проєктних параметрів малорозмірних WIG-апаратів.

На рис. 5.9 наведені результати розрахунку відношення підйомної сили до сили аеродинамічного опору, що відображає аеродинамічну якість апарата, для швидкостей руху 40 км/год і 100 км/год.

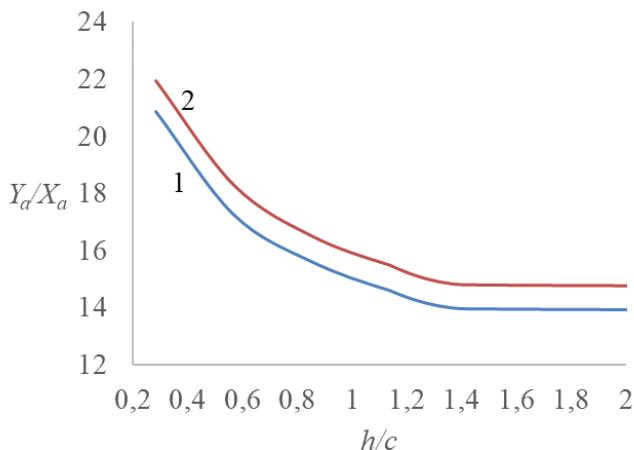


Рис. 5.9. Залежність аеродинамічної якості Y_a/X_a від відстані до екрана h/c для швидкостей:
1—40 км/год; 2—100 км/год

Аеродинамічна якість суттєво підвищується з наближенням WIG-апарата до поверхні. Згідно з даними рис. 5.9 якість підвищується в 1,5 раза за $h/c \approx 0,3$ порівняно з необмеженим потоком. Слід зазначити, що більш швидкісні режими відповідають кращій аеродинамічній якості.

З практичної точки зору інтерес становлять абсолютні значення аеродинамічних сил, зокрема вплив швидкісного режиму. На рис. 5.10 наведено вплив швидкості на абсолютне значення підйомної сили для вищезазначеного апарата, на рис. 5.11 – вплив швидкості на абсолютне значення сили аеродинамічного опору.

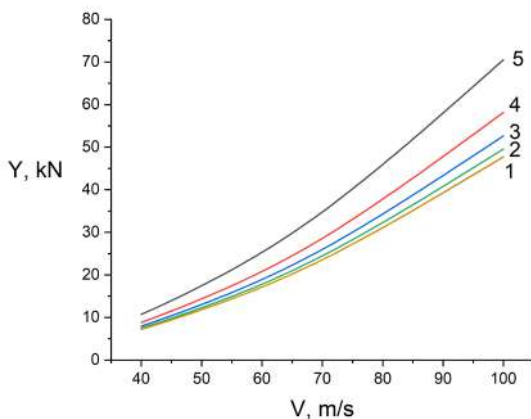


Рис. 5.10. Вплив швидкості на підйомну силу екраноплана:

1 – $h \rightarrow \infty$; 2 – $h = 0,8$ м; 3 – $h = 0,6$ м; 4 – $h = 0,4$ м; 5 – $h = 0,2$ м

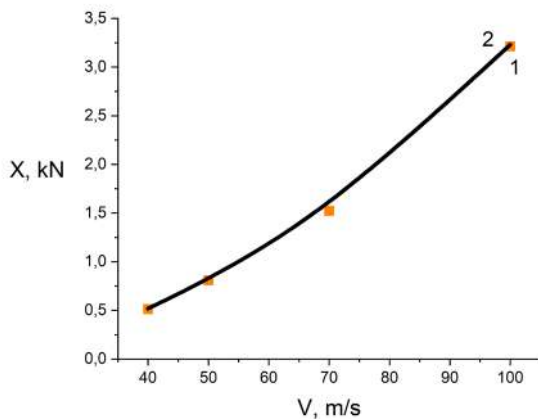


Рис. 5.11. Вплив швидкості на підйомну силу екраноплана:

1 – $h \rightarrow \infty$ (маркери); 2 – $h = 0,2$ м (лінія)

Як видно з даних на рис. 5.10 підйомна сила значно зростає зі збільшенням швидкості і наближенням до підстильної поверхні. Так, для польоту на висоті 0,2 м підйомна сила зростає в 6,6 раза зі збільшенням швидкості від 40 м/с до 100 м/с. Сила опору (рис. 5.11) менше залежить від відстані до поверхні, що зазначалося вище (рис. 5.7), але значно зростає зі збільшенням швидкості. Сила опору зростає майже в 6 разів, якщо збільшується швидкість від 40 м/с до 100 м/с.

Дані на рис. 5.12 свідчать, що висота і швидкість польоту також значно впливають на аеродинамічний момент. Збільшення аеродинамічного моменту обумовлено перерозподілом тиску навколо апарата. Разом з явищем зміщення центру тиску (рис. 5.8) ці ефекти потребують урахування під час проєктування і передбачення систем контролю.

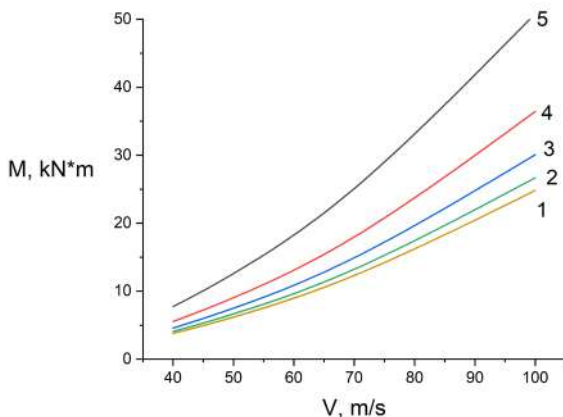


Рис. 5.12. Вплив швидкості на аеродинамічний момент:

1 – $h \rightarrow \infty$; 2 – $h = 0,8$ м; 3 – $h = 0,6$ м; 4 – $h = 0,4$ м; 5 – $h = 0,2$ м

На рис. 5.13 наведено розрахунок аеродинамічних сил (підйомна та опору), що впливають на апарат.

