e-ISSN 2708-9754; ISSN 2307-1699
СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКІ МАШИНИ, 2026, Вип. 52
AGRICULTURAL MACHINES, 2026, Vol. 52

CALCULATION-EXPERIMENTAL METHOD FOR INCREASING THE ENDURANCE OF A 10-INCH FPV UAV WITH A Li-ion POWER SYSTEM

M. Hoshko[1], T. Hoshko[2]*, M. Hoshko[1], I.Drobot[1]

Lviv National University of Veterinary Medicine and Biotechnology named after S. Z. Gzhytsky, Lviv, Ukraine
Lviv Polytechnic National University, Lviv, Ukraine

AGRICULTURAL MACHINES
СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКІ МАШИНИ

Key words:
UAV,
FPV platform,
Li-ion battery,
6S3P,
propulsion system,
flight endurance,
Mach number,
energy efficiency.

ABSTRACT

The paper presents a calculation-experimental method for improving the endurance of a multirotor UAV using a custom 10-inch FPV platform as a case study. The proposed approach considers the UAV not as a set of separate components but as an integrated energy-conversion system that includes a Li-ion battery, ESCs, BLDC motors, propellers, frame layout and mass distribution. A key design constraint is the propeller tip Mach number, since approaching the transonic region increases noise, vibration and aerodynamic losses. For the tested platform equipped with 3115 900KV motors and 10-inch propellers, a 6S3P Li-ion battery pack with a capacity of 15 Ah and a mass of 1.3 kg was selected. Flight tests demonstrated 52 min of hovering without payload and 37.5 min with a 0.657 kg payload. The specific efficiency was 8.1 g/W and 6.4 g/W, respectively. The results confirm that endurance improvement requires coordinated matching of the motor KV, battery voltage, propeller diameter, take-off mass and mechanical layout.

Article history:
Received 10.10.2026
Reviewed 17.10.2026
Approved 30.10.2026

Corresponding author:*
tetiana.d.hoshko@lpnu.ua

DOI: 10.36910/acm.vi52.2355

To cite this article:
Hoshko, M., Hoshko, T., Hoshko, M. & Drobot, I. (2026). Calculation-experimental method for increasing the endurance of a 10-inch FPV UAV with a Li-ion power system. *Agricultural Machines*, *52*, 233–240. https://doi.org/10.36910/acm.vi52.2355

e-ISSN 2708-9754; ISSN 2307-1699
СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКІ МАШИНИ, 2026, Вип. 52
AGRICULTURAL MACHINES, 2026, Vol. 52

УДК 631.16:536, 641

РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА МЕТОДИКА ПІДВИЩЕННЯ АВТОНОМНОСТІ 10-ДЮЙМОВОГО FPV-БПЛА З Li-ion СИСТЕМОЮ ЖИВЛЕННЯ

М.О. Гошко[1], Т.Д. Гошко[2]*, М.М. Гошко[1], І.М.Дробот[1]

[1] Львівський національний університет ветеринарної медицини та біотехнологій імені С. З. Ґжицького, м. Львів, Україна

[2] Національний університет «Львівська політехніка», м. Львів, Україна

AGRICULTURAL MACHINES
АСМ
СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКІ МАШИНИ

Ключові слова:
БПЛА,
FPV-платформа,
Li-ion,
6S3P,
гвинтомоторна група,
автономність польоту,
число Маха,
енергоефективність.

Історія публікації:
Отримано 10.10.2026
Прорецензовано 17.10.2026
Затверджено до друку 30.10.2026

