

УДК 629.7.035.5:629.7.014-519

doi: 10.32620/aktt.2026.4sup1.07

М. В. БОРИСЮК, Я. О. РУДКІН

Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна

ВПЛИВ ЗАХИСНОЇ СІТКИ НА ПАРАМЕТРИ РОБОТИ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

У сучасних умовах стрімкого розширення сфер застосування малогабаритних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) як у цивільному, так і у військовому секторах актуальності набуває забезпечення безпеки їхніх компонентів. Повітряні гвинти є найбільш уразливими елементами конструкції, і контакт з перешкодами у вигляді гілок, уламків чи захисних бар'єрів призводить до втрати керованості апарата та невиконання поставленого завдання. Для вирішення цієї проблеми та підвищення загальної експлуатаційної надійності дронів запропоновано підхід із застосуванням спеціалізованих захисних сіток навколо гвинтомоторної групи. Метою даного дослідження стало комплексне експериментальне визначення та оцінка ступеня впливу геометричних параметрів захисної сітки на ключові тягові характеристики повітряних гвинтів БПЛА задля пошуку оптимального балансу між механічною безпекою та аеродинамічною ефективністю силової установки. Для досягнення поставленої мети було використано спеціально розроблений вимірювальний стенд. У ході дослідження було проведено серію експериментальних випробувань з використанням повітряних гвинтів трьох різних діаметрів (7, 8 і 10 дюймів). Тестування здійснювалося на трьох фіксованих рівнях потужності електромотора, що відповідали 35%, 75% та 100% від номінальної тяги, з метою імітації різних польотних режимів. Кожен гвинт випробовувався спочатку без захисних конструкцій, як базовий варіант для отримання номінальних значень, а потім всередині захисних сіток різних конфігурацій. Під час проведення експериментальних досліджень було встановлено, що використання першого варіанта сітки з розміром комірки 10×10 міліметрів призводить до зниження статичної тяги силової установки майже на 45% через значний аеродинамічний опір і блокування потоку. Використання другого варіанта сітки зі збільшеним розміром комірки до 20×20 міліметрів дозволило покращити показники, проте втрати тяги все ще залишалися на рівні 11%. У рамках експерименту було встановлено, що основне джерело аеродинамічних втрат локалізоване в зоні низхідного повітряного потоку: повний демонтаж нижньої частини захисної сітки дозволив відновити тягу до 98% від номінальних значень. Можна зробити висновок, що науково обґрунтована оптимізація геометрії сітки дозволяє звести аеродинамічні втрати до мінімуму. Як оптимальну конфігурацію захисної сітки визначено використання великокомірчастої сітки виключно у верхній частині гвинта. Таким чином, розроблений підхід гарантує надійний захист гвинтів при збереженні високої льотної ефективності та вантажопідйомності БПЛА.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, захисна сітка, стенд, тестування, тяга, БПЛА, повітряний гвинт, аеродинамічні характеристики

Вступ

В останні роки спостерігається стрімке зростання застосування безпілотних літальних апаратів (БПЛА), зокрема мультироторних систем і FPV-дронів. Сільське господарство, пошуково-рятувальні операції, спостереження, кінематографія, археологія, транспорт, охорона здоров'я, гірничодобувна промисловість, будівництво, ліквідація наслідків стихійних лих, виконання розвідувальних і бойових завдань – це лише кілька прикладів областей застосування БПЛА. Якщо на ранніх етапах розвитку малої безпілотної авіації польоти переважно виконувались над відкритими територіями, то сучасні експлуатаційні завдання вимагають використання таких апаратів за умов обмеженого простору та складної геометрії [1]. До таких завдань належать

моніторинг промислових об'єктів та закритих цехів, проведення пошуково-рятувальних операцій у зруйнованих будинках, інспекція лісових масивів, навігація в умовах щільної міської забудови, використання під час виконання бойових завдань.

Особливість такого середовища експлуатації полягає в наявності безлічі потенційних перешкод – рельєфу місцевості, гілок дерев, виступаючих елементів будівельних конструкцій, арматури та різного сміття [2, 3]. Найбільш уразливим вузлом будь-якого мультироторного апарата за таких умов є гвинтомоторна група (ГМГ). Ненавмисний контакт незахищених лопатей із зовнішніми об'єктами призводить до їх миттєвого руйнування, втрати просторової стійкості БПЛА і, як наслідок, неможливості виконання польотного завдання. У зв'язку з цим критично важливо інтегрувати в конструкцію БПЛА надійні засоби фізичного захисту повітряних гвин-



тів, що дозволить запобігти пошкодженню гвинтів при механічних впливах, забезпечити виконання заданих функцій у польоті, підвищити безпеку оточуючих та інфраструктури. Проте необхідність застосування систем фізичного захисту повітряних гвинтів прогнозовано призведе до зниження аеродинамічної ефективності силової установки. Будь-яка фізична перешкода, що знаходиться в площині обертання лопатей або в супутньому струмені гвинта, є джерелом аеродинамічного опору [4]. Елементи захисних конструкцій звужують ефективний прохідний переріз (зменшують площу проникності), викликають утворення локальних вихорів на захисній сітці та підвищують загальний рівень турбулентності. Цей процес призводить до істотного зниження створюваної тяги і непропорційного зростання енерговитрат, спрямованих на компенсацію виникаючих втрат.

