

DOI: [https://doi.org/10.25140/2411-5363-2025-2\(40\)-411-419](https://doi.org/10.25140/2411-5363-2025-2(40)-411-419)

УДК 533.65.013.622

Сергій Вікторович Єрмолов¹, Юрій Олександрович Денисов²¹аспірант кафедри електричної інженерії та інформаційно-вимірювальних технологій
Національний університет «Чернігівська політехніка» (Чернігів, Україна)E-mail: sergey.ermolow@gmail.com. ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-8786-2430>

ResearcherID: MBI-0037-2025

²доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри електроніки, автоматики, робототехніки та мехатроніки
Національний університет «Чернігівська політехніка» (Чернігів, Україна)E-mail: yuri.denisov@stu.cn.ua. ORCID: <http://orcid.org/0000-0003-2293-7964>

ResearcherID: G-1144-2016. Scopus Author ID: 56338219200

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ АКУМУЛЯТОРА ТА ГВИНТОМОТОРНОЇ ГРУПИ НА ТРИВАЛІСТЬ ПОЛЬОТУ БПЛА

Розглянуто ключові чинники, які визначають найбільшу тривалість польоту безпілотного літального апарату (БПЛА). Запропоновано модель обчислення енергії, яку споживає апарат у стані зависання. Здійснено розрахунок максимальної тривалості польоту БПЛА, враховуючи ємність та вагу акумулятора, кількість пропелерів, а також діаметр пропелерів для апаратів з різною масою. Продемонстровано, що необмежене збільшення ємності акумулятора не є доцільним, і існує оптимальна точка, яка залежить від співвідношення ваги акумулятора до загальної ваги апарата. Додатково показано, що збільшення діаметра пропелерів значно збільшує час польоту, тоді як збільшення їх кількості не дає такого помітного ефекту.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат; мультироторний дрон; режим зависання; гвинтомоторна група; енергоспоживання; електромеханічна ефективність; час польоту.

Рис.: 3. Бібл.: 21.

Актуальність теми дослідження. Застосування безпілотних літальних апаратів (БПЛА), з кожним роком набуває все більшого поширення в багатьох сферах людської життєдіяльності. Не лише військове, а й цивільне використання БПЛА в різних галузях науки, промисловості, лісництві, агрономії, картографії, екології, космічних дослідженнях важко переоцінити [1]. З цієї причини застосування та розвиток БПЛА у різноманітних сферах залишається надзвичайно перспективним у найближчому майбутньому. БПЛА порівняно з пілотованою технікою, мають наступні переваги [2]: відсутність екіпажу та необхідності в наявності систем його життєзабезпечення, великих аеродромах; нижча собівартість вартість і низькі витрати на їх розробку, виробництво та експлуатацію; кращі масогабаритні показники; висока надійність та маневровість; широкий обсяг спеціалізованого спорядження для розміщення на борту. БПЛА впроваджуються в усі сфери людського життя, навіть у ті, де БПЛА не мають пілотованої альтернативи. Деякі моделі мультикоптерів вже застосовуються для доставки товарів, наприклад, компанією Amazon [3], яка проєктує вежу, що слугуватиме злітним майданчиком для дронів-кур'єрів, а також розробляє власний дизайн літальних апаратів-перевізників. Подібну систему доставки також впроваджено і у пошті Швейцарії. Доставка кореспонденції та посилок у важкодоступні села стала значно простішою завдяки використанню безпілотників. Дрон DOFEC уже використовується для гасіння пожеж [4]. Метою його розробки була допомога у гасінні пожеж у висотних та багатоповерхових будинках. Продовжують розроблятися БПЛА нових конструкцій, наприклад, з гібридним крилом. Такі БПЛА завдяки фіксованому/обертovому крилу можуть як швидко долати великі відстані, ковзаючи по повітрю, так і зависати за допомогою чотирьох роторів [5].

Постановка проблеми. В усіх сферах застосування БПЛА актуальною та важливою залишається задача підвищення автономності. Тривалість безперервної роботи та дальність польоту безпосередньо впливають на можливості БПЛА, його здатність виконання завдань та ефективність.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Енергоспоживання БПЛА залежить від ваги корисного навантаження, погодних умов і швидкості дрона. Енергоспоживання є критично важливим критерієм під час виконання безпілотником своїх місій і потребує

