

Дослідження оптимізації силових установок та аеродинамічного компонування безпілотних літальних апаратів вертикального зльоту та посадки

Є. С. Димарчук¹ • О. П. Мариношенко¹

Received: 23 April 2025 / Revised: 15 May 2025 / Accepted: 22 May 2025

Анотація. У статті розглядаються безпілотні літальні апарати (БПЛА) вертикального зльоту та посадки (ВЗтП), що є перспективним напрямом розвитку в авіаційній техніці, особливо для виконання завдань у складних умовах. Попри значний прогрес у цій сфері, лишається недостатньо вивченим вплив різних типів силових установок і компоновочних рішень на ефективність польоту та масові характеристики апарата. Метою дослідження є визначення оптимальної силової установки та компонування БПЛА ВЗтП з метою покращення аеродинамічної якості та зменшення злітної маси. Для досягнення цієї мети було виконано порівняльний аналіз електричних, паралельних і гібридних силових схем. У дослідженні враховано місії дальністю 50, 100 і 300 км, з розрахунком відповідних масових характеристик. Розглянуто вплив конструктивного рішення типу “корпус-крило” на аеродинамічні параметри БПЛА. Визначено, що використання гібридної силової установки забезпечує оптимальний баланс між питомою вагою, витратою палива та тривалістю польоту. Результати дослідження засвідчили, що запропоноване компонування дозволяє підвищити аеродинамічну якість на 12 % у крейсерському режимі, зменшити злітну масу БПЛА на 10–15 % і збільшити тривалість польоту до 25 %. Отримані дані можуть бути використані для проектування БПЛА, що виконують завдання моніторингу, екологічного нагляду, логістики та рятувальних операцій у складних умовах.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, вертикальний зліт і посадка, гібридна силова установка, аеродинаміка, енергоефективність.

Вступ

В сучасному світі, де технології швидко розвиваються, безпілотні літальні апарати (БПЛА) стають невід’ємною частиною нашого повсякденного життя. Вони забезпечують нові можливості та ефективність у виконанні різноманітних завдань. Проте, класичні БПЛА мають свої обмеження, зокрема під час зльоту та посадки. У цьому контексті, БПЛА вертикального зльоту та посадки (ВЗтП) є перспективним рішенням, що розкриває нові горизонти можливостей та переваг. В даній роботі розглядаються переваги та недоліки БПЛА в порівнянні з відповідними ВЗтП аналогами, проведемо аналіз існуючих силових установок [1]–[2], в статті також розглянуто питання проектування та компонування БПЛА вертикального зльоту та посадки.

Сучасні безпілотні літальні апарати (БПЛА) різняться за конструкцією та способами зльоту та посадки. Основні типи БПЛА включають мультироторний (квадрокоптерний), літаковий та БПЛА вертикального зльоту та посадки (ВЗтП) (Рис. 1).

Мультироторний тип використовує кілька роторів для забезпечення тяги та стабілізації в повітрі. Квадрокоптери (з чотирма роторами) є найпоширенішим прикладом мультироторних БПЛА, але існують і моделі з більшою кількістю роторів.

Переваги: Вертикальний зліт та посадка. Висока маневреність та стабільність у повітрі. Проста конструкція та легкість у використанні.

Недоліки: Обмежена тривалість польоту через використання акумуляторів. На зображеннях камер, якими можуть бути обладнані такі БПЛА присутні області затінення від роботи роторів.

Літакові БПЛА мають аеродинамічну конструкцію з крилом та характерним фюзеляжем. Зазвичай вони мають один або більше двигунів для забезпечення потрібної тяги.

✉ Є.С. Димарчук
yevhenii.dymarchuk@gmail.com

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського, Київ, Україна



Рис. 1. Типи сучасних БПЛА

Переваги: В порівнянні з мультироторними БПЛА мають набагато більшу тривалість польоту, більш високу швидкість та більшу дальність польоту. Здатність до перевезення великих вантажів.

Недоліки: Вимагає довгих злітних та посадкових смуг, що робить їх менш практичними в умовах обмеженого простору.

БПЛА вертикального зльоту та посадки. Цей тип БПЛА об'єднує переваги літакового та мультироторного типів, забезпечуючи зліт та посадку вертикально, а в режимі крейсерського польоту виконує політ як БПЛА літакового типу [3]–[5].

Переваги: гнучкість, тобто за рахунок можливості вертикального зльоту та посадки відпадає потреба у злітній смузі чи спеціального обладнання для цього, а для забезпечення високої швидкості, стабільності та тривалого польоту БПЛА в режимі польоту працює як БПЛА літакового типу.

Недоліки: Складніше проектування та обслуговування порівняно з іншими типами.

Кожен тип БПЛА має свої унікальні характеристики та застосування, і вибір конкретного типу залежить від завдань, які він повинен виконати.

Постановка задачі

Основна задача – дослідити можливі варіанти компоновально-конструктивних схем силових установок, з фокусом на їх ефективність та можливості подальшої модернізації. Враховуючи обґрунтований вибір компоновально-конструктивної схеми – провести дослідження аеродинамічних характеристик створюваного БПЛА вертикального зльоту та посадки, а також здійснити вирішення задач компоновання та проектування.

