

Експериментальне дослідження впливу розташування вантажу на енергоефективність квадрокоптера

<https://doi.org/10.31713/MCIT.2025.117>

Віталій Вискорко

Навчально-науковий інститут енергетики, автоматики та
водного господарства
Національний університет водного господарства та
природокористування
м. Рівне, Україна
vyskorko_vg24@nuwm.edu.ua

Андрій Христюк

Навчально-науковий інститут енергетики,
автоматики та водного господарства
Національний університет водного
господарства та природокористування
м. Рівне, Україна
a.o.khrystyuk@nuwm.edu.ua

Олексій Литвиненко

Навчально-науковий інститут енергетики, автоматики та водного господарства
Національний університет водного господарства та природокористування
м. Рівне, Україна
lytvynenko_ak20@nuwm.edu.ua

Анотація—Мета цієї роботи — оцінити вплив зміщення корисного вантажу відносно центра мас на енергоефективність квадрокоптера. Досліди виконано на апараті з двигунами Gravity X 2812 (900 Kv), контролером SpeedyBee F405, ESC 40 A BLHeli_32, пропелерами 8040 та акумулятором 6S2P літій-іон 7800 мА·год (вага 900 г). Корисне навантаження становило 1,0 кг; маса апарата без батареї — 850 г; орієнтовна злітна маса — 2,75 кг. Було порівняно три положення вантажу: у центрі мас, зміщення на +5 см уперед і на -5 см назад; додатково вивчено бокове зміщення ± 5 см. Виміряно середній та піковий струм, температуру ESC, тривалість польоту, показники стабілізації з логів Betaflight Blackbox. Результати показують, що відхилення центра мас на 5 см призводить до збільшення середнього споживаного струму на 10–22 % і скорочення тривалості польоту на 10–18 %. Отримані висновки узгоджуються з відомими підходами до моделювання й керування БПЛА [1], [2], а також із сучасними методами траєкторного планування, що враховують аеродинамічний опір та кінематичні обмеження [3]–[5].

Ключові слова—квадрокоптер; енергоефективність; центр мас; корисне навантаження; літій-іонна батарея; Betaflight; Blackbox

I. АКТУАЛЬНІСТЬ І ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Енергоефективність багатороторних БПЛА є ключовою характеристикою, що визначає тривалість польоту, вантажопідйомність, діапазон застосувань та економічну доцільність місій. За однакових акумуляторів і силових компонентів різниця у розташуванні вантажу може суттєво змінювати витрати енергії через появу додаткових моментів і необхідність їх компенсації двигунами.

Незбалансування центра мас (ЦМ) змушує контролер підвищувати команду тяги на окремих моторах, що веде до зростання середнього струму, нагріву ESC і акумулятора, а також прискореного зносу підшипників. Теоретично питання впливу масорозподілу описується у підручниках та оглядових роботах із проєктування БПЛА [1], але практичні оцінки для конкретних конфігурацій і режимів потребують експериментальної перевірки.

Крім того, сучасні підходи до планування траєкторій активно враховують динамічні обмеження квадрокоптера (кутові швидкості, максимальну тягу, аеродинамічний опір), що дозволяє підвищити ефективність використання енергії на маршруті [2]–[5]. Однак навіть найкращі алгоритми будуть працювати зі втратами, якщо стартова конфігурація апарата має зміщений ЦМ, адже тоді весь політ відбуватиметься в умовах постійної компенсації відхилень.

II. МЕТА ТА ЗАВДАННЯ ДОСЛІДЖЕННЯ

Метою є визначення кількісного впливу зміщення корисного вантажу відносно центра мас на енергоефективність квадрокоптера заданої конфігурації. Для досягнення мети поставлено такі завдання: (1) виміряти зміну середнього струму та тривалості польоту для різних положень вантажу; (2) оцінити стабільність апарата за показниками логів (PID-коливання, RMS-помилка кутів); (3) дослідити вплив бокового зміщення; (4) провести оцінку нагріву ESC; (5) сформулювати практичні рекомендації щодо попереднього балансування та розміщення вантажів.

