

## **РЕЦЕНЗІЯ**

на дисертацію Некрасова Валерія Євгеновича  
«Аеродинамічні параметри малорозмірних літальних апаратів з динамічним  
принципом підтримки над поверхнею», подану до захисту на здобуття  
ступеня доктора філософії  
у галузі знань 13 Механічна інженерія за спеціальністю  
134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

### **Актуальність теми дисертації**

У сучасних умовах розвитку безпілотних літальних апаратів зростає інтерес до використання екранного ефекту як засобу підвищення енергоефективності та вантажопідйомності. Малорозмірні літальні апарати, що рухаються на малій висоті над поверхнею та використовують динамічний принцип підтримки, є перспективними інноваційними транспортними засобами, що поєднують переваги літаків і морських суден. Такий безконтактний режим руху транспортного засобу над підстильною поверхнею отримав назву «Екранного ефекту». Аеродинамічна поведінка таких екранопланів значно залежить від геометричних параметрів та режимів польоту.

Згідно з залежністю швидкості та енергоозброєності Кармана-Габріеля екранопланний режим руху літального апарату дозволяє суттєво збільшити його швидкість та вагове навантаження на одиницю потужності енергетичної установки. Перші розробки таких великих апаратів, що використовують динамічний принцип підтримки над поверхнею, були виконані ще в 60-ті роки XX сторіччя (наприклад проєкти «Орльонок» (СРСР), летючі човни F2Y Sea Dart (США)). Але, внаслідок технічних і економічних чинників, ці проєкти не отримали розвитку, тому на сьогодні військове та комерційне використання такого типу апаратів є обмеженим. Можливість використання в сучасних умовах малорозмірних безпілотних літальних апаратів викликала потужний запит до таких систем.

Під час створення невеликих екранопланних систем виникає проблема забезпечення стійкості польоту оскільки у визначенні аеродинамічних характеристик важливу роль відіграє масштабний фактор.

Малорозмірні апарати особливо чутливі до змін кута атаки, висоти польоту над поверхнею через масштабний ефект та низьку інерційність. Взаємодія кута атаки з іншими параметрами (висотою, швидкістю, типом поверхні) створює складну нелінійну динаміку, яку необхідно враховувати при проектуванні. При досягненні критичного кута спостерігається звалювання потоку, що призводить до різкого зниження підйомної сили та втрати керованості. Ще одним з визначальних параметрів, що безпосередньо впливає на силу екранного ефекту та характер повітряного потоку, є висота польоту. Зменшення висоти над поверхнею призводить до зростання підйомної сили, але одночасно підвищує ризик нестабільності через турбулентні збурення.

Оптимальний діапазон кутів атаки, критичних режимів, при яких змінюється структура потоку та виникають автоколивання, дослідження впливу інших важливих параметрів можуть бути визначені шляхом CFD-моделювання з урахуванням висоти польоту та швидкості та/або з фізичних експериментів в аеродинамічних трубах.

З огляду на інтенсивний розвиток інженерінгу безпілотних літальних апаратів та комплексів, їх широкого застосування, зростає інтерес до дослідження аеродинаміки малорозмірних екранопланів.

Представлене дисертаційне дослідження є актуальним та має практичне значення, тому що саме визначення раціональних аеродинамічних параметрів для забезпечення стійких режимів польоту безпілотних літальних малорозмірних апаратів з використанням комп'ютерного моделювання та застосування їх верифікації через проведення натурних експериментів потребує широкого впровадження у зв'язку з завданнями сьогодення, про що свідчить і комплексність застосованих автором підходів.

### **Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами**

Дисертаційну роботу виконано на кафедрі ракетно-космічних та інноваційних технологій в Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара відповідно до одного з напрямів досліджень в рамках науково-

дослідницького проєкту «Обґрунтування аеродинамічних і проектних параметрів високошвидкісного надводного безпілотної апарату», що фінансувався Національним фондом досліджень України (номер держреєстрації № 0123U103905, проєкт 2022.01/0170).

### **Наукова новизна отриманих автором результатів**

У дисертаційній роботі запропоновано комплексний підхід до аналізу аеродинамічних характеристик малорозмірних літальних апаратів, що здійснюють рух над поверхнею з використанням динамічного принципу.