додаткового вивчення. Проведено багато досліджень, спрямованих на збільшення часу польоту за рахунок підвищення енергоефективності або зменшення енергії, споживаної дроном [6-20]. У [6] автори запропонували роботу, яка збільшує тривалість місії, досліджуючи фактори, що впливають на енергоспоживання безпілотної, такі як рух, вітер та вага корисного вантажу. У роботах [8-10] вони являють собою автоматизовану акумуляторну платформу, яка може вирішити проблему шляхом заміни або зарядки акумулятора багато разів під час місії. У роботі [12] автори пропонують метод, який подовжує витривалість дронів, скидаючи розряджені батареї з дрона під час польоту. У [13] представлено метод, який збільшує витривалість гвинтокрила шляхом зменшення корисного навантаження. Це досягається шляхом поділу батареї на декілька батарей меншої ємності, які послідовно розряджаються і вивільняються. Однак це обмежується додатковою вагою схеми перемикачів та механізму вивільнення. У [15] запропонована проста модель для оцінки витривалості квадрокоптера, що залежить в приміщенні, в той час як у [16] представлена характеристика енергоспоживання гвинтокрилих літальних апаратів, що живляться від LiPo акумуляторів, і точна модель оцінки витривалості. З метою збільшення часу роботи БПЛА запропоновано регулятор висоти на основі стану заряду батареї для шестироторного літального апарату в [17], де розроблено систему моніторингу батареї з метою оцінки стану заряду і подальшого використання його для розрахунку розробленого регулятора. З огляду на керування курсуванням з мінімальним споживанням енергії, автори в [18] оцінюють взаємозв'язок між швидкістю навігації та споживанням енергії в мініатюрному квадрокоптері, який рухається за заданою траєкторією, шляхом експериментального тестування. Пропонується новий контролер слідування за траєкторією, в якому швидкість гвинтокрила є динамічним профілем, що змінюється залежно від геометричних вимог бажаної траєкторії.

Мета дослідження полягає в дослідженні впливу параметрів акумулятора (ємність та маса) та гвинтомоторної групи (кількість пропелерів та їхній діаметр) на максимально можливу тривалість польоту БПЛА різної маси.

Виклад основного матеріалу. Основними елементами, які визначають максимально можливу тривалість польоту БПЛА, є (рис. 1):

1. Акумулятор - чим більша ємність, тим більший час роботи апарату він може забезпечити. Однак, акумулятор більшої ємності буде мати більшу масу, що збільшить загальну масу апарату та вплине на інші льотні характеристики: максимальна швидкість, маневровість, вантажність.

2. Загальна маса – маса самого апарату з акумулятором, маса корисного вантажу. Чим більша маса апарату, тим більшу механічну потужність мають розвивати гвинтомоторні групи, а отже тим більше буде споживання електричної потужності від акумулятора, що зменшує час польоту.

3. Властивості рами – матеріал, з якого виготовлена рама, та конструкція (форма). Матеріал рами визначає її механічні властивості, а також масу. Конструкція рами безпосередньо впливає на її аеродинамічні характеристики, покращення яких, дозволяє збільшити ефективність використання електричної потужності, а отже збільшити тривалість польоту.

4. Потужність двигунів – визначає максимальну вантажопідйомність апарату та його максимальну швидкість. Але збільшення потужності двигунів призводить до зменшення часу польоту.

5. Розмір пропелерів – більші пропелери дозволяють отримати більшу підйомну силу при менших затратах потужності, що збільшує тривалість польоту. Проте максимальний розмір пропелерів часто обмежений розмірами рами БПЛА.

6. Енергоефективність системи електроживлення – визначає, яка частка електричної енергії спожитої з акумулятора, витрачається безпосередньо на обертання гвинтів. Через неідеальність електронних компонентів частина електричної енергії буде втрачатися на нагрів проводів, електронних модулів (польотний контролер, перетворювачі напруги), обмоток двигунів.

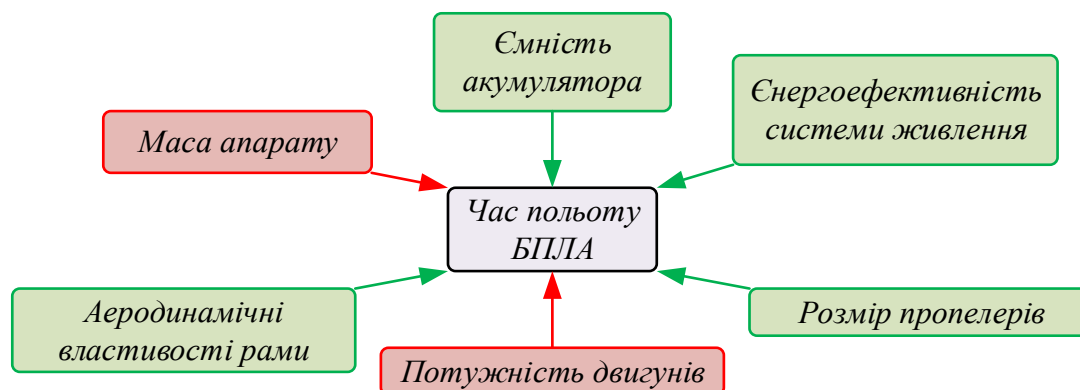


Рис. 1. Основні параметри, що визначають тривалість польоту БПЛА
Джерело: розроблено авторами.