Автор для листування:*
tetiana.d.hoshko@lpnu.ua

АНОТАЦІЯ

У роботі запропоновано розрахунково-експериментальну методику підвищення автономності мультироторного БПЛА на прикладі 10-дюймової FPV-платформи. На відміну від підходу, за якого тривалість польоту збільшують лише нарощуванням ємності акумулятора, у дослідженні розглянуто узгодження всього енергетичного ланцюга: Li-ion джерела живлення, безколекторних двигунів, пропелерів, регуляторів обертів, компонування рами та розташування центру мас. Особливу увагу приділено аеродинамічному обмеженню швидкості кінцівки лопаті пропелера через число Маха, оскільки наближення до трансзвукового режиму супроводжується різким зростанням шуму, вібрацій та втрат. Для дослідної платформи з двигунами 3115 900KV і 10-дюймовими пропелерами обґрунтовано використання Li-ion збірки 6S3P ємністю 15 А·год та масою 1,3 кг. За результатами випробувань отримано тривалість зависання 52 хв без корисного навантаження та 37,5 хв з додатковим навантаженням 0,657 кг. Питома ефективність становила відповідно 8,1 і 6,4 г/Вт. Отримані результати підтверджують, що збільшення автономності потребує не лише енергоємної батареї, а й узгодженого вибору KV двигуна, діаметра пропелера, маси платформи та механічної компоновки.

DOI: 10.36910/acm.vi52.2355

Цитувати цю статтю:
Гошко, М. О., Гошко, Т. Д., Гошко, М. М. & Дробот, І. М. (2026). Розрахунково-експериментальна методика підвищення автономності 10-дюймового FPV-БПЛА з Li-ion системою живлення. *Сільськогосподарські машини*, *52*, 233–240. https://doi.org/10.36910/acm.vi52.2355

СТАН ПИТАННЯ ТА ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Мультироторні БПЛА малого та середнього класу широко застосовують для моніторингу інфраструктури, аграрних обстежень, інспекції лінійних об'єктів і виконання спеціальних завдань. Їхньою перевагою є вертикальний зліт, здатність зависати та простота експлуатації. Водночас саме час автономної роботи залишається одним із головних обмежень для практичного використання таких систем. Для багатьох серійних FPV-платформ типовий польотний час становить 15-20 хв, що недостатньо для задач, які потребують тривалого перебування в повітрі або значної дистанції маршруту.

Проблема збільшення автономності не розв'язується простим встановленням більшої батареї. Додаткова ємність збільшує злітну масу, а отже, вимагає більшої тяги і підвищує струм споживання. У певний момент додана маса акумулятора починає компенсувати власний енергетичний приріст, що формує так званий енергетичний тупик. Тому актуальною є методика, яка враховує не окремий компонент, а взаємодію батареї, двигуна, пропелера, ESC та аеродинамічного опору рами.

Сучасні дослідження з оптимізації електричних силових установок БПЛА підтверджують необхідність комплексного узгодження моторно-пропелерної системи, джерела живлення та режимів керування (*Barmpatzias & Dymond, 2024; Duan et al., 2020; Gundogdu & Al-Habaibeh, 2020*). Для Li-ion акумуляторів істотним є також режим розряду, оскільки високий струм зменшує доступну енергію, підсилює просідання напруги та прискорює нагрів елементів (*Wang et al., 2020; Zhang et al., 2022*). Отже, для FPV-платформи, орієнтованої на тривалий політ, потрібно одночасно розглядати питому енергію акумулятора, робочу точку двигуна і пропелера, теплове навантаження та конструктивне компонування.

Мета дослідження – обґрунтування та експериментальна перевірка методики підвищення автономності 10-дюймового FPV-БПЛА шляхом системного узгодження параметрів джерела живлення, двигунів і пропелерів.

Для досягнення мети поставлено такі завдання: виконати розрахунок граничної швидкості кінцівки пропелера для вибраних двигунів; обґрунтувати доцільність застосування Li-ion батареї формату 21700 у конфігурації 6S3P; оцінити вплив корисного навантаження на тривалість польоту, середній струм і питому ефективність; порівняти традиційне та інвертоване розміщення двигунів; сформувати практичні рекомендації для проєктування довготривалих FPV-платформ.

МАТЕРІАЛИ І МЕТОДИ

Дослідний зразок являв собою 10-дюймову FPV-платформу мультироторного типу з карбоновою рамою, безколекторними двигунами Flashhobby Mars 3115 900KV, регуляторами обертів для роботи у високострумовому режимі та Li-ion акумуляторною збіркою 6S3P. У тестовій конфігурації батарея мала ємність 15 А/год і масу близько 1,3 кг. Така маса становила значну частину злітної маси, тому акумулятор розміщувався знизу рами для зниження центра мас і підвищення статичної стабільності платформи.