Аналіз сучасної спеціалізованої літератури показує, що вплив суцільних кільцевих обтічників та циліндричних напрямних кожухів на льотні характеристики мультироторних систем досліджено досить глибоко та детально. У той самий час питання аеродинамічних втрат, що виникають під час використання проникних структур – зокрема, захисних сіток для гвинтів малого діаметра, – залишається розкритим не повною мірою [5]. Існуючі дослідження з аеродинаміки потоків, що проходять через сітчасті екрани, дають загальну теоретичну базу для розрахунку перепаду тиску. Однак, точних експериментальних даних, що описують динаміку зниження тяги апаратів у прямій залежності від геометричних параметрів сітки (розмірів комірки) та її просторового розташування відносно ротора, майже немає [6]. З цього можна зробити висновок про актуальність заявленої проблеми для практичного та експериментального вивчення.

У зв'язку з вищевикладеним, об'єктом цього дослідження є аеродинамічний процес створення тяги повітряними гвинтами малих безпілотних літальних апаратів. Предметом дослідження є вплив геометричних і конструктивних параметрів захисної сітки на тягові характеристики ГМГ.

Для досягнення поставленої мети було заплановано послідовне вирішення комплексу завдань. На початковому етапі було спроектовано, зібрано та відкалібровано спеціалізований вимірювальний стенд, здатний із високою точністю фіксувати тягові зусилля та робочі параметри двигуна. За допомогою цього стенду передбачалося провести серію базових контрольних випробувань повітряного гвинта (базового варіанта без захисту). Обрані значення потужності електродвигуна становлять 35%, 75% та 100% від максимальної тяги. Далі було проведено серію аналогічних експериментальних вимірювань для гвинта, що функціонує всередині захисних сіток із

різними геометричними характеристиками, а саме дослідження змінення розміру комірок та загальної конфігурації захисного корпусу.

Підсумковим завданням був комплексний аналіз отриманих масивів даних і зіставлення залежностей тягових зусиль від споживаної потужності задля визначення тієї конфігурації сітки, яка забезпечує найбільш прийнятний баланс між механічною безпекою та мінімізацією аеродинамічних втрат.

Огляд існуючих досліджень

У сучасній науковій літературі проблема захисту (ГМГ) БПЛА та забезпечення їхньої безпеки при контакті з фізичними перешкодами розглядається з різних точок зору: від аеродинаміки та матеріалознавства до акустики та специфічних сценаріїв застосування.

Завдяки дослідженню [4] поглиблюється розуміння виробничих аспектів розробки захисних систем з питань проектування, 3D-друку та тестування засобів захисту пропелерів. У цій роботі детально розглядається використання адитивних технологій для створення кастомних захисних елементів. Акцентовується увага на важливості правильного підбору полімерних матеріалів, що дозволяють досягти оптимального балансу між структурною міцністю, масою конструкції та її здатністю поглинати кінетичну енергію удару без деформації лопатей.

Також, підходи до оптимізації конструктивних рішень для малих безпілотних платформ також представлено в публікації [7]. Робота висвітлює комплексну інженерію підвищення ефективності дронів із використанням інноваційних геометрій та матеріалів. Особливий акцент робиться на необхідність пошуку компромісу між функціональністю додаткових надбудов (до яких відносяться й захисні грати) та енергоефективністю силової установки, що повністю підтверджує актуальність проблеми мінімізації коефіцієнта захащування потоку.

Проблему збереження працездатності дронів в умовах відсутності сигналів GPS і високої щільності перешкод докладно освітлено в роботі [3]. У статті аналізується концепція захисних каркасів швидкого розгортання, призначених для квадрокоптерів у складних закритих просторах. Основний фокус зроблений на краш-тестах і оцінці того, як сферичні та циліндричні клітини захищають ротори при прямому зіткненні зі стінами, хоча автори відзначають неминучий аеродинамічний вплив, що накладається подібними суцільними конструкціями.

Близькою за тематикою є робота, присвячена створенню удароміцних квадрокоптерів і алгоритмів відновлення після зіткнень [8]. Захист гвинтів представлено у вигляді міцних захисних конструкцій.

У цьому дослідженні фізичний захист гвинтів розглядається в нерозривному комплексі з програмними методами, БПЛА повинен мати здатність виявляти перешкоди та відновлюватися після високошвидкісних зіткнень. Більш того, він має витримувати зіткнення з перешкодами, що рухаються під час зависання.

Специфічні експлуатаційні сценарії диктують свої унікальні вимоги до захисту ГМГ, що наочно продемонстровано в дослідженні застосування БПЛА [9]. Автори описують процес проектування дрону, якому необхідно фізично взаємодіяти з щільними гілками й листям. У роботі експериментально доведено, що для успішного маневрування апарат потребує спеціалізованих захисних екранів, що запобігають намотуванню гілок на осі двигунів, при цьому виникаючі аеродинамічні втрати компенсуються надлишковою потужністю силової установки.

Особливий напрямок досліджень пов'язаний із забезпеченням безпеки при тісній взаємодії дронів і людей. У публікації [10] підкреслено критичну необхідність забезпечення фізичної безпеки оператора за допомогою повного закриття обертючих елементів.

Захисні сітки в цьому контексті виступають як обов'язковий інтерфейс, що дозволяє людині безпечно торкатися апарата, проте автори наголошують на складності створення захисних конструкцій, які були б одночасно міцними, легкими та проникними для повітряного потоку. Особливої уваги заслуговує вплив елементів захисту на акустичні характеристики БПЛА. У статті [4] проведено детальний аналіз генерації шуму ГМГ, що знаходиться всередині різних об'єктів і захисних екранів.

Експериментально показано, що наявність перешкод на шляху повітряного потоку провокує турбулентність і ранній зрив вихорів, що веде до помітного збільшення акустичної емісії. Ці висновки вкрай важливі, оскільки аеродинамічний шум безпосередньо свідчить про розсіювання корисної енергії ротора та зниження тяги.