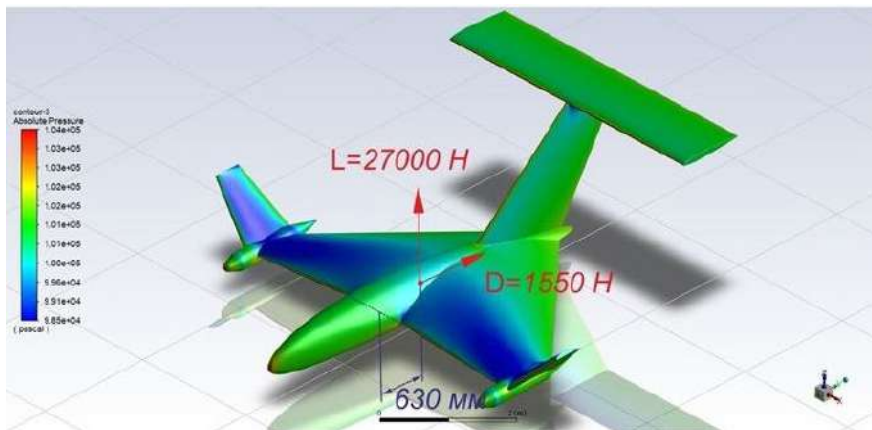


Рис. 5.13. Абсолютний тиск і аеродинамічні сили

Результати розрахунку аеродинамічних характеристик використані для розрахунку інших проєктних параметрів і подані в табл. 5.2.

Таблиця 5.2

Результати розрахунку

Параметр	Значення
Підйомна сила, Н	27 000
Сила опору, Н	1 550
Аеродинамічна якість	17
Крейсерська швидкість, км/год	250
Номінальна потужність двигунової установки, кВт	388
Максимальна злітна маса, кг	2 700
Питома потужність	0,19

Результати розрахунку показують, що в носовій частині фюзеляжу потік загальмовується й утворюється зона підвищеного тиску. Далі потік огинає корпус і пришвидшується зверху фюзеляжу та над несучими поверхнями, що зумовлює утворення зон зниженого тиску. В зазорі між апаратом і екраном потік уповільнюється, а тиск збіль-

шується, отже створюються умови для збільшення підйомної сили. За рахунок дисбалансу полів тиску і швидкості зверху апарата і в зазорі між екраном та нижньою поверхнею апарата буде виникати додаткова підйомна сила. Для зменшення індукованого опору рекомендується використовувати V-подібні закінцівки на несучих поверхнях.

Зменшення відстані до екрана несуттєво впливає на коефіцієнт аеродинамічного опору малорозмірного WIG-апарата, водночас зростає коефіцієнт підйомної сили і коефіцієнт аеродинамічного моменту. Доцільна область експлуатації малорозмірного WIG-апарата може бути рекомендована в діапазоні висот $0,3 \leq h/c \leq 0,7$. Наближення до поверхні призводить до зміщення центру тяжіння апарата, що призводить до зміни аеродинамічного моменту та має бути враховано під час розробки системи керування для забезпечення стійкого польоту. Результати досліджень підтверджують ефективність запропонованого аеродинамічного компонування безпілотного WIG-апарата, що використовує екранний ефект.

Очевидно, що область застосування отриманих результатів обмежується конструкцією, що розглядається. Водночас загальні закономірності цілком узгоджуються з аеродинамічною теорією польоту поблизу екрана. Слід зазначити, що на відміну від багатьох інших досліджень аеродинамічних характеристик окремих елементів WIG-суден в цьому дослідженні розглянуто повне компонування малорозмірного апарата.

Отримані результати створюють наукове підґрунтя для вибору раціональних проєктних параметрів малорозмірного WIG-апарата літакового типу, адже не лише визначено характеристики несучих поверхонь, але й розглянуто компонування загалом. Предметом подальших досліджень має бути дослідження стійкості польоту з урахуванням отриманих аеродинамічних, зокрема моментних, характеристик.

5.3. Загальні висновки і рекомендації

Аналіз ефективності транспортних засобів з використанням методики Габріеля – Кармана показує переваги екранопланів порівняно з традиційними видами транспорту. Використання таких інноваційних апаратів, як безпілотні автономні морські чи річкові системи може бути перспективним, оскільки знижуються капітальні витрати на створення апаратів, але має місце низка тактичних переваг: висока швидкість руху порівняно з високошвидкісними катерами, безаеродромне базування, можливість амфібійного режиму, ефективне подолання перешкод, низькі енергетичні витрати тощо. Проте створення таких відносно невеликих безпілотних апаратів пов'язано з необхідністю забезпечення високої аеродинамічної якості, оскільки масштабний фактор визначає ефективність екранного ефекту. На основі аналізу відомих досліджень і виконаних у цій роботі слід надати результати щодо конструкції та режимних параметрів польоту екранопланів.

1. Для несучих поверхонь невеликих екранопланів доцільно використовувати дельтоподібні крила зі зворотною стрілоподібністю (крило Ліппіша) з вгнутою формою нижньої поверхні профілю крила, не рекомендується використовувати кути атаки менше за 2° для запобігання ефекту падіння підйомної сили за малих відстаней від екрана, зі збільшенням швидкісного режиму очікується поліпшення екранного ефекту.

2. Для підвищення аеродинамічної якості невеликих безпілотних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею можна використовувати авіаційні профілі, що використовуються у високошвидкісній авіації, зокрема профіль USA-35B, який продемонстрував високі значення аеродинамічної якості для широкого кола визначальних параметрів. Профіль USA-35B може бути рекомендований для малорозмірних безпілотних літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над опорною поверхнею. Профіль ЦАГІ-721 також демонструє поліпшення аеродинамічної якості (збільшення на 41 %), але на менших відстанях від поверхні. В умовах малих кутів атаки профілі

Clark YH-12 і NASA M6 рекомендується використовувати за $\bar{h} > 0,25$. Рекомендується діапазон кутів атаки для всіх профілів від 4° до 6° ;

3. Для забезпечення ефективного впливу екранного ефекту рекомендується експлуатація в діапазоні висот $0,3 \leq h/c \leq 0,7$ з оптимальними кутами атаки від 4° до 6° . Слід враховувати умови стану водної поверхні. Найкраще екранний ефект проявляється за відсутності хвиль, за наявності хвиль необхідно враховувати їх амплітуду в розрахунку відстані від задньої крайки крила, кут атаки забезпечити не менше ніж 4° .

4. Під час руху безпілотного надводного апарата слід враховувати зміну положення центру тиску, зокрема відповідні органи стабілізації: хвостове оперення, використовувати скеги або відповідні закінцівки крил для зменшення індуктивного опору.

5. Для розрахунку основних аеродинамічних і льотно-тактичних характеристик безпілотного надводного апарата з динамічним принципом підтримки над поверхнею можна використовувати розроблену прикладну методику, що розроблено в результаті виконання проєкту.