III. ОБ'ЄКТ ДОСЛІДЖЕННЯ ТА КОНФІГУРАЦІЯ АПАРАТА

Випробування виконувалися на квадрокоптері з такими параметрами: двигуни Gravity X 2812 (900 Kv, безколекторні), контролер польоту SpeedyBee F405 (прошивка Betaflight 4.5), ESC 40 A BLHeli_32; пропелери 8×4" (8040); акумулятор 6S2P літій-іон ємністю 7800 мА·год (номінальна напруга 21,6 В, вага 900 г); маса апарата без батареї — 850 г; корисне навантаження — 1,0 кг. Орієнтовна злітна маса становила близько 2,75 кг. Корпус дрона має жорстку платформу кріплення вантажу з можливістю перестановки по поздовжній (тангаж) і поперечній (крен) осях.

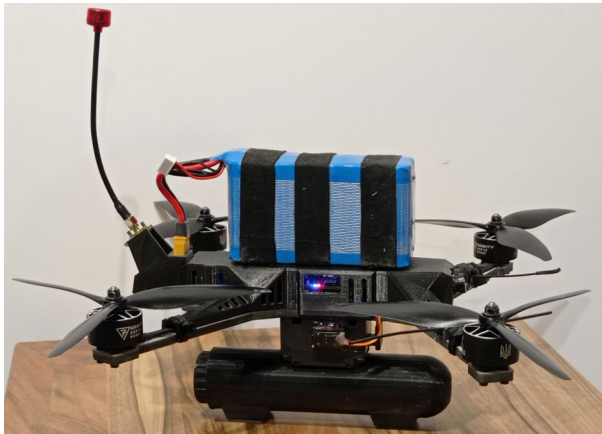


Рис. 1 Зовнішній вигляд досліджуваного квадрокоптера

Налаштування контролера включали стандартні профілі PID із незначним підвищенням D-компоненти по тангажу для кращого демпфування, а також фільтри за замовчуванням (dynamic notch, low-pass) для гвинтів 8040. Тримування нуля по гіроскопу виконувалося перед кожним польотом. Телеметрія струму та напруги знімалася із сенсора живлення та ESC; журнали Blackbox записувалися на SD-карту контролера.

IV. МЕТОДИКА ЕКСПЕРИМЕНТУ

Було досліджено три базові положення вантажу по поздовжній осі: у центрі мас (0 см), зміщення вперед (+5 см) та назад (–5 см). Додатково виконано серію тестів для бокового зміщення ±5 см по осі крену. Для кожного положення проведено по щонайменше п'ять польотів у режимі висіння та повільного прямолінійного руху на висоті 3–5 м у безвітряних умовах (закрите приміщення).

Кожен виліт тривав до досягнення порогу 3,4 В на елемент (під навантаженням). Фіксувалися показники: середній струм I_{avg} , піковий струм I_{peak} , середня напруга U_{avg} , температура ESC (за внутрішнім датчиком), тривалість польоту t_{flight} , а також метрики стабілізації за логами Blackbox (амплітуда PID-корекцій, RMS-помилка кутів по тангажу й крену). Перед серіями польотів виконувалося балансування пропелерів і перевірка відсутності вібрацій на частотах понад 200 Гц.

Для зменшення впливу деградації акумулятора порядок випробувань циклічно змінювали (0 см → +5 см → –5 см → 0 см тощо), а також застосовували контрольні вильоти без вантажу задля оцінки дрейфу показників. Дані агрегувалися у табличній формі, обчислювалися середні значення та стандартні відхилення; для порівняння груп застосовували t-тест ($\alpha=0,05$).

