

Рішення
разової спеціалізованої вченої ради
про присудження ступеня доктора філософії

Здобувач ступеня доктора філософії Валерій Некрасов, 1997 року народження, громадянин України, освіта вища: закінчив у 2021 році Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара (найменування закладу вищої освіти) за спеціальністю Прикладна механіка, аспірантурі Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України з 2021 р., виконав акредитовану освітньо-наукову програму «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Разова спеціалізована вчена рада, утворена наказом Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України, місто Дніпро від «02» липня 2025 року № 195, у складі:

Голови разової

спеціалізованої вченої ради – Анатолія Дзюби, доктора технічних наук, професора, професора кафедри теоретичної та комп'ютерної механіки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України;

Рецензентів –

Олександра Хамініча, кандидата фізико-математичних наук, доцента, декана механіко-математичного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України;

Сергія Бондаренка, кандидата технічних наук, доцента, доцента кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Міністерство освіти і науки України;

Офіційних опонентів – Анатолія Сохацького, доктора технічних наук, професора, професора кафедри транспортних технологій та міжнародної логістики Університету митної справи та фінансів Міністерства освіти і науки України (з липня 2025 р. – провідний науковий співробітник відділу № 7 Інституту транспортних систем та технологій Національної академії наук України);

Юрій Кваші, доктора технічних наук, старшого наукового співробітника, провідного наукового співробітника Інституту технічної механіки Національної академії наук України в Державного космічного агентства України;

на засіданні «02» вересня 2025 року прийняла рішення про присудження ступеня доктора філософії з галузі знань 13 Механічна інженерія Валерію Некрасову на підставі публічного захисту дисертації «Аеродинамічні параметри малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею» за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Дисертацію виконано у Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України, місто Дніпро.

Науковий керівник: Сергій ДАВИДОВ, доктор технічних наук, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Дисертацію подано у вигляді спеціально підготовленого рукопису із дотримання вимог пункту 6 Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії, затвердженого постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 року № 44 (зі змінами). Дисертаційну роботу присвячено вирішенню важливого наукового і прикладного завдання розроблення методичних підходів до визначення аеродинамічних параметрів малорозмірних літальних апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею. Наукова новизна отриманих результатів роботи полягає у наступному: вперше встановлені закономірності впливу екранного ефекту на аеродинамічні характеристики профілю крила Clark-YH12, розроблено методику експериментального дослідження екранного ефекту в аеродинамічній трубі, що використовує новий електронно-цифровий комплекс для обробки тензометричних вимірювань аеродинамічних сил та схему дзеркального відображення моделей, вперше показано можливість використання екранного ефекту для створення малорозмірних літальних апаратів, що використовують динамічний принцип руху над поверхнею. У представленій роботі набули подальшого розвитку розробки щодо застосування екранного ефекту до малорозмірних літальних апаратів. Здійснено порівняння, як експериментальних, так і числових досліджень з вивчення екранного ефекту для профіля крила. Застосування запропонованих методичних підходів дозволяє здійснювати дослідження екранного ефекту для малорозмірних літальних апаратів. Розроблено комплексну методику дослідження аеродинаміки малорозмірних літальних апаратів, яка включає аеродинамічний експеримент та комп'ютерне моделювання. Проведено порівняння моделей турбулентності в числових дослідженнях для вивчення екранного ефекту. Розроблено електронно-цифровий комплекс на базі аналого-цифрових перетворювачів, тензометричних датчиків та мікроконтролера ATMEGA 328p для проведення аеродинамічного експерименту, що дозволяє виводити та обробляти отримані величини аеродинамічних сил в реальному часі за допомогою комп'ютера, дає можливість розширити номенклатуру під'єднаних датчиків. Використання розробленої методики визначення аеродинамічних параметрів малорозмірних літальних

апаратів з динамічним принципом підтримки над поверхнею дозволяє спростити процес проєктування БПЛА з динамічним принципом підтримки над поверхнею шляхом отримання їх параметричних аеродинамічних параметрів за допомогою числових розрахунків, що дозволяє не тільки визначити аеродинамічні параметри для параметричної моделі, а також для певних режимів руху та масштабу літального апарату. Сформульовані у дисертації положення дають можливість використання комплексу методичних засад та прикладних пропозицій, які можуть бути використані як при практичних кроках до створення вітчизняних БПЛА з динамічним принципом підтримки над поверхнею, так і в рамках освітнього процесу закладів вищої освіти України.

Дисертація виконана державною мовою із дотриманням вимог до оформлення дисертації, встановлених МОН України. Обсяг основного тексту дисертації відповідає нормам, встановленим освітньо-науковою програмою “Авіаційна та ракетно-космічна техніка” за спеціальністю 113 Прикладна математика Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України.