Різновид силових установок БПЛА типу ВЗтП та їх ефективність

Для більшості варіантів реалізації БПЛА вертикального зльоту та посадки такий літальний апарат може бути оснащений трьома різними типами силової установки (СУ), а саме: повністю електрична, паралельна та гібридна (Рис. 2).

В основі електричної СУ лежать акумуляторні батареї, електродвигуни, гвинти. У цій схемі всі електричні рушії належать до єдиної енергетичної системи.

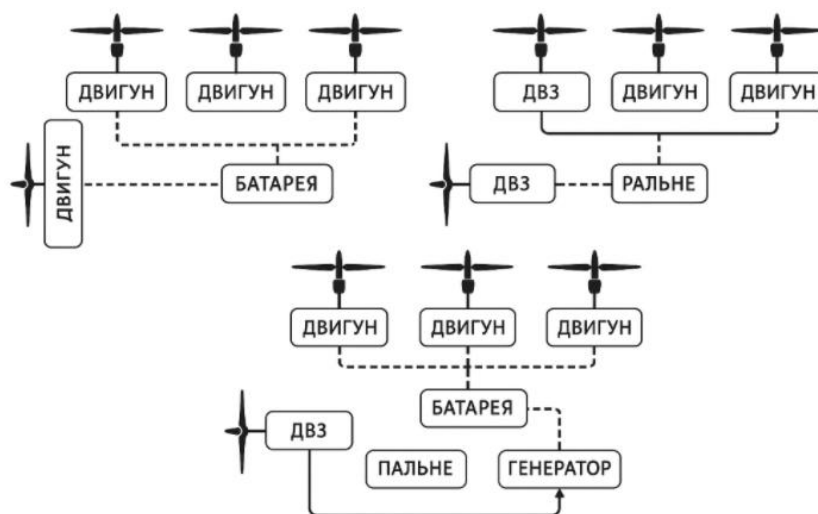


Рис. 2. Типові схеми силових установок БПЛА типу ВЗтП

Паралельна схема складається із електродвигунів, акумулятора, гвинтів та двигуна внутрішнього згоряння (ДВЗ). У цій схемі вертикальна та горизонтальна СУ існують не залежно одна від одної. Енергію, яка необхідна для вертикального зльоту, забезпечує акумулятор, а для горизонтального польоту енергію забезпечує ДВЗ. У цій схемі нічого не заважає для одночасної роботи обох СУ, але реалізація такого режиму практично не використовується.

Гібридна схема СУ складається з генератора, електричних двигунів, гвинтів, акумулятора та ДВЗ. Характерна відмінність від паралельної – наявність спільної електричної та механічної частини, як єдиного цілого. Дана схема дозволяє використовувати ДВЗ максимально ефективно, тобто в зоні оптимальної економії пального.

Традиційно при вирішенні задачі початкового вибору характеристик літального апарату здійснюється комплексне вирішення наступних задач. Алгоритм такого ітераційного вирішення можна описати наступним чином: мінімізація злітної ваги ЛА, вибір співвідношення для забезпечення тягоозброєності (P/mg) та співвідношення навантаженням на площу крила (mg/S), дотримуючись при цьому експлуатаційних обмежень та вимог до виконуваних завдань ЛА.

Оскільки потужність СУ та площа крила ЛА – це основні конструктивні фактори які задаються на самому початку проектних робіт, звідси додатковим та

поєднуючи зазначені вище важливим фактором є витрата палива [9]. Для початкового визначення параметрів скористаємося ітераційним процесом, структурна схема алгоритму якого показано на рис. 3.

Для більш точного розрахунку маси БПЛА зручно розбити її на складові компоненти: маса корисного навантаження, маса планера та маса енергетичної установки [7]:

$$M_{\text{БПЛА}} = M_{\text{пл.}} + M_{\text{к.н.}} + M_{\text{е.у.}} \quad (1)$$

Доцільним є представлення маси планера та маси силової установки розкладом на складові: маси вертикальної та горизонтальної СУ, маси акумуляторів та маси палива, конструкції, підсистем та авіоніки. Отримуємо при цьому наступний вираз:

$$M_{\text{БПЛА}} = M_{\text{кон.}} + M_{\text{н.с.}} + M_{\text{ав.}} + (M_{\text{СУ.}}^{\text{Вер.}} + M_{\text{СУ.}}^{\text{Гор.}}) + M_{\text{к.н.}} + M_{\text{ак.}} + M_{\text{пал.}}, \quad (2)$$

де маса корисного навантаження задається на початку проектування, такі значення як $M_{\text{СУ.}}^{\text{Вер.}}$, $M_{\text{СУ.}}^{\text{Гор.}}$, $M_{\text{ак.}}$, $M_{\text{пал.}}$ – отримуємо розрахунковим шляхом. Інші складові оцінюємо за ваговою пропорцією Гундалаха, що отримана на основі статистичних досліджень масово-інерційних характеристик різних типів ЛА.

Отже частка маси конструкції становить 30–40 % від загальної маси. На частку маси авіоніки припадає 5 %.