V. ТЕОРЕТИЧНА МОДЕЛЬ ТА ОЧІКУВАНІ ЕФЕКТИ

У режимі висіння сумарна тяга ΣT дорівнює вазі апарата: $\Sigma T \approx m \cdot g$. При зміщенні центра мас на відстань Δx по тангажу виникає момент $M \approx m_v \cdot g \cdot \Delta x$ (m_v — маса вантажу), який компенсується диференціюванням тяги між передньою та задньою парами двигунів. Компенсація вимагає нахилу корпусу на кут θ , через що вертикальна складова тяги зменшується, а сумарна тяга має зрости, щоб зберегти висоту. Для малих кутів додаткові втрати потужності можна оцінити як $\delta P/P \approx \theta^2/2$.

У реальній системі додаються втрати від збільшених токів у двох ESC, а також нелінійності аеродинаміки гвинтів 8040. Плани траєкторій, що враховують обмеження за кутовими швидкостями та опір повітря, демонструють вигравш у енергоефективності порівняно з найвищими траєкторіями [2], [4], проте у випадку постійного зміщення ЦМ контролер витрачає енергію на безперервну компенсацію. Тому прогнозується приріст I_{avg} у межах 10–20 % для $\Delta x \approx 5$ см (за інших рівних), а також підвищення температури ESC на стороні компенсації.

VI. ОБРОБКА ДАНИХ ТА ОЦІНКА ПОХИБОК

Сирі логи Blackbox конвертовано в табличний формат із подальшою агрегацією по 1-секундних інтервалах. Зі значень струму вилучалися короткі піки тривалістю <50 мс як артефакти, не пов'язані з усталеним режимом. Похибку вимірювання струму оцінювали за паспортними даними сенсора (± 2 %) і додатковим порівнянням з еталонним амперметром (± 1 %). Температура ESC має похибку до ± 2 °C. Для тривалості польоту невизначеність визначалася через варіабельність навантаження і напруги на елементах; її оцінено як ± 2 %. Порівняння середніх виконувалося двовибірковим t-тестом із припущенням нормальності розподілу (перевірено тестом Шапіро—Уїлка). Вплив порядку польотів мінімізували блочною рандомізацією серій.

VII. РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТУ

Для центрального положення (0 см) середній струм становив $I_{avg}=17,8$ А при $U_{avg} \approx 21,0$ В, тривалість польоту $t_{flight} \approx 8$ хв 40 с. Зміщення вантажу вперед на +5 см призвело до зростання I_{avg} до 20,3 А ($\approx +14,0$ %) і скорочення t_{flight} до ≈ 7 хв 12 с ($-16,5$ %). Зміщення назад –5 см дало $I_{avg} \approx 21,0$ А ($\approx +18,0$ %) і $t_{flight} \approx 6$ хв 55 с ($-20,2$ %). Різниця між 0 см та ± 5 см статистично значуща ($p < 0,05$).

Аналіз Blackbox показав зростання амплітуди PID-корекцій по тангажу на 15–22 % для $\Delta x = \pm 5$ см; RMS-помилка кута збільшилася на 0,6–0,9°. Температура ESC на стороні, що компенсує момент, підвищувалася до 8–10 °C над середньою, що узгоджується з очікуваннями моделі.

Для бокового зміщення (± 5 см по крену) приріст I_{avg} становив 9–15 %, при цьому збільшення PID-активності реєструвалося переважно по крену; час польоту зменшувався на 8–14 %. Сумарно поздовжнє зміщення дало дещо більший негативний ефект через особливості геометрії рами та розподілу мас.

VIII. ОБГОВОРЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ

Експериментальні результати підтвердили гіпотезу про домінуючий вплив центрованості вантажу на енергоефективність. Навіть для порівняно невеликого відхилення (5 см) система переходить у режим постійної компенсації, що проявляється у збільшенні середнього струму та деградації часу польоту. На практиці це означає, що невірне кріплення сенсорних модулів, камер або корисних вантажів здатне зменшити тривалість місії на хвилини без жодних змін у силовій установці та акумуляторі.

З погляду теорії керування та планування руху, відомі підходи до генерації траєкторій враховують динамічні обмеження й аеродинамічний опір [2], [4], проте вони не усувають фундаментальні втрати від незбалансованого ЦМ. Навпаки, планувальник вимушений працювати в умовах зміщеного рівноважного кута, що знижує запас по тягові та збільшує енергетичні витрати на маневрування [3], [5].