Методика дослідження включала три етапи. На першому етапі виконано розрахункову оцінку відповідності двигуна і пропелера за критерієм швидкості кінцівки лопаті. На другому етапі обрано конфігурацію батареї з урахуванням співвідношення енергоємності, маси і допустимого струму розряду. На третьому етапі проведено польотні випробування у режимі зависання без корисного навантаження та з додатковою масою 0,657 кг.

Формула 1. Теоретичні оберти двигуна

$$RPM_0 = KV \cdot U$$

де RPM₀ - оберти двигуна без навантаження, об/хв; KV - швидкісна стала двигуна, об/хв/В; U - напруга батареї, В.

Формула 2. Швидкість кінцівки лопаті та число Маха

$$Vtip = 2\pi R \cdot RPM / 60; \quad M = Vtip / a$$

де R - радіус пропелера, м; a - швидкість звуку, яка для наближених розрахунків приймалася 343 м/с. Для двигуна 900KV, повністю зарядженої 6S Li-ion батареї 25,2 В та 10-дюймового пропелера з радіусом 0,127 м отримано Vtip ≈ 302 м/с, що відповідає M ≈ 0,88.

Формула 3. Питома ефективність силової системи

$$\eta m = m / P$$

де ηm - питома ефективність, г/Вт; m - злітна маса платформи, г; P - електрична потужність, Вт. У випробуваннях цей показник використовувався для порівняння режимів без навантаження та з додатковою масою.



Рис. 1. - Дослідна 10-дюймова FPV-платформа з Li-ion акумулятором під рамою

Розрахункова оцінка гвинтомоторної групи

Для довготривалих польотів важливо, щоб пропелер працював у дозвуковій області з прийнятним рівнем втрат. При наближенні кінцівки лопаті до швидкості звуку зростає вплив стисливості повітря, збільшується шум, з'являються додаткові вібрації та падає тяговий ККД. Тому під час вибору KV двигуна і напруги батареї доцільно перевіряти не лише статичну тягу, а й M на кінцівці лопаті.

Для обраної конфігурації 900KV на 6S Li-ion теоретичні оберти холостого ходу при повному заряді становлять 22 680 об/хв. Розрахована швидкість кінцівки 10-дюймового пропелера дорівнює приблизно 302 м/с. Це значення близьке до M=0,88 і може розглядатися як верхня межа бажаного режиму для збереження ефективності. Застосування двигуна з істотно вищим KV або підвищення напруги без зменшення діаметра пропелера призводило б до входження в область надмірних втрат.