Аеродинамічні особливості мультироторних систем із кільцевими конструкціями проаналізовано в профільній публікації [11]. Авторами розглянуто змінення льотних властивостей літального апарата при застосуванні кільцевих захисних конструкцій.

Отримані дані підтверджують різке зниження коефіцієнта корисної дії гвинта через звуження ефективного перерізу струменя, що відкидається, та замикання потоку на виході, що обумовлює необхідність аеродинамічної оптимізації розміру та геометрії захисного кожуха.

Зауважимо, що теоретичне обґрунтування цих процесів представлено в роботі [12]. Застосовані методи обчислювальної гідрогазодинаміки в комбінації з натурними експериментами для оцінки аеродинамічної інтерференції роторів і оточуючих їх

елементів конструкції. Описані моделі перепаду тиску на пористих і ґратчастих структурах надають математичну базу, що дозволяє передбачати масштаб втрати статичної тяги ще на ранніх етапах проектування БПЛА.

Експериментальна установка

Для проведення експериментальних досліджень застосовувався спеціалізований вимірювальний стенд, розроблений раніше та валідований для оцінки параметрів ГМГ малих БПЛА. Використання цієї модульної платформи дозволило досягти високої повторюваності результатів та звести до мінімуму небажані механічні збурення завдяки застосуванню полімерного каркаса з антивібраційними демпферами.

Для вимірювань використовувався спеціальний пристрій, що включає тензорезистивний датчик сили та систему реєстрації електричних параметрів. Привід повітряних гвинтів здійснювався за допомогою безколекторного електродвигуна з максимальною потужністю 1,5 кВт. Детальний опис стенда для тестування гвинтів БПЛА представлено в роботі [13].

Для реалізації цілей експериментальних досліджень базова конструкція стенду була модифікована [14]. Зокрема був інтегрований додатковий вузол кріплення, що дозволяє жорстко зафіксувати сітчасті захисні екрани відносно площини обертання повітряного гвинта. Дане конструктивне рішення забезпечило можливість швидкої заміни захисної сітки без змінення осевого центрування силової установки. Це обумовлює можливість швидкого переходу між базовим гвинтом, захисною сіткою з комітками 10×10 мм і 20×20 мм, а також можливість демонтажу нижньої частини захисного корпусу. Шляхом ізоляції кріплень сітки від тензометричної осі стенда вдалося забезпечити те, що вимірювальний модуль фіксує змінення аеродинамічної тяги гвинта, виключаючи похибку механічного впливу аеродинамічного опору самої сітки на датчик.

Методика та реалізація випробувань

Головним об'єктом експериментального дослідження є елементи ГМГ малих БПЛА, а також захисні сітчасті конструкції різних геометричних конфігурацій.

Повітряні гвинти. Обрано три розміри повітряних гвинтів, що найчастіше застосовуються в складі силових установок FPV-дронів і мультироторних БПЛА легкого класу, що дозволило зібрати повні дані для експерименту та зрозуміти, наскільки сильно спостерігаються виявлені аеродинамічні ефекти при зміні розмірів.

Випробування проводилися для повітряних гвинтів із такими фіксованими діаметрами: 7 дюймів, 8 дюймів та 10 дюймів.

Використання лінійки гвинтів різного діаметра дозволило простежити характер змінення тягових характеристик при постійних параметрах геометричних захисних елементів.

Захисні сітки. Для фізичної ізоляції повітряних гвинтів від зовнішніх механічних впливів було спроектовано просторові захисні конструкції, а саме захисні сітки (рис. 1). У дослідженні варіювався ключовий геометричний параметр захисту – пористість (проникність) екрана, що визначається розміром комірки.

Експериментальна програма включала тестування трьох базових конфігурацій сітки:

Захисна сітка (конфігурація 1) – характеризується щільним розташуванням конструктивних елементів із розміром квадратної комірки 10×10 мм (рис. 2). Даний варіант забезпечує максимальну механічну безпеку, але має найменшу площу проникності повітряного потоку.

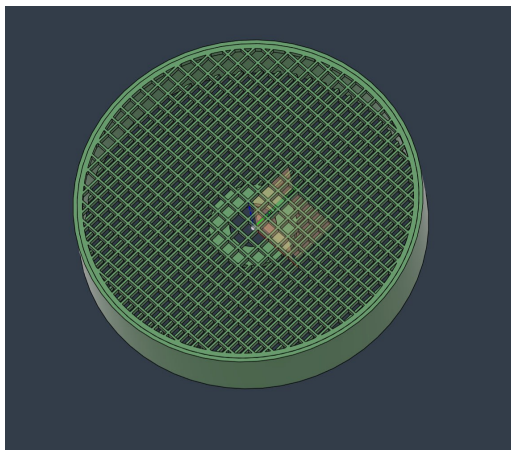


Рис. 1. 3D-модель проектованої захисної сітки

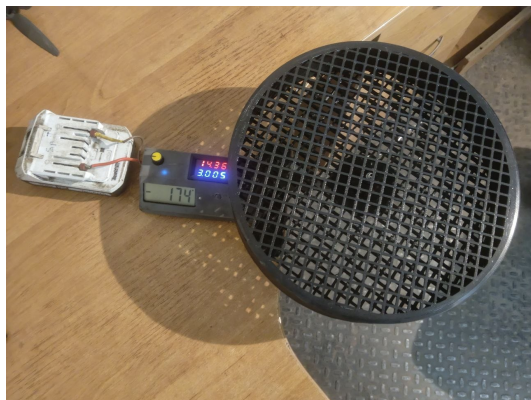


Рис. 2. Захисна сітка з розміром квадратної комірки 10×10 мм

Захисна сітка (конфігурація 2) – характеризується збільшеним розміром квадратної комірки – 20×20 мм (рис.3). Це змінення розміру комірки покликане знизити гідродинамічний опір при збереженні базових захисних властивостей.