6. У разі використання малих безпілотних надводних апаратів для зменшення гідродинамічного опору під час старту доцільно використовувати катапультний запуск з використанням пристрою, розробленого в результаті виконання проєкту.

ЛІТЕРАТУРА

1. Molland A. F., Turnock S. R. Marine rudders, hydrofoils and control surfaces: principles, data, design and applications. Elsevier Science & Technology Books, 2021. 500 p.
2. Hovercraft and hydrofoils in color / ed. by W. J. W. New York: Arco Pub. Co., 1977. 215 p.
3. Review Lecture – Electromagnetic suspension and levitation techniques. *Proceedings of the royal society of London. A. mathematical and physical sciences*. 1988. Vol. 416, no. 1851. P. 245–320. URL: <https://doi.org/10.1098/rspa.1988.0036>.
4. Високошкоростной магнітний транспорт с електродинамічної левітацією / В. А. Дзензерський та ін. Київ: Наук. думка, 2001. 480 с.
5. Noland J. K. Prospects and challenges of the hyperloop transportation system: a systematic technology review. *IEEE access*. 2021. Vol. 9. P. 28439–28458. URL: <https://doi.org/10.1109/access.2021.3057788>.
6. Gabrielli G., von Karman Th. What price speed? Specific power required for propulsion of vehicles. *Mechanical Engineering*. 1950. Vol. 72, no. 10. P. 775–781.
7. Trancossi M. What price of speed? A critical revision through constructal optimization of transport modes. *International journal of energy and environmental engineering*. 2015. Vol. 7, no. 4. P. 425–448. URL: <https://doi.org/10.1007/s40095-015-0160-6>.
8. Белавин Н. И. Экранопланы. Ленинград: Судостроение, 1977. 229 с.
9. Pabian A., Starostka-Patyk M., Zawada M. Promite means of transport as a complement to the transportation infrastructure. 2013 international conference on advanced logistics and transport (ICALT), Sousse, Tunisia, 29–31 May 2013. 2013. URL: <https://doi.org/10.1109/icadlt.2013.6568446>.

10. Górtowska M. Available search effort of the WIG craft. *Scientific journals of the maritime university of szczecin*. 2012. no. 29(101). P. 30–36.
11. Performance and technological feasibility of rocket powered HTHL-SSTO with take-off assist (aerospace plane/ekranoplane) / N. Tomita et al. *Acta astronautica*. 1999. Vol. 45, no. 10. P. 629–637. URL: [https://doi.org/10.1016/s0094-5765\(99\)00116-2](https://doi.org/10.1016/s0094-5765(99)00116-2).
12. Kubo S., Akimoto H., Gombodorj B. A new method of transportation in mongolia: wing-in-surface-effect craft. *Urban transport X. urban transport and the environment in the 21st century*, Dresden, 19–21 May 2004. 2004. P. 531–540.
13. Losi P. C. The wingship's potential for strategic lift. Washington, D.C.: The Industrial College of the Armed Forces National Defense University, 1995. 51 p.
14. Yang W., Czysz P. A. WIG craft serves niche transportation needs. *World review of intermodal transportation research*. 2011. Vol. 3, no. 4. P. 395. URL: <https://doi.org/10.1504/writr.2011.041720>.
15. Taylor G. K. Flying in the face of reason: the fact or fantasy of commercial wing-in-ground-effect vehicles. *International Workshop of the Institute of Marine Engineers*, Australia, June 1998.
16. Taylor G. K. Are you missing the boat? The ekranoplan in the 21st century – its possibilities and limitations. *18th fast ferry conference*, Nice, France, February 2002.
17. Paek C. S. The viability of commercializing Wing-In-Ground (WIG) craft in connection with technical, economic and safety aspects followed by IMO legislation: Master of Science in Maritime Affairs. Malmö, Sweden, 2006. 106 p.
18. Duggan J. M. Unmanned combat aerial vehicles: current types, ordnance and operations. by dan gettinger. Wien, Austria: Harpia publishing, 2021. *Journal of strategic security*. 2023. Vol. 16, no. 1. P. 93–95. URL: <https://doi.org/10.5038/1944-0472.15.4.2113>.
19. Lange R. H. Review of unconventional aircraft design concepts. *Journal of aircraft*. 1988. Vol. 25, no. 5. P. 385–392. URL: <https://doi.org/10.2514/3.45592>.

20. Development of Hoverwing type WIG craft WSH-500 / H. J. Lee et al. *Oceans 2012 – yeosu*, Yeosu, Korea (South), 21–24 May 2012. 2012. URL: <https://doi.org/10.1109/oceans-yeosu.2012.6263589>.
21. 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>.
22. Lange R. H., Moore J. W. Large wing-in-ground effect transport aircraft. *Journal of aircraft*. 1980. Vol. 17, no. 4. P. 260–266. URL: <https://doi.org/10.2514/3.57898>.
23. Ahn B.-K., Jang J., Song K.-H. Unmanned WIG (U-WIG) craft design and performance test. *Journal of the society of naval architects of Korea*. 2008. Vol. 45, no. 4. P. 396–402. URL: <https://doi.org/10.3744/snak.2008.45.4.396>.
24. Papadopoulos C., Mitridis D., Yakinthos K. Conceptual design of a novel unmanned ground effect vehicle (UGEV) and flow control integration study. *Drones*. 2022. Vol. 6, no. 1. P. 25. URL: <https://doi.org/10.3390/drones6010025>.
25. Ma D., Chen F., Shi Y. Influence of Scale Effect on Aerodynamic Performance Prediction of WIG Craft, *Lecture Notes in Electrical Engineering*, 2023. Vol. 1051. Springer, Singapore. URL: https://doi.org/10.1007/978-981-97-4010-9_11
26. 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>.
27. Halloran M., O'Meara S. Wing in ground effect craft review. Melbourne, Australia: DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory, 1999. 88 p.
28. Воропаєв Г. О. Динаміка швидкохідних суден: світові тенденції та перспективи. *Вісник НАН України*. 2023. № 7. С. 37–45. URL: <https://doi.org/10.15407/visn2023.07.037>.
29. Поспєлов А.С., Хапов А. П. Концепція малого ракетного катера та противоракетної ракети обмеженої дальності для Військово-Морських Сил України. *Система озброєння і військова техніка*. 2017. № 2. С. 94–105.
30. Kachur D. Efficiency evaluation of usage the wig crafts on short voyages in Black Sea. *Scientific bulletin of naval academy*. 2020. Vol. XXIII, no. 1. P. 123–133. URL: <https://doi.org/10.21279/1454-864x-20-i1-016>.
31. Dzenzerskyi V. O., Plaksin S. V., Pohorila L. M. High-speed magnetolevitative land transport with power supply by distributed photoelectric energy system