У цій статті буде розглянуто тільки вплив параметрів акумулятора, маси апарату та параметрів гвинтомоторної групи (двигун та пропелер) на максимальний час польоту БПЛА. Для визначення максимального часу T_{MAX} польоту необхідно знати: напругу акумулятора V_B ; електричну ємність акумулятора Q_B та електричну потужність, яку споживають двигуни в режимі зависання P_H :

$$T_{MAX} = V_B \cdot Q_B / P_H. \quad (1)$$

Використовується саме потужність, необхідна для зависання, оскільки вона є верхньою межею споживання енергії [19]. При горизонтальному польоті на апарат діє сила, яка називається поступальною підйомною силою, коли повітря проходить горизонтально через роторну систему. Це підвищує ефективність ротора та зменшує необхідну потужність, порівняно з випадком зависання [19]. Вважається, що потужність, споживана БПЛА під час підйому, польоту та посадки, можна усереднити приблизним значенням, що і становитиме потужність, споживану під час зависання [20]. Згідно з [19] «основне призначення ротора в режимі зависання — забезпечити вертикальну підйомну силу, протилежну вазі апарата». Для створення цієї сили необхідно забезпечити потужність потоку повітря P_F , що визначається за формулою:

$$P_F = T \cdot v_i, \quad (2)$$

де T – тяга, що створюється ротором для утримання апарату в повітрі, дорівнює вазі апарату; v_i – індукована швидкість повітря в режимі зависання.

За допомогою теорії приводного диска [19; 21] швидкість v_i визначається як:

$$v_i = \sqrt{T / (2 \cdot A_p \cdot \rho_{air})} = \sqrt{T / (2 \cdot \pi \cdot (D_p / 2)^2 \cdot \rho_{air})} = \sqrt{2 \cdot T / (\pi \cdot D_p^2 \cdot \rho_{air})}, \quad (3)$$

де ρ_{air} – густина повітря (1.225 кг/м³); A_p , D_p – площа та діаметр диска пропелера.

Підставляючи рівняння (3) у (2), отримуємо:

$$P_F = T \cdot \sqrt{2 \cdot T / (\pi \cdot D_p^2 \cdot \rho_{air})} = \sqrt{2 \cdot T^3 / (\pi \cdot D_p^2 \cdot \rho_{air})}. \quad (4)$$

Тяга T , для одного ротора дорівнює вазі апарата, коли він знаходиться в режимі зависання [19], тобто:

$$T = (m_D + m_B) \cdot g, \quad (5)$$

де m_D , m_B , – маса самого апарату та акумулятора відповідно; g – прискорення вільного падіння (9.8 м/с^2).

Таким чином, рівняння (4) для одного ротора набуде вигляду:

$$P_F = \sqrt{2 \cdot g^3 \cdot (m_D + m_B)^3 / (\pi \cdot D_p^2 \cdot \rho_{air})}. \quad (6)$$

З іншого боку, загальна вага апарата рівномірно розподілена на всіх роторах, тому можна розрахувати споживання енергії під час зависання для N_p роторів таким чином:

$$P_F = \sqrt{2 \cdot g^3 \cdot (m_D + m_B)^3 / (\pi \cdot D_p^2 \cdot N_p \cdot \rho_{air})}. \quad (7)$$

У будь-якій системі електроживлення присутні втрати потужності, а також електрична потужність перетворюється гвинтомоторною групою в механічну не зі стовідсотковою ефективністю. Тому:

$$P_F = \eta \cdot P_H, \quad P_H = P_F / \eta, \quad (8)$$

де η – загальна ефективність, що включає в себе ККД системи електроживлення апарата та ефективність гвинтомоторної групи (зазвичай дорівнює 0,6...0,8).

Акумулятори більшої ємності мають більшу масу. Врахувати зміну маси акумулятори можна через питому масову енергію e_B – кількість енергії на одиницю маси (в сучасних літій-полімерних акумуляторах, які часто використовуються на БПЛА, сягає $250 \text{ Вт} \cdot \text{год/кг}$):

$$m_B = V_B \cdot Q_B / e_B. \quad (9)$$

Підставивши (7) в (1), враховуючи (8) та (9), отримуємо:

$$T_{MAX} = V_B \cdot Q_B \cdot \eta \cdot \sqrt{\pi \cdot D_p^2 \cdot N_p \cdot \rho_{air} / (2 \cdot g^3 \cdot (m_D + V_B \cdot Q_B / e_B)^3)}. \quad (10)$$

Значення параметрів, що використовувалися для розрахунків наведено в таблиці 1.