Захисна сітка (конфігурація 3) – створена на основі конфігурації 2 (комірка 20×20 мм) шляхом повного демонтажу її нижньої частини (рис. 4). Дане компонування виключає наявність будь-яких фізичних перешкод безпосередньо в низхідному повітряному потоці (супутньому струмені), що відкидається гвинтом, забезпечуючи захист виключно над площиною гвинта та по його периферії.

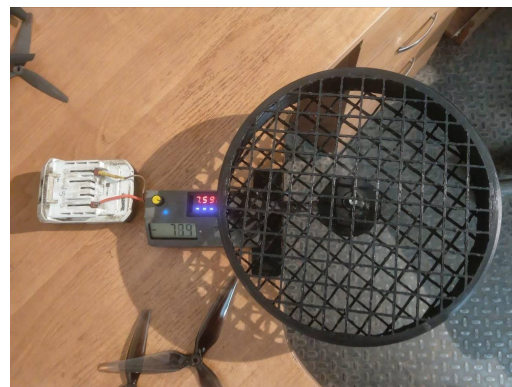


Рис. 3. Захисна сітка з розміром квадратної комірки 20×20 мм



Рис. 4. Захисна сітка, створена на основі конфігурації 2 (комірка 20×20 мм) шляхом повного демонтажу її нижньої частини

Усі описані конфігурації об'єктів дослідження послідовно інтегрувалися з вимірювальною системою для подальшого визначення тягово-енергетичних показників.

Програма експериментальних досліджень була розроблена з метою систематичної оцінки впливу геометрії захисних екранів на аеродинамічну ефективність ГМГ. Для забезпечення сумісності та достовірності даних тестування всіх заявлених об'єктів

(повітряних гвинтів діаметрами 7, 8 і 10 дюймів) проводилося за єдиним уніфікованим алгоритмом.

Методика випробувань базувалася на знятті статичних тягових характеристик при заданих режимах роботи електродвигуна. Для кожного типорозміру повітряного гвинта оцінювалися показники на трьох фіксованих рівнях потужності: 35% від максимальної потужності (імітація режиму зависання легкого БПЛА / мінімальна тяга); 75% від максимальної потужності (імітація крейсерського режиму польоту / середня тяга); 100% від максимальної потужності (імітація режиму максимального прискорення або компенсації зовнішніх збурень / пікова тяга).

Вибір зазначених режимів роботи дозволив всебічно оцінити нелінійний характер змінення аеродинамічних параметрів та ступінь впливу захисних сіток у різних експлуатаційних умовах.

Випробування для кожного повітряного гвинта та обраного режиму потужності складалося з чотирьох послідовних етапів вимірювання. Здійснювалася реєстрація базових значень статичної тяги у відкритому просторі без використання елементів фізичного захисту.

Відбувалося тестування гвинта, встановленого всередину конфігурації 1 (сітка з коміркою 10×10 мм) і тестування гвинта, встановленого всередину конфігурації 2 (сітка з коміркою 20×20 мм). Останнім етапом відбувалося тестування гвинта з використанням конфігурації 3 (сітка 20×20 мм із демонтованою нижньою частиною).

На кожному етапі вимірювально-обчислювальний комплекс стенду здійснював безперервну реєстрацію показань тензометричного датчика. Стабілізація повітряного потоку перед фіксацією значень займала від 3 до 5 секунд для виключення перехідних динамічних процесів.

Також під час проведення експериментів фіксувалося суб'єктивне збільшення рівня акустичного шуму при роботі гвинтів усередині захисних сіток порівняно з ізольованими умовами, що є непрямим індикатором посилення турбулентності та генерації вторинних вихрових структур на елементах захисної конструкції.

Результати та обговорення

Реєстрація вимірюваних фізичних величин здійснювалася в режимі реального часу за допомогою вимірювального пристрою стенда. Для кожного досліджуваного режиму після виведення силової установки на режим роботи проводився безперервний запис масиву даних тривалістю від 3 до 5 секунд.

Підсумкове значення статичної тяги для конкретної конфігурації визначалося шляхом обчислення середнього арифметичного значення сформованого

масиву даних. Такий підхід дозволив ефективно відсіяти високочастотний апаратний шум, мінімізувати вплив випадкових викидів і забезпечити високу достовірність результатів.

Споживана електрична потужність на кожному етапі фіксувалася на основі синхронних показань датчиків струму й напруги. Сформований таким чином комплекс очищених даних став об'єктивною базою для подальшого розрахунку відносної аеродинамічної втрати (падіння тяги у відсотках) та порівняльного аналізу енергоефективності системи при інтеграції різних варіантів захисних сіток. Тестування проводилося для гвинтів з діаметрами 7, 8 та 10 дюймів на всіх етапах вимірювання.

Аналіз результатів проводився шляхом зіставлення даних, отриманих при тестуванні базових повітряних гвинтів (без застосування захисних конструкцій) (рис. 5), з показниками гвинтів, що функціонують всередині різних конфігурацій захисних сіток.