- with perspective energy storage. *System technologies*. 2022. Vol. 4, no. 141. P. 85–98. URL: <https://doi.org/10.34185/1562-9945-4-141-2022-07>.
32. Приходько А. А., Сохацкий А. В. Математическое и экспериментальное моделирование аэродинамики транспортных систем вблизи земли. Днепропетровск: Наука и образование, 1998. 154 с.
33. Приходько А. А., Арсенюк М. С. Численное исследование влияния пространственного расположения высокоскоростного транспортного средства относительно путевой структуры на аэродинамические характеристики. *Техническая механика*. 2014. № 4. С. 75–84.
34. Сохацкий А. В. До проблеми моделювання аеродинаміки надводних транспортних апаратів. *Системи та технології*. 2022. № 2 (64). С. 5–13.
35. Сохацкий А. В. Методика формування раціональних аеродинамічних компонувань перспективних транспортних апаратів. *Вісник АМСУ. Серія «Технічні науки»*. 2015. № 1 (53). С. 64–71.
36. Кравец В. В. Введение в курс конструкций экранопланов. Днепропетровск: Изд-во ДГУ, 1992. 140 с.
37. Белинский В. Г. О возмущенном движении экранопланов над взволнованной поверхностью моря. *Прикладна гідромеханіка*. 2006. Т. 8, № 3. С. 3–15.
38. Белинский В. Г., Зинчук П. И. Влияние параметров волнистого экрана на мгновенные значения подъёмной силы крыла движущегося над ним. *Прикладна гідромеханіка*. 2001. Т. 3 (75), № 1. С. 5–11.
39. Качур Д. Р. Стійкість продовжого руху экраноплану при малих зовнішніх впливах. *Vodnij transport*. 2022. № 1(35). С. 33–39. URL: <https://doi.org/10.33298/2226-8553.2022.1.35.04>.
40. Определение аэродинамических характеристик модели экраноплана в аэродинамической трубе Т-1 Харьковского университета Воздушных Сил / Украинец Е. А. та ін. *Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба*. 2014. Вип. 1. С. 57–60.
41. Fink M. P., Lastinger, J. L. Aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wings in close proximity to the ground. Technical Note. National Aeronautics and Space Administration. 1961. P. 37.
42. Yun L., Bliault A., Doo J. WIG craft and ekranoplan: ground effect craft technology. Springer, 2010. 470 p.

43. Nebylov A. V., Wilson P. Ekranoplanes: controlled flight close to the sea / ed. by W. P. A. Southampton: WIT Press, 2002. 226 p.
44. Lee T., Ko L. S. Ground effect on the vortex flow and aerodynamics of a slender delta wing. *Journal of fluids engineering*. 2018. Vol. 140, no. 7. URL: <https://doi.org/10.1115/1.4039232>.
45. Jia Q., Yang W., Yang Z. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect. *International journal of naval architecture and ocean engineering*. 2016. Vol. 8, no. 2. P. 209–217. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijnaoe.2016.03.001>.
46. Wei Y., Zhigang Y. Aerodynamic investigation on tilttable endplate for WIG craft. *Aircraft engineering and aerospace technology*. 2012. Vol. 84, no. 1. P. 4–12. URL: <https://doi.org/10.1108/00022661211194933>.
47. Experimental investigation of a wing-in-ground effect craft / M. M. Tofa et al. *The scientific world journal*. 2014. Vol. 2014. P. 1–7. URL: <https://doi.org/10.1155/2014/489308>.
48. Zhigang Y., Wei Y. Complex flow for wing-in-ground effect craft with power augmented ram engine in cruise. *Chinese journal of aeronautics*. 2010. Vol. 23, no. 1. P. 1–8. URL: [https://doi.org/10.1016/s1000-9361\(09\)60180-1](https://doi.org/10.1016/s1000-9361(09)60180-1).
49. Yang W., Yang Z. Schemed power-augmented flow for wing-in-ground effect craft in cruise. *Chinese journal of aeronautics*. 2011. Vol. 24, no. 2. P. 119–126. URL: [https://doi.org/10.1016/s1000-9361\(11\)60015-0](https://doi.org/10.1016/s1000-9361(11)60015-0).
50. Khoo B. C., Koe H. B. The hydrodynamics of the WIG (Wing-In-Ground) effect craft. *2016 IEEE international conference on underwater system technology: theory and applications (USYS)*, Penang, Malaysia, 13–14 December 2016. 2016. URL: <https://doi.org/10.1109/usys.2016.7893909>.
51. Take off resistance estimation of wing in ground effect (WIG) craft / M. M. Tofa et al. *Proceedings of the 6th Asia Pacific Workshop on Marine Hydrodynamics (APHydro)*, Johor, Malaysia, 3–4 September 2012. 2012. P. 513–519. URL: <https://doi.org/10.13140/RG.2.1.1306.9044>.
52. Гадецкий В. М. Влияние формы профиля на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана. *Тр. ЦАГИ*. 1985. № 2304. С. 2–11.
53. Лемко О. Л., Куцан И. Н. Экспериментальное и численное исследование влияния «экрана» и геометрических параметров крыла на аэродинамические характеристики ЛА схемы «летающее крыло». *Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы*. 2004. С. 58–63.