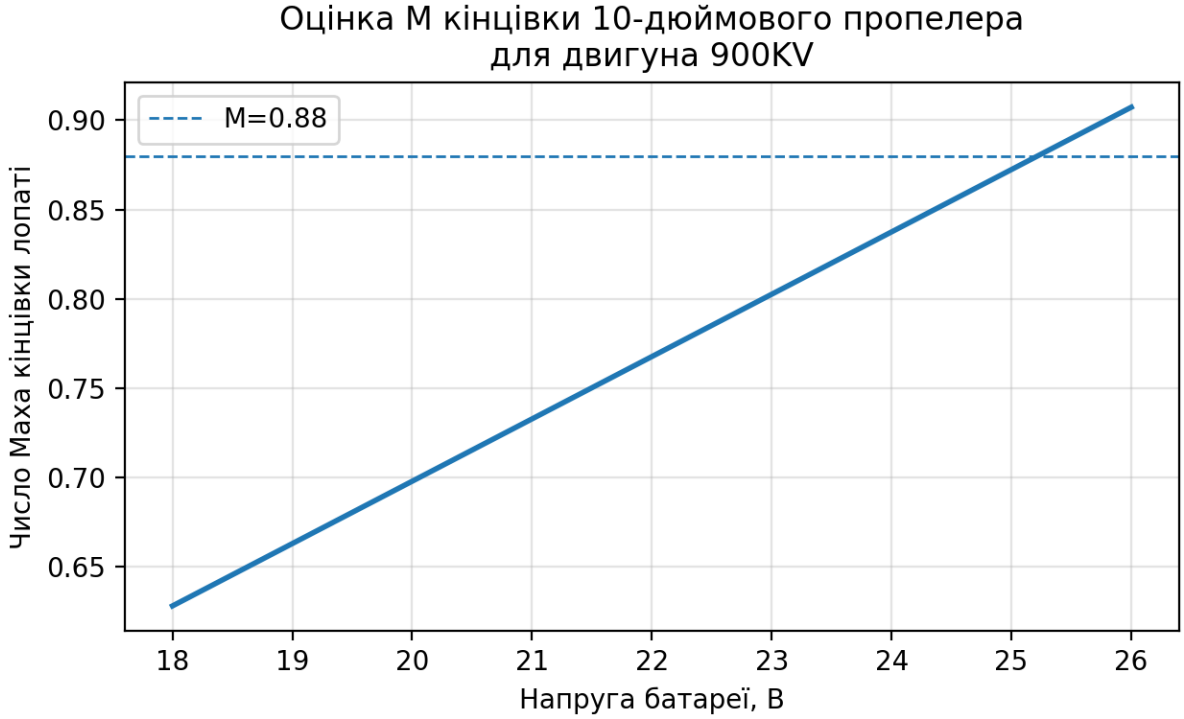


Рис. 2 – Розрахункова залежність числа Маха кінцівки 10-дюймового пропелера від напруги для двигуна 900KV

Оптимізація джерела живлення

У роботі основний акцент зроблено на Li-ion елементах формату 21700, оскільки вони забезпечують вищу питому енергоємність порівняно з типовими Li-Po батареями, що важливо для місій тривалого польоту. Водночас Li-ion збірка має обмеження за струмовіддачею, тому її конфігурація повинна забезпечувати розподіл навантаження між паралельними гілками. У конфігурації 6S3P загальне навантаження у режимі зависання розподіляється між трьома паралельними комірками, що зменшує струм на одну комірку і знижує тепловий ризик.

Збільшення кількості паралельних гілок або встановлення батареї більшої ємності не завжди покращує результат. Для дослідної 10-дюймової платформи маса батареї понад 1,5 кг призводила до зростання необхідної тяги, а отже, до підвищення струму. Тому збірка 6S3P ємністю 15 А·год і масою 1,3 кг була прийнята як компроміс між запасом енергії та злітною масою. Максимальна злітна маса без додаткового корисного навантаження становила 2,217 кг.

Компонування рами та конфігурація Pusher

Окремо перевірялося інвертоване встановлення двигунів за схемою Pusher, коли пропелери працюють нижче площини рами. Теоретично таке рішення може зменшити затінення повітряного потоку променями, але в практичній експлуатації воно має суттєвий недолік: під час посадки на непідготовлену поверхню пропелери опиняються у зоні підвищеного ризику механічного пошкодження. У випробуваннях енергетичний виграш від Pusher-компонування не перевищував близько 3%, тому для польових умов традиційна схема залишається більш надійною.