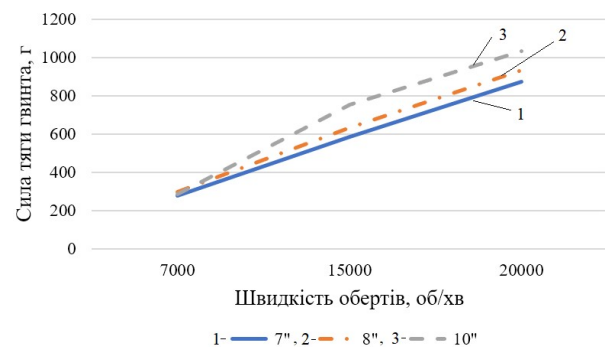


Рис. 5. Динаміка змінення сили тяги базових гвинтів

Первинний аналіз результатів на режимі максимальної потужності (100%) виявив критичну залежність аеродинамічних втрат від площі проникності потоку.

Тестування гвинтів, установлених всередину конфігурації 1 (сітка з коміркою 10×10 мм), продемонструвало значне падіння аеродинамічної ефективності (рис. 6).

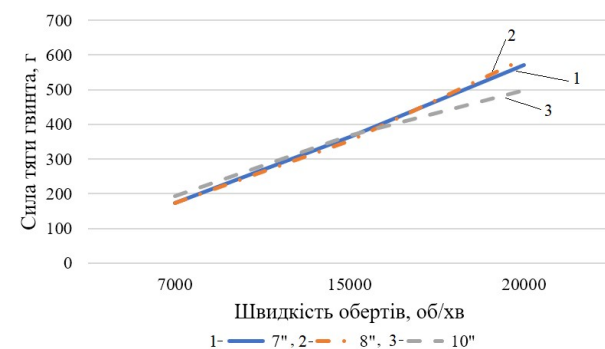


Рис. 6. Динаміка змінення сили тяги гвинта, встановленого всередину конфігурації 1

Для всіх типів протестованих діаметрів гвинтів було зафіксовано зниження статичної тяги в середньому на 45% порівняно з ізольованими умовами експлуатації.

Тестування гвинтів, установлених всередину конфігурації 2 (сітка з коміркою 20×20 мм), характеризується меншим аеродинамічним опором, що дозволило значно поліпшити показники силової установки (рис. 7). Тим не менш, незважаючи на збільшення пористості екрану, рівень генерованої статичної тяги залишився на 11% нижче еталонних значень, що були отримані у відкритому просторі.

Останнім проводилося тестування гвинтів, установлених всередину конфігурації 3 (рис. 8), яка передбачає повну відсутність перешкод у низхідному повітряному потоці (демонтаж нижньої частини захисної сітки при збереженні комірки 20×20 мм).

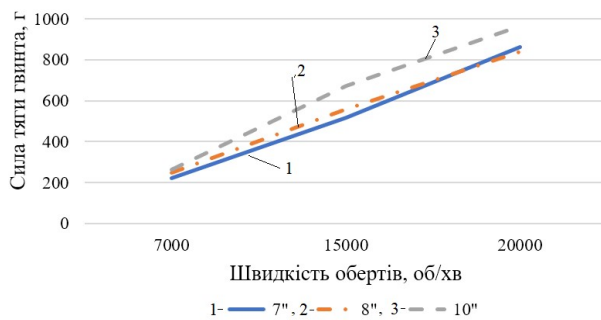


Рис. 7. Динаміка змінення сили тяги гвинта, встановленого всередину конфігурації 2

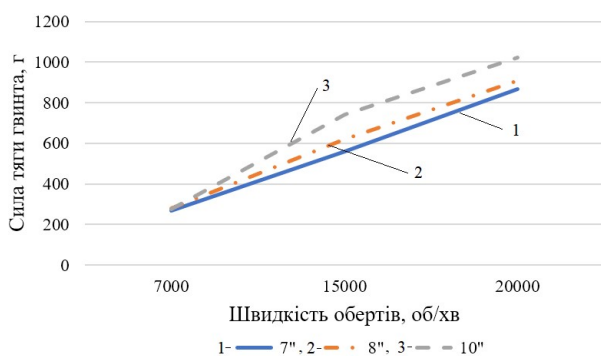


Рис. 8. Динаміка змінення сили тяги гвинта, встановленого всередину конфігурації 3

Усунення аеродинамічного затінення в зоні відкинутого струменя призвело до відновлення ефективності ГМГ. Експериментально встановлено, що в даному компонованні силова установка здатна генерувати до 98% своєї номінальної статичної тяги. Таким чином, аеродинамічні втрати при використанні захисту лише у верхній та бічних площинах становлять не більше 3%.

Було встановлено, що відносний відсоток втрати тяги кожної конкретної конфігурації сітки зберігає високий рівень лінійності незалежно від діаметра повітряного гвинта в досліджуваному діапазоні. На всіх експлуатаційних режимах (від імітації режиму зависання на 35% потужності до пікових прискорень на 100%) зберігалася ідентична пропорція аеродинамічних втрат: при конфігурації 1 показники сили тяги знижувалися майже вдвічі, при конфігурації 2 – на 10-11%, а при конфігурації 3 фіксувалися втрати, близькі до номінальних. При цьому абсолютні значення втрат закономірно зростали прямо пропорційно збільшенню підведеної електричної потужності й обертів ротора.

Масштаб виявлених втрат статичної тяги вимагає детального аналізу фізичних процесів взаємодії повітряного потоку з проникними перешкодами.

Зафіксоване падіння тяги на 45% для сітки 10×10 мм і на 11% для сітки 20×20 мм, в першу чергу, пояснюється різницею в площі проникності потоку. Захисна сітка, розташована в площині ометання гвинта, виконує функцію аеродинамічного екрану, що створює гідравлічний опір.