Таблиця 1 – Список параметрів, що використовувалися в процесі розрахунків, та їхні значення

№	Параметр	Позначення	Величина	Одиниці вимірювання
1	Маса апарата	m_D	1...20	кг
2	Напруга акумулятора	V_B	22,2	В
3	Ємність акумулятора	Q_B	1...200	А*год
4	Питома масова ємність	e_B	250	Вт/кг
5	Діаметр пропелера	D_p	0,1...0,5	м
6	Кількість пропелерів	N_p	3..8	-
7	Густина повітря	ρ_{air}	1,225	кг/м ³
8	Прискорення вільного падіння	g	9,8	м/с ²
9	ККД	η	0,8	-

На рис. 2 показано результати розрахунків відношення маси акумулятора до маси апарата (рис. 2, а) та максимальної тривалості польоту апарата (рис. 2, б-г) залежно від ємності акумулятора (з врахуванням зміни його маси) для апаратів різної маси, а також при різних конфігураціях гвинтів.

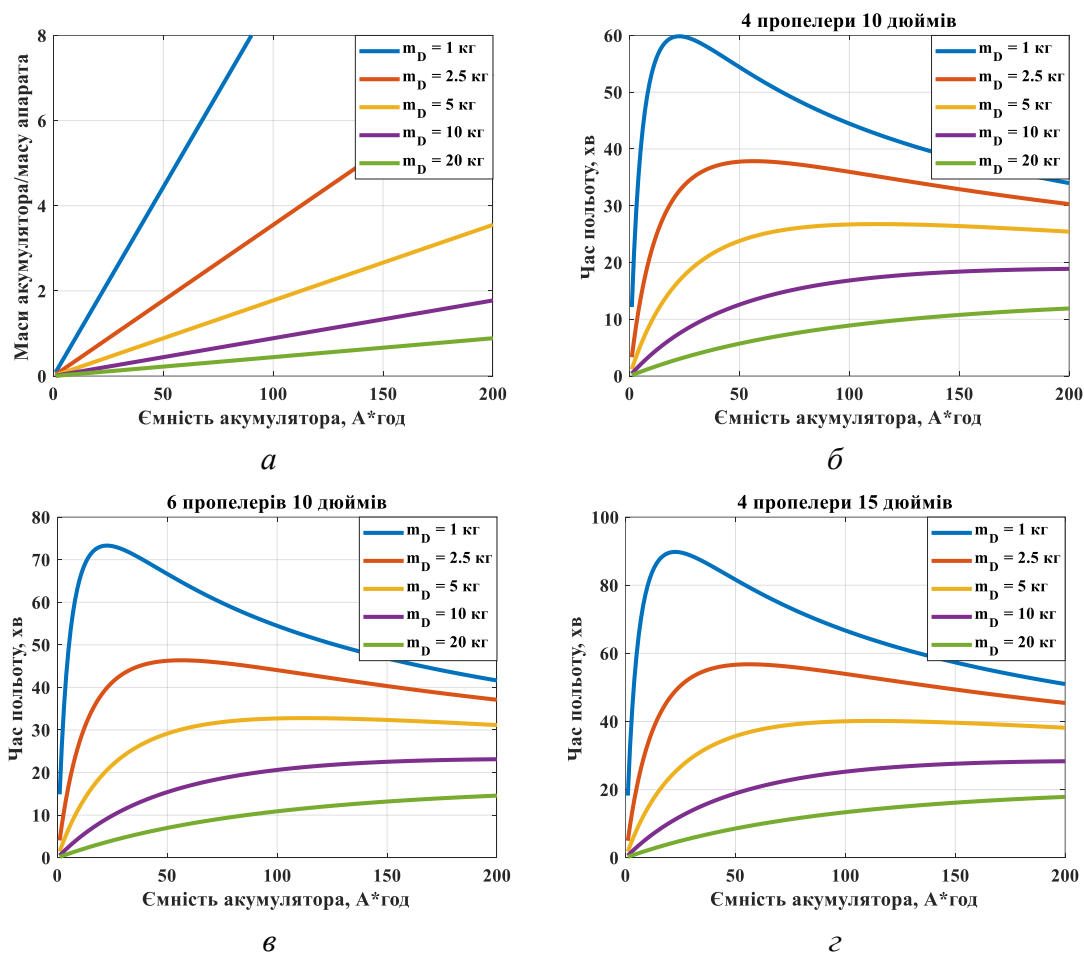


Рис. 2. Графіки залежності від ємності акумулятора для апаратів різної маси:
а – відношення маси акумулятора до маси апарата; б-г – максимальна тривалість польоту апарата з при різних конфігураціях

Джерело: розроблено авторами.