54. Архангельский В. Н., Коновалов С. И. Расчетное исследование влияния параметров профиля на его аэродинамические характеристики вблизи экрана. *Тр. ЦАГИ*. 1985. № 2304. С. 12–21.
55. Lee S.-H., Lee J. Aerodynamic analysis and multi-objective optimization of wings in ground effect. *Ocean engineering*. 2013. Vol. 68. P. 1–13. URL: <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2013.04.018>.
56. Barber T. J. A study of water surface deformation due to tip vortices wing-in-ground effect. *Journal of ship research*. 2007. Vol. 51, no. 02. P. 182–186. URL: <https://doi.org/10.5957/jsr.2007.51.2.182>.
57. Bal S. Free surface effects on 2-D airfoils and 3-D wings moving over water. *Ocean systems engineering*. 2016. Vol. 6, no. 3. P. 245–264. URL: <https://doi.org/10.12989/ose.2016.6.3.245>.
58. Wing-in-ground craft longitudinal modeling and simulation based on a moving wavy ground test / L. Wang et al. *Aerospace science and technology*. 2022. P. 107605. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107605>.
59. 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. URL: <https://doi.org/10.1088/1757-899x/642/1/012005>.
60. Shirsath R. A., Mukherjee R. Experimental and computational investigations of aerodynamic characteristics of a finite rectangular wing-in-ground effect. *Proceedings of the institution of mechanical engineers, part G: journal of aerospace engineering*. 2023. Vol. 237(5). P. 1007–1024. URL: <https://doi.org/10.1177/09544100221114700>.
61. Carter A. W. Effect of Ground Proximity on the Aerodynamic Characteristics of Aspect Ratio 1 Airfoils With and Without End Plates. NASA Technical Note. Aeronautical Laboratory. 1961. P. 27.
62. Gross J., Traub L. W. Experimental and theoretical investigation of ground effect at low reynolds numbers. *Journal of aircraft*. 2012. Vol. 49, no. 2. P. 576–586. URL: <https://doi.org/10.2514/1.c031595>.
63. Yang W., Lin F., Yang Z. Investigation on application of high-lift configuration to wing-in-ground effect. *Proceedings of the institution of mechanical engineers, part G: journal of aerospace engineering*. 2011. Vol. 226, no. 3. P. 260–271. URL: <https://doi.org/10.1177/0954410011409488>.

64. Mechanization of Wing by Flaps and Slats on Take off Motion Modes of Ground Effect Vehicles with Static Air Cushion / P. S. Kalyasov et al. *Marine Intellectual Technologies*. 2017. Vol. 2, no. 2. P. 8–14.
65. Prandtl L. Tragflächentheorie. I Mitteilung. *Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-Physikalische Klasse*. 1918. P. 451–477.
66. Wieselsberger C. Wing resistance near the ground. NACA-TM-77. Aeronautical Laboratory. 1922. P. 14.
67. 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.
68. 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>.
69. Staufenbiel R. W., Schlichting U. J. Stability of airplanes in ground effect. *Journal of aircraft*. 1988. Vol. 25, no. 4. P. 289–294. URL: <https://doi.org/10.2514/3.45562>.
70. 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>.
71. Abramowski, T. Numerical Investigation of Airfoil in Ground Proximity. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*. 2007. Vol. 45, no. 2. P. 425–436.
72. Phillips W. F., Hunsaker D. F. Lifting-Line predictions for induced drag and lift in ground effect. *Journal of aircraft*. 2013. Vol. 50, no. 4. P. 1226–1233. URL: <https://doi.org/10.2514/1.c032152>.
73. Сохацький А. В., Сохацький О. А., Маленко Є. В. Наближений метод розрахунку аеродинамічних характеристик наземних транспортних засобів. *Вісник Херсонського національного технічного університету*. 2018. Т. 2. С. 300–305.
74. Luchkov A., Cheban E., Zhuravlev E. Comparative analysis of the analytical methods and numerical modeling for the lift force of a WIG craft's wing. *Journal of physics: conference series*. 2021. Vol. 2131, no. 3. P. 032030. URL: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2131/3/032030>.

75. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев / Б. А. Ушаков и др. Москва: БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. 340 с.
76. Про приєднання України до Конвенції про Міжнародні правила запобігання зіткненню суден на морі 1972 року: Постанова Верховної Ради України від 17.11.1992 № 2785-XII: станом на 24 серп. 2024 р. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2785-12#Text>.
77. Guidelines for wing-in-ground craft: International Maritime Organization dated 18.05.2018 № MSC.1/Circ.1592. URL: <https://wwwcdn.imo.org/localresources/en/OurWork/Safety/Documents/MS-C.1-CIRC.1592.pdf>.
78. Joerg G. History and Development of Aerodynamic Ground Effect Craft (AGEC) with Tandem Wings. *RAM Wing and Ground Effect Craft*, The Royal Aeronautical Society, London, 19 May 1987. P. 87–109.
79. Ahmadzadehtalatapeh M., Mousavi M. A review on the drag reduction methods of the ship hulls for improving the hydrodynamic performance. *International Journal of Maritime Technology*. 2015. Vol. 4. P. 51–64.
80. Сохацький А. В. Використання екранопланного ефекту в перспективних транспортних технологіях. *Електромагнітна сумісність та безпека на залізничному транспорті*. 2018. № 16. С. 116–120.
81. 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. Reston, Virigina, 2009. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2009-4112>.
82. Case study on aerodynamics stability of bixel wing-in-ground effect craft / A. A. Pua'at et al. *IOP conference series: materials science and engineering*. 2019. Vol. 642. P. 012001. URL: <https://doi.org/10.1088/1757-899x/642/1/012001>.
83. Lao C. T., Wong E. T. T. CFD Simulation of a Wing-In-Ground-Effect UAV. *IOP conference series: materials science and engineering*. 2018. Vol. 370. P. 012006. URL: <https://doi.org/10.1088/1757-899x/370/1/012006>.
84. Experimental investigation of ground effects on aerodynamics characteristics of a delta wing airplane model / Ghajar A et al. *Modares Mechanical Engineering*. 2017. Vol. 17. no. 9. P. 281–289.
85. Koçak G., Yavuz M. M. Effect of ground on aerodynamics and longitudinal static stability of a non-slender delta wing. *Aerospace science and technology*. 2022. P. 107929. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107929>.

86. Effect of ground on flow characteristics and aerodynamic performance of a non-slender delta wing / S. Tumse et al. *Aerospace science and technology*. 2021. Vol. 110. P. 106475. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106475>.
87. Numerical investigation of the aerodynamics of a delta wing in ground effect / Q. Qu et al. *Journal of aircraft*. 2015. Vol. 52, no. 1. P. 329–340. URL: <https://doi.org/10.2514/1.c032735>.
88. Hameed H. The design of a four-seat reverse delta WIG craft. *The maldives national journal of research*. 2019. Vol. 7, no. 1. P. 7–28. URL: <https://doi.org/10.62338/8nsr3z50>.
89. Advanced combustion techniques and engine technologies for the automotive sector / ed. by A. P. Singh et al. Singapore: Springer Singapore, 2020. URL: <https://doi.org/10.1007/978-981-15-0368-9>.
90. Aerodynamic analysis and design of an aero-levitation electric vehicle / J. Cho et al. *19th AIAA applied aerodynamics conference*, Anaheim, CA, U.S.A. Reston, Virigina, 2001. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2001-2435>.
91. Power prediction of WIG craft / M. Mosaad et al. *International Shipbuilding Progress*. 2011. Vol. 58, no. 4. P. 219–238. DOI: 10.3233/ISP-2012-0076.
92. A Review on Ram Jet Engine / M. Patel et al. *International Journal of Research*. 2015. Vol. 2, no. 11. P. 131–136.
93. Yang W., Lin F., Yang Z. Investigation on application of high-lift configuration to wing-in-ground effect. *Proceedings of the institution of mechanical engineers, part G: journal of aerospace engineering*. 2011. Vol. 226, no. 3. P. 260–271. URL: <https://doi.org/10.1177/0954410011409488>.
94. Design, analysis and testing of a hydraulic catapult system / N. Cheng et al. *IEEE access*. 2022. Vol. 10. P. 67482–67492. URL: <https://doi.org/10.1109/access.2022.3185296>.
95. Dobrodomov O., Proroka V., Kulyk O.. UAV launch methods. *Challenges and Issues of Modern Science*. 2024. Vol. 2. P. 25–34.
96. The future and technique challenges of high-speed ground effect vehicle enrolled in maritime transportation / J. Sun et al. *Aerospace traffic and safety*. 2024. URL: <https://doi.org/10.1016/j.aets.2024.05.002>.
97. Lippisch A. M. Der Aerodynamische Boden Effekt und der Entwicklung des Flugflaschen (Aerofoil) Bootes. *Luftfahrt-technik-Raumfahrttechnik*. 1964. Vol. 10, no. 10. P. 261–269.