Проходження повітря через комірки сітки супроводжується локальними стрибками ущільнення та перепадом статичного тиску. Дрібна комірка (конфігурація 1) критично знижує масову витрату повітря, що проходить через площину обертання лопатей. Виникає ефект аеродинамічного «замикання» ротора: двигун споживає електричну потужність для подолання опору сітки, проте кінетична енергія потоку розсіюється на подолання в'язкого тертя та мікротурбулентності на елементах конструкції сітки, не конвертуючись у корисну тягу. Збільшення комірки до 20×20 мм знижує ці втрати за рахунок підвищення загальної пористості структури.

Найбільш значущим результатом експерименту є повне відновлення тягових характеристик (до 98% від номіналу) під час переходу до конфігурації 3. Цей феномен повністю узгоджується з класичною імпульсною теорією ідеального гвинта.

Потік повітря над ротором (на вході) підсмоктується з широкого просторового об'єму при відносно низьких швидкостях. Навпаки, потік під ротором характеризується суттєвим звуженням перерізу та високою швидкістю відкидання. Розміщення фізичної перешкоди у вигляді сітки в зоні високошвидкісного звужуючого струменя, призводить до втрат імпульсу. Струмін «розбивається» об нижню частину сітки, створюючи зону підвищеного тиску під гвинтом, що блокує нормальну роботу лопатей. Демонтаж перешкод у низхідному потоці дозволяє струменю безперешкодно прискорюватися, залишаючи лише незначний опір у вигляді верхньої частини сітки, втрати тяги якої становлять прийнятні 2-3%.

З точки зору прикладної інженерії, результати дослідження накладають жорсткі обмеження на застосування суцільних дрібнокоміркових захисних сіток для FPV-дронів і промислових БПЛА. Втрата 45% тяги критично знижує вантажопідйомність, час автономного польоту та маневреність апарата, роблячи його вразливим до поривів вітру.

Оптимальним компромісом для забезпечення безпеки при польотах у стиснених умовах (закриті приміщення, лісові масиви) визнана конфігурація 3. Розміщення крупноячеїстої сітки (20×20 мм) виключно у верхній частині забезпечує надійний захист ГМГ від найбільш ймовірних векторів зіткнення (удари о стелю, падіння гілок тощо).

Висновки

Проведені експериментальні дослідження дозволили комплексно оцінити вплив геометричних параметрів захисних конструкцій на аеродинамічну ефективність гвинтомоторної групи БПЛА. Було встановлено залежність тягових характеристик від площі проникності потоку: використання суцільних сіток із розміром комірки 10×10 мм призводить до значного падіння статичної тяги силової установки на 45%. Збільшення розміру комірки до 20×20 мм суттєво покращує значення статичної тяги, проте втрати залишаються на рівні 11% від номінальної тяги базового гвинта. Важливо зазначити, що падіння статичної тяги, зумовлює аеродинамічним опором, має стабільний лінійний характер. Ця тенденція не залежить від діаметра досліджуваного повітряного гвинта в робочому діапазоні від 7 до 10 дюймів і стабільно зберігає свої пропорції на всіх експлуатаційних режимах роботи електродвигуна.

Аналіз виявлених втрат показує, що головним джерелом зниження імпульсу є наявність перешкод безпосередньо в низхідному повітряному потоці (супутньому струмені). Експериментально доведено, що повний демонтаж нижньої частини захисної сітки усуває ефект аеродинамічного затінення, що дозволяє системі відновити статичну тягу до 98% від базових значень. Додатковим показником впливу перешкод на ефективність виступають акустичні маркери. Інтеграція захисних сіток неминує супроводжується зростанням рівня шуму, що є прямим наслідком інтенсивного вихроутворення на елементах конструкції та свідчить про неефективне розсіювання частини корисної енергії ротора.

Результати дослідження виявили, що науково обґрунтований підбір параметрів захисної конструкції є основним фактором для мінімізації аеродинамічних втрат. Для практичного застосування при проектуванні БПЛА, які експлуатуються в складних і обмежених умовах, оптимальною конфігурацією

захисту визнано комбіновану конфігурацію. Вона передбачає використання великокомірчастої сітки у верхній частині гвинта при повній відсутності будь-яких перешкод у зоні відкидання потоку. Такий інженерний підхід гарантує надійний захист гвинтів від імовірних векторів механічного контакту, зберігаючи при цьому високу льотну ефективність і заявлену вантажопідйомність безпілота.

Розробка поєднує в собі ідеї, запропоновані в науковій літературі [1, 3, 10, 7, 9], і в той же час пропонує нове рішення, орієнтоване на доступність і гнучкість. Стенд може використовуватися в навчальних лабораторіях, дослідницьких проектах, а також при під час проведення порівняльного аналізу характеристик повітряних гвинтів на ранніх етапах проектування.

У подальших дослідженнях планується розширення функціональності стенда – додання вимірювання частоти обертання та вібрацій. Крім того, перспективним напрямком є розробка платформи, здатної проводити одночасні випробування декількох гвинтів, а також модуля з регульованим кутом атаки лопатей для вивчення гвинтів зі змінним кроком.