Як видно з рис. 2, збільшення ємності акумулятора дозволяє значно збільшити максимальну тривалість польоту, але тільки до обмеженої величини. Максимум часу припадає на точку, в якій відношення маси акумулятора до маси стає рівним 2. Подальше збільшення ємності акумулятора, а відповідно і його маси, призводить до зменшення часу польоту. Виходячи з цього, для БПЛА різної маси оптимальна ємність акумулятора буде різною (для апарата масою 1 кг оптимальним буде акумулятор масою 2 кг та ємністю 20 А*год, а для апарата масою 5 кг – акумулятор масою 10 кг та ємністю 120 А*год). Звісно, оптимальне відношення маси акумулятора до маси апарата буде залежати також від питомої масової ємності акумулятора та енергоефективності електромеханічної системи. Проте, як можна побачити з рис. 2, б-г, збільшення кількості пропелерів та їхнього діаметра, хоча і дозволяє також збільшити максимальну тривалість польоту, не зміщує точку оптимуму.

На рис. 3 наведено графіки залежності максимальної тривалості польоту від діаметра пропелерів за різної кількості пропелерів для апаратів різної маси та акумуляторами різної ємності.

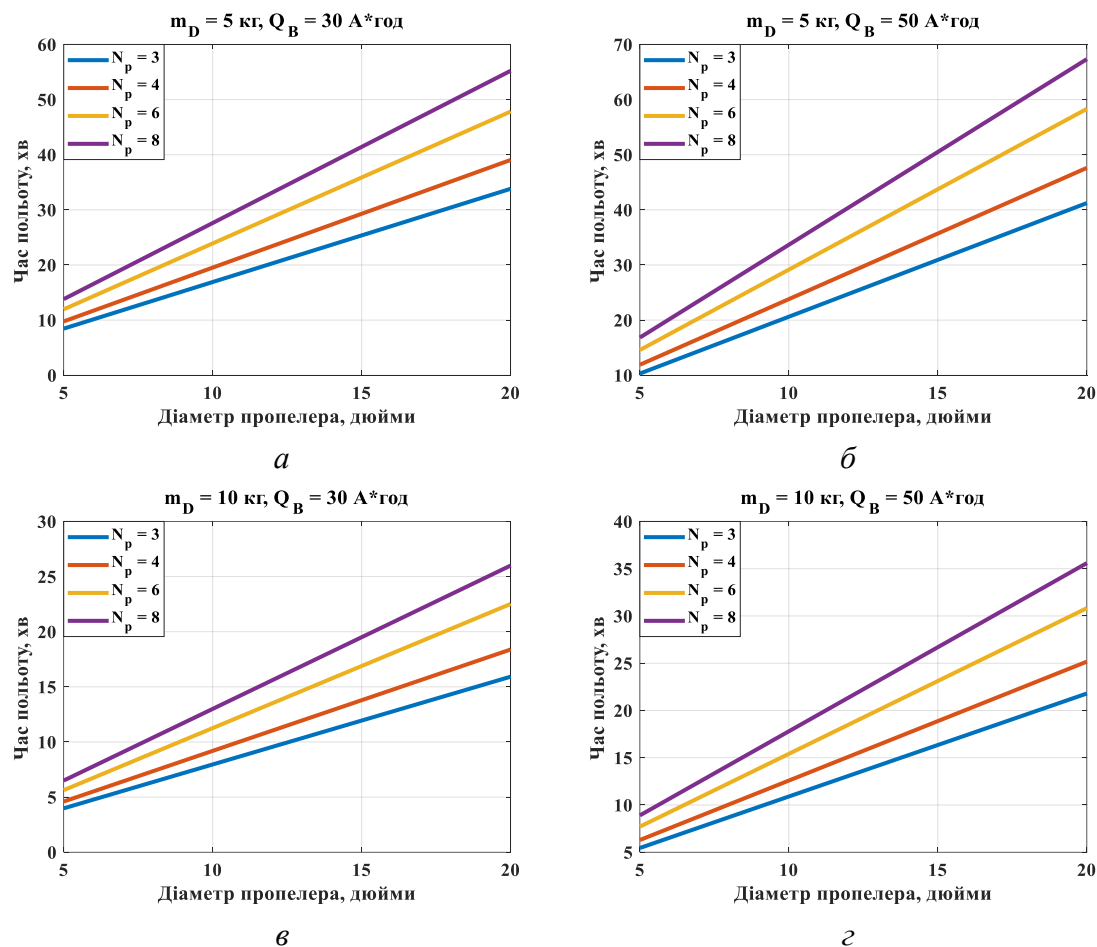


Рис. 3. Графіки залежності максимальної тривалості польоту від діаметра пропелерів за різної кількості пропелерів для апаратів різної маси та акумуляторами різної ємності
Джерело: розроблено авторами.