Синтезовано нову комплексну методику дослідження аеродинаміки малорозмірних екранопланів, яка включає аеродинамічний експеримент дослідження несучих елементів в дозвуковій аеродинамічній трубі, обчислювальний експеримент для дослідження аеродинаміки різних профілів в плоскій постановці та 3D моделювання на основі CFD експерименту. Такий підхід дозволив визначити раціональні характеристики малорозмірного екраноплану, та довести можливість використання екранного ефекту для створення малорозмірних літальних апаратів, що використовують динамічний принцип руху над поверхнею.

Впроваджено математичну модель, яка описують динаміку руху малорозмірного літального апарату з урахуванням ефекту екранування та змінних граничних умов, що виникають при русі над різними типами поверхонь та проведено моделювання взаємодії апарата з потоком повітря в умовах близької до поверхні зони, що враховує нелінійні ефекти, турбулентність та змінність тиску.

Реалізовано інтеграцію чисельних методів CFD (Computational Fluid Dynamics) для симуляції потоку навколо апарата досліджуваної конфігурації з високою точністю, що дозволяє прогнозувати поведінку малорозмірного екраноплану в реальних умовах.

Вперше встановлені закономірності аеродинамічних характеристик для широкого кола визначальних параметрів (кут атаки, відстань до екрану,

швидкість) для обраної аеродинамічної схеми малорозмірного екраноплану, що забезпечують стабільність, керованість та енергоефективність апарата в зоні близької взаємодії з поверхнею.

Отримані результати дослідження є суттєвими, сприяють розвитку теоретичних основ та практичних рішень у сфері проєктування та експлуатації малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху, що відкриває нові можливості для їх застосування в різних галузях, та мають наукову цінність.

### **Практичне значення отриманих результатів**

1. Запропонована комплексна методика дослідження, яка поєднує аеродинамічний експеримент та комп'ютерне моделювання, дозволяє з високою точністю оцінювати аеродинамічні характеристики малорозмірних літальних апаратів типу екранопланів у реальних умовах експлуатації.

2. Розроблено новий електронно-цифровий комплекс на базі аналого-цифрових перетворювачів, тензометричних датчиків та мікроконтролера ATMEGA 328p для обробки тензометричних вимірювань аеродинамічних сил та схему дзеркального відображення моделей, для досліджень в аеродинамічній трубі методом вагового експерименту.

3. Доведено можливість інженерного обґрунтування конструктивних рішень при проєктуванні малорозмірних літальних апаратів, що забезпечує оптимальне співвідношення між підйомною силою, опором та стабільністю польоту.

4. Опрацьовано застосування числових і експериментальних даних для прогнозування поведінки апарата в зоні близької взаємодії з поверхнею, що особливо важливо для апаратів, які працюють в умовах обмеженого простору або складного рельєфу.

5. Проаналізовано підвищення ефективності та безпеки польотів за рахунок точного визначення критичних режимів роботи та параметрів керування.

6. Запропоновано підхід з удосконалення методів випробувань та сертифікації нових типів малорозмірних літальних апаратів, що базуються на динамічному принципі руху.

Результати дисертаційного дослідження мають важливе практичне значення для розробки, вдосконалення та експлуатації малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею, дозволяють сформулювати комплекс методичних пропозицій та практичних рекомендацій, можуть бути безпосередньо використані в авіаційній, оборонній, екологічній та транспортній галузях, бути інтегровані до навчального процесу закладів вищої освіти України.

### **Достовірність та обґрунтованість отриманих результатів**

Дисертаційна робота виконана на належному науковому рівні та відповідає вимогам до досліджень третього (освітньо-наукового) рівня вищої освіти. Усі отримані результати є науково обґрунтованими, що забезпечується коректністю постановки задач, логічною структурою дослідження та використанням сучасних методів аналізу.

Достовірність результатів підтверджується:

- перевіркою розроблених методичних підходів шляхом порівняння з експериментальними даними, наведеними в науковій літературі, а також з результатами власних експериментальних досліджень автора, зокрема дослідженнями обтікання крила з використанням профілю Clark-YH12 в наближенні до екрана, проведеними в аеродинамічній трубі Т-5;
- використанням фундаментальних законів та рівнянь механіки рідини та газу, що забезпечує фізичну обґрунтованість побудованих моделей та достовірність розрахунків;
- всебічним тестуванням комп'ютерної моделі, включаючи перевірку граничних умов, аналіз чутливості та порівняння з експериментальними даними, що демонструє задовільний збіг результатів.

– ретельним таруванням та калібруванням інформаційно-вимірювальної системи та електронно-цифрового інтерфейсу, що забезпечує високу точність та надійність експериментальних вимірювань.