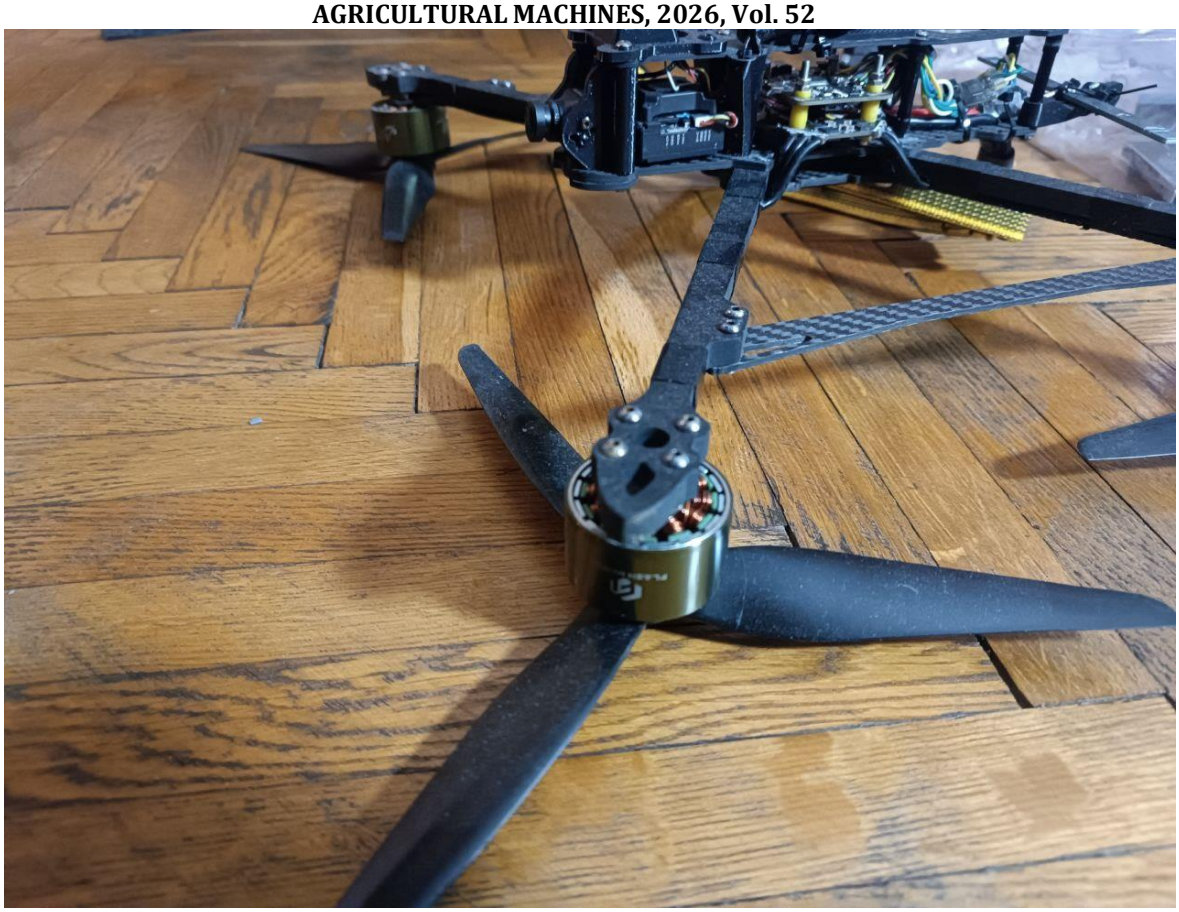


Рис. 3. - Перевірка інвертованого встановлення двигунів у конфігурації Pusher

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ОБГОВОРЕННЯ

Під час польотних випробувань порівнювалися два режими: без корисного навантаження та з додатковою масою 0,657 кг. У першому випадку злітна маса становила 2,217 кг, у другому - 2,874 кг. Фіксувалися фактична тривалість зависання, середній струм і питома ефективність системи.

Таблиця 1 - Основні результати польотних випробувань 10-дюймової FPV-платформи

Параметр	Без корисного навантаження	З навантаженням 0,657 кг
Злітна маса, кг	2,217	2,874
Фактична тривалість зависання, хв	52,0	37,5
Середній струм, А	16,2	22,4
Питома ефективність, г/Вт	8,1	6,4

Додавання корисного навантаження збільшило злітну масу приблизно на 29,6%. При цьому середній струм зріс з 16,2 до 22,4 А, тобто приблизно на 38,3%, а фактична тривалість зависання зменшилася з 52,0 до 37,5 хв. Це показує, що збільшення маси впливає на енергоспоживання нелінійно: платформа не лише несе додаткову вагу, а й потребує більшої тяги для стабілізації, що підвищує робоче навантаження двигунів.