Як можна побачити з рис. 3, збільшення діаметра пропелерів дозволяє суттєво збільшити тривалість польоту (у 2-3 рази) та отримати більший приріст часу польоту від збільшення ємності акумулятора.

Висновки. Розглянуто основні фактори, що впливають на максимальну тривалість польоту БПЛА. Представлено модель розрахунку потужності, що споживається апаратом в режимі зависання. Виконано розрахунок максимальної тривалості польоту БПЛА залежно від ємності та маси акумулятора, кількості пропелерів, діаметра пропелерів для апаратів різної маси. Показано, що немає сенсу збільшувати ємність акумулятора нескінченно, і існує точка оптимуму, що залежить від відношення маси акумулятора до маси апарата. Також показано, що збільшення діаметра пропелерів помітно збільшує час польоту, в той час як збільшення їх кількості є не настільки ефективним.

Перспектива подальших досліджень. Розглянута модель дозволяє лише приблизно оцінити потужність споживану дроном у режимі зависання і відповідно максимальну тривалість польоту. Використання більш складних та точних моделей дозволить отримати більш коректні результати, дослідити вплив більшої кількості параметрів на польотні характеристики БПЛА. Використання емпіричних даних також дозволить підвищити точність розрахунків.

Список використаних джерел

1. Области застосування безпілотних літальних апаратів. (2021). <https://ojs.ukrlogos.in.ua/index.php/monographs/article/view/8531>.

2. Книш Б. П., Кулик Я. А., & Барабан М. В. (2018). Класифікація безпілотних літальних апаратів та їх використання для доставки товарів. *Вісник Хмельницького національного університету. Технічні науки*, 3, 246-252.
3. *Амазон отримав дозвіл на доставку дронами від влади США (2020)*. <https://retailers.ua/news/tehnologii/10860-amazon-poluchil-razreshenie-na-dostavku-dronami-v-ssha>.
4. *Дрон виявив пожежу та вцілів вогнегасною капсулою у вікно (2021)*. <https://nauka.ua/news/dron-viyaviv-pozhezhu-ta-vciliv-vognegasnoyu-kapsuloyu-u-vikno>.
5. *Агрокоптер, або дрон польовий (2015)*. <https://agro-business.com.ua/agro/mekhanizatsiia-apk/item/1089-ahrokofter-abo-dron-poloviyi.html>.
6. Citroni, R., Di Paolo, F., & Livreri, P. A. (2019). Novel Energy Harvester for Powering Small UAVs: Performance Analysis, Model Validation and Flight Results. *Sensors*, 19 (8), 1771. <https://doi.org/10.3390/s19081771>.
7. Aleksandrov, D., & Penkov, I. (2012). Energy consumption of mini UAV helicopters with different number of rotors. In *11th International Symposium Topical Problems in the Field of Electrical and Power Engineering* (pp. 259–262).
8. Ure, N. K., Chowdhary, G., Toksoz, T., How, J. P., Vavrina, M. A., & Vian, J. (2015). An automated battery management system to enable persistent missions with multiple aerial vehicles. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 20(1), 275–286. <https://doi.org/10.1109/tmech.2013.2294805>.
9. Lee, D. Zhou, J., & Lin, W. T. (2015). Autonomous battery swapping system for quadcopter. In *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (pp. 118-124). doi: 10.1109/ICUAS.2015.7152282.
10. Michini, B., et al. (2011). Automated battery swap and recharge to enable persistent UAV missions. In *Infotech@ Aerospace* (p. 1405). American Institute of Aeronautics and Astronautics.
11. Abeywickrama, H. V., Jayawickrama, B. A., He, Y., & Dutkiewicz, E. (2018). Empirical power consumption model for uavs. In *2018 IEEE 88th vehicular technology conference (vtc-fall)*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/vtcfall.2018.8690666>.
12. Chang, T., H. Yu (2015). Improving electric powered UAVs' endurance by incorporating battery dumping concept. *Procedia Engineering*, 99, 168-179.
13. Abdilla, A., Richards, A., & Burrow, S. (2015b). Power and endurance modelling of battery-powered rotorcraft. In *2015 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/iros.2015.7353445>.
14. Budhiraja, I., Kumar, N., Tyagi, S., & Tanwar, S. (2021). Energy consumption minimization scheme for noma-based mobile edge computation networks underlaying UAV. *IEEE Systems Journal*, 15(4), 5724 - 5733. <https://doi.org/10.1109/jsyst.2021.3076782>.
15. Roberts, J. F., Zufferey, J. C., & Floreano, D. (2008). Energy management for indoor hovering robots. In *2008 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/iros.2008.4650856>.
16. Abdilla, A., Richards, A., & Burrow, S. (2015). Power and endurance modelling of battery-powered rotorcraft. In *2015 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/iros.2015.7353445>.
17. Podhradský, M., Coopmans, C., & Jensen, A. (2013b). Battery state-of-charge based altitude controller for small, low cost multirotor unmanned aerial vehicles. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74(1-2), 193–207. <https://doi.org/10.1007/s10846-013-9894-7>.
18. Gandolfo, D. C., Salinas, L. R., Brandao, A., & Toibero, J. M. (2017). Stable path-following control for a quadrotor helicopter considering energy consumption. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 25(4), 1423–1430. <https://doi.org/10.1109/tcst.2016.2601288>.
19. Leishman, G. J. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics* (2nd ed.). Cambridge University Press.
20. Torabbeigi, M., Lim, G. J., & Kim, S. J. (2019). Drone delivery scheduling optimization considering payload-induced battery consumption rates. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 97(3-4), 471–487. <https://doi.org/10.1007/s10846-019-01034-w>.
21. Hoffmann, G., Huang, H., Waslander, S., & Tomlin, C. (2007). Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. In *AIAA guidance, navigation and control conference and exhibit*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6461>.