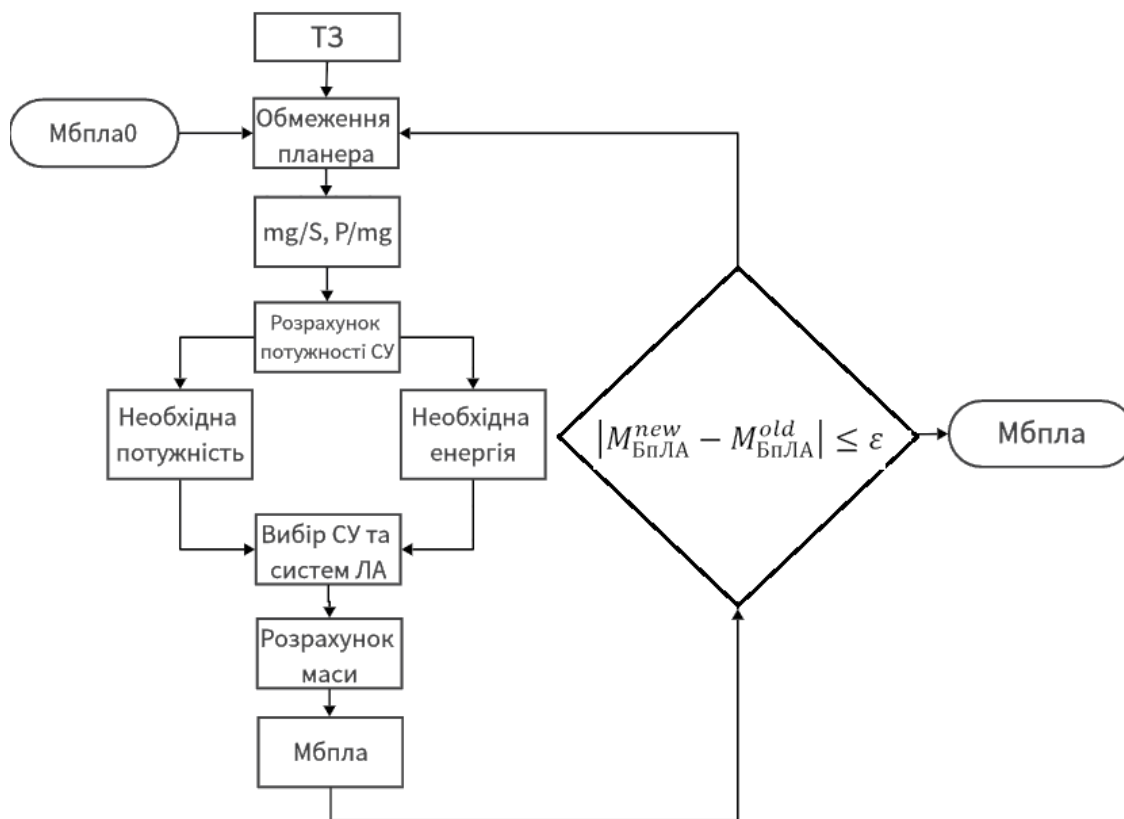


Рис. 3. Блок-схема реалізації проектування

Частка маси підсистеми – 5–7 % від загальної маси. Тоді рівняння повної маси можна записати у наступному вигляді [7]:

$$M_{БПЛА} = \frac{M_{С.У.}^{Бер.} + M_{С.У.}^{Гор.} + M_{К.Н.}}{1 - (MF_{кон.} + MF_{е.у.} + MF_{ав.} + MF_{К.Н.})}, \quad (3)$$

де, MF – масова частка, яка представляє відношення відповідної підсистеми до $M_{БПЛА}$.

Процес виконання польоту БПЛА ВЗтП передбачає зліт, крейсерський політ та посадку. Потреба потужності в крейсерському режимі можна виразити наступним чином [9].

$$P_{кр.} = \frac{\beta mg}{\eta_{зв.}} \left\{ \frac{V}{\beta} \left(K \frac{\beta^2}{q} \left(\frac{mg}{S} \right) + \frac{q C_{D0}}{mg/S} \right) + \frac{1}{g} \left(\frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right) \right) \right\}, \quad (4)$$

де, mg – повна злітна вага ЛА, β – коефіцієнт витрати палива, який є відношенням поточної ваги палива до початкової ваги палива, q – динамічний напір, C_{D0} – коефіцієнт нульового опору; $K = 1/(\pi e \cdot \lambda)$ – коефіцієнт лобового опору за рахунок підйомної сили, де λ – відносне видовження крила, e – коефіцієнт Освальда, h – висота польоту, dh/dt – швидкість набору висоти, V – швидкість польоту, а $\eta_{зв.}$ – коефіцієнт корисної дії пропелера.

Вимога крейсерської швидкості, за умови стабільного польоту:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot mg}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (5)$$

де, S – площа крила, а C_L – коефіцієнт підйомної сили.

Процес переходу між польотними режимами ЛА є доволі складним, при досить швидкій реалізації, тому доречний запас тяги для горизонтального режиму польоту, який має бути трохи вищим за максимальну потужність у вертикальному режимі польоту.