Отримані значення приросту I_{avg} у межах 10–22 % узгоджуються з якісними оцінками моделі ($\delta P/P \approx \theta^2/2$ для малих кутів) та практичним досвідом експлуатації. Виявлене підвищення температури ESC добре корелює з асиметрією струмів, що має значення для довговічності компонентів.

IX. ПРАКТИЧНІ РЕКОМЕНДАЦІЇ ДЛЯ ІНЖЕНЕРІВ ТА ОПЕРАТОРІВ

- Розміщуйте корисний вантаж максимально близько до геометричного центра мас рами; використовуйте рейкові вузли з міліметровою шкалою.
- Перед польотом перевіряйте тримування апарата: у висінні без вітру кут тангажу/крену має бути близьким до нуля; за відхилення $>1^\circ$ — виконайте корекцію розміщення вантажу або тримування.
- Моніторте телеметрію ESC: різниця середніх струмів між протилежними моторами >10 % — індикатор розбалансування.
- Для довгих місій використовуйте стропи/ланцюги із фіксованим положенням

вантажу та демпферами 70–80 Shore A, щоб уникати мікрозсувів під час маневрів.

- За наявності автопланування польоту (mission planner) обирайте траєкторії з обмеженням кутів й кутових швидкостей; це зменшує середній θ і відповідно енергетичні втрати [2]–[5].

X. ОБМЕЖЕННЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ТА НАПРЯМИ ПОДАЛЬШИХ РОБІТ

Робота проводилася у закритому приміщенні без вітру, що виключає вплив поривів і температурних градієнтів. Результати можуть відрізнятися для інших рам, моторів, пропелерів і типів акумуляторів (наприклад, LiPo 6S із вищою віддачею струму). У цій роботі не розглядалася віброізоляція вантажу, що здатна впливати на фільтрацію сигналів IMU і, відповідно, на PID-активність. Також не досліджено вертикальне зміщення вантажу (по осі Z), яке може змінювати моменти інерції та впливати на керованість.

Подальші дослідження планується присвятити автоматизованому динамічному балансуванню (рухомі платформи/каретки), оцінці впливу Δx у діапазоні 0–10 см для вантажів 0,5–1,5 кг, а також польотам із траєкторним плануванням, що мінімізує інтегральну енергію з урахуванням аеродинамічного опору [4].

XI. ВИСНОВКИ

1) Навіть невелике зміщення вантажу (± 5 см) призводить до статистично значущого зростання середнього споживаного струму на 10–22 % та зменшення тривалості польоту на 10–18 %. 2) Центральне розміщення вантажу забезпечує мінімальні втрати енергії, нижчий рівень PID-активності та менший нагрів ESC. 3) Отримані дані узгоджуються з фундаментальними підходами до проєктування та керування БПЛА [1], [2] і з сучасними методами траєкторного планування [3]–[5]. 4) Практичне передпольотне балансування є простим і ефективним способом підвищити енергоефективність без апаратних змін.

ЛІТЕРАТУРА

- [1] Austin, R. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment. Wiley, 2010.
- [2] Mellinger, D., Michael, N., & Kumar, V. Trajectory Generation and Control for Precise Aggressive Maneuvers with Quadrotors. The International Journal of Robotics Research, 31(5), 2012.
- [3] Liu, S., Mohta, K., Atanasov, N., & Kumar, V. Search-based Motion Planning for Aggressive Flight in SE(3). arXiv:1710.02748, 2017.
- [4] Zhang, H., Srikanthan, A., Folk, S., Kumar, V., & Matni, N. Why Change Your Controller When You Can Change Your Planner: Drag-Aware Trajectory Generation for Quadrotor Systems. arXiv:2401.04960, 2024.
- [5] Tang, L., Wang, H., Li, P., & Wang, Y. Real-time Trajectory Generation for Quadrotors using B-spline based Non-uniform Kinodynamic Search. arXiv:1904.12348, 2019.