Здобувач має 3 наукових публікації за темою дисертації, з них 1 стаття у науковому фаховому виданні України категорії А, яке індексується в наукометричній базі Scopus, 1 стаття – у закордонному виданні, яке індексується в наукометричній базі Scopus, одні тези доповіді в матеріалах вітчизняних і міжнародних конференцій, які відповідають вимогам пунктів 8, 9 Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії, зокрема:

1. Dreus, A., Aleksieinko, S., Nekrasov, V. (2024). Determining the aerodynamic performance of a high-speed unmanned marine WIG craft. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies, 4 (7 (130)), 41–46. **(фахове видання категорії А, Scopus, Q3)**
DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.309708>
2. Dreus, A., Alekseyenko, S., Kulyk, O., Nekrasov, V. (2025). Prospects for the creation of small-sized high-speed unmanned aerial vehicles based on WIG-craft. EUREKA: Physics and Engineering, (1), 34-43. **(Scopus, Q3)**
DOI: <https://doi.org/10.21303/2461-4262.2025.003308>.

У дискусії взяли участь голова і члени спеціалізованої ради:

Голова спеціалізованої вченої ради Дзюба А. П., доктор технічних наук (01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла), професор, професор кафедри теоретичної та комп'ютерної механіки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Міністерства освіти і науки України. Зауважень немає.

Офіційний опонент Сохацький А.В., доктор технічних наук (05.07.01 – аеродинаміка та газодинаміка літальних апаратів), професор, провідний науковий співробітник відділу № 7 Інституту транспортних систем та технологій Національної академії наук України. Зауваження:

1. В новизні роботи стверджується «Вперше встановлені закономірності впливу екранного ефекту на аеродинамічні характеристики профілю крила Clark-YH-12%». Це не так. Аеродинамічні характеристики профілю крила Clark-YH-12% поблизу екрану досліджувалися і раніше. Дивись роботи: Серебрийский Я.М., Биячуев Ш.А., Приходько А.А, Сохацький А.В.
Також викликають сумніви ствердження «Вперше показано можливість використання екранного ефекту для створення малорозмірних літальних апаратів, що використовують динамічний принцип руху над поверхнею».
2. При аналізі аналітичних підходів для опису екранного ефекту в аеродинаміці слід було б звернути увагу на «Методи потенціалів прискорень» в гідроаеродинаміці, «Методи оптимального проектування екранопланів», «Теорія оптимальних гідродинамічних форм», «Квадрупольна теорія крила поблизу твердої межі» (Панченков А.М.). Ці дослідження починалися в Інституті Гідромеханіки НАН України. Досліджувалася гідроаеромеханіка несучих поверхонь, розроблено асимптотичні методів розв'язання крайових задач і їх застосуванням до гідроаеродинаміки несучих поверхонь поблизу екрану.
3. На стор 40 стверджується «Він містить набір результатів на прямокутних крилах, які пролітають через тверду границю, отриману в межах лінійної теорії». Як це слід розуміти?
4. На стор 42 стверджується: «Однак не зважаючи на певну ефективність цих методів, вони мають обмеження щодо задач, які вони можуть вирішувати. Тому в рамках цієї дисертаційної роботи прийнято рішення використовувати більш універсальний та менш вибагливий до ресурсів метод скінченних елементів. Метод скінченних елементів - метод числового розв'язування диференціальних рівнянь, який широко використовують в інженерному та математичному моделювання, а не метод дослідження аеродинамічних характеристик. Як він використовувався?
5. На графіках рисунків експериментального та числового дослідження аеродинамічних характеристик слід було б маркерами показати значення експериментальних даних. Адже завжди є певна похибка.
6. Система рівнянь Нав'є-Стокса (3.1.) записана для ламінарного режиму руху. Ці рівняння слід було б записати у формі осереднених за Рейнольдсом рівняннях Нав'є-Стокса. Адже вони є незамкненими.
7. В роботі сказано, що під час проведення числового моделювання були задані відповідні межові умови, які відповідають реальним фізичним

умовам задачі обтікання апарата поблизу твердої поверхні. В розділі 3 слід було б описати задання змінних на межах розрахункових блоків та аргументувати розміри розрахункової області, методи апроксимації конвективних складових осереднених за Рейнольдсом рівняннях Нав'є-Стокса з урахуванням моделей турбулентності та чисел Маха.