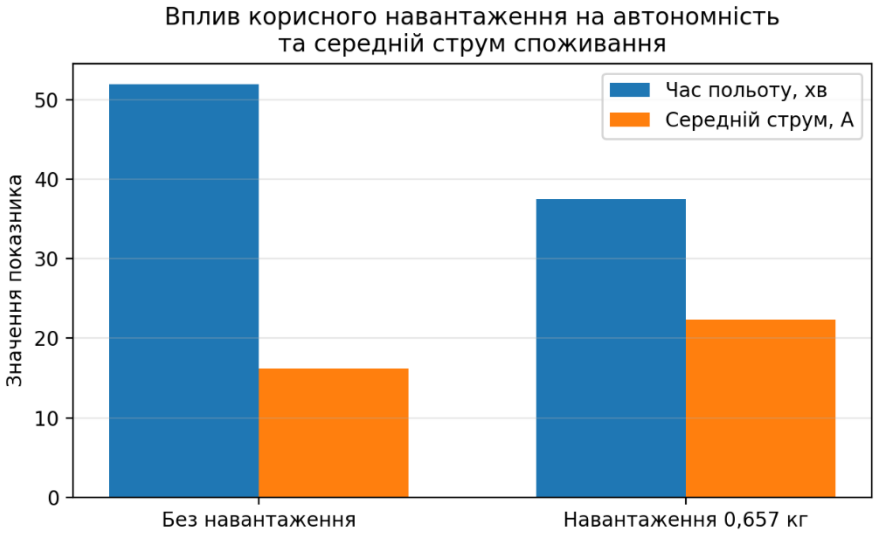


Рис. 4. – Вплив корисного навантаження на тривалість польоту та середній струм

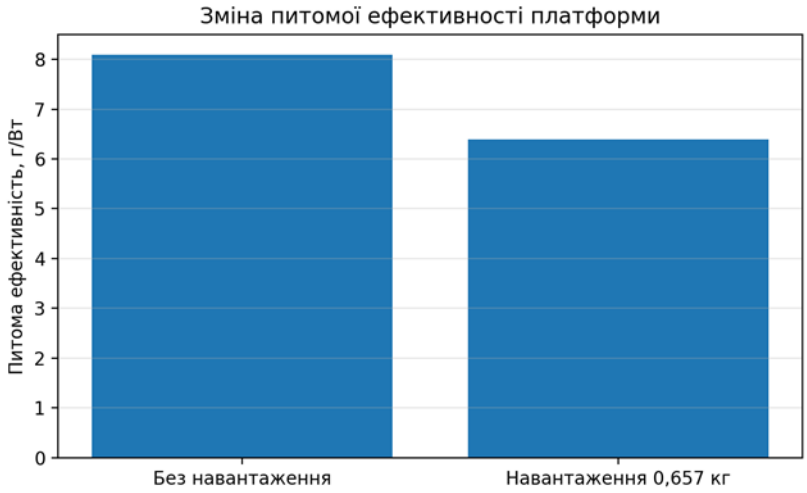


Рис. 5. - Зниження питомої ефективності системи при додатковому навантаженні

Отримані результати підтверджують, що тривалий політ мультироторного FPV-БПЛА забезпечується не одним окремим компонентом, а збалансованою роботою всієї силової системи. Використання двигунів 900KV з 10-дюймовими пропелерами дозволило отримати достатній крутний момент за помірних обертів і не переводити кінцівки лопатей у критичний трансзвуковий режим. Перехід на Li-ion 6S3P дав необхідний запас енергії, але залишив струм на одну паралельну комірку в прийнятній області.

Порівняння двох режимів демонструє чутливість автономності до маси. Додаткове навантаження 0,657 кг зменшило час зависання майже на 28%, хоча загальна маса збільшилася менш ніж на третину. Це важливо враховувати під час проєктування платформ для моніторингу, доставки або інспекції: збільшення батареї чи корисного навантаження повинно оцінюватися через енергетичний баланс, а не лише через номінальну ємність.

Практично доцільним є нижнє розташування акумулятора, оскільки важка батарея зміщує центр мас нижче площини пропелерів і покращує статичну стабільність. Зменшення амплітуди коригувальних команд польотного контролера може знижувати втрати на стабілізацію, хоча точна кількісна оцінка цього ефекту потребує окремого вимірювання за логами ESC та польотного контролера.

Інвертована схема Pusher показала лише невеликий енергетичний виграш, який у польових умовах може не компенсувати підвищений ризик пошкодження пропелерів. Тому для практичних довготривалих місій доцільніше застосовувати традиційне компонування, залишаючи Pusher-схему

для окремих експериментальних платформ або задач, де посадка відбувається на підготовлену поверхню.