References

1. Oblasti zastosuvannya bezpilotnykh litalnykh aparativ [Areas of application for unmanned aerial vehicles]. (2021). <https://ojs.ukrlogos.in.ua/index.php/monographs/article/view/8531>.
2. Knysh, B. P., Lulyk, Ya. A., & Baraban, M. V. (2018). Kласифікація безпілотних літальних апаратів та їх використання для доставки товарів. [Classification of unmanned aerial vehicles and their use for the delivery of goods]. *Visnyk Khmelnytskoho natsionalnoho universytetu. Tekhnichni nauky – Bulletin of Khmelnytsky National University. Technical sciences*, 3, 246–252.
3. Amazon otrymav dozvil na dostavkudronamy vid vldy SShA [Amazon receives permission for drone delivery from US authorities]. (2020). <https://retailers.ua/news/tehnologii/10860-amazon-poluchil-razreshenie-na-dostavku-dronami-v-ssha>.
4. Dron vyjavyv pozhezh ta vtsilyv vohnehasnoiu kapsuloiu u vikno [A drone detects a fire and shoots a fire extinguishing capsule through a window] (2021). <https://nauka.ua/news/dron-viyaviv-pozhezh-ta-vciliv-vognehasnoyu-kapsuloiu-u-vikno>.
5. Ahrokopter, abo dron polovyi [An agrocopter or field drone]. (2015). <https://agro-business.com.ua/agro/mekhanizatsiia-apk/item/1089-ahrokopter-abo-dron-polovyi.html>.
6. Citroni, R., Di Paolo, F., & Livreri, P. A. (2019). Novel Energy Harvester for Powering Small UAVs: Performance Analysis, Model Validation and Flight Results. *Sensors*, 19 (8), 1771. <https://doi.org/10.3390/s19081771>.
7. Aleksandrov, D., & Penkov, I. (2012). Energy consumption of mini UAV helicopters with different number of rotors. In *11th International Symposium Topical Problems in the Field of Electrical and Power Engineering* (pp. 259–262).
8. Ure, N. K., Chowdhary, G., Toksoz, T., How, J. P., Vavrina, M. A., & Vian, J. (2015). An automated battery management system to enable persistent missions with multiple aerial vehicles. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 20(1), 275–286. <https://doi.org/10.1109/tmech.2013.2294805>.
9. Lee, D. Zhou, J., & Lin, W. T. (2015). Autonomous battery swapping system for quadcopter. In *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (pp. 118–124). doi: 10.1109/ICUAS.2015.7152282.
10. Michini, B., et al. (2011). Automated battery swap and recharge to enable persistent UAV missions. In *Infotech@ Aerospace* (p. 1405). American Institute of Aeronautics and Astronautics.
11. Abeywickrama, H. V., Jayawickrama, B. A., He, Y., & Dutkiewicz, E. (2018). Empirical power consumption model for uavs. In *2018 IEEE 88th vehicular technology conference (vtc-fall)*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/vtcfall.2018.8690666>.
12. Chang, T., H. Yu (2015). Improving electric powered UAVs' endurance by incorporating battery dumping concept. *Procedia Engineering*, 99, 168–179.
13. Abdilla, A., Richards, A., & Burrow, S. (2015b). Power and endurance modelling of battery-powered rotorcraft. In *2015 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/iros.2015.7353445>.
14. Budhiraja, I., Kumar, N., Tyagi, S., & Tanwar, S. (2021). Energy consumption minimization scheme for noma-based mobile edge computation networks underlying UAV. *IEEE Systems Journal*, 15(4), 5724 - 5733. <https://doi.org/10.1109/jsyst.2021.3076782>.
15. Roberts, J. F., Zufferey, J. C., & Floreano, D. (2008). Energy management for indoor hovering robots. In *2008 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/iros.2008.4650856>.
16. Abdilla, A., Richards, A., & Burrow, S. (2015). Power and endurance modelling of battery-powered rotorcraft. In *2015 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)*. IEEE. <https://doi.org/10.1109/iros.2015.7353445>.
17. Podhradský, M., Coopmans, C., & Jensen, A. (2013b). Battery state-of-charge based altitude controller for small, low cost multirotor unmanned aerial vehicles. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74(1-2), 193–207. <https://doi.org/10.1007/s10846-013-9894-7>.
18. Gandolfo, D. C., Salinas, L. R., Brandao, A., & Toibero, J. M. (2017). Stable path-following control for a quadrotor helicopter considering energy consumption. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 25(4), 1423–1430. <https://doi.org/10.1109/tcst.2016.2601288>.
19. Leishman, G. J. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics* (2nd ed.). Cambridge University Press.