8. В роботі сказано, що під час проведення числового моделювання були задані відповідні межові умови, які відповідають реальним фізичним умовам задачі обтікання апарата поблизу твердої поверхні. В розділі 3 слід було б описати задання змінних на межах розрахункових блоків та аргументувати розміри розрахункової області, методи апроксимації конвективних складових осереднених за Рейнольдсом рівняннях Нав'є-Стокса з урахуванням моделей турбулентності та чисел Маха.
9. Автору роботи слід було б звернути увагу на використання термінології методів гідроаеродинаміки (числовий чи чисельний; примежовий шар, а не прикордонний та цілий ряд інших) Для аеродинамічних схем крилевих літальних апаратів існує прийнята класифікація. Схема «утка» також літакова і «безхвоста» також.
10. Для порівняння аеродинамічних характеристик слід було б порівнювати результати числового моделювання обтікання профілю з даними інших авторів. Наприклад: - Серебрянский Я.М., Биячев Ш.А. Исследование в трубе горизонтально установленного движения крыла на небольшом расстоянии от земли // Труды ЦАГИ.-Вып. 437.- 1939.- 32с.
Приходько А.А., Сохацкий А.В Математическое и экспериментальное моделирование аэродинамики элементов транспортных систем вблизи экрана. Днепропетровск: Наука и образование, 1998. 160 с.
11. Автор не пояснює: в числовому методі розв'язування осереднених за Рейнольдсом рівнянь використовується метод скінченних різниць чи метод контрольного об'єму, для яких чисел Маха проводився розрахунок, чи використовувався метод штучної стисливості чи інші.
12. Для крилевих літальних апаратів при розрахунку аеродинамічних характеристик використовується площа, крила, його розмах, хорда крила, а не площа міделя.
13. В дисертації Некрасова В.Є. в додатку не представлено ліцензію на право використання ППП ANSYS для проведення досліджень.
14. При числовому моделюванні течій з використанням системи рівнянь Нав'є-Стокса фактично розв'язуються не самі диференціальні рівняння в частинних похідних, а їх скінченно-різницевий аналог. Необхідно було б привести схеми апроксимації складових рівнянь.
15. Моделювання проводиться для дозвукових течій, де число Маха для стандартної атмосфери складає $M=16,5/331=0,05$ (стор. 89). В залежно від числа Маха для повітряного транспортного засобу (наприклад, літака, космічного апарату або ракети) можна розглядати п'ять різних режимів:

- 1) Нестисливий: $M < 0.3$, приблизно. При цьому варіацією щільності щодо щільності в спокої можна знехтувати.
- 2) Дозвуковий (стисливий дозвуковий): $0.3 \leq M < 0.8$, приблизно. Варіації щільності повинні бути включені через ефекти стисливості. Можна виділити два різних режими: низький дозвуковий ($0.3 \leq M < 0.6$ приблизно) і високий дозвуковий ($0.6 \leq M < 0.8$, приблизно). Хоча регіональні літаки зазвичай літають в низьких дозвукових режимах, комерційні реактивні літаки, як правило, літають у високих дозвукових режимах (намагаючись бути найближчим до трансзвукових режимів, уникаючи при цьому його негативних наслідків з точки зору аеродинамічного опору).
- 3) Трансзвукова: $0.8 \leq M < 1$, приблизно. Це складна ситуація, оскільки навколо літака співіснують як дозвукові потоки, так і надзвукові потоки (наприклад, навколо профілю крила потік прискорюється і може бути надзвуковим, тоді як потік, що надходить через передню кромку, був дозвуковим).
- 4) Надзвуковий: незбурений $M \geq 1$, а потім потік навколо літака теж на $M \geq 1$. Потік при $M = 1$ відомий як звуковий.
- 5) Гіперзвукові: $M \gg 1$ (на практиці, $M > 5$). У цих випадках з'являються такі явища, як кінетичне тепло або дисоціація молекул.

В роботі слід було б описати алгоритм розрахунку поля тиску.

Офіційний опонент Кваша Ю.О., доктор технічних наук (01.02.05 – механіка рідини, газу та плазми), старший науковий співробітник, провідний науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Зауваження:

1. Результати порівняння значень коефіцієнта підйомної сили залежно від кута атаки та моделі турбулентності, що наведені на рис. 3.7, не проаналізовані у тексті роботи і не свідчать, на наш погляд, про перевагу моделі турбулентності SST над моделями Spalart-Allmaras і k- ω .
2. Бажано було б більш детально розглянути відмінності графіків коефіцієнтів лобового опору на рис. 3.18, зокрема привести значення числа Рейнольдса при проведенні розрахунків.
3. В тексті дисертації не прояснено, на основі яких міркувань було обрано конкретну аеродинамічну компоновку моделі екраноплана, що приведена на рис. 4.1.

Офіційний рецензент Хамініч О. В., кандидат фізико-математичних наук (01.02.05 – механіка рідини, газу та плазми), доцент, декан механіко-математичного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України. Зауваження:

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.

Офіційний рецензент Бондаренко С. Г., кандидат технічних наук (05.07.02 Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів), доцент, доцент кафедри двигунобудування Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України. Зауваження:

1. В дисертаційних дослідженнях розглядався тільки один профіль крила Clark-YH-12 як в експериментальному, так і в CFD дослідженнях, інтерес представляє дослідження характеристик з використанням інших аеродинамічних профілів;
2. В експериментальному та CFD дослідженнях розглянуто тільки одне значення кліренсу (висота від екрануючої поверхні до хорди крила), що звужує коло визначальних параметрів;
3. В дисертаційній роботі розглядалася лише гладка екрануюча поверхня без збурень, але реальні апарати рухаються в умовах нерівного профілю підстильної поверхні;
4. У четвертому розділі дисертаційної роботи було представлена параметрична модель малорозмірного екраноплана лише з одним заданим кутом атаки.

Результати відкритого голосування:

«За» – 5 членів ради,

«Проти» – немає.

На підставі результатів відкритого голосування разова спеціалізована вчена рада присуджує Валерію ступінь доктора філософії з галузі знань 13 Механічна інженерія за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Відеозапис трансляції захисту дисертації додається.

Голова разової спеціалізованої
вченої ради



М.П.

Анатолій ДЗЮБА
(власне ім'я та прізвище)