Основні положення, що виносяться на захист, оприлюднені у наукових виданнях за кордоном, що підтверджує їхню відповідність вимогам академічної спільноти. Наукові результати роботи пройшли апробацію на міжнародній науково-практичній конференції, що засвідчує їхню актуальність, практичну значущість та достовірність.

### **Оцінка змісту, оформлення та обсягу дисертації**

Представлена дисертаційна робота складається із анотації, вступу, чотирьох основних розділів, висновків та списків використаних джерел до кожного розділу, загальних висновків. Використані джерела включають 100 найменувань. Дисертаційна робота проілюстрована 66 рисунками та 4 таблицями. Обсяг основного тексту – 100 сторінок, що відповідає вимогам, встановленим освітньо-науковою програмою «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка. Дисертаційну роботу оформлено відповідно до вимог МОН України від 12 січня 2017 р. №40 «Про затвердження вимог до оформлення дисертації».

У **вступі** дисертаційної роботи обґрунтовано актуальність обраної теми, яка полягає в необхідності дослідження аеродинамічних характеристик малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею. Такий тип апаратів має значний потенціал для застосування в різних галузях – від екологічного моніторингу до оборонних технологій – що зумовлює потребу в глибокому науковому аналізі їхніх льотних властивостей.

У вступі чітко визначено мету дослідження, яка полягає в обґрунтуванні аеродинамічних параметрів малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху, що функціонують у зоні близької взаємодії з поверхнею. Окреслено об'єкт дослідження – процеси аеродинамічної взаємодії апарата з

навколишнім середовищем, та предмет дослідження – аеродинамічні характеристики апаратів у зазначених умовах.

Сформульовано завдання дослідження, виконання яких у повному обсязі дозволяє досягти поставленої мети. У роботі також виокремлено наукову новизну, що полягає у розробці нових методичних підходів до моделювання та експериментального дослідження, а також практичне значення отриманих результатів, які можуть бути використані при проектуванні та оптимізації малорозмірних літальних апаратів.

Представлено перелік публікацій, у яких висвітлено основні положення дисертації, а також апробацію результатів дослідження на міжнародній науково-практичній конференції.

У **першому розділі** дисертаційної роботи здійснено аналіз сучасного стану досліджень малорозмірних літальних апаратів, що використовують динамічний принцип підтримки над поверхнею, зокрема за рахунок екранного ефекту. Надано узагальнене визначення екранного ефекту, розглянуто його фізичну природу та вплив на аеродинамічні характеристики апаратів.

Проведено огляд конструктивних рішень літальних апаратів, які реалізують принцип руху в зоні близької взаємодії з поверхнею, здійснено їх класифікацію за висотою польоту, типом конструкції та сферою застосування. Особливу увагу приділено апаратам, що працюють у режимі глісування та екранопланам.

Розглянуто методи числового та експериментального дослідження таких апаратів. Обґрунтовано доцільність використання комп'ютерного моделювання для аналізу аеродинамічних процесів, а також необхідність проведення експериментальних досліджень для верифікації числових результатів. Зазначено, що поєднання обох підходів дозволяє досягти високої точності та достовірності при оцінці льотних характеристик апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею.

У **другому розділі** дисертаційної роботи представлено розробку методики аеродинамічного експерименту, спрямованого на дослідження



екранного ефекту при малих розмірах хорди профілю крила. Проведено огляд сучасних методів експериментального вивчення екранного ефекту, на основі якого сформульовано припущення та обґрунтовано підхід до проведення власного експериментального дослідження.

З метою забезпечення точності вимірювань було модифіковано електронно-цифровий інтерфейс, призначений для реєстрації аеродинамічних параметрів крила як у безмежному потоці, так і в умовах наближення до екрана. Інтерфейс реалізовано на базі мікроконтролера ATMEGA 328P із використанням п'яти аналого-цифрових перетворювачів HX711, що дозволяє здійснювати точне вимірювання силових параметрів та виводити дані на екран комп'ютера в реальному часі.

Експериментальні дослідження проводились для крила з профілем Clark-YH12 у двох режимах: у безмежному потоці та в умовах наближення до екрана. Це дозволило зафіксувати прояви екранного ефекту та оцінити його вплив на зміну підйомної сили та опору, що є критично важливим для подальшого обґрунтування аеродинамічних параметрів малорозмірних літальних апаратів.