98. Wing in ground effect craft: A review of the state of current stability knowledge / M. A. Zarim et al. *Proceeding of International Conference on Ocean, Mechanical and Aerospace For Scientists and Engineer (OMase 2016)*, Universiti Malaysia Terengganu, Terengganu, Malaysia, 7–8 November 2016. 2016. P. 277–290.
99. An Overview of Governing Equations for Longitudinal Stability of WIG Craft / N. H. S. Rossani et al. *Proceedings of Aerospace Society Malaysia*. Vol. 1, no. 1. P. 21–27.
100. Yang W., Yang Z., Collu M. Longitudinal static stability requirements for wing in ground effect vehicle. *International journal of naval architecture and ocean engineering*. 2015. Vol. 7, no. 2. P. 259–269. URL: <https://doi.org/10.1515/ijnaoe-2015-0018>.
101. Иродов Р. Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана. *Ученые записки ЦАГИ*. 1970. Т. 1, № 4. С. 63–72.
102. Bruno Chanetz, B., Déleroy, J., Gilliéron, P et al. Experimental Aerodynamics. Springer Nature Switzerland AG, 2020, P. 309. URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-030-35562-3>
103. Jeong H-K., Han J-D., Kang K-J. On the structural test of 1.5-ton test WIG craft. *Ocean Engineering*. 2010. Vol. 37(16). P. 1393–1401. URL: <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2010.03.007>
104. Park H. Study on Design and Test of Composite WIG Vehicle Considering on Impact Loading. *MATEC Web Conf*. 2017. Vol. 139. P. 00022. URL: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201713900022>
105. Pereowei, G.O., Hu, Z. Dynamic lift characteristics of a water borne WIGcraft, *Ocean Engineering*. 2023. Vol. 288(2). P.116069. URL: <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.116069>.
106. James D., Collu M. Aerodynamically Alleviated Marine Vehicle (AAMV): Bridging the Maritime-To-Air Domain, *Proc. of 13th International Conference on Fast Sea Transportation*, 2015, Washington, DC, September 2015. URL: <https://doi.org/10.5957/FAST-2015-019>
107. Hu H., Ma D., Guo Y., Yang M. Airfoil Aerodynamics in Proximity to Wavy Water Surface. *Journal of Aerospace Engineering*, 2021. Vol. 34(2). P. 04020119. URL: [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001238](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001238)

108. Sakornsin R., Thipyopas C., Atipan S. Experimental Investigation of the Ground Effect of WIG Craft – NEW1 Model. *Proceedings*, 2019; 39(1):17. URL: <https://doi.org/10.3390/proceedings2019039017>
109. Pereowei Garrick, O, Hu, Z, Song, L. Simulating the Acceleration to Take-Off Phase of a WIG-Craft Using Results of a Constrained Experiment. *Proceedings of the ASME 2020 39th International Conference on Ocean, Offshore and Arctic Engineering. Volume 6B: Ocean Engineering*. August 3–7, 2020. V06BT06A014. ASME. URL: <https://doi.org/10.1115/OMAE2020–18471>
110. Gao, L., Cui, W., Fu, S., Hu, Z. Towing Tank Test. *Encyclopedia of Ocean Engineering*. 2022, Springer, Singapore. URL: https://doi.org/10.1007/978–981–10–6946–8_264.
111. Sokhatskyi A., Dreus, A., Radovskyi, M. et al. A review of the problem of modeling the aerodynamics of small-sized ekranoplanes. *MATEC Web Conf.*, 2024. Vol. 390. P. 04011. URL: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202439004011>
112. Гордон М. Г. Экспериментальное исследование поля скоростей и давлений вокруг профиля вблизи земли. *Труды ЦАГИ*. 1965. Вып. 974. 24 с.
113. Matsuzaki T., Yoshioka S., Kato T., Kohama Y. Unsteady aerodynamic characteristics of wings in ground effect. *Proceedings of the 40th JAXA Workshop on Investigation and Control of Boundary-Layer Transition Chofu*, Tokyo: Japan Aerospace Exploration Agency, 2008. P. 53–56.
114. Tremblay-Dionne V., Lee T. Discrepancy in the aerodynamic property and flow field of a symmetric airfoil produced by the stationary and moving ground effect. *Journal of. Fluids Engineering*. 2021. Vol. 143(2). P. 021301 URL: <https://doi.org/10.1115/1.4048290>
115. Shi X., Qu Q., Liu P, et al. Feasibility analysis of fixed plates in chord-dominated dynamic ground effect wind tunnel experiment. *Aerospace Science and Technology*. 2023. Vol. 137. P. 108262 URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108262>
116. Ahmed M. R. Aerodynamics of a Cambered Airfoil in Ground Effect. *International Journal of Fluid Mechanics Research*. 2005. Vol. 32, no. 2. P. 157–183. URL: <https://doi.org/10.1615/InterJFluidMechRes.v32.i2.30>
117. Harvey J. K., and Perry F. J., Flowfield Produced by Trailing Vortices in the Vicinity of the Ground. *AIAA Journal*. 1971. Vol. 9, no. 8. P. 1659–1660. URL: <https://doi.org/10.2514/3.6415>