Внесок авторів: формулювання проблеми – **М. В. Борисюк, Я. О. Рудкін**; огляд та аналіз інформаційних джерел – **М. В. Борисюк**; розробка захисної сітки – **Я. О. Рудкін**; верифікація дослідницького стенда, аналіз результатів верифікації – **Я. О. Рудкін**; аналіз результатів апробації – **М. В. Борисюк**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Наявність даних

Рукопис немає супутніх даних.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що вони не використовували методи штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. DronOS: A Flexible Open-Source Prototyping Framework for Interactive Drone Routines / M. Hoppe, M. Burger, A. Schmidt, T. Kosch // *In Proceedings of the 18th International Conference on Mobile and Ubiquitous Multimedia (MUM 19)*. – 2019. – 7 с. DOI: <https://doi.org/10.1145/3365610.3365642>
2. Petritoli, E. Reliability and Maintenance Analysis of Unmanned Aerial Vehicles / E. Petritoli, F. Leccese, L. Ciani // *Sensors*. – 2018. – Vol. 18, iss. 9. – 20 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/s18093171>
3. Load analysis on the drone protection cage increasing collision resistance / W. Skarka, M. Szczepanek, M. Pośpiech et al. // *Procedia Structural Integrity*. – 2024. – № 54. – P. 506-513. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2024.01.113>
4. Experimental and numerical investigation of the sound field produced by a shrouded UAV propeller / S. T. Go, M. J. Kingan, Y. Wu, R. N. Sharma // *Applied Acoustics*. – 2023. – № 211. – 13 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2023.109523>
5. Experimental study on efficient propulsion system for multicopter UAV design applications / S. Goli, D. F. Kurtulus, L. M. Alhems et al. // *Results in Engineering*. – 2023. – № 20. – 10 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2023.101555>
6. Test Stand for Propellers and Rotors in VTOL Drone Systems / M. Wojtas, P. Wyszowski, M. Mądro et al. // *Transactions on Aerospace Research*. – 2023. – Vol. 270, iss. 1. – P. 67-85. DOI: <https://doi.org/10.2478/tar-2023-0006>
7. Enabling multirotor UAVs to perch, land and detach with standard propeller guards / Y. Zou, H. Li, Y. Ren et al. // *Communications engineering*. – 2025. – № 4. – 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1038/s44172-025-00514-2>
8. Liu, Z. Toward Impact-resilient Quadrotor Design, Collision Characterization and Recovery Control to Sustain Flight after Collisions / Z. Liu, K. Karydis // *ArXiv*. – 2020. – 7 p. DOI: <https://doi.org/10.48550/arXiv.2011.02061>
9. Design and Testing of a Novel Unoccupied Aircraft System for the Collection of Forest Canopy Samples / S. Krisanski, M. S. Taskhiri, J. Montgomery, P. Turner // *Forests*. – 2022. – № 13(2). – 15 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/f13020153>
10. Drone Near Me: Exploring Touch-Based Human-Drone Interaction / P. Abtahi, D. Y. Zhao, J. L. E, J. A. Landay // *Proceedings of the ACM on Interactive, Mobile, Wearable and Ubiquitous Technologies*. – 2017. – Vol. 1, iss. 3. – 8 p. DOI: <https://doi.org/10.1145/3130899>
11. Gill, R. An Annular Wing VTOL UAV: Flight Dynamics and Control / R. Gill, R. D'Andrea // *Drones*. – 2020. – Vol. 4, iss. 2. – 20 p. DOI: <https://doi.org/10.3390/drones4020014>
12. Design and characterization of the 2DoF Drone: a multirotor platform for education and research / S. Panza, D. Invernizzi, M. Giurato,

M. Lovera // *IFAC-PapersOnLine*. – 2021. – Vol. 54, iss. 12. – P. 32-37. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2021.11.006>

13. Борисяк, М. В. Компактний стенд для тестування одиночних гвинтів міні- та мікро- безпілотних літальних апаратів / М. В. Борисяк, Я. О. Рудкін. – 2025. – № 4 спецвип. 1 (205). – С. 77-84. DOI: <https://doi.org/10.32620/aktt.2025.4sup.1.10>

14. Generalized Thrust Estimation and Control Approach for Multirotors Micro Aerial Vehicles / D. Santos, M. Saska, T. Nascimento, S. Member // *IEEE Robotics and Automation Letters*. – 2024. – Vol. 9, iss. 10. – 8 p. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2569/1/012040>

References

1. Hoppe, M., Burger, M., Schmidt, A., Kosch, T. DronOS: A Flexible Open-Source Prototyping Framework for Interactive Drone Routines. *In Proceedings of the 18th International Conference on Mobile and Ubiquitous Multimedia (MUM 19)*, 2019. 7 p. DOI: <https://doi.org/10.1145/3365610.3365642>.
2. Petritoli, E., Leccese, F., Ciani, L. Reliability and Maintenance Analysis of Unmanned Aerial Vehicles. *Sensors*, 2018, vol. 18, iss. 9. 20 p DOI: <https://doi.org/10.3390/s18093171>.
3. Skarka, W., Szczepanek, M., Pośpiech, M., Jassak, A., Żymelka, J., Pokrzywa, M., Górka, M., Niestrój, R. Load analysis on the drone protection cage increasing collision resistance. *Procedia Structural Integrity*, 2024, vol. 54, pp. 506-513. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2024.01.113>
4. Go, S. T., Kingan, M. J., Wu, Y., Sharma, R. N. Experimental and numerical investigation of the sound field produced by a shrouded UAV propeller. *Applied Acoustics*, 2023, vol. 211. 13 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2023.109523>.
5. Goli, S., Kurtulus, D. F., Alhems, L. M., Memon, A. M., Imran, I. H. Experimental study on efficient propulsion system for multicopter UAV design applications. *Results in Engineering*, 2023, vol. 20. 10 p. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2023.101555>
6. Wojtas, M., Wyszowski, P., Mądro, M., Osiewicz, M., Kmita, P. Test Stand for Propellers and Rotors in VTOL Drone Systems. *Transactions on Aerospace Research*, 2023, vol. 270, iss. 1, pp. 67-85. DOI: <https://doi.org/10.2478/tar-2023-0006>
7. Zou, Y., Li, H., Ren, Y., Kong, F., Xu, W., Li, Y., Cai, Y., Zhang, F. Enabling multirotor UAVs to perch, land and detach with standard propeller guards. *Communications engineering*, 2025, no. 4. 15 p. DOI: <https://doi.org/10.1038/s44172-025-00514-2>.
8. Liu, Z., Karydis, K. Toward Impact-resilient Quadrotor Design, Collision Characterization and Recovery Control to Sustain Flight after Collisions. *ArXiv*, 2020. 7 p. DOI: <https://doi.org/10.48550/arXiv.2011.02061>.
9. Krisanski, S., Taskhiri, M. S., Montgomery, J., Turner, P. Design and Testing of a Novel Unoccupied