Для переходу від потужності поршневого двигуна до тяги, потрібно врахувати ККД гребного гвинта:

$$P = \frac{T \cdot v}{\eta_p}, \quad (6)$$

де P – потужність, T – тяга, v – швидкість польоту, η_p – поточний ККД гвинта.

Обмеження на крейсерському режимі [8]:

$$\frac{T}{mg} \geq \frac{q}{(mg/S)} \cdot C_{D0} + K \cdot \frac{1}{q} \cdot \frac{mg}{S}. \quad (7)$$

$$q = \frac{1}{\rho} \cdot \rho \cdot V. \quad (8)$$

Оскільки для БПЛА із гібридною силовою установкою при якій ДВЗ заряджає батареї у польоті, існує обмеження на режим заряджання – припускаємо, що ДВЗ резервує до 20 % вихідної потужності для зарядки акумуляторів [8]. Обмеження на режим вертикального набору висоти може бути виражене наступним чином:

$$\frac{T}{mg} \geq \frac{dh/dt}{V_y} + \frac{q}{(mg/S)} \cdot C_{D0} + \frac{K}{q} \cdot \frac{mg}{S}. \quad (9)$$

А оптимальна швидкість вертикального набору висоти визначається як:

$$V_y = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{mg}{S}} \cdot \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}}. \quad (10)$$

Для визначення необхідного граничного рівня відношення тяги до ваги ЛА T/mg , припускаємо що такий рівень має значення, при швидкості набору висоти до 0,5 м/с. Відповідно до вимог по швидкості зниження у режимі крейсерського польоту визначається верхня межа навантаження на крило. Навантаження на крило, необхідне для підтримання швидкості зниження, знаходимо наступним чином:

$$\frac{mg}{S} = \frac{1}{2} \cdot V_{звал}^2 \cdot \rho \cdot C_{L, \max} \quad (11)$$

Для об'єктивності визначення ефективності кожної схеми, було обрано однакові вхідні дані та тип завдання, а саме: швидкість – 30 м/с, скоропідйомність – 3 м/с, швидкість звалювання – 16 м/с, маса корисного навантаження – 10 кг, стеля – 1000 м. Було запропоновано дослідити 3 місії польоту дальність яких становить 50 км, 100 км та 300 км на висоті 300 м, 500 м, та 1000 м відповідно. Результати розрахунку мас наведено в таблиці 1.

Таблиця 1. Результати розрахунку мас

ТИП	Місія №1		Місія №2		Місія №3	
	$M_{БПЛА}$ (кг)	$M_{нал.}$ (кг)	$M_{БПЛА}$ (кг)	$M_{нал.}$ (кг)	$M_{БПЛА}$ (кг)	$M_{нал.}$ (кг)
Електричний	31,8	0	42,12	0	–	–
Паралельний	27,36	0,3	29,56	0,94	31,88	3,316
Гібридний	26,23	0,34	27,53	0,96	35,8	2,92

Для якісного розгляду питання ефективності БПЛА та вертикально злітно-посадкових характеристик, розглянемо взаємозв'язки ключових параметрів експлуатації, а саме дальність польоту та масу БПЛА, масу палива. Проведемо аналіз впливу цих параметрів, при цьому дослідження базується на змінах у значеннях повної маси БПЛА та витрат пального. Результати дослідження зображені на рис. 4–5.

На рис. 4 зображено залежність злітної ваги БПЛА ВЗтП від дальності польоту різних силових установок, а на рис. 5 залежність маси палива від дальності польоту БПЛА.

Дослідження показали, що гібридна силова установка забезпечує найкращу ефективність під час роботи в різних режимах польоту при цьому маючи досить високі показники тривалості польоту.