118. Українець Є. О., Спіркін Є. В., Кудрявцев В. Г., Ключков Ю. П., Нечитайло В. І. Експериментальна установка для визначення аеродинамічних характеристик скранопланів. *Наукоємні технології*. 2018. № 4. С. 573–580.
119. Hermans C., Hegen S. DNW innovations in wind tunnel testing: new moving belt system for Large Low speed Facility. *CEAS Aeronaut J.* 2018. Vol. 9. P. 283–290. URL: <https://doi.org/10.1007/s13272-018-0285-4>
120. Горлин С. М. Экспериментальная аэромеханика: учеб. пособие для вузов. Москва: Высшая школа, 1970. 410 с.
121. Maliska C. R. Fundamentals of Computational Fluid Dynamics. Springer. 2023. P. 431
122. van Sluis M., Nasrollahi S., Rao A. G., Eitelberg G. Experimental and Numerical Analyses of a Novel Wing-In-Ground Vehicle. *Energies*. 2022. Vol. 15(4).. P. 1497. URL: <https://doi.org/10.3390/en15041497>
123. Firdhaus A., Kiryanto, Hakim M. L., Rindo G., Iqbal M. Ship Performances CFD Analysis of Hydrofoil-Supported High-Speed Catamaran Hull Form, *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*. 2024. Vol. 113(1). P. 108–121. URL: <https://doi.org/10.37934/arfmts.113.1.108121>
124. Thianwiboon M. A Numerical Comparative Study of the Selected Cambered and Reflexed Airfoils in Ground Effect. *Engineering Journal*. 2023. Vol. 27(11). P. 39–51. URL: <https://doi.org/10.4186/ej.2023.27.11.39>
125. Kaneko Y., Omori T., Kajishima T. Numerical study on the aerodynamics of an airfoil moving close to an air-water interface. *Transaction JSME*. 2016. Vol. 841. P. 82. URL: <http://doi.org/10.1299/transjsme.16-00112>
126. Jamei S., Adi J., Bilandi R. N., Azwadi N., Mancini S., Vitiello L., De Carlini M. Wake behind a compound wing in ground effect. *Journal of Marine Science and Engineering*. 2020. Vol. 8(3). P. 156. URL: <https://doi.org/10.3390/jmse8030156>
127. Mimeau C., Mortazavi I. A Review of Vortex Methods and Their Applications: From Creation to Recent Advances. *Fluids*. 2021. Vol. 6(2). P. 68. URL: <https://doi.org/10.3390/fluids6020068>
128. Mondal P. Prediction of Moment Using a Modified Discrete Vortex Method in Ground Effect. *Defence Science Journal*. 2021. Vol. 71(2). P. 146–152. URL: <https://doi.org/10.14429/dsj.71.16127>

129. Приходько А. А. Компьютерные технологии в аэрогидромеханике и тепломасообмене. Київ: Наукова думка, 2003, 379 с.
130. Rodriguez S. Applied Computational Fluid Dynamics and Turbulence Modeling: Practical Tools, Tips and Techniques, Springer Nature. 2019. P. 299.
131. An assessment of different turbulence models on a CFD simulation of air flow past a s814 airfoil / Araújo A. M. et al. Proc. 24th ABCM International Congress of Mechanical Engineering URL: <https://doi.org/10.26678/ABCM.COBEM2017.COB17-0306>
132. Yavuz O., Taner C. The Influence of Turbulence Models on the Numerical Modelling of a 3D Wing in Ground Effect. *Avrupa Bilim Ve Teknoloji Dergisi*. 2020. Vol. 43. P. 86–90. URL: <https://doi.org/10.31590/ejosat.1200056>.
133. Ning D., Ramesh A. Numerical Simulation of DLR-F6 Wing-Body Flow Field in Ground Effect. *Computers & Fluids*. 2022. Vol. 245. P. 105576. URL: <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2022.105576>.
134. Jithin P. N., Arumugham-Achari A. K. Shape optimisation 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>
135. Joseph D., Arumugham-Achari A. K., Narayanan J. P. Effect of ground on the shape optimisation of a symmetric aerofoil at low angles of attack. *Progress in Computational Fluid Dynamics*. 2021. Vol. 21(4). P. 209–221. URL: <https://doi.org/10.1504/PCFD.2021.116537>
136. Zhi H., Xiao T., Deng S. et al. Distinct Wing-in-Ground Effect of Airfoil in Proximity to Water Waves, *AIAA Journal*. Vol. 2022. P. 60(6). URL: <https://doi.org/10.2514/1.J061216>
137. Wang Y., Song W., Song J. et al. Airfoil Optimization of Wing-in-Ground Craft Considering Anti-waves Ability. *Proceedings Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2023)*, Lecture Notes in Electrical Engineering, vol 1051. Springer, Singapore. URL: https://doi.org/10.1007/978-981-97-4010-9_76
138. Wang L. et al. Wing-in-ground craft longitudinal modeling and simulation based on a moving wavy ground test. *Aerospace Science and Technology*. 2022. Vol. 126. P. 107605.

139. Jason V., Loutun N., Didane D. H., et al. 2D CFD Simulation Study on the Performance of Various NACA Airfoils. *CFD Letters*. 2021. Vol. 13(4). P. 38–50. URL: <https://doi.org/10.37934/cfdl.13.4.3850>
140. Bayram H. Numerical investigation of airfoils aerodynamic performances. *International Journal of Energy Applications and Technologies*. 2022. Vol. 9(1). P. 1–5. URL: <https://doi.org/10.31593/ijeat.1033107>
141. Subash D., Kaushal B., Sanjay M. Computational Analysis of the Aerodynamic Performance of NACA 4412 and NACA 23012 Airfoils. *International Research Journal of Engineering and Technology*. 2023. Vol. 10(12). P. 265–275. URL: <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.31495.37284>
142. Li S., Zhou D., Zhang Y., Qu Q. Aerodynamic Investigation of RAE2822 Airfoil in Ground Effect. *Procedia Engineering*. 2015. Vol. 126. P. 174–178. URL: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.11.208>
143. Zohary A. C., Asrar W., Aldheeb M. Numerical Investigation on the Pressure Drag of Some Low-Speed Airfoils for UAV Application. *CFD Letters*. 2021. Vol. 13(2). P. 29–48. URL: <https://doi.org/10.37934/cfdl.13.2.2948>
144. Миклашевский Г. Спутник юного авиастроителя. Москва-Ленинград: ОНТИ, 1936. 163 с.
145. Liu X., Ma D., Yang M. et al. Numerical Study on Airfoil Aerodynamics in Proximity to Wavy Water Surface for Various Amplitudes. *Applied Sciences*. 2021. Vol. 11. P. 4215. URL: <https://doi.org/10.3390/app11094215>
146. Qu Q., Lu Z., Liu P., Agarwal R. K. Numerical study of aerodynamics of a wing-in-ground-effect craft. *Journal of Aircraft*. 2014. Vol. 51(3). P. 913–924. URL: <https://doi.org/10.2514/1.C032531>
147. Lee T., Tremblay-Dionne V. Experimental Investigation of the Aerodynamics and Flow field of a NACA 0015 Airfoil Over a Wavy Ground, ASME. *Journal of Fluids Engineering*. 2018. Vol. 140(7). P. 071202. URL: <https://doi.org/10.1115/1.4039236>
148. Wang Y., Song W., Song J., Han S., Han Z. Airfoil Optimization of Wing-in-Ground Craft Considering Anti-waves Ability. *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2023) Proceedings. Lecture Notes in Electrical Engineering*. 2024. Vol. 1051. URL: https://doi.org/10.1007/978-981-97-4010-9_76
149. Mirochnitchenko V. A., Takahashi T. T. *An Investigation into the Design of an Efficient In Ground Effect Flying Vehicle Planform. 15th AIAA Aviation*