У **третьому розділі** дисертаційної роботи представлено числове моделювання обтікання профілю крила як у безмежному потоці, так і в умовах наближення до екрана, з метою дослідження впливу екранного ефекту на аеродинамічні характеристики.

Розрахунки виконано на основі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є–Стокса, що дозволяє враховувати турбулентні ефекти при моделюванні потоку. Розглянуто дві окремі задачі:

- обтікання профілю крила Clark-YH12 у безмежному потоці;
- обтікання того ж профілю в наближенні до екрана.

Для кожного випадку побудовано геометричну модель з довжиною хорди 0,1 м. Область обтікання навколо профілю перевищувала 10 довжин хорди, за винятком нижньої межі в моделі безмежного потоку, де відстань дорівнювала одній хорді.



Розглянуто типи розрахункових сіток – структуровану, неструктуровану та гібридну – з аналізом їхніх переваг і недоліків. Для моделі в безмежному потоці застосовано структуровану сітку, а для моделі з екраном – гібридну сітку, що включала допоміжну геометрію на відстані половини хорди, яка дозволила сформувати структуровану сітку навколо профілю, а поза її межами – неструктуровану.

Вибір моделі турбулентності здійснено на основі аналізу літературних джерел, у яких розглядалися подібні задачі. Було проведено власне порівняльне дослідження моделей Spalart–Allmaras,  $k-\omega$  SST та SST для різних кутів атаки (від  $-4^\circ$  до  $10^\circ$ ) при постійній швидкості потоку. Найкращі результати показала модель SST, яка й була використана в подальших розрахунках.

У результаті числового моделювання отримано поля швидкості та тиску, а також графіки залежності коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору від кута атаки (у діапазоні від  $0^\circ$  до  $8^\circ$ ). Для порівняння наведено також експериментальні дані з атласу ЦАГІ для профілю Clark-YH12, що дозволило оцінити точність числової моделі та підтвердити її достовірність.

У **четвертому розділі** дисертаційної роботи проведено параметричні числові дослідження літального апарата, що рухається в зоні близької взаємодії з поверхнею (екраном). Геометрична модель апарата була створена в середовищі Autodesk Inventor з урахуванням габаритних характеристик надводного безпілотного літального апарата «Магура», що дозволило забезпечити порівнянність результатів моделювання з реальними технічними характеристиками.

Для числового моделювання побудовано неструктуровану розрахункову сітку, яка згодом була оптимізована шляхом перетворення тетраедральних комірок у поліедричні за допомогою спеціального модуля. Це дозволило зменшити загальну кількість комірок, зберігаючи точність розрахунків, а також покращити збіжність обчислювального процесу завдяки більшій кількості зв'язків між багатограними елементами порівняно з трикутною сіткою.

Для моделювання турбулентних процесів використано модель SST, яка продемонструвала високу ефективність у попередніх розрахунках аеродинаміки літальних апаратів. Зазначено, що вибір моделі турбулентності має особливо важливе значення при малих значеннях висоти польоту ( $h$ ) або від'ємних кутах атаки, де вплив екранного ефекту є найбільш вираженим.

У результаті обчислювальних експериментів отримано картини обтікання апарата при різних швидкостях та висотах польоту над поверхнею. Зокрема, наведено результати моделювання поля тиску та швидкості для апарата, що рухається зі швидкістю 100 км/год на висоті  $h = 0,4$  м. Візуалізовано лінії струму та вихрову структуру, яка формується позаду апарата внаслідок його взаємодії з потоком.

Додаткові розрахунки для інших швидкісних режимів показали якісно подібну картину розподілу фізичних величин, що дозволяє зробити узагальнені висновки щодо закономірностей обтікання апарата поблизу поверхні. Проведено аналіз впливу висоти польоту та швидкості руху на основні аеродинамічні характеристики: коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт лобового опору, коефіцієнт аеродинамічного моменту, положення центру тиску.

Результати представлені у відносних значеннях, що дозволяє порівняти характеристики апарата поблизу поверхні з аналогічними параметрами в умовах безмежного потоку. Це дає змогу кількісно оцінити вплив екранного ефекту на льотні властивості апарата та сформулювати рекомендації щодо оптимізації його конструкції.

Отримані результати повністю відповідають поставленим завданням та визначеній меті наукового дослідження. У **висновках** узагальнено найбільш значущі наукові положення та практичні досягнення, отримані в процесі виконання роботи. Висновки відображають логіку дослідження, підтверджують ефективність запропонованих методичних підходів та демонструють їхню прикладну цінність для розв'язання актуальних задач у сфері аеродинаміки малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом руху над поверхнею.