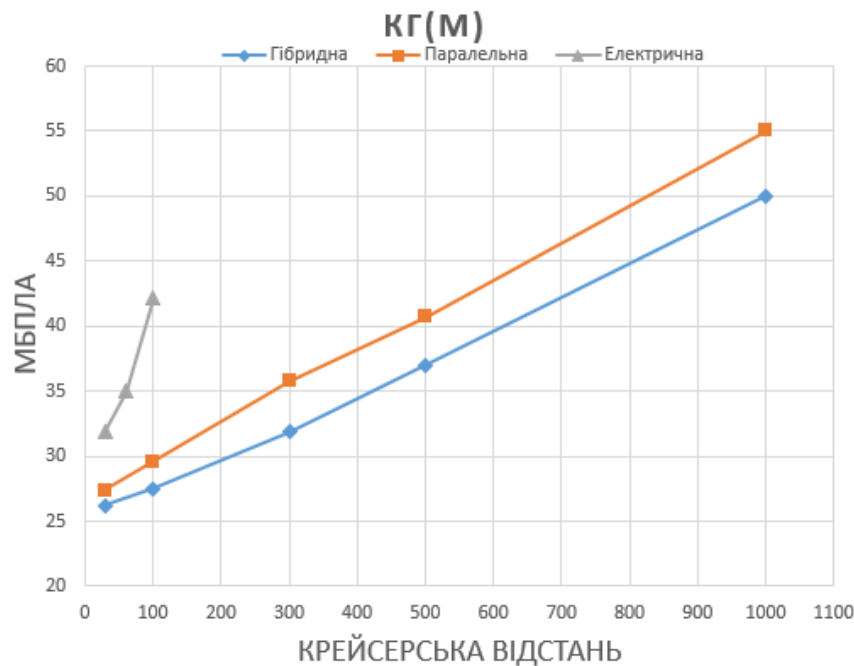


Рис. 4. Залежність маси БПЛА від дальності польоту

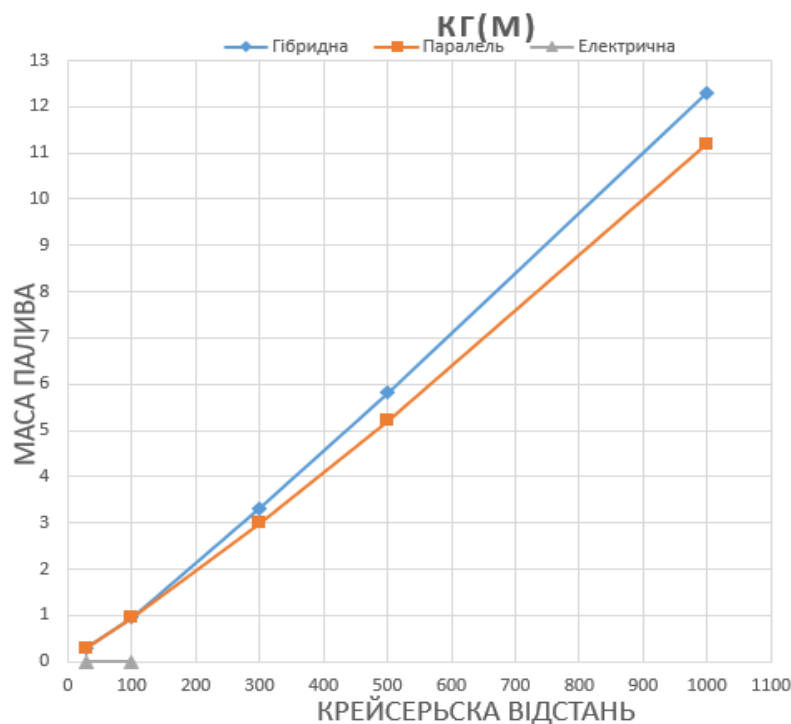


Рис. 5. Розрахунок мас палива БПЛА від дальності польоту

Отже вибір гібридної силової установки є найбільш доречний, оскільки досягається оптимальний баланс між продуктивністю та ресурсом БПЛА як такими.

Враховуючи особливості БПЛА вертикального зльоту та посадки, різноманітність типів конструкції та варіативність можливих силових установок було прийнято рішення спроектувати БПЛА для виконання наступних задач: Проведення моніторингового польоту на висотах 100–2500 м на віддалі 5–250 км, максимальна злітна маса – 30 кг., маса цільового навантаження – до 10 кг, на швидкості 80–120 км/год та наявність можливості вертикального зльоту та посадки.

В рамках проектування власного було вибрано схему “корпус-крило” (Рис. 6), оскільки вона досить унікальна та майже не зустрічається у виконанні БПЛА вертикального зльоту та посадки, в якості силової схеми було обрано гібридну, оскільки, як показали дослідження, вона є найбільш ефективною.

Вирішено задачі компоновання компонентів БПЛА, при цьому отримані наступні технічні характеристики, які наведено в таблиці 2.

Також було проведено дослідження аеродинамічних характеристик БПЛА, для цього було використано програму XFLR 5, моделювання процесу обті-

кання БПЛА на крейсерському режимі польоту проведено в програмі ANSYS, відповідні результати наведено на рис. 7–9.

Графік залежності $C_y = f(\alpha)$ визначено за допомогою програмного забезпечення XFLR5.

Даний підхід дозволяє розрахувати лише лінійну частину залежності, таким чином побудови нелінійної частини потрібно визначити критичний кут атаки та максимальний коефіцієнт підйомної сили. В якості максимального коефіцієнту підйомної сили приймемо аналогічний як для профілю.

Значення критичного кута атаки можна визначатися наступним чином:

$$\alpha_{кр} = \frac{180}{\pi} \frac{C_{y\alpha \max}}{C_{y\alpha_0}} \quad (12)$$

Особливістю обраної аеродинамічної схеми (корпус-крило) є проблема балансування; для її вирішення було запропоновано використовувати елевони для компенсації та досягнення прийнятного значення повздовжнього моменту, тому графіки залежності коефіцієнта підйомної сили наведено для трьох різних випадків відхилення елевонів.

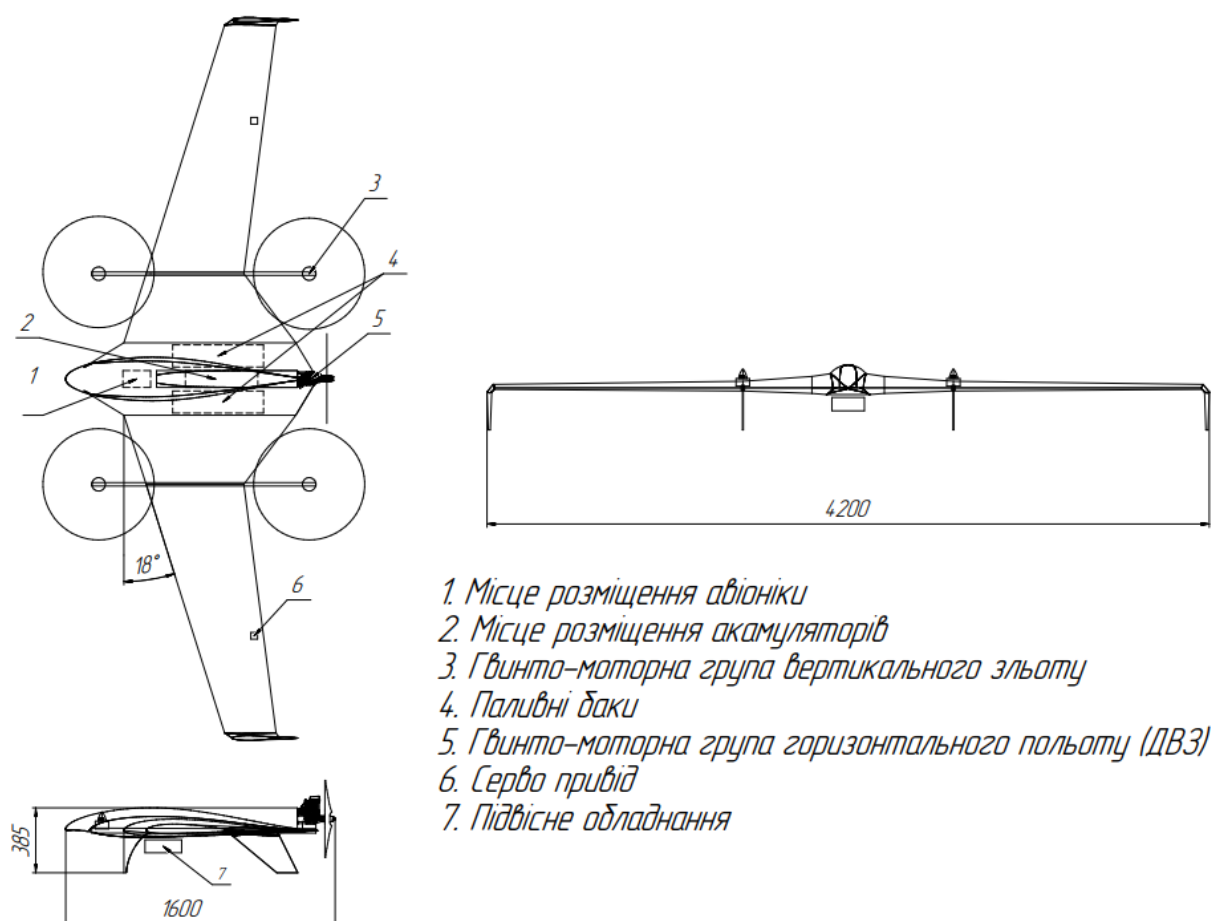
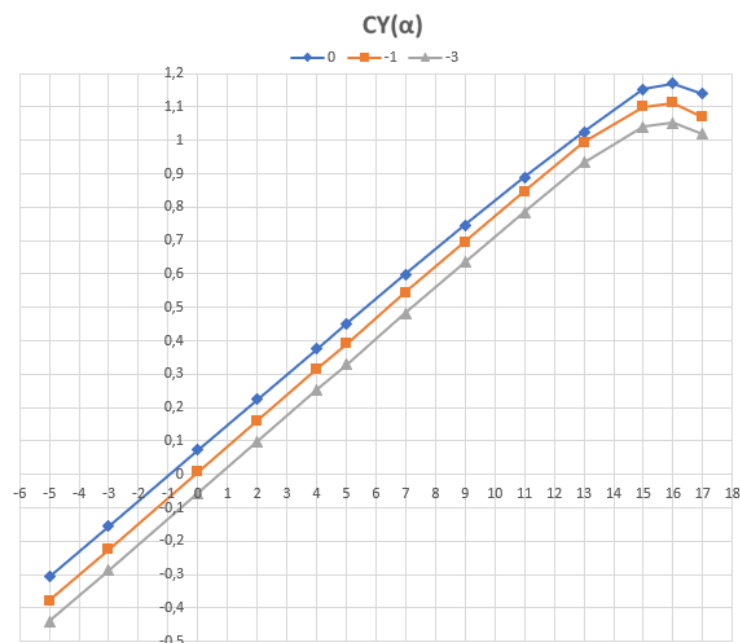


Рис. 6. Компоновання БПЛА V3тП

Таблиця 2. Технічні характеристики БПЛА

Компонент	Характеристика	Значення
Крило БПЛА	Профіль крила	MH-45
	Розмах крила	4,2 м
	Площа крила	1,52 м ²
	Видовження крила	11,61
	Середня аеродинамічна хорда	0,442 м
	Звуження крила	1,66
	Кут стріловидності по лінії чвертей хорд	18°
	Кут установки крила	0°
	Аеродинамічна крутка крила	0°
Фюзеляж	Довжина	1,5 м
	Площа міделю	0,05 м ²
Силова установка	Потужність двигуна на злітному режимі	3,16 кВт
	Оберти на валу гвинта на злітному режимі	7000 об/хв
Масові характеристики	Максимальна злітна маса	30 кг
	Максимальне експлуатаційне перевантаження	4
	Маса палива	6 кг

Рис. 7. Залежність $C_y = f(\alpha)$ БПЛА для різних кутів відхилення елевона

Наведені розрахунки здійснювалися з врахуванням припущення що індуктивний опір створює лише крило, а відповідну полярю ЛА (Рис. 8) отримаємо здійснивши підсумовування лобового опору крила та опорів інших частин літального апарату.

Однією з важливих характеристик на основі якої оцінюється якість спроектованого ЛА, є його аеродинамічна досконалість. Однією з головних задач аеродинамічної компоновки є збільшення аеродинамічної досконалісті. Максимальне значення аеродинамічної

досконалісті буде при куті атаки, що відповідає точці перетину полярі з дотичною до неї прямою яку проведено на графіку через початок координат, а кут атаки, при якому досягається максимальна аеродинамічна досконалість називається найвигіднішим. Відповідна крива залежності аеродинамічної досконалісті БПЛА показана на наступному рис. 9, із графіку видно, що максимальний показник якості БПЛА припадає на кут атаки в 5 градусів, зумовлено це особливостями даної аеродинамічної схеми.

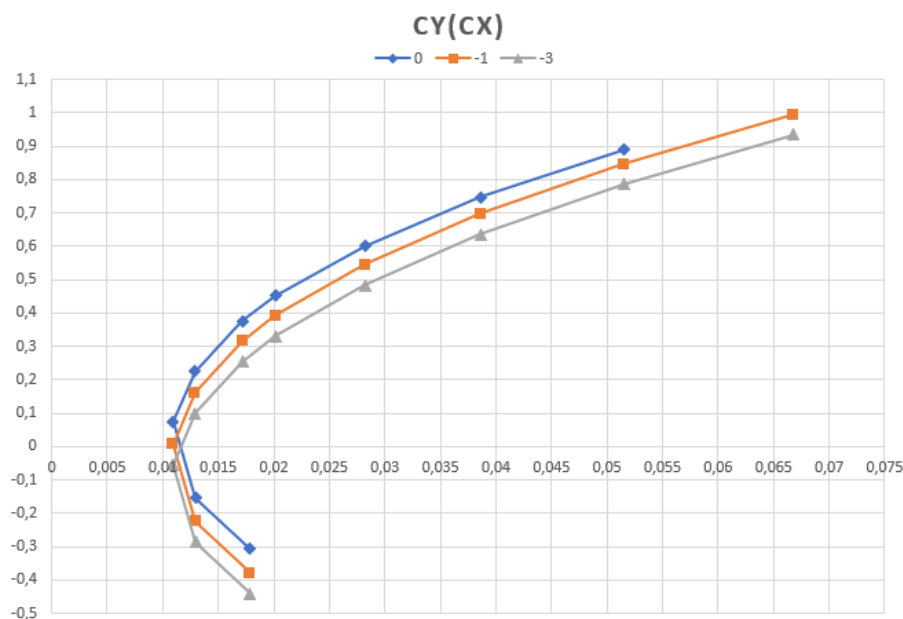


Рис. 8. Поляра БПЛА для різних кутів відхилення елевона

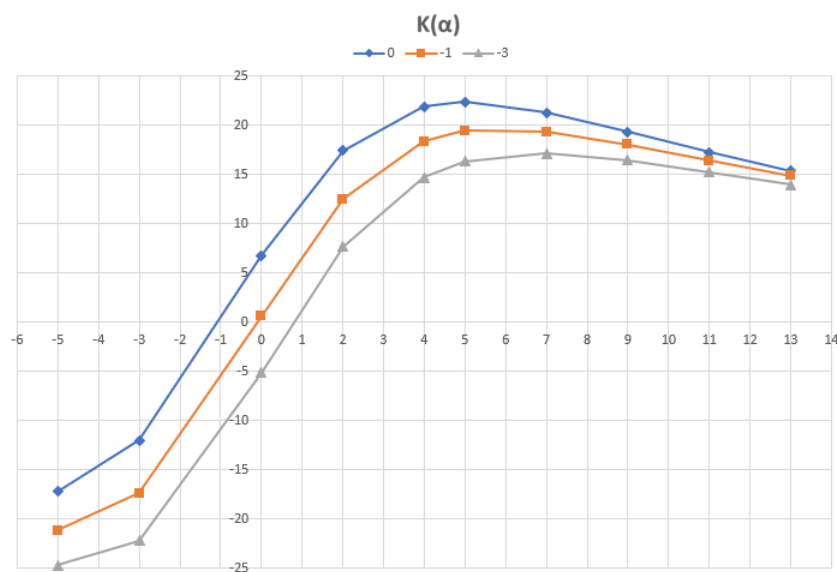


Рис. 9. Залежність аеродинамічної досконалості БПЛА для різних кутів відхилення елевона

В результаті конструювання та проектування БПЛА вертикального зльоту та посадки було досягнуто оптимальних аеродинамічних характеристик, при різних конфігураціях відхиленого елевону, що демонструють графіки залежності підйомної сили від кута атаки (рис. 7), поляри БПЛА (рис. 8) та аеродинамічної досконалості від кута атаки (рис. 9).

Висновки

Виконаний аналіз існуючих силових установок показав, що гібридна силова установка, що поєднує елементи електричного та іншого джерела енергії (двигуни внутрішнього згоряння), виявилася вкрай гнучкою

та ефективною, ця СУ є оптимальним вибором, забезпечуючи високу ефективність та можливість роботи в різних режимах, при цьому зберігаючи тривалий час польоту та надійність під час зльоту та посадки. Такий вибір визнаний оптимальним для досягнення балансу між продуктивністю та тривалістю експлуатації БПЛА.

Проведено аеродинамічне проектування, на основі якого визначені аеродинамічні характеристики та отримані важливі дані, які визначатимуть поведінку літального апарата на різних режимах польоту. Ці характеристики слугують основою для подальших досліджень та оптимізації проекту з метою досягнення максимальної ефективності та стійкості в різних умовах та при різних режимах польоту.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що вони не мають жодного конфлікту інтересів щодо цього дослідження, включаючи фінансові, особисті, авторські або будь-якого іншого характеру, які могли б вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Використання штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні даної роботи.

References

- [1] J. Zong, B. Zhu, Z. Hou, X. Yang, and J. Zhai, "Evaluation and comparison of hybrid wing VTOL UAV with four different electric propulsion systems", *Aerospace*, vol. 8, no. 9, p. 256, 2021. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace8090256>.
- [2] B. J. Brelje and J. R. Martins, "Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches", *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 104, pp. 1–19, 2019. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>.
- [3] P. Footohi, A. Bouskela, and S. V. Shkarayev, "Aerodynamic design of long-range VTOL UAV", in AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, CA, USA, Jan. 7–11, 2019. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2291>.
- [4] A. Kamal and A. Ramirez-Serrano, "Conceptual design of a highly-maneuverable transitional VTOL UAV with new maneuver and control capabilities", in AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando, FL, USA, Jan. 6–10, 2020. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2020-1733>.
- [5] D. Jo and Y. J. Kwon, "Analysis of B3TP UAV propellant technology", *J. Comput. Commun.*, vol. 5, pp. 76–82, 2017. DOI: <https://doi.org/10.4236/jcc.2017.57008>.
- [6] D. F. Finger, C. Bil, and C. Braun, "Initial sizing methodology for hybrid-electric general aviation aircraft", *J. Aircr.*, vol. 57, pp. 245–255, 2020. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035428>.
- [7] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems – A Comprehensive Approach*. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. DOI: <https://doi.org/10.2514/4.868443>.
- [8] J. T. Economou, A. Tsourdos, and S. Wang, "Design of a distributed hybrid electric propulsion system for a light aircraft based on genetic algorithm", in AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, Indianapolis, IN, USA, Aug. 19–22, 2019. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-4305>.
- [9] M. Hassanalian, R. Salazar, and A. Abdelkefi, "Conceptual design and optimization of a tilt-rotor micro air vehicle", *Chin. J. Aeronaut.*, vol. 32, pp. 369–381, 2019. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.10.006>.

Study on the optimization of power systems and aerodynamic configuration of vertical takeoff and landing unmanned aerial vehicles

Yevhenii Dymarchuk¹ • Oleksandr Marynoshenko¹

¹ Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, Kyiv, Ukraine

Abstract. The article examines vertical take-off and landing (VTOL) unmanned aerial vehicles (UAVs), which represent a promising direction in aviation technology, particularly for missions under challenging conditions. Despite significant progress in this field, the impact of different propulsion systems and design configurations on flight efficiency and mass characteristics remains insufficiently explored. The aim of this study is to identify the optimal propulsion configuration and airframe layout for VTOL UAVs to enhance aerodynamic performance and reduce take-off weight. To achieve this goal, a comparative analysis of electric, parallel hybrid, and full hybrid propulsion systems was conducted. The study considers missions with ranges of 50, 100, and 300 km, accompanied by corresponding mass characteristic calculations. The influence of a "blended wing body" layout on aerodynamic parameters was analyzed. It was found that the hybrid propulsion configuration provides an optimal balance between specific weight, fuel consumption, and flight duration. The results demonstrate that the proposed design improves aerodynamic efficiency by 12 % in cruise mode, reduces UAV take-off weight by 10–15 %, and increases flight duration by up to 25 %. These findings may be applied in the design of UAVs intended for monitoring, environmental surveillance, logistics, and search-and-rescue operations in complex environments.

Keywords: unmanned aerial vehicle, vertical takeoff and landing, hybrid power system, aerodynamics, energy efficiency.