Aircraft System for the Collection of Forest Canopy Samples. *Forests*, 2022, vol. 13, iss. 2. 15 p DOI: <https://doi.org/10.3390/f13020153>.

10. Abtahi, P., Zhao, D. Y., E, J. L., Landay, J. A. Drone Near Me: Exploring Touch-Based Human-Drone Interaction. *Proceedings of the ACM on Interactive, Mobile, Wearable and Ubiquitous Technologies*, 2017, vol. 1, iss. 3. 8 p. DOI: <https://doi.org/10.1145/3130899>.

11. Gill, R., D'Andrea, R. An Annular Wing VTOL UAV: Flight Dynamics and Control. *Drones*, 2020, vol. 4 iss. 2. 20 p DOI: <https://doi.org/10.3390/drones4020014>.

12. Panza, S., Invernizzi, D., Giurato, M., Lovera, M. Design and characterization of the 2DoF Drone: a multirotor platform for education and research. *IFAC-*

PapersOnLine, 2021, vol. 54, no. 12, pp. 32-37. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2021.11.006>.

13. Borysiuk, M., Rudkin, Y. *Kompaktnyi stand dlia testuvannia odynochnykh hvyntiv mini- ta mikro-bezpilotnykh litalnykh aparativ* [Compact stand for testing single propellers of mini- and micro- unmanned aerial vehicles]. *Aviatsiino-kosmichna tekhnika i tekhnolohiia – Aerospace Technic and technology*, 2025, no. 4sup1 (205), pp. 77-84. DOI: <https://doi.org/10.32620/akt.2025.4sup.1.10>.

14. Lin, X., Yan, J. Propeller flow field simulation analysis and structure optimization of multi-rotor UAV. *Journal of Physics: Conference Series*, 2023, vol. 2569. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2569/1/012040>.

Надійшла до редакції 15.06.2026, отримано в доопрацьованому вигляді 05.08.2026.

Дата ухвалення 19.08.2026, дата публікації 03.09.2026

EFFECT OF A PROTECTIVE GUARD ON THE OPERATING PARAMETERS OF A UAV PROPELLER

Maksym Borysiuk, Yakiv Rudkin

In the current context of the rapid expansion of applications for small unmanned aerial vehicles (UAVs) in both civilian and military sectors, ensuring the safety of their components is increasingly relevant. Propellers are the most vulnerable structural elements, and contact with obstacles such as branches, debris, or protective barriers can lead to loss of aircraft control and mission failure. To address this problem and enhance the overall operational reliability of drones, an approach utilizing specialized protective guards around the propulsion system is proposed. The aim of this study is the comprehensive experimental determination and assessment of the impact of the protective guards geometric parameters on the key thrust characteristics of UAV propellers to find an optimal balance between mechanical safety and the aerodynamic efficiency of the propulsion system. To achieve this goal, a specially designed experimental test stand was utilized. A series of experimental tests were conducted using propellers of three different diameters (7, 8, and 10 inches). Testing was carried out at three fixed electric motor power levels, corresponding to 35%, 75%, and 100% of the nominal thrust, to simulate various flight regimes. Each propeller was initially tested without protective guards to establish baseline nominal values, and subsequently fitted with protective guards of various configurations. The experimental investigations, established that the first guard variant with a 10x10 mm cell size, led to a reduction in the static thrust of the propulsion system by approximately 45% due to significant aerodynamic drag and flow blockage. The use of the second guard variant with an increased cell size of 20x20 mm improved the performance, although thrust losses still remained at the level of 11%. Within the framework of the experiment, it was found that the primary source of aerodynamic losses is localized in the downstream airflow zone: the complete removal of the lower part of the protective guard restored thrust to 98% of the nominal value. It can be concluded that a scientifically substantiated optimization of the guard geometry makes it possible to minimize aerodynamic losses. The optimal configuration of the protective guard was determined to be a coarse-mesh grid used exclusively in the upper part of the propeller. Thus, the developed approach ensures reliable propeller protection while maintaining the high flight efficiency and payload capacity of the UAV.

Keywords: unmanned aerial vehicle; protective guard; stand; testing; thrust; propeller; aerodynamic characteristics.

Борисюк Максим Вячеславович – аспірант, Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Рудкін Яков Олександрович – аспірант, Національний університет «Київський авіаційний інститут», Київ, Україна.

Maksym Borysiuk – Postgraduate Student, State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: max.borysyuk@gmail.com. ORCID: 0009-0005-3015-5753.

Yakiv Rudkin – Postgraduate Student, State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv, Ukraine, e-mail: v8@ukr.net. ORCID: 0009-0000-5950-1609.