Практичні рекомендації

Для 10-дюймових FPV-платформ, орієнтованих на збільшення тривалості польоту, рекомендовано використовувати низькообертові двигуни з достатнім крутним моментом, Li-ion батареї з високою питомою енергоємністю та якісні силові з'єднання з мінімальним опором. Вибір KV двигуна потрібно узгоджувати з напругою батареї та діаметром пропелера через обмеження швидкості кінцівки лопаті. Для великих пропелерів недоцільно безконтрольно збільшувати KV або напругу, оскільки приріст обертів може перейти у зростання шуму і втрат, а не у збільшення корисної тяги.

Батарейну збірку слід виконувати з урахуванням фактичних струмів у робочих режимах. Навіть якщо середній струм є помірним, короткочасні піки при маневрах або поривах вітру можуть створювати суттєві навантаження на комірки, перемички, роз'єми і ESC. Тому під час розробки доцільно застосовувати комірки з перевіреною струмовіддачею, якісне контактне зварювання та достатній переріз силових провідників.

ВИСНОВКИ

1. Запропоновано оновлену розрахунково-експериментальну методику підвищення автономності 10-дюймового FPV-БПЛА, яка базується на узгодженні параметрів двигуна, пропелера, батареї та компонування рами.

2. Для двигунів 3115 900KV і 10-дюймового пропелера показано, що при 6S Li-ion живленні швидкість кінцівки лопаті становить близько 302 м/с, або M≈0,88. Це є граничним, але прийнятним режимом для збереження дозвукової ефективності.

3. Експериментально підтверджено, що Li-ion батарея 6S3P ємністю 15 А·год і масою 1,3 кг забезпечила 52 хв зависання без корисного навантаження при злітній масі 2,217 кг.

4. При встановленні додаткового навантаження 0,657 кг тривалість зависання зменшилася до 37,5 хв, середній струм зріс до 22,4 А, а питома ефективність знизилася з 8,1 до 6,4 г/Вт.

5. Перевірка Pusher-компонування показала невеликий потенційний енергетичний виграш, але також виявила підвищений експлуатаційний ризик пошкодження пропелерів при посадці на непідготовлену поверхню.

6. Подальші дослідження доцільно спрямувати на логування струму, напруги, температури ESC і батареї в реальному часі, а також на порівняння різних Li-ion комірок та пропелерів у сталих режимах польоту.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

Duan D., Wang Z., Wang Q., Li J. Research on Integrated Optimization Design Method of High-Efficiency Motor Propeller System for UAVs With Multi-States. IEEE Access. 2020. Vol. 8. P. 165432–165448. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.3014411.

Gundogdu S., Al-Habaibeh A. A novel methodology for the optimisation of propeller geometry and motor parameters for maximum UAV endurance. Applied Energy. 2020. Vol. 269. Article 115049. DOI: 10.1016/j.apenergy.2020.115049.

Barmpatzias G., Dymond T. Energy saving techniques in drone motor control: A comparative analysis of FOC and Six-Step Commutation in ESCs. Sensors. 2024. Vol. 24(5). Article 1548. DOI: 10.3390/s24051548.

Zhang C., Wang Y., Zhang F., Li W. Modeling and prediction of remaining useful life for Li-ion batteries considering the influence of discharge rate in UAV systems. Energy. 2022. Vol. 238. Article 121876. DOI: 10.1016/j.energy.2021.121876.

Wang Z., Zhang J., Wang L. Thermal management strategies for enhancing the safety and performance of Li-ion batteries in high-C-rate UAV applications. Applied Thermal Engineering. 2020. Vol. 173. Article 115206. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2020.115206.

Koo M.-M., Shin H.-J. Performance Analysis and Experimental Validation of Outer-Rotor Permanent Magnet Synchronous Motors for Drone Propulsion Systems. Energies. 2026. Vol. 19(16). Article 3845. DOI: 10.3390/en19163845.

Longo S., Lino S., Hordósy N. Hydrogen Fuel Cells in UAVs: Challenges and Perspectives for Extended Endurance. International Journal of Hydrogen Energy. 2023. Vol. 48(67). P. 26038–26051. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2023.04.145.

Jin Z., Mei C., Zhang G. An Efficient Brushless DC Motor Design for Unmanned Aerial Vehicles. Proceedings of the International Conference on Electrical Machines and Systems. 2022. P. 1–5. DOI: 10.1109/ICEMS56177.2022.992222.