20. Torabbeigi, M., Lim, G. J., & Kim, S. J. (2019). Drone delivery scheduling optimization considering payload-induced battery consumption rates. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 97(3-4), 471–487. <https://doi.org/10.1007/s10846-019-01034-w>.

21. Hoffmann, G., Huang, H., Waslander, S., & Tomlin, C. (2007). Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. In *AIAA guidance, navigation and control conference and exhibit*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6461>.

Отримано 23.06.2025

UDC 533.65.013.622

Sergey Yermolov¹, Yuri Denisov²

¹Postgraduate student of the Department of Electric Engineering and Information and Measuring Technologies
National University «Chernihiv Polytechnic» (Chernihiv, Ukraine)

E-mail: sergey.ermolow@gmail.com. **ORCID:** <https://orcid.org/0009-0002-8786-2430>

ResearcherID: [MBI-0037-2025](https://orcid.org/0009-0002-8786-2430)

²Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Department of Electronics, Automation, Robotics and Mechatronics,
National University «Chernihiv Polytechnic» (Chernihiv, Ukraine)

E-mail: den711td@gmail.com. **ORCID:** <http://orcid.org/0000-0003-2293-7964>

ResearcherID: [G-1144-2016](https://orcid.org/0000-0003-2293-7964). **Scopus Author ID:** [56338219200](https://orcid.org/0000-0003-2293-7964)

INFLUENCE OF BATTERY AND PROPELLER GROUP PARAMETERS ON THE UAV FLIGHT DURATION

The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) is becoming increasingly widespread in many areas of human life every year. Not only military, but also civilian use of UAVs in various fields of science, industry, forestry, agronomy, cartography, ecology, and space research is hard to overestimate. For this reason, the use and development of UAVs in various fields remains extremely promising in the near future. Compared to manned vehicles, UAVs have the following advantages: no crew and no need for life support systems, large airfields; lower cost and low expenses for their development, production and operation; better weight and dimensions; high reliability and maneuverability; a wide range of specialized equipment for placement on board. UAVs are being introduced into all spheres of human life, even those where UAVs have no manned alternative. Some models of multicopters are already being used to deliver goods and extinguish fires. UAVs of new designs continue to be developed.

In all areas of UAV application, the task of increasing autonomy remains relevant and important. The duration of continuous operation and flight range directly affect the capabilities of the UAV, its ability to perform tasks and efficiency.

UAV power consumption depends on the weight of the payload, weather conditions and drone speed. Energy consumption is a critical criterion for a drone to perform its missions and needs to be further studied. Many studies have been conducted to increase flight time by improving energy efficiency or reducing the energy consumed by the drone.

Study the influence of battery parameters (capacity and weight) and propeller group (number of propellers and their diameter) on the maximum possible flight duration of UAVs of different masses.

The main factors affecting the maximum flight duration of a UAV are considered. A model for calculating the power consumed by the device in the hover mode is presented. The maximum flight duration of a UAV is calculated depending on the battery capacity and weight, the number of propellers, and the diameter of the propellers for vehicles of different masses.

It is shown that there is no point in increasing the battery capacity indefinitely, and there is an optimum point that depends on the ratio of the battery mass to the mass of the vehicle. It is also shown that increasing the diameter of the propellers significantly increases the flight time, while increasing their number is not as effective.

Keywords: unmanned aerial vehicle; multi-rotor drone; hover mode; rotorcraft group; power consumption; electromechanical efficiency; flight time.

Fig.: 3. **References:** 21.