Дисертаційна робота Некрасова Валерія Євгеновича «Аеродинамічні параметри малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею» повністю відповідає спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Дослідження за структурою та змістом відповідає вимогам, є завершеною науковою працею, а її результати свідчать про наявність особистого внеску здобувача у галузі знань Механічна інженерія.

### **Публікація та апробація основних результатів дисертації**

За результатами проведених досліджень опубліковано дві наукові статті в іноземних фахових виданнях, що індексуються у наукометричній базі Scopus (Q3). Аналіз змісту опублікованих праць свідчить про те, що основні положення дисертації повністю висвітлені у наукових публікаціях та доповідях. Апробація результатів дослідження здійснювалася шляхом участі автора у міжнародній науково-практичній конференції, де матеріали дисертації були представлені у формі доповіді та обговорень. Публікація матеріалів апробації підтверджує наукову значущість та актуальність отриманих результатів, а також їх відповідність сучасним вимогам до досліджень у галузі аеродинаміки та безпілотних літальних апаратів.

### **Оцінка академічної доброчесності дисертаційного дослідження**

Оригінальний текст дисертації є результатом власних досліджень автора, що доводить високий відсоток унікальності, отриманий за результатом проходження перевірки через академічну систему Strike Plagiarism. Дисертаційна робота Некрасова Валерія Євгеновича не містить фальсифікацій, компіляцій, фабрикацій, плагіату або несанкціонованих запозичень. Запозичені ідеї, результати, текстові цитування та зображення інших авторів мають відповідні посилання у списку використаних джерел.

### **Зауваження та побажання**

1. У дисертаційній роботі у якості досліджуваного експериментально профіля крила малорозмірного літального апарату використано відомий аеродинамічний профіль Clark YH-12. Разом з цим виникає питання: чим викликаний саме такий вибір, чи є принципові перешкоди для експериментального дослідження інших типів профілів, і яким вимогам повинен задовольняти профіль малорозмірного літального апарату екранного типу в залежності від типу підстильної поверхні? Бажано було б розширити номенклатуру досліджуваних профілів.

2. При виборі використаної розрахункової моделі турбулентності було здійснено порівняльний аналіз різних її моделей з приділенням особливої уваги здатності моделей відображати поведінку потоку в примежовому шарі та описувати явища відриву, перетікання та повторного приєднання потоку до поверхні. Але при цьому в роботі не вказано, яка сторона профілю обиралась за контрольну оскільки обидві знаходяться в різних умовах впливу підстильної поверхні.

3. Автором роботи для числових параметричних досліджень екраноплану літакової схеми було обрано схему компонування літального апарату з урахуванням того, що наявність такої хвостової частини робить його більш стабільним, з припущенням що наявність V-подібних торців може запобігати перетіканню від нижньої поверхні крил до верхньої. При аналізі отриманих результатів не вказано на вплив висоти розташування хвостової частини, розміри якої можуть мати однакові порядки з відстанню до поверхні планування.

### **Загальні висновки**

Вважаю, здобувач Некрасов В.Є. у результаті виконання дисертаційної роботи повністю оволодів методологією наукової діяльності, особисто отримав вагомі наукові результати. Роботу на тему «Аеродинамічні параметри малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею» виконано на високому науковому рівні. Дисертація виконана без



порушення принципів академічної доброчесності та є завершеним науковим дослідженням. Результати роботи мають теоретичну та практичну цінність і спрямовані на комплексне розв'язання актуальної наукової задачі, що має важливе значення для розвитку галузі знань «Механічна інженерія». Зміст дисертації не суперечить принципам академічної доброчесності, а її актуальність, наукова новизна та практична цінність відповідають вимогам, визначеним пунктами 6-9 «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора 10 філософії», затвердженого постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 року № 44.

Здобувач Пророка Владислав Аркадійович заслуговує на присудження ступеня доктора філософії в галузі знань 13 Механічна інженерія за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

#### **Рецензент**

кандидат фізико-математичних наук,  
декан механіко-математичного факультету  
Дніпровського національного  
університету імені Олеся Гончара



Олександр ХАМІНІЧ

*Підпис декана Олександра ХАМІНІЧА  
засвідчую:*

#### **Проректор з наукової роботи**

Дніпровського національного  
університету імені Олеся Гончара  
кандидат біологічних наук, доцент



Олег МАРЕНКОВ