- Technology, Integration, and Operations Conference* (22–26 June 2015, Dallas, TX), URL: <https://doi.org/10.2514/6.2015-3000>
150. Gudmundsson S. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures Ed. 2. Elsevier Science. 2021. P. 2896.
151. Karpuk S. Constraint analysis methodology for ground-effect vehicle conceptual design. *Ocean Engineering*. 2024. Vol. 308. P. 118252. URL: <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2024.118252>
152. Аеродинаміка літальних апаратів: навч. посіб. для здобувачів ступеня бакалавра за освіт. програмою «Літаки і вертольоти» спец. 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» / уклад.: П. В. Лук'янов; КПІ ім. Ігоря Сікорського. Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2024. 188 с.
153. Шашин В. М. Гидромеханика. Москва: Высшая школа, 1990. 384 с.
154. Dreus A., Aleksieienko S., Nekrasov V. Determining the aerodynamic performance of a high-speed unmanned marine wing craft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2024. Vol. 4, no 7(130). P. 41–46. URL: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.309708>

З М І С Т

ВСТУП.....	5
------------	---

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ БЕЗПІЛОТНИХ WIG-СУДЕН.....	9
---	----------

1.1. Загальна характеристика та місце високошвидкісних WIG-апаратів у системі транспортних засобів та безпілотних систем.....	9
1.2. Внесок українських наукових і інженерних шкіл у дослідження WIG-систем.....	18
1.3. Фізичні основи екранного ефекту, огляд основних результатів з досліджень аеродинаміки WIG-кораблів	23
1.4. Огляд теоретичних підходів до вивчення екранного ефекту	31
1.5. Класифікація WIG-суден	39
1.6. Загальний огляд енергетичних установок та рушіїв у WIG-суднах	44
1.7. Проблема забезпечення стійкості WIG-кораблів	49

РОЗДІЛ 2. АЕРОДИНАМІЧНИЙ ЕКСПЕРИМЕНТ У ДОСЛІДЖЕННЯХ ВПЛИВУ ЕКРАНА НА АЕРОДИНАМІКУ НЕСУЧИХ ПОВЕРХОНЬ.....	53
---	-----------

2.1. Огляд експериментальних схем досліджень аеродинамічних процесів поблизу екрана	53
2.2. Методика експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі	58

2.2.2. Особливості постановки й обробки даних аеродинамічного експерименту під час моделювання екранного ефекту	64
2.3. Методика оцінювання факторів, що впливають на точність вимірювань в аеродинамічній трубі, оцінка похибки експерименту.....	67
2.4. Експериментальне моделювання екранного ефекту.....	71

РОЗДІЛ 3. МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ЕКРАННОГО ЕФЕКТУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЕЛЕМЕНТІВ WIG-СУДЕН

3.1. Математичні основи постановки і розв’язання задачі про рух профілю крила над поверхнею	74
3.2. Алгоритм дослідження аеродинаміки профілю на основі методу дискретних вихорів	83
3.3. Дослідження аеродинаміки профілів різної геометрії поблизу поверхні	90
3.3.1. Вибір аеродинамічних профілів і тестові розрахунки	90
3.3.2. Числові дослідження аеродинамічних характеристик профілю крила та несучої системи, що рухається поблизу підстильної поверхні	95
3.3.2. Дослідження аеродинамічних характеристик профілю крила, що рухається над хвилястою поверхнею	104

РОЗДІЛ 4. ІНЖЕНЕРНА МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ЕКРАНОПЛАНА

4.1. Загальні зауваження щодо проєктування WIG-суден	112
4.2. Основні вихідні геометричні параметри апарата.....	115
4.3. Розрахунок основних аеродинамічних характеристик.....	121
4.3.1. Коефіцієнт лобового опору	121
4.3.2. Розрахунок коефіцієнта підйомної сили	128

4.4. Побудова графіків поляри й підйомної сили.....	134
4.5. Розрахунок основних льотно-технічних характеристик WIG-апарата.....	137
4.6. Обмеження на підйом і поворот	142

РОЗДІЛ 5. КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ

АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС

ПОЛЬОТУ ЕКРАНОПЛАНА.....

5.1. Постановка задачі про аеродинаміку екраноплана.....	145
5.2. Результати числових досліджень полів швидкості та тиску навколо безпілотного апарата, що рухається поблизу поверхні.....	150
5.3. Загальні висновки і рекомендації	160

Література	162
------------------	-----

Наукове видання

**А. Ю. Дреус, С. В. Алексєєнко, М. М. Дронь,
О. В. Кравець, О. В. Кулик, А. В. Сохацький**

Аеродинамічні аспекти проєктування безпілотних екранопланів

*За загальною редакцією доктора технічних наук,
професора Андрія Дреуса*

ISBN 978-617-8519-13-1



9

Підписано до друку 1.11.2024.

Формат 60х84/16. Папір офсетний.

Друк цифровий. Ум. друк. арк. 10.46

Наклад 50 пр. Зам. № 173.

ЛІРА

ВИДАВНИЦТВО
ДРУКАРНЯ

— ДНІПРО —

Видавництво та друкарня ПП «Ліра ЛТД».

вул. Наукова, 5, м. Дніпро, 49107.

Свідцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів та
розповсюджувачів видавничої продукції
ДК № 6042 від 26.02.2018.