

БОЙОВЕ ЗАСТОСУВАННЯ ОВТ

УДК 621.39

DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.30.2024.24-31>

В.Я. Гера, К.І. Снітков, О.С. Корнієнко, О.І. Сівак

*Національна академія сухопутних військ імені гетьмана Петра Сагайдачного, Львів**Article history: Received 16 February 2024; Revised 01 March 2024; Accepted 14 March 2024*

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ШВИДКОСТІ ТА НАПРЯМКУ ВІТРУ НА ОСНОВІ ПРОГРАМНОГО АНАЛІЗУ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ КВАДРОКОПТЕРА

У цій статті автори розглядають актуальну проблему визначення метеорологічних умов, зокрема напрямку та швидкості вітру, за допомогою безпілотних літальних апаратів, з особливим акцентом на квадрокоптер. В умовах російсько-української війни, де безпілотні літальні апарати відіграють значну роль у виконанні різноманітних бойових та розвідувальних завдань, точне визначення вітрових умов є критично важливим для ефективного використання дронів. Автори пропонують новий спосіб оцінки швидкості та напрямку вітру, що базується на програмно-математичному аналізі електричних та аеродинамічних параметрів квадрокоптера без потреби у встановленні додаткових датчиків. Такий підхід не тільки дозволяє знизити загальну вагу та енергоспоживання БПЛА, але й підвищує точність і безпеку місії завдяки точному визначенню метеорологічних умов в районі цілей. Запропонований спосіб розрахований на використання поточних даних про напругу збудження на двигунах квадрокоптера для визначення необхідних параметрів вітру, що може бути особливо корисним у ситуаціях, де швидкість реакції та адаптація до мінливих умов є вирішальними.

Ключові слова: безпілотні літальні апарати (БПЛА), метеоумови, напрямок вітру, швидкість вітру, система управління польотом, програмний алгоритм, математична модель, сигнали керування

Постановка проблеми

У сучасних умовах ведення російсько-української війни, особливо з огляду на досвід бойових дій в Збройних Сил України, безпілотні літальні апарати (БПЛА) набувають все більшої ваги у виконанні різноманітних бойових і розвідувальних завдань [1, 2]. Однією з ключових характеристик ефективного використання квадрокоптерів є їхня здатність до стабілізації та точного управління в різних метеорологічних умовах, зокрема, при різних параметрах вітру.

Застосування БПЛА не обмежується лише розвідкою, а й включає безпосередню участь у вогневих завданнях артилерії та діях прямої підтримки військ, в тому числі у доставці боєприпасів або виконанні завдань – бомбардування противника [3, 4]. У цих умовах визначення метеорологічних умов, а саме напрямку та швидкості вітру, є критично важливими для точності виконання завдань.

У роботі пропонується спосіб визначення швидкості та напрямку вітру за допомогою програмно-математичного розрахунку, який базується на аналізі відомих електричних та аеродинамічних параметрів квадрокоптера, без використання додаткових датчиків

які здатні визначити вплив потоку повітря на БПЛА, що є новацією порівняно із традиційними методами. Використовуючи лише дані про напругу на двигунах, можливо з високою точністю визначити необхідні параметри вітру, що дає змогу підвищити ефективність використання БПЛА на полі бою, а саме визначити метеорологічні показники в районі цілей, що також значно підвищить точність визначення установок для стрільби артилерійських підрозділів. Такий підхід може виявитися особливо корисним у ситуаціях, де швидкість реакції та адаптація до мінливих умов є вирішальними.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

У роботі [5] автори розглядають розробку алгоритму керування для квадрокоптера, який забезпечує автобалансування за допомогою доступних компонентів. Цей підхід може бути обмежений в умовах складних метеоумов, але є важливим кроком у розвитку контрольних систем для БПЛА, також автори цієї праці проводять глибокий аналіз теоретичних основ та наводять математичні моделі, які будуть використані у цій роботі.

Дослідження [6] фокусується на динамічних і кінематичних моделях квадрокоптерів, що допомагає глибше розуміти вплив вітрових умов на їх рух.

Автори у праці [7] вносять інновації за допомогою використання машинного навчання для керування орієнтацією квадрокоптера, що може адаптуватися до змінних умов, хоча і потребує великих обчислювальних ресурсів.

На основі аналізу відкритих джерел можна зробити висновок, що спосіб визначення швидкості та напрямку вітру за допомогою програмного аналізу значень напруги на двигунах квадрокоптера має значну актуальність, оскільки він не потребує використання зовнішніх датчиків. Це може суттєво зменшити загальну вагу та енергію, необхідні для роботи квадрокоптера, що є критичним для військових та цивільних застосувань. Такий підхід дозволить точно оцінити вітрові умови, може значно підвищити ефективність використання БПЛА, забезпечуючи більшу точність і безпеку у складних місцях.

Формулювання мети статті

Метою цієї статті є розробка та аналіз математичної моделі, що дозволить визначити швидкість та напрямок вітру на основі порівняння різниці напруги на двигунах квадрокоптера. Це дослідження включає глибоке вивчення теоретичних основ роботи систем управління квадрокоптером з метою використання отриманих даних для точного визначення вітрових умов без потреби у застосуванні додаткових датчиків. Результатом роботи стане розробка алгоритму, здатного ефективно аналізувати електричні сигнали двигунів для визначення ключових метеорологічних параметрів.

Виклад основного матеріалу

Політ квадрокоптера можна описати за допомогою трьох основних математичних моделей: кінематичної точки, динамічної точки та динамічного твердого тіла [7, 8].

У моделі кінематичної точки квадрокоптер розглядається як точковий об'єкт, що не має орієнтації. Основними елементами управління є відносна швидкість повітря, яка є керованим параметром, та вітер, що у свою чергу виступає як зовнішнє навантаження.

У цьому випадку за наявності достатньо потужної та швидкої системи управління вітровий вплив може бути точно компенсований за умови, що квадрокоптер може швидко та точно вимірювати свою швидкість відносно повітря (рис. 1).

На рис.1 зображено квадрокоптер і системи координат, що використовуються для опису його руху. Позначення b_1, b_2, b_3 відносяться до осей тілесно-нерухомої системи координат, які визначають орієнтацію квадрокоптера в просторі. Осі $i_1, i_2,$

i_3 відносяться до інерційної системи координат, яка залишається незмінною і використовується як глобальна точка відліку.

Рівняння 1 являє кінематичну модель квадрокоптера [8, 9], яка описує його загальну швидкість у просторі через складові швидкості вітру та власну швидкість квадрокоптера

$$\frac{d\bar{X}}{dt} = \bar{V}_r + \bar{V}_w(X, t), \quad (1)$$

де \bar{X} – вектор положення квадрокоптера відносно нерухомої системи координат. \bar{V}_r – вектор швидкості квадрокоптера відносно направленої вітрового потоку, що є величиною, контролюваною оператором або системою управління польотом, вона включає швидкість, яку надано моторами та пропелерами квадрокоптера. $\bar{V}_w(X, t)$ – вектор швидкості вітру, який може залежати від положення квадрокоптера та часу t , тобто вітер може змінюватися в різних точках простору та протягом часу.

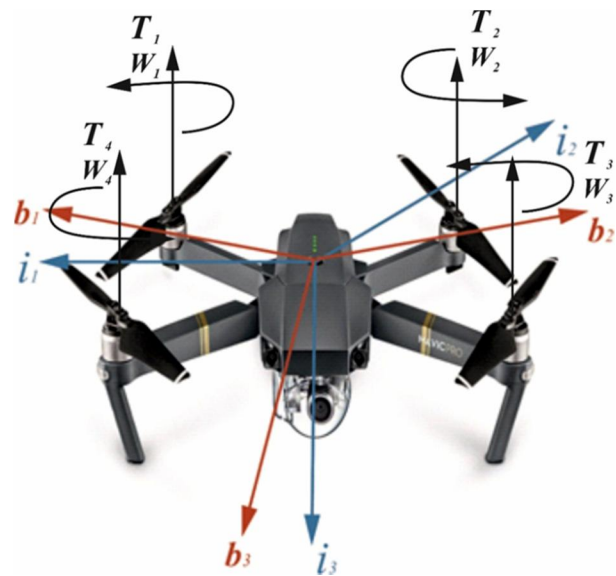


Рис. 1. Схематичне зображення квадрокоптера з нерухомими відносно корпусу інерційними системами координат

Рівняння (1) вказує, що швидкість квадрокоптера в інерційній системі є сумою його швидкості відносно повітря плюс швидкість вітру. Таким чином, якщо квадрокоптер нерухомо завис у повітрі, його швидкість відносно землі (\bar{X}) буде дорівнювати швидкості вітру (\bar{V}_w), тобто квадрокоптер буде дрейфувати з вітром, а його контролер польоту буде керувати роботою двигунів таким чином, щоб компенсувати силу вітру, яка діє на корпус БПЛА.

Динамічна модель являє більш складний підхід до аналізу руху квадрокоптера, який враховує його масу та вплив зовнішніх сил. Модель базується на рівнянні (2). Динамічна частина рівняння, яка моделює

сили, що діють на квадрокоптер та включає наступні компоненти

$$m \frac{d\bar{V}_r}{dt} = \bar{F}_a(\bar{V}_r) + mg\bar{i}_3 + \bar{F}_m + \bar{F}_e, \quad (2)$$

де m – маса квадрокоптера, $\frac{d\bar{V}_r}{dt}$ – прискорення квадрокоптера відносно інерціальної системи координат, $\bar{F}_a(\bar{V}_r)$ – аеродинамічна сила, яка залежить від швидкості, $mg\bar{i}_3$ – сила тяжіння, \bar{F}_m – сила контролю (тяга, яку забезпечують двигуни), \bar{F}_e – аеродинамічна сила опору, яка діє на квадрокоптер при його русі через повітря. Ця сила зазвичай викликана вітровими умовами, яка впливає на зміщення квадрокоптера в просторі та якій протидіє тяга двигунів у режимі зависання

$$\bar{F}_e = -m \frac{d\bar{V}_w(X, t)}{dt}. \quad (3)$$

У моделі динамічного твердого тіла квадрокоптер розглядається як жорсткий корпус, що піддається дії зовнішніх сил і моментів через гравітацію, аеродинаміку та розподілену тягу, яка діє безпосередньо на корпус. В усіх моделях швидкість квадрокоптера в інерційній системі визначається через швидкість вітру та швидкість відносно повітря, що є логічним, беручи до уваги, що аеродинамічні сили та моменти залежать від руху апарата відносно повітря.

Допустимим припущенням є те, що вітер розглядається як зовнішня завада [10], і хоча вектор його дії може змінюватися за часом та місцем, у моделі він вважається невідомою завадою. Припущенням є те, що тяга двигунів може бути миттєво скоригована, тому динаміка генерації тяги є дуже швидкою у порівнянні з прикладними динамічними процесами, описаними в рівнянні (2).

Кінетична модель припускає відсутність зовнішніх сил, крім тих, що викликані впливом вітру на БПЛА, якщо $\bar{V}_r = 0$, то припущенням є те, що вітрові впливи єдині, які необхідно враховувати при моделюванні руху квадрокоптера в такому стані.

Таким чином, динамічна модель дозволяє аналізувати реакцію квадрокоптера на вітрові пориви, враховуючи його інерційні характеристики та здатність контрольної системи контролю (контролер польоту) компенсувати зовнішні завади [8, 10].

Для протидії зовнішнім чинникам у системі управління квадрокоптером передбачено використання пропорційно інтегрально-диференціального закону регулювання (ПІД регулятора), який дозволяє стабілізувати БПЛА під час його використання у процесі стабілізації коптера, що зазнає впливу зовнішніх факторів, зокрема вітру. Він отримує входні дані від гіроскопа та інших сенсорів, аналізує їх і на основі цієї

інформації генерує відповідні команди для двигунів. Цей процес відбувається у мілісекундах, що дозволяє швидко реагувати на будь-які зміни умов польоту. В основі роботи ПІД регулятора використовується формула (4), яка необхідна для генерації вихідного сигналу на основі похибки, викликаній вітром, яка прямим чином впливає на квадрокоптер [11]

$$P = K_p \cdot e + K_d \cdot \frac{de}{dt} + K_i \cdot \int e(t) dt, \quad (4)$$

де e – помилка керування, різниця між поточним значенням величини, якою керують (наприклад, положення квадрокоптера), і бажаним значенням (заданим станом), K_p – пропорційний коефіцієнт, який визначає силу реакції регулятора на поточну помилку e . Чим вище значення K_p , тим сильнішою буде негайна реакція системи на відхилення від заданого значення, K_d – диференціальний коефіцієнт, який визначає реакцію на швидкість зміни помилки. Цей компонент регулятора допомагає передбачити майбутню поведінку системи та зменшити можливі коливання або перерегулювання, $\frac{de}{dt}$ – похідна помилки за часом, відображає як швидко змінюється помилка. Це дозволяє системі реагувати не тільки на саму помилку, а й на темп її зміни, K_i – інтегральний коефіцієнт, який визначає реакцію на сумарну помилку, яка накопичилась з часом. Цей компонент допомагає виправити постійні помилки, які не можуть бути скориговані лише пропорційним компонентом, $\int e(t) dt$ – інтеграл помилки за часом, являє суму помилок, що накопичуються протягом певного періоду. Це дозволяє системі реагувати на тривалі відхилення, які можуть виникати через постійні збурення, такі як вітер.

Визначення напрямку вітру. Використання системи управління квадрокоптера під час польоту вимагає постійного моніторингу даних з конструктивно передбаченого гіроскопа для забезпечення стабільності та компенсації впливу вітру на безпілотний апарат (рис. 2).

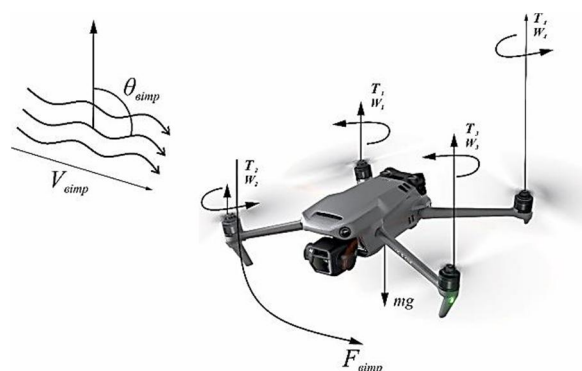


Рис. 2. Схематичне зображення система управління польотом квадрокоптера

Дії, які виконує система управління польотом, можна розділити на наступні етапи:

1. Гіроскоп постійно вимірює орієнтацію в просторі, здійснюючи моніторинг значення кутів:

φ – кут крену θ_k – кут тангажу, ψ – кут ризику.

Ці дані з гіроскопа використовуються для визначення, чи квадрокоптер зберігає своє стабільне положення, чи відхиляється від нього.

2. Коли квадрокоптер піддається впливу вітру, який створює навантажувальний момент та може змусити апарат нахилитися або зміститися зі своєї орієнтації у просторі. Саме ці відхилення реєструються в режимі онлайн гіроскопом.

3. Система управління польотом реагує на ці відхилення, використовуючи ПД-регулятори для кожної осі:

- пропорційний компонент реагує на миттєву помилку орієнтації;

- інтегральний компонент накопичує помилку орієнтації з часом;

- диференціальний компонент реагує на зміну швидкості цих відхилень.

4. Відповідно до вказівок ПД-регулятора, система управління змінює швидкість обертання кожного з чотирьох гвинтів. Це робиться шляхом зміни напруги, поданої на кожен двигун.

$$U_i = f(\omega_i), \quad (5)$$

де U_i – напруга, прикладена на i -й двигун, ω_i – кутова швидкість обертання i -го гвинта.

Для взаємозв'язку напруги в обмотці двигуна та частотою обертання гвинта використовується залежність, яка представлена виразом (6)

$$\omega_i = f(U_i) = k_e \cdot (U - U_{емс}) - \frac{R \cdot I}{K_e}, \quad (6)$$

де U – напруга, прикладена до двигуна, $U_{емс}$ – електромоторна сила (ЕМС), що виникає у двигуні (залежить від швидкості обертання та характеристик двигуна), R – внутрішній опір двигуна, I – струм, який проходить через двигун, K_e – константа обертання двигуна, яка визначає взаємозв'язок між ЕМС і швидкістю обертання.

Компенсація впливу вітру при дії на правий бік квадрокоптера спонукає до виконання алгоритму контролера польоту процесу шляхом зменшення швидкості обертання правих гвинтів та збільшення швидкості обертання лівих, компенсуючи нахил від вітру. Завдяки цим корекціям, квадрокоптер підтримує своє стабільне положення в просторі, не дозволяючи вітру відхилити його від заданої орієнтації.

Цей процес постійної корекції та стабілізації дозволяє квадрокоптеру зависати в одному місці навіть

при дії зовнішніх збурень, таких як вітер. Система управління польотом ефективно використовує дані від гіроскопа та інших датчиків для забезпечення стабільного польоту.

У стані зависання квадрокоптера, коли він нерухомо утримується в одній точці, динаміка системи фокусується на протидії зовнішнім збуренням. У цьому випадку похибка e , яку коригує ПД-регулятор, є результатом впливу вітру на квадрокоптер.

Для стабілізації квадрокоптера в стані зависання без переміщення вектор швидкості відносно інерційної системи координат дорівнює нулю ($\vec{v}_r = 0$), це означає, що швидкість руху квадрокоптера відносно повітря (\vec{v}_i) є протилежною до швидкості вітру \vec{v}_e . А отже, можна використати наступні математичні моделі, які отримані на основі вищевказаних математичних залежностей (1, 2, 3, 4):

1. Кінематична модель (в стані зависання швидкість квадрокоптера $V_r = 0$, а отже, і $\vec{X} = 0$).

2. Динамічна модель (баланс сил при роботі квадрокоптера, коли він нерухомо знаходиться в одній точці) $mg + F_e = F_m$.

Якщо квадрокоптер зазнає впливу вітру, то він повинен згенерувати додаткову тягу двигунів, щоб компенсувати силу вітру та підтримувати потрібну позицію в повітрі. Враховуючи силу тяги F_m та гравітаційну силу, можