

**В. Б. УСПЕНСЬКИЙ, О. С. ДОГАДАЙЛО**

## ВДОСКОНАЛЕННЯ АЛГОРИТМІВ УПРАВЛІННЯ ГІБРИДНИМ БПЛА

Стаття присвячена розробці робастних алгоритмів управління гібридними безпілотними літальними апаратами гелікоптерного типу, для яких рушіями є п'ять електричних двигунів та двигун внутрішнього згоряння. Проаналізовано сучасний стан методів управління БПЛА з акцентом на особливості гібридної конструкції, яка потребує адаптації до внутрішніх та зовнішніх невизначеностей. До таких невизначеностей належать збурення вітром, зміна маси апарату внаслідок витрат палива та недоступність визначення в реальних умовах деяких параметрів. В основу вдосконалення покладено базові алгоритми, розроблені та обґрунтовані авторами раніше. Такі алгоритми потребують специфічної інформації, яка унеможливило їх практичне використання. Запропоновано вдосконалення базових алгоритмів управління за рахунок надання робастних властивостей відносно невідомих параметрів та технології чисельної обробки даних. Всі алгоритми поділяються на три автопілоти: висотою, курсом та кутами тангажу і крену. Вони працюють у кожному такті управління, незалежно від режиму руху, що виконується. Цим забезпечується компенсація перехресних зв'язків між каналами управління. Вдосконалені алгоритми вичерпно описано у вигляді блок-схем, що робить їх придатними до практичної реалізації на борту БПЛА. Підтвердження працездатності та визначення ефективності вдосконалених алгоритмів здійснено шляхом моделювання. Критерієм якості виступила розбіжність показників функціонування між базовими та вдосконаленими алгоритмами. Моделювання польоту гібридного БПЛА вздовж замкненої траєкторії продемонструвало працездатність вдосконалених алгоритмів при деякому зниженні швидкості, у порівнянні з базовими. Встановлено, що попри незначне збільшення часу виконання польотного завдання, система забезпечує задовільну точність траєкторії в умовах невизначеності, що, підтверджує доцільність використання алгоритмів у реальному бортовому програмному забезпеченні.

**Ключові слова:** БПЛА гібридного типу, алгоритм управління, практична реалізованість, автопілот, результати моделювання польоту

**V. USPENSKYI, O. DOHADAILO**

## IMPROVEMENT OF HYBRID UAV CONTROL ALGORITHMS

The article is devoted to the development of robust control algorithms for hybrid unmanned aerial vehicles of the helicopter type, for which the engines are five electric motors and an internal combustion engine. The current state of UAV control methods is analyzed with an emphasis on the features of the hybrid design, which requires adaptation to internal and external uncertainties. Such uncertainties include wind disturbance, change in the mass of the vehicle due to fuel consumption, and the inability to determine some parameters in real conditions. The improvement is based on basic algorithms developed and substantiated by the authors earlier. Such algorithms require specific information that makes their practical use impossible. It is proposed to improve the basic control algorithms by providing robust properties with respect to unknown parameters and numerical data processing technology. All algorithms are divided into three autopilots: altitude, course, and pitch and roll angles. They operate in each control cycle, regardless of the movement mode being performed. This ensures compensation of cross-connections between control channels. The improved algorithms are comprehensively described in the form of block diagrams, which makes them suitable for practical implementation on board the UAV. Confirmation of the operability and determination of the effectiveness of the improved algorithms was carried out by modeling. The quality criterion was the discrepancy in the performance indicators between the basic and improved algorithms. Simulation of the flight of a hybrid UAV along a closed trajectory demonstrated the operability of the improved algorithms with some decrease in speed compared to the basic ones. It was determined that despite a minor increase in mission execution time, the system ensures satisfactory trajectory accuracy under conditions of uncertainty, confirming the feasibility of implementing the algorithms in real onboard software.

**Keywords:** Hybrid UAV, control algorithm, practical feasibility, autopilot, flight simulation results

**Постановка проблеми та аналіз стану її розв'язання.** Сьогодні існує широкий спектр БПЛА літакового, гелікоптерного та мультикоптерного типів [1]. Всі вони здобули широке застосування в різних сферах, від екологічного моніторингу до військових операцій, завдяки високій маневреності, автономізації та ефективності при порівняно невеликій вартості. Успішність їх використання свідчить про те, що фундаментальні питання їх побудови в цілому вирішені, хоча й потребують подальшого вдосконалення. Наприклад, існують програмні пакети, такі як Aerosim [2] чи Simulink [3], за допомогою яких можливо розробити та адаптувати під конкретну конструкцію БПЛА бортові алгоритми управління з<sup>1</sup> метою їх реалізації у складі автопілота. Проте,

вдосконалення бортових алгоритмів навігації та управління БПЛА залишається однією з найбільш складних задач сучасної авіаційної інженерії [4]. Це пов'язано з необхідністю адаптації керування до швидких змін режимів польоту [5], врахуванням зовнішніх динамічних впливів [6–9], а також із забезпеченням стійкості при можливих технічних відмовах виконавчих механізмів [10–13]. Крім того, існують специфічні конструкції БПЛА, які поки що не мають широкого застосування, тому не передбачені у стандартних пакетах. До таких об'єктів можна віднести гібридні мультикоптери [14], які сьогодні набувають актуальності [15].

<sup>1</sup>© В. Б. Успенський, О. С. Догадайло 2025

**Дослідницька стаття:** Цю статтю опубліковано видавництвом НТУ «ХП» у збірнику

«Вісник Національного технічного університету «ХП» Серія: Динаміка та міцність

машин». Ця стаття поширюється за міжнародною ліцензією [Creative Commons Attribution](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

(CC BY 4.0). **Конфлікт інтересів:** Автор/и заявив/или про відсутність конфлікту.



Зазвичай БПЛА коптерного типу мають суттєві обмеження щодо вантажопідйомності та тривалості польоту. Ці проблеми можна вирішити завдяки конструкції гібридного БПЛА з використанням двигуна внутрішнього згорання (ДВЗ) для заряджання батарей та створення додаткової підйомної сили [16–18].

Загальні підходи до навігації та управління БПЛА, у тому числі гібридного типу, відображено в оглядових роботах [19, 20]. Відзначається, що значна увага приділяється вдосконаленню методів та алгоритмів управління польотом. Для підвищення надійності використовують адаптивні алгоритми [21], методи ковзаючого режиму [22–24], а також предиктивних стратегій контролю [25], які дозволяють підтримувати стабільність польоту навіть у складних умовах [26–29]. Важливою складовою сучасних систем керування БПЛА є здатність ефективно протидіяти зовнішнім збуренням, таким як пориви вітру, турбулентність, зміни температури та тиску, а також адаптуватися до невизначеності аеродинамічних параметрів. З цією метою використовуються методи компенсації збурень на основі спостерігачів [30], адаптивний зворотній зв'язок, що забезпечує автоматичне налаштування параметрів регулятора при зміні умов польоту [21] або в умовах змінної маси та змінної конфігурації апарату [8].

В умовах невизначеності зростає роль інтелектуальних алгоритмів на основі машинного навчання, які забезпечують здатність системи адаптуватися до змінної динаміки та самонавчатися на основі накопиченого досвіду [29]. Такі підходи добре поєднуються з предиктивними моделями, що дозволяють завчасно визначати потенційні відхилення та реагувати на них у режимі реального часу [25]. Комбінації класичних методів управління з нечіткою логікою також показують високу ефективність у нестабільному середовищі [27].

Суттєве значення має здатність системи керування адаптуватися до часткових або повних відмов окремих виконавчих механізмів. У гібридних БПЛА, де конструктивно передбачена надлишковість (надмірна кількість двигунів), в [26, 31] пропонується керування, що дозволяє компенсувати втрату керуваності шляхом перерозподілу навантаження між справними елементами. Крім цього, використання в [22, 28] спостерігачів стану для діагностики відмов забезпечує здатність системи продовжувати місію навіть за наявності суттєвих порушень у роботі технічних компонентів.

Таким чином, актуальним напрямом вдосконалення алгоритмів управління гібридними БПЛА на сьогодні є забезпечення робастності в умовах внутрішньої та зовнішньої невизначеності. Під вказаною невизначеністю у контексті даного дослідження розуміється змінність масових та інерційних характеристик конструкції внаслідок витрат палива; неможливість вимірювань внутрішніх параметрів системи управління; неповне знання

аеродинамічних характеристик апарату; наявність збурень у вигляді вітру.

У статті розглянуто гібридний БПЛА гелікоптерного типу, загальний опис та математичну модель якого дано у [32]. Неможливість використання стандартних пакетів для реалізації управління таким БПЛА зумовила необхідність створення власних алгоритмів управління [33], які у подальшому називатимемо базовими. Але в таких алгоритмах використовуються дані, які на практиці не відомі або відомі приблизно. В цих умовах постає задача вдосконалення базових алгоритмів управління, викладених в [33], у напрямі надання робастних властивостей відносно вказаних факторів невизначеності та порівняння їх ефективності з базовим варіантом алгоритмів шляхом комп'ютерного моделювання. На відміну від теоретичного опису базових алгоритмів в статті наведено формалізований опис вдосконалених алгоритмів, придатний до практичної реалізації у бортовому математичному забезпеченні гібридного БПЛА, що розглядається.

**Математична постановка задачі.** Нехай  $XYZ$  – інерційна система координат (ІСК) з початком в точці старту (обертанням Землі та її формою тут та у подальшому нехтуємо). У точці старту ІСК співпадає зі зв'язаною системою координат (ЗСК) мультикоптера (МК). Поточна орієнтація ЗСК відносно ІСК задається кутами курсу, тангажу та крену.

Вектор стану об'єкту управління та його системи управління містить:  $X, Y, Z$  – поточні координати центру мас МК у ІСК;  $V_X, V_Y, V_Z$  – компоненти вектору швидкості центру мас МК;  $\psi, \theta, \gamma$  – кути курсу, тангажу та крену. Кути рахуються з плюсом при повороті: за годинниковою стрілкою – курс, проти годинникової стрілки – тангаж та крен;  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$  – проекції вектору кутової швидкості на вісі ЗСК;  $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6$  – кутові швидкості обертання роторів 1–5 електродвигунів (ЕД) та ДВЗ відповідно. Вони вважаються завжди додатними, мають деяке номінальне значення, яке відповідає підтримці нерухомого зваженого стану МК у повітрі, і у ході польоту змінюються у певному діапазоні відносно номінальних значень. Керуючими змінними є  $u_1, u_2, u_3, u_4, u_5, u_6$  – кутові прискорення роторів 1–5 ЕД та ДВЗ відповідно.

Згідно з [32] кінематичні та динамічні рівняння руху центру мас мультикоптера можна записати у вигляді:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= V_X, & \dot{Y} &= V_Y, & \dot{Z} &= V_Z, \\ \dot{V}_X &= F_{\Sigma X} / m + G_X + F_{SX} / m, \\ \dot{V}_Y &= F_{\Sigma Y} / m + G_Y + F_{SY} / m, \\ \dot{V}_Z &= F_{\Sigma Z} / m + G_Z + F_{SZ} / m. \end{aligned} \quad (1)$$

У наведених рівняннях:  $F_{\Sigma X}, F_{\Sigma Y}, F_{\Sigma Z}$  – компоненти вектору  $\vec{F}_{\Sigma}$  рівнодіючої сили тяги двигунів у проєкціях на осі ІСК. Далі,  $G_X = 0; G_Y = -9.81 \text{ м/с}^2; G_Z = 0$  – проєкції вектора прискорення вільного падіння на осі ІСК,  $F_{\Sigma X}, F_{\Sigma Y}, F_{\Sigma Z}$  – проєкції сили опору повітря;  $m$  – маса МК.

Кінематичні та динамічні рівняння обертання навколо центру мас МК мають вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= (\Omega_3 \cdot \sin(\gamma) - \Omega_2 \cdot \cos(\gamma)) / \cos(\theta), \\ \dot{\theta} &= \Omega_2 \cdot \sin(\gamma) + \Omega_3 \cdot \cos(\gamma), \\ \dot{\gamma} &= \Omega_1 + \text{tg}(\theta) \cdot (\Omega_3 \cdot \sin(\gamma) - \Omega_2 \cdot \cos(\gamma)), \\ \dot{\Omega}_1 &= (-M_{Gx} - dH_1 + MF_{\Sigma x} + MA_{\Sigma x}) / I_{xx}, \\ \dot{\Omega}_2 &= (-M_{Gy} - dH_2 + MF_{\Sigma y} + MA_{\Sigma y}) / I_{yy}, \\ \dot{\Omega}_3 &= (-M_{Gz} - dH_3 + MF_{\Sigma z} + MA_{\Sigma z}) / I_{zz}.\end{aligned}\quad (2)$$

Тут  $\vec{M}_G = (M_{Gx}, M_{Gy}, M_{Gz})$  – вектор гіроскопічного моменту в проєкціях на осі ЗСК;  $d\vec{H} = (dH_1, dH_2, dH_3)$  – вектор похідної кінетичного моменту всього об'єкту із двигунами;  $\vec{M}\vec{F}_{\Sigma} = (MF_{\Sigma x}, MF_{\Sigma y}, MF_{\Sigma z})$  – сумарний момент сил тяги двигунів;  $\vec{M}\vec{A}_{\Sigma} = (MA_{\Sigma x}, MA_{\Sigma y}, MA_{\Sigma z})$  – сумарний аеродинамічний момент від шести двигунів,  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  – головні моменти інерції.

Конкретні формули обчислення сили опору повітря, сил тяги від двигунів, та усіх вказаний вище моментів через швидкості обертання роторів наведено у [32, 33].

Управління двигунами здійснюється відповідно до моделі:

$$\dot{\omega}_j = u_j, j = \overline{0,5}, \quad (3)$$

де при  $j = 0$  – кутове прискорення ротора ДВЗ, а при  $j = 1, 2, \dots, 5$  – кутові прискорення роторів ЕД.

Таким чином, рух МК з ЕД та ДВЗ описується диференціальними рівняннями (1) – (3) за відомих початкових умов. Задача управління полягає у визначенні змінних  $u_j, j = \overline{0,5}$ , що залежать від вимірюваних параметрів, які забезпечують бажану поведінку у часі вектора стану. При синтезі управління необхідно враховувати обмеження на прискорення та швидкість роторів двигунів. Вектор стану МК вважається відомим у кожний момент часу. На практиці визначення вектору стану здійснює бортова навігаційна система, що вимірює первинні динамічні характеристики та у темпі реального часу обчислює необхідні для управління компоненти вектора стану.

**Опис базового та вдосконаленого алгоритму.** Призначенням обох алгоритмів є обчислення змінних

управління  $u_1, u_2, u_3, u_4, u_5, u_0$  на кожному часовому кроці управління довжиною  $\Delta t$  за поточними вимірами координат  $X, Y, Z$ , швидкості  $V_X, V_Y, V_Z$  та кутів орієнтації  $\psi, \theta, \gamma$ .

Вихідний базовий алгоритм викладено у [32, 33]. Його призначенням було обґрунтування працездатності обраної стратегії управління польотом гібридного БПЛА. Але базовий алгоритм має особливості, які ускладнюють його практичну реалізацію. Це стосується складу інформації, яку він використовує. На практиці деякі складові, що входять до такої інформації, або не вимірюються, або погано відомі. Тому метою вдосконалення алгоритмів управління є приведення вхідної інформації до стандартного складу та зменшення обсягу використання апріорної інформації.

Вдосконалення ґрунтується на трьох заходах. Перший захід полягає в ігноруванні в алгоритмах управління прогнозованого опору повітря. Це виправдано тим, що аеродинамічні характеристики конструкції відомі погано, а сам опір при типових швидкостях значно менший за можливості рушіїв.

Другий захід полягає у заміні в розрахункових формулах фактичних значень швидкостей обертання роторів, як у базовому алгоритмі, на постійні номінальні швидкості, що відповідають стаціонарному положенню МК. Це стосується тільки алгоритмів управління, бо у моделюючій програмі використовується точна інформація щодо роторів. Необхідність цього заходу обумовлена складністю вимірювання цих параметрів, яке зазвичай і не проводиться.

Третій захід полягає у заміні складних формул розрахунку перших та других похідних кутів курсу, тангажу та крену, що використано у базовому алгоритмі, на формули чисельного диференціювання. Цей захід спрямований на обчислювальне спрощення алгоритму.

Алгоритм управління БПЛА за функціональним призначенням поділено на три канали. Це управління висотою, курсом, лінійною швидкістю через управління кутами тангажу та крену. Кожен з каналів використовує свій набір двигунів. Управління у кожному каналі впливає на всі характеристики МК, але з різним ступенем впливу. Всі алгоритми працюють кожного такту управління на протязі усієї місії. При наявності нового програмного завдання всі канали управління одночасно його виконують до досягнення потрібних значень вектору стану. Після чого кожен з каналів автоматично переходить у режим стабілізації досягнутого стану, безперервно проводячи компенсацію перехресних впливів інших каналів управління та зовнішніх збурень.

Блок-схема вдосконаленого алгоритму обчислення на одному такті управління зображена на рисунках 1–7.

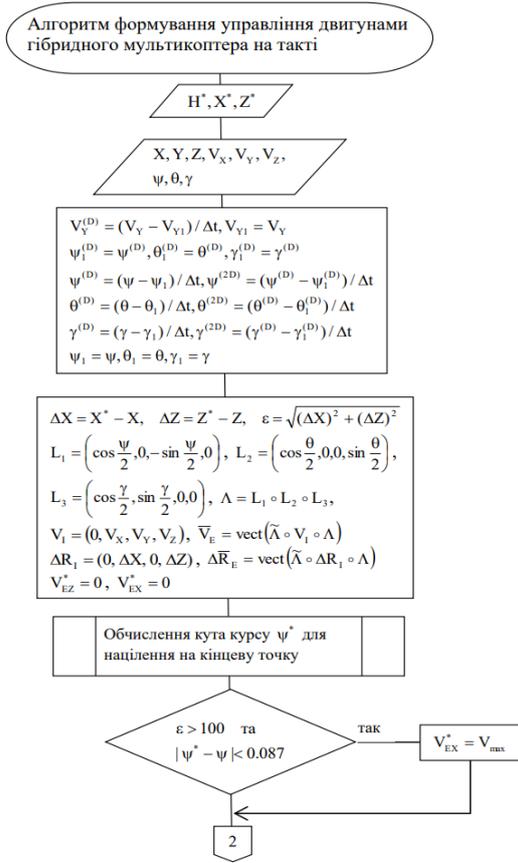


Рис. 1 – Алгоритм формування управління двигунами (початок)

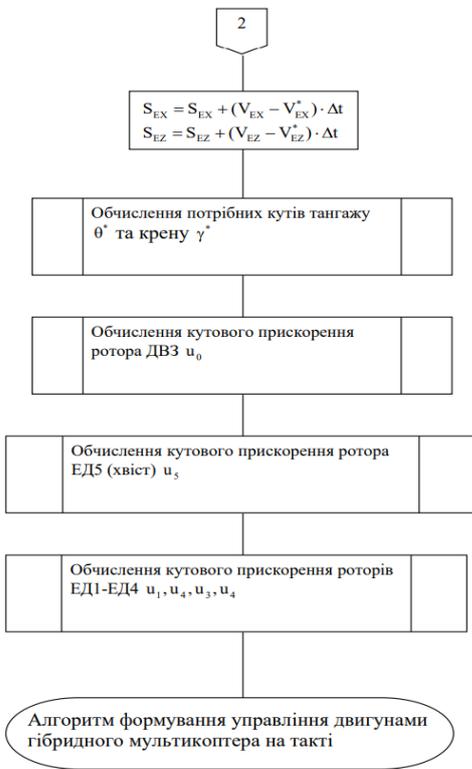


Рис. 2 – Алгоритм формування управління двигунами (кінець)

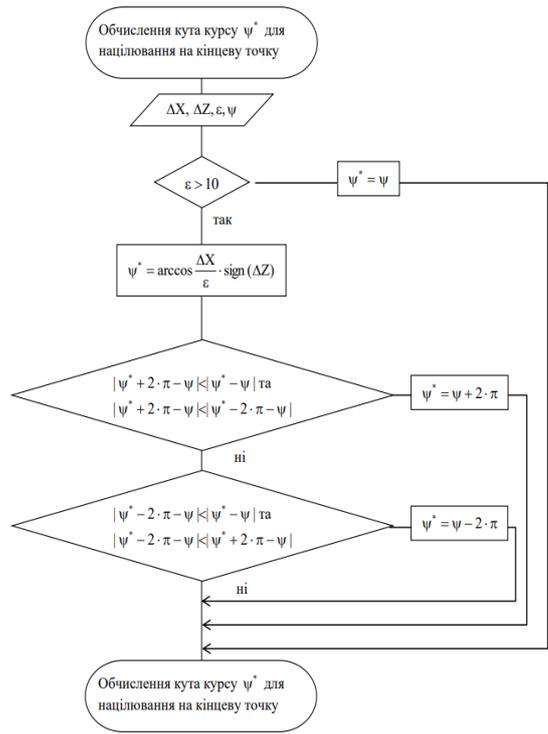


Рис. 3 – Обчислення потрібного кута курсу

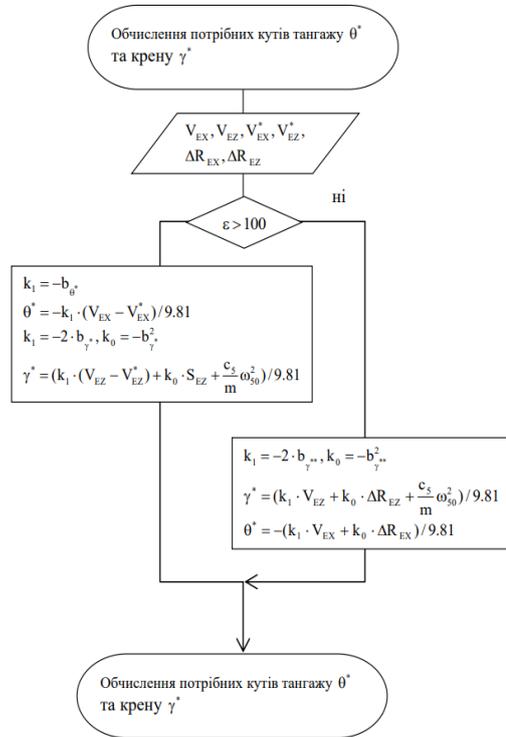


Рис. 4 – Обчислення потрібних кутів тангажу та крену

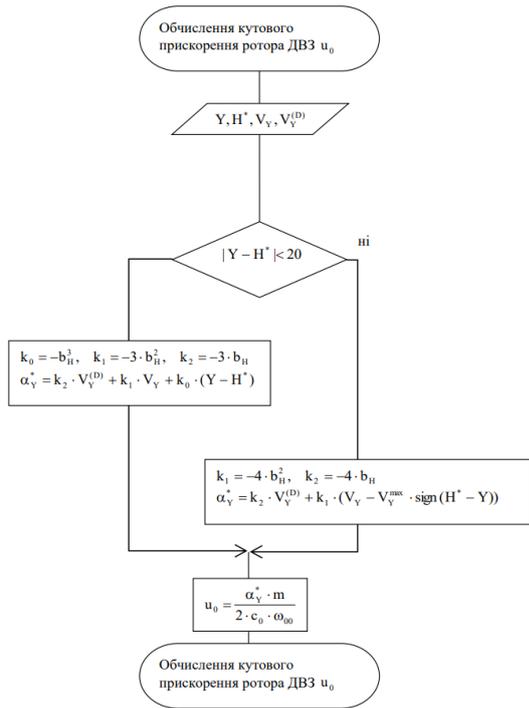


Рис. 5 – Обчислення прискорення ротора ДВЗ для автопілота вертикального руху

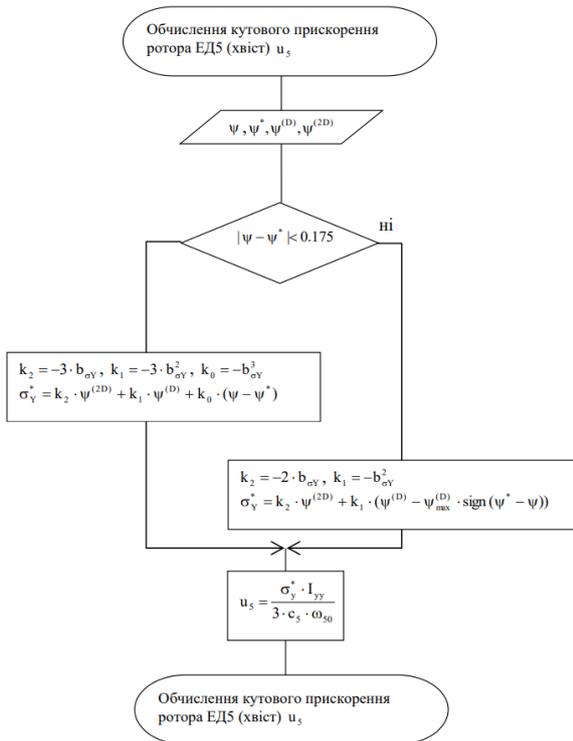


Рис. 6 – Обчислення прискорення ротору хвостового ЕД для автопілота курсового руху

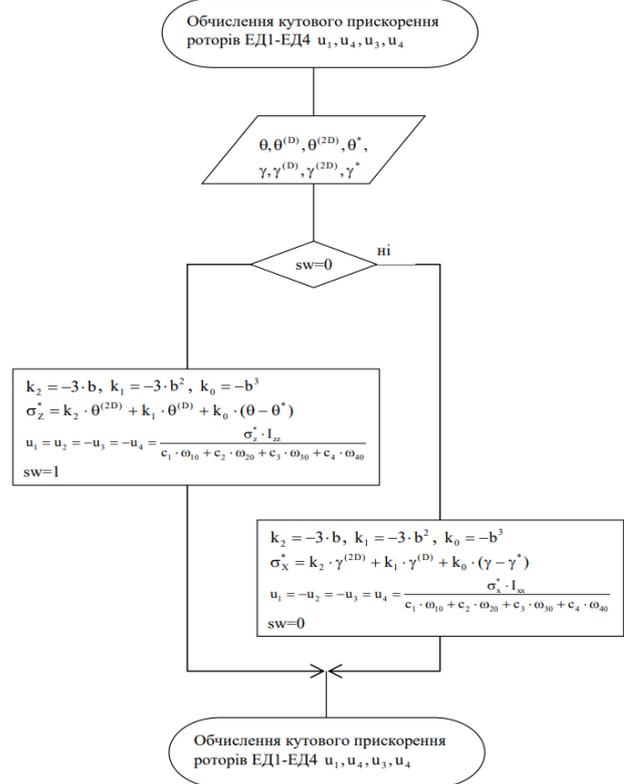


Рис. 7 – Обчислення прискорення роторів 1-4 ЕД для автопілота кутами тангажу та крену

В алгоритмі використовуються наступні дані: вхідні; вихідні; дані, що зберігаються для наступних тактів управління; допоміжні дані, що використовуються виключно у поточному такті (табл. 1).

В алгоритмі використовуються наступні константи:  $\Delta t = 0.01$  с – величина такту роботи системи управління. Встановлено, що для даної моделі збільшення на порядок величини такту призводить до втрати працездатності. Зменшення величини такту на працездатність не впливає;  $V_{max} = 7$  м/с – обмеження швидкості руху БПЛА. Може задаватись інакше;  $b_{\theta^*} = 0.1; b_{\gamma^*} = 0.5; b_H = 0.5; b_{\sigma Y} = 5; b = 15$  – безрозмірні параметри, які відповідають розміщенню коренів характеристичних рівнянь замкненої системи. Через них визначаються коефіцієнти відповідних регуляторів. При дослідженні можна змінювати ці параметри, залишаючи їх додатними. Це впливатиме на тривалість перехідних процесів.  $V_Y^{max} = 2$  м/с – максимальна швидкість зміни висоти. Значення може задаватись іншим;  $c_1 = c_2 = c_3 = c_4 = c_5 = 0.0005$  н·с<sup>2</sup>,  $c_0 = 0.01$  н·с<sup>2</sup> – коефіцієнти, що визначають ефективність двигунів. Відповідають технічним умовам, визначаються експериментально, мають оціночне значення;  $m = 18$  кг – орієнтовна маса БПЛА;  $I_{yy} = 2.8$  кг·м<sup>2</sup>;  $I_{xx} = 1.8$  кг·м<sup>2</sup>;  $I_{zz} = 3$  кг·м<sup>2</sup> – оцінка головних моментів інерції БПЛА;  $\omega_{d0} = 20.67$  об./с;  $\omega_{d10} = \omega_{d20} = \omega_{d30} = \omega_{d40} = 10$  об./с;  $\omega_{d50} = 16.5$  об./с –

значення швидкостей роторів, що відповідають номінальному режиму зависання. Визначаються експериментально.

Ініціалізації при вмиканні системи потребують наступні дані:  $V_{Y1} = 0, \psi_1 = \psi, \theta_1 = \theta, \gamma_1 = \gamma$ , де  $\psi, \theta, \gamma$  – поточні значення кутів курсу, тангажу та крену, які поступають з бортової навігаційної системи або із зовні;  $\psi^{(D)} = 0, \theta^{(D)} = 0, \gamma^{(D)} = 0$ ;  $S_{EX} = 0, S_{EZ} = 0$ ;  $sw = 0$ . Якщо командні вхідні дані оновлюються в процесі функціонування, то відразу після оновлення треба визначити  $S_{EX} = 0, S_{EZ} = 0$ .

Таким чином, серед констант можна виділити ті, що пов'язані із технічними характеристиками БПЛА та

його системи управління. До їх значень вимог до точності не висувається і вони оцінюються експериментально. Друга категорія – це параметри, що визначають коефіцієнти регуляторів. Вони можуть варіюватись у процесі проектування та дослідження. Є константи, що визначають максимальні бажані характеристики швидкості руху БПЛА. Вони підбираються моделюванням або експериментально. Нарешті, в алгоритмі використані деякі чисельні значення, що стосуються характеристик точності роботи алгоритму: перехід від одного закону до іншого у залежності від віддаленості до кінцевої точки і т. і. Ці значення можуть бути будь-якими і підбираються шляхом моделювання у залежності від загальних вимог до польоту БПЛА.

Таблиця 1 – Дані, що використані в алгоритмі

Позначення змінних	Зміст та характеристика змінних
$H^*, X^*, Z^*$	<u>Вхідні дані</u> : командні дані, які поступають від зовнішньої програми або оператора, та означають координати точки простору, в яку повинен перелетіти та зупинитись МК. Дані можуть оновлюватись як наприкінці перельоту у точку, так і у довільний момент часу. За цими даними на борту МК будеться та автоматично виконується рух за маршрутом.
$X, Y, Z, V_X, V_Y, V_Z,$ $\psi, \theta, \gamma$	<u>Вхідні дані</u> : поточні координати, швидкість та кути орієнтації МК. Дані оновлюються на кожному такті управління і поступають від бортової навігаційної системи.
$u_0, u_1, u_2, u_3, u_4, u_5$	<u>Вихідні дані</u> : поточні значення потрібного кутового прискорення обертання роторів двигунів МК для здійснення належного руху. Поступають далі в систему регулювання двигунами, як сигнали управління. Обчислюються на кожному такті управління.
$V_{Y1}, \psi_1, \theta_1, \gamma_1$	Дані, що зберігаються для наступного такту управління
$\psi_1^{(D)}, \theta_1^{(D)}, \gamma_1^{(D)}, \psi_1^{(2D)}, \theta_1^{(2D)}, \gamma_1^{(2D)}$ $L_1, L_2, L_3, \Delta, V_I, \Delta R_I, \Delta X, \Delta Z, \varepsilon,$ $\bar{V}_E = (V_{EX}, V_{EY}, V_{EZ}), V_{EX}^*, V_{EZ}^*,$ $\Delta \bar{R}_E = (\Delta R_{EX}, \Delta R_{EY}, \Delta R_{EZ}),$ $\psi^*, \theta^*, \gamma^*, S_{EX}, S_{EZ}, k_2, k_1, k_0,$ $\alpha_Y^*, \sigma_Y^*, \sigma_X^*, \sigma_Z^*, sw$	Допоміжні змінні. Вони формуються та використовуються виключно на поточному кроці.

### Результати моделювання та їх обговорення.

Для перевірки працездатності та порівняння базового та вдосконаленого алгоритмів, проведено наступне моделювання. Задано маршрут з чотирьох точок (рис. 8). Загальна довжина маршруту дорівнює 5839 метрів. Критерієм переходу на інший сегмент є наближення до поточної точки на відстань, меншу за 2 метри. БПЛА має послідовно пролетіти через кожну точку, зависаючи в кожній з них, та повернутися на початок, при цьому рух проходить на різних висотах (рис. 9). БПЛА проходить маршрут в автоматичному режимі, тобто і траєкторія, і управління розраховуються автономно.

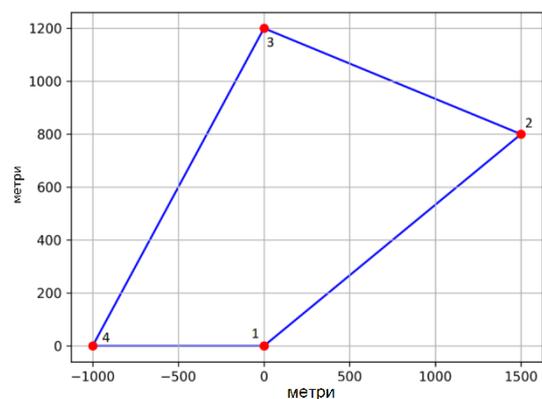


Рис. 8 – Горизонтальний маршрут

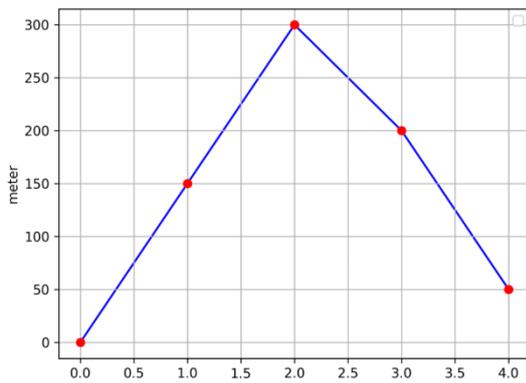


Рис. 9 – Профіль висоти польоту

Базовий та вдосконалений алгоритми порівнюються за допомогою наступних параметрів:

1) тривалість проходження кожного сегменту маршруту;

2) похибка досягнення кінцевої точки сегменту.

Під похибкою мається на увазі відстань між бажаною кінцевою точкою сегмента маршруту та фактичним місцезнаходженням МК в момент зупинки.

Результати порівняння алгоритмів наведено у таблицях 2, 3.

Таблиця 2 – Тривалість проходження маршруту (в секундах)

	Базовий	Вдосконалений
1-й сегмент	269.62	334.85
2-й сегмент	270.05	322.3
3-й сегмент	258.06	311.76
4-й сегмент	190.99	219.54
Загальний час	988.72	1188.45

Таблиця 3 – Похибка досягнення кінцевої точки сегменту (в метрах)

	Базовий	Вдосконалений
1-й сегмент	1.998	1.999
2-й сегмент	1.997	1.999
3-й сегмент	1.998	1.998
4-й сегмент	1.999	1.999

Дається порівняння горизонтальної траєкторії руху (рис. 10) та висоти (рис. 11), що реалізована для базового та вдосконаленого алгоритмів.

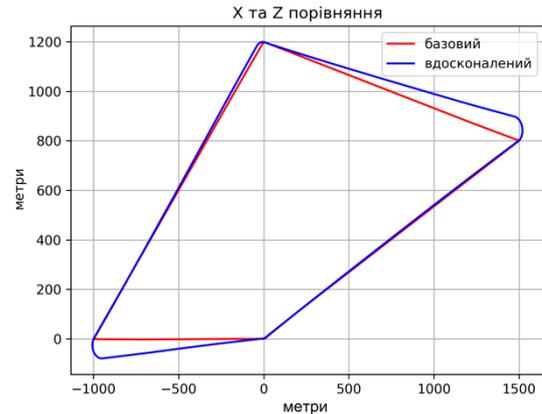


Рис. 10 – Горизонтальні траєкторії руху МК для базового та вдосконаленого алгоритмів

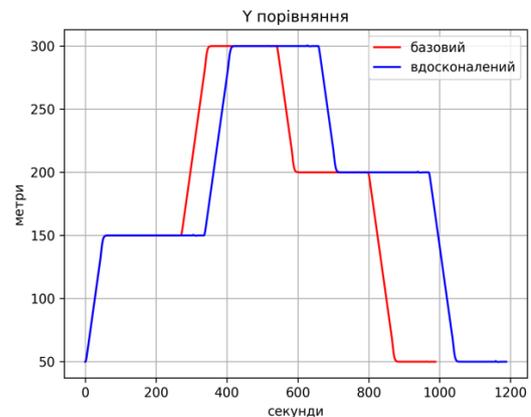


Рис. 11 – Висота, що реалізована, для базового та вдосконаленого алгоритмів

На рисунках 12 та 13 наведені значення вертикальної та горизонтальної швидкості для двох алгоритмів.

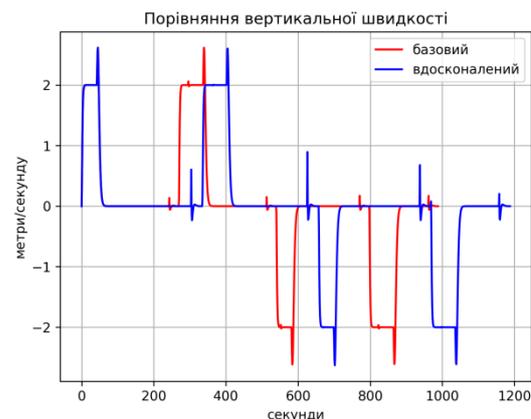


Рис. 12 – Вертикальна швидкість для двох алгоритмів

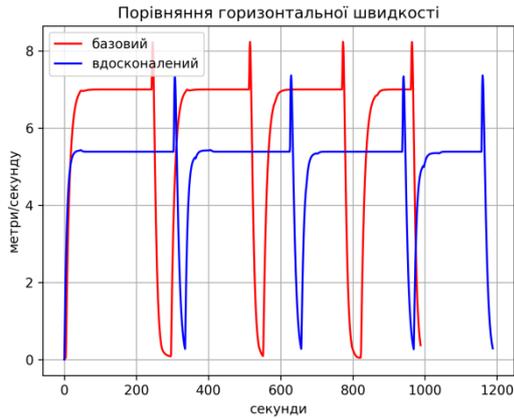


Рис. 13 – Горизонтальна швидкість для двох алгоритмів

На рисунках 14–16 дається порівняння кутів орієнтації для двох алгоритмів.

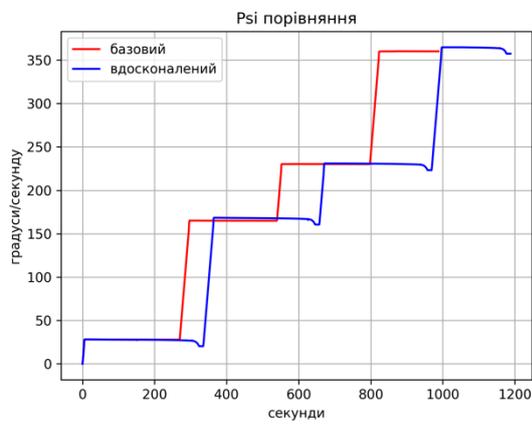


Рис. 14 – Кут курсу для базового та вдосконаленого алгоритмів

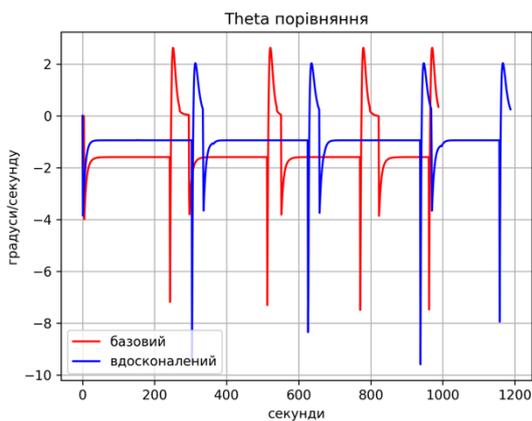


Рис. 15 – Кут тангажу для базового та вдосконаленого алгоритмів

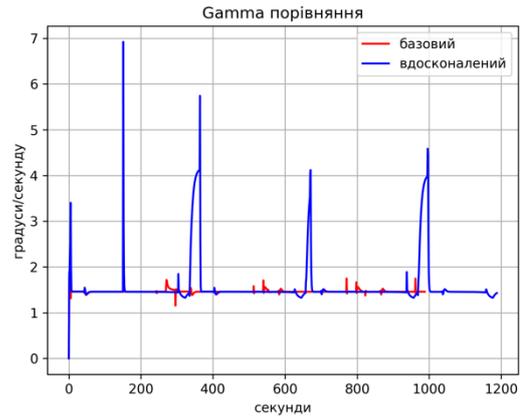


Рис. 16 – Кут крену для базового та вдосконаленого алгоритмів

Показані також кутові прискорення роторів двигунів для базового (рис. 17) та вдосконаленого (рис. 18) алгоритму. Оскільки управління формується кожного такту і може змінюватись швидко, а графічний вивід здійснюється один раз на секунду, більша частина даних не відображується.

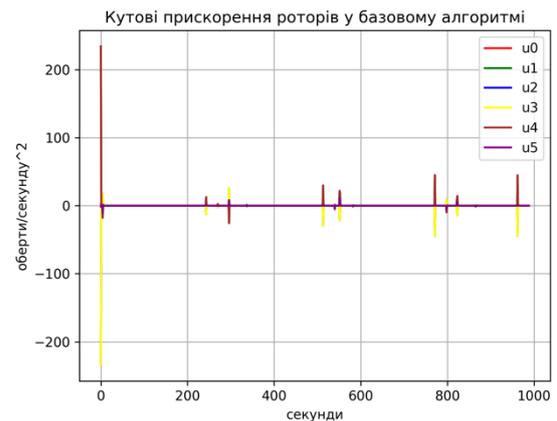


Рис. 17 – Кутові прискорення роторів в базовому алгоритмі.

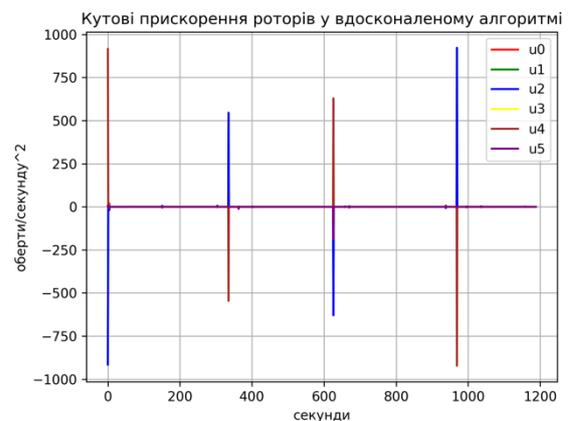


Рис. 18 – Кутові прискорення роторів у вдосконаленому алгоритмі

З наведених результатів витікає, що вдосконалений алгоритм є працездатним, але його реалізація супроводжується певними похибками, які, тим не менш, відпрацьовуються у процесі руху. Це наочно видно для горизонтальної траєкторії (рис. 10), в якій «сині» сегменти є кривими на відміну від найкоротших прямих, які складають «червоні» сегменти. При наближенні до кінцевої точки для вдосконалених алгоритмів МК курс потребує незначного коригування, що спричиняє додаткову динаміку його руху (рис. 14). Все це відображується на появі додаткових динамічних ділянок або зростанні динаміки для параметрів швидкості (рис. 12, 13). Динаміка кутів тангажу та крену для вдосконаленого алгоритму також більш значна, ніж для базового варіанту, але не перевищує 10 градусів за тангажом та 7 градусів за креном. Нарешті, порівняння кутів прискорень для двох варіантів алгоритмів (рис. 17,18) показує, що якісно вони близькі, але кількісно – для вдосконалених алгоритмів значення суттєво більші. Похибка керування збільшується, тривалість перельоту збільшується, але з врахуванням зворотного зв'язку кінцева точка досягається.

**Висновки.** У результаті проведених досліджень і комп'ютерного моделювання доведено, що запропоноване вдосконалення алгоритмів управління для гібридного БПЛА забезпечує працездатності системи із задовільної точності в розглянутих умовах невизначеності. Спрощення алгоритмів дозволило знизити вимоги до вимірювального обладнання та обчислювальних ресурсів без значної втрати якості управління. Незважаючи на збільшення часу проходження маршруту, похибка є задовільною. Запропоновані алгоритми можуть використовуватись в бортовому програмному забезпеченні гібридного БПЛА. Подальші дослідження можуть бути спрямовані на підвищення якості регулювання за рахунок більш обґрунтованому вибору параметрів регуляторів, деталізації моделей виконавчих пристроїв, дослідження впливу похибок навігації на кінцеву ефективність.

#### Список літератури

1. *Peksa J., Mamchur D.* A Review on the State of the Art in Copter Drones and Flight Control Systems / *J. Peksa, D. Mamchur* // *Sensors*. – 2024. – Vol. 24, no. 11. – P. 3349. <https://doi.org/10.3390/s24113349>
2. Simulation tools, environments and frameworks for UAVs and multi-UAV-based systems performance analysis (version 2.0) / *A. I. Hentati* [et al.] // *International Journal of Modelling and Simulation*. – 2022. – P. 1–17. <https://doi.org/10.1080/02286203.2022.2092257>
3. *Horri N., Pietraszko M.* A Tutorial and Review on Flight Control Co-Simulation Using Matlab/Simulink and Flight Simulators. / *N. Horri, M. Pietraszko* // *Automation*. – 2022. – Vol. 3, no. 3. – P. 486–509. <https://doi.org/10.3390/automation3030025>
4. *Sargolzaei A., Abbaspour A., Crane C. D.* Control of Cooperative Unmanned Aerial Vehicles: Review of Applications, Challenges, and Algorithms. / *A. Sargolzaei, A. Abbaspour, C. D. Crane* // *Advances in Intelligent Systems and Computing*. – Cham, 2020. – P. 229–255. [https://doi.org/10.1007/978-3-030-34094-0\\_10](https://doi.org/10.1007/978-3-030-34094-0_10)
5. Attitude Control of a Mass-Actuated Fixed-Wing UAV Based on Adaptive Global Fast Terminal Sliding Mode Control / *L. Yuan* et al. // *Drones*. – 2024. – Vol. 8, no. 7. – P. 305. <https://doi.org/10.3390/drones8070305>
6. *Kraczek B., Lederman C.* An Adaptable Nonlinear Control for Quadcopters in Heavy Winds / *B. Kraczek, C. Lederman*. – Aberdeen Proving Ground, MD : DEVCOM Army Research Laboratory, 2022. <https://doi.org/10.21236/ad1179167>
7. *Wang R., Shen J.* Disturbance Observer and Adaptive Control for Disturbance Rejection of Quadrotor: A Survey / *R. Wang, J. Shen* // *Actuators*. – 2024. – Vol. 13, no. 6. – P. 217. <https://doi.org/10.3390/act13060217>
8. *Pal M., Mondal S., Basu A.* Trajectory tracking control of quadrotor UAV with uncertainties and actuator saturation: An event driven approach. / *M. Pal, S. Mondal, A. Basu* // *Measurement and Control*. – 2025. <https://doi.org/10.1177/00202940241312863>
9. Robust Nonlinear Control-based Trajectory Tracking for Quadrotors under Uncertainty / *K. B. Kidambi* et al. // *IEEE Control Systems Letters*. – 2020. – P. 1. <https://doi.org/10.1109/lcssys.2020.3044833>
10. Fault-Tolerant Control of an Overactuated UAV Platform Built on Quadcopters and Passive Hinges / *Y. Su* et al. // *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*. – 2023. – P. 1–12. <https://doi.org/10.1109/tmech.2023.3288032>
11. *Larin V. B.* Improving the Reliability of the Control System of a Quadcopter. / *V. B. Larin* // *International Applied Mechanics*. – 2018. – Vol. 54, no. 4. – P. 454–462. <https://doi.org/10.1007/s10778-018-0898-7>
12. *Asadi D., Ahmadi K., Nabavi S. Y.* Fault-tolerant Trajectory Tracking Control of a Quadcopter in Presence of a Motor Fault. / *D. Asadi, K. Ahmadi, S. Y. Nabavi* // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2021. <https://doi.org/10.1007/s42405-021-00412-9>
13. Active fault-tolerant control of quadrotor UAVs with nonlinear observer-based sliding mode control validated through hardware in the loop experiments / *K. Ahmadi* et al. // *Control Engineering Practice*. – 2023. – Vol. 137. – P. 105557. <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2023.105557>
14. Modeling, Control System Design and Preliminary Experimental Verification of a Hybrid Power Unit Suitable for Multicopter UAVs / *M. Krznar* et al. // *Energies*. – 2021. – Vol. 14, no. 9. – P. 2669. <https://doi.org/10.3390/en14092669>
15. Drone Types: Multi-Rotor, Fixed-Wing, Single Rotor, Hybrid VTOL. / AUAV. <https://www.auav.com.au/articles/drone-types/>
16. *Yezeguelian A., Isikveren A. T.* Methods to improve UAV performance using hybrid-electric architectures. / *A. Yezeguelian, A. T. Isikveren* // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. – 2020. – Vol. 92, no. 5. – P. 685–700. <https://doi.org/10.1108/aeat-11-2019-0227>
17. State of art on energy management strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle / *T. LEI* et al. // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2019. – Vol. 32, no. 6. – P. 1488–1503. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.03.013>
18. *Mazur A. M., Domanski R.* Hybrid energy systems in unmanned aerial vehicles / *A. M. Mazur, R. Domanski* // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. – 2019. – Vol. 91, no. 5. – P. 736–746. <https://doi.org/10.1108/aeat-08-2018-0218>
19. *Kim J., Gadsden S. A., Wilkerson S. A.* A Comprehensive Survey of Control Strategies for Autonomous Quadrotors / *J. Kim, S. A. Gadsden, S. A. Wilkerson* // *Canadian Journal of Electrical and Computer Engineering*. – 2020. – Vol. 43, no. 1. – P. 3–16. <https://doi.org/10.1109/cjcece.2019.2920938>
20. A review of UAV autonomous navigation in GPS-denied environments / *Y. Chang* et al. // *Robotics and Autonomous Systems*. – 2023. – P. 104533. <https://doi.org/10.1016/j.robot.2023.104533>
21. Adaptive Backstepping Control of a Quadcopter with Uncertain Vehicle Mass, Moment of Inertia, and Disturbances / *W. Xie* et al. // *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. – 2021. – P. 1. <https://doi.org/10.1109/tie.2021.3055181>
22. *Nguyen N. P., Hong S. K.* Active Fault-Tolerant Control of a Quadcopter against Time-Varying Actuator Faults and Saturations Using Sliding Mode Backstepping Approach / *N. P. Nguyen, S. K. Hong* // *Applied Sciences*. – 2019. – Vol. 9, no. 19. – P. 4010. <https://doi.org/10.3390/app9194010>
23. Trajectory tracking for a quadrotor under wind perturbations: sliding mode control with state-dependent gains / *G. Perozzi* et al. // *Journal of the Franklin Institute*. – 2018. – Vol. 355, no. 12. – P. 4809–4838. <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2018.04.042>
24. *Hou Y., Chen D., Yang S.* Adaptive Robust Trajectory Tracking Controller for a Quadrotor UAV With Uncertain Environment

- Parameters Based on Backstepping Sliding Mode Method. / Y. Hou, D. Chen, S. Yang // IEEE Transactions on Automation Science and Engineering. – 2023. – P. 1–11. <https://doi.org/10.1109/tase.2023.3324434>
25. Ali Emami S., Banazadeh A. Fault-tolerant predictive trajectory tracking of an air vehicle based on acceleration control. / S. Ali Emami, A. Banazadeh // IET Control Theory & Applications. – 2020. – Vol. 14, no. 5. – P. 750–762. <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2019.0596>
  26. Mohammadi A., Ramezani A. A robust model predictive control-based method for fault detection and fault tolerant control of quadrotor UAV. / A. Mohammadi, A. Ramezani // Transactions of the Institute of Measurement and Control. – 2022. <https://doi.org/10.1177/01423312221107971>
  27. Yu Y., Dong Y. Global Fault-Tolerant Control of Underactuated Aerial Vehicles with Redundant Actuators. / Y. Yu, Y. Dong // International Journal of Aerospace Engineering. – 2019. – Vol. 2019. – P. 1–12. <https://doi.org/10.1155/2019/9754981>
  28. Nguyen N., Hong S. Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Scheme for Quadcopter UAVs with a Total Loss of Actuator. / N. Nguyen, S. Hong // Energies. – 2019. – Vol. 12, no. 6. – P. 1139. <https://doi.org/10.3390/en12061139>
  29. Retrofit fault-tolerant tracking control design of an unmanned quadrotor helicopter considering actuator dynamics / Z. Liu et al. // International Journal of Robust and Nonlinear Control. – 2017. – Vol. 29, no. 16. – P. 5293–5313. <https://doi.org/10.1002/rnc.3889>
  30. Reinforcement Learning-Based Fault-Tolerant Control for Quadrotor UAVs Under Actuator Fault / X. Liu et al. // IEEE Transactions on Industrial Informatics. – 2024. – P. 1–10. <https://doi.org/10.1109/tii.2024.3438241>
  31. Nonlinear Disturbance Observer-Based Control for Quadrotor UAV / W. Taha et al. // IECON 2018 – 44th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, D.C., DC, USA, 21–23 October – 2018. 2018. <https://doi.org/10.1109/iecon.2018.8591597>
  32. Успенський, В., Б., Розробка та комп'ютерна реалізація моделі руху та алгоритмів управління гібридного мультикоптера / В. Б. Успенський, С. Є. Гардер // Вісник Національного технічного університету "ХПИ". Сер. : Динаміка і міцність машин: зб. наук. пр. – Харків : НТУ "ХПИ". – 2022. – № 1. – С. 94–106. <https://doi.org/10.20998/2078-9130.2022.1.263784>
  33. Uspenskiy, V., Controlled Flight Model of Hybrid Multicopter for Computer Implementation/ V. B. Uspenskiy, N. V. Shyriaieva // 2022 IEEE 3rd KhPI Week on Advanced Technology (KhPIWeek). – 2022. – pp. 1–7.
- References (transliterated)**
1. Peksa J., Mamchur D. A Review on the State of the Art in Copter Drones and Flight Control Systems. Sensors. 2024. Vol. 24, no. 11. P. 3349. <https://doi.org/10.3390/s24113349>
  2. Simulation tools, environments and frameworks for UAVs and multi-UAV-based systems performance analysis (version 2.0) / A. I. Hentati et al. International Journal of Modelling and Simulation. 2022. P. 1–17. <https://doi.org/10.1080/02286203.2022.2092257>
  3. Horri N., Pietraszko M. A Tutorial and Review on Flight Control Co-Simulation Using Matlab/Simulink and Flight Simulators. Automation. 2022. Vol. 3, no. 3. P. 486–509. <https://doi.org/10.3390/automation3030025>
  4. Sargolzaei A., Abbaspour A., Crane C. D. Control of Cooperative Unmanned Aerial Vehicles: Review of Applications, Challenges, and Algorithms. Advances in Intelligent Systems and Computing. Cham, 2020. P. 229–255. [https://doi.org/10.1007/978-3-030-34094-0\\_10](https://doi.org/10.1007/978-3-030-34094-0_10)
  5. Attitude Control of a Mass-Actuated Fixed-Wing UAV Based on Adaptive Global Fast Terminal Sliding Mode Control / L. Yuan et al. Drones. 2024. Vol. 8, no. 7. P. 305. <https://doi.org/10.3390/drones8070305>
  6. Kraczek B., Lederman C. An Adaptable Nonlinear Control for Quadcopters in Heavy Winds. Aberdeen Proving Ground, MD : DEVCOM Army Research Laboratory, 2022. <https://doi.org/10.21236/ad1179167>
  7. Wang R., Shen J. Disturbance Observer and Adaptive Control for Disturbance Rejection of Quadrotor: A Survey. Actuators. 2024. Vol. 13, no. 6. P. 217. <https://doi.org/10.3390/act13060217>
  8. Pal M., Mondal S., Basu A. Trajectory tracking control of quadrotor UAV with uncertainties and actuator saturation: An event driven approach. Measurement and Control. 2025. <https://doi.org/10.1177/00202940241312863>
  9. Robust Nonlinear Control-based Trajectory Tracking for Quadrotors under Uncertainty / K. B. Kidambi et al. IEEE Control Systems Letters. 2020. P. 1. <https://doi.org/10.1109/lcsys.2020.3044833>
  10. Fault-Tolerant Control of an Overactuated UAV Platform Built on Quadcopters and Passive Hinges / Y. Su et al. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. 2023. P. 1–12. <https://doi.org/10.1109/tmech.2023.3288032>
  11. Larin V. B. Improving the Reliability of the Control System of a Quadcopter. International Applied Mechanics. 2018. Vol. 54, no. 4. P. 454–462. <https://doi.org/10.1007/s10778-018-0898-7>
  12. Asadi D., Ahmadi K., Nabavi S. Y. Fault-tolerant Trajectory Tracking Control of a Quadcopter in Presence of a Motor Fault. International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2021. <https://doi.org/10.1007/s42405-021-00412-9>
  13. Active fault-tolerant control of quadrotor UAVs with nonlinear observer-based sliding mode control validated through hardware in the loop experiments / K. Ahmadi et al. Control Engineering Practice. 2023. Vol. 137. P. 105557. <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2023.105557>
  14. Modeling, Control System Design and Preliminary Experimental Verification of a Hybrid Power Unit Suitable for Multicopter UAVs / M. Krzmar et al. Energies. 2021. Vol. 14, no. 9. P. 2669. <https://doi.org/10.3390/en14092669>
  15. Drone Types: Multi-Rotor, Fixed-Wing, Single Rotor, Hybrid VTOL. AUAV. <https://www.auav.com.au/articles/drone-types/>
  16. Yezeguelian A., Isikveren A. T. Methods to improve UAV performance using hybrid-electric architectures. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2020. Vol. 92, no. 5. P. 685–700. <https://doi.org/10.1108/aeat-11-2019-0227>
  17. State of art on energy management strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle / T. LEI et al. Chinese Journal of Aeronautics. 2019. Vol. 32, no. 6. P. 1488–1503. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.03.013>
  18. Mazur A. M., Domanski R. Hybrid energy systems in unmanned aerial vehicles. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2019. Vol. 91, no. 5. P. 736–746. <https://doi.org/10.1108/aeat-08-2018-0218>
  19. Kim J., Gadsden S. A., Wilkerson S. A. A Comprehensive Survey of Control Strategies for Autonomous Quadrotors. Canadian Journal of Electrical and Computer Engineering. 2020. Vol. 43, no. 1. P. 3–16. <https://doi.org/10.1109/cjeece.2019.2920938>
  20. A review of UAV autonomous navigation in GPS-denied environments / Y. Chang et al. Robotics and Autonomous Systems. 2023. P. 104533. <https://doi.org/10.1016/j.robot.2023.104533>
  21. Adaptive Backstepping Control of a Quadcopter with Uncertain Vehicle Mass, Moment of Inertia, and Disturbances / W. Xie et al. IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2021. P. 1. <https://doi.org/10.1109/tie.2021.3055181>
  22. Nguyen N. P., Hong S. K. Active Fault-Tolerant Control of a Quadcopter against Time-Varying Actuator Faults and Saturations Using Sliding Mode Backstepping Approach. Applied Sciences. 2019. Vol. 9, no. 19. P. 4010. <https://doi.org/10.3390/app9194010>
  23. Trajectory tracking for a quadrotor under wind perturbations: sliding mode control with state-dependent gains / G. Perozzi et al. Journal of the Franklin Institute. 2018. Vol. 355, no. 12. P. 4809–4838. <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2018.04.042>
  24. Hou Y., Chen D., Yang S. Adaptive Robust Trajectory Tracking Controller for a Quadrotor UAV With Uncertain Environment Parameters Based on Backstepping Sliding Mode Method. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering. 2023. P. 1–11. <https://doi.org/10.1109/tase.2023.3324434>
  25. Ali Emami S., Banazadeh A. Fault-tolerant predictive trajectory tracking of an air vehicle based on acceleration control. IET Control Theory & Applications. 2020. Vol. 14, no. 5. P. 750–762. <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2019.0596>
  26. Mohammadi A., Ramezani A. A robust model predictive control-based method for fault detection and fault tolerant control of quadrotor UAV. Transactions of the Institute of Measurement and Control. 2022. <https://doi.org/10.1177/01423312221107971>
  27. Yu Y., Dong Y. Global Fault-Tolerant Control of Underactuated Aerial Vehicles with Redundant Actuators. International Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 2019. P. 1–12. <https://doi.org/10.1155/2019/9754981>
  28. Nguyen N., Hong S. Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Scheme for Quadcopter UAVs with a Total Loss of Actuator.

- Energies. 2019. Vol. 12, no. 6. P. 1139. <https://doi.org/10.3390/en12061139>
29. Retrofit fault-tolerant tracking control design of an unmanned quadrotor helicopter considering actuator dynamics / Z. Liu et al. International Journal of Robust and Nonlinear Control. 2017. Vol. 29, no. 16. P. 5293–5313. <https://doi.org/10.1002/rnc.3889>
  30. Reinforcement Learning-Based Fault-Tolerant Control for Quadrotor UAVs Under Actuator Fault / X. Liu et al. IEEE Transactions on Industrial Informatics. 2024. P. 1–10. <https://doi.org/10.1109/tii.2024.3438241>
  31. Nonlinear Disturbance Observer-Based Control for Quadrotor UAV / W. Taha et al. IECON 2018 – 44th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, D.C., DC, USA, 21–23 October 2018. 2018. <https://doi.org/10.1109/iecon.2018.8591597>
  32. Uspens'kyu, V., B., Rozrobka ta komp'yuterna realizatsiya modeli rukhu ta alhorytmiv upravlinnya hibrydnoho mul'tykoptera / V. B. Uspens'kyu, S. Ye. Harder // Visnyk Natsional'noho tekhnichnoho universytetu "KHPI". Ser. : Dynamika i mitsnist' mashyn: zb. nauk. pr. – Kharkiv : NTU "KHPI", 2022. – № 1. – S. 94–106. <https://doi.org/10.20998/2078-9130.2022.1.263784>.
  33. Uspenskyi, V., Controlled Flight Model of Hybrid Multicopter for Computer Implementation/ V. B. Uspenskyi, N. V. Shyriaieva // 2022 IEEE 3rd KhPI Week on Advanced Technology (KhPIWeek), 2022, pp. 1–7.

Надійшла (received) 26.06.2025

Прийнята до друку (accepted) 14.11.2025

Опублікована (published) 29.12.2025

#### Відомості про авторів / About the Authors

**Успенський Валерій Борисович (Uspenskyi Valerii)** – доктор технічних наук, доцент, Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», професор кафедри комп'ютерного моделювання процесів та систем; м. Харків, Україна; тел.: (057)-707-64-54; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5960-7347>; e-mail: [Valerii.Uspenskyi@khp.edu.ua](mailto:Valerii.Uspenskyi@khp.edu.ua)

**Догадайло Олександр Сергійович (Dohadailo Oleksandr)** – Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», аспірант кафедри комп'ютерного моделювання процесів та систем; м. Харків, Україна; тел.: 098-396-25-81; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-3954-1176>; e-mail: [Oleksandr.Dohadailo@infiz.khpi.edu.ua](mailto:Oleksandr.Dohadailo@infiz.khpi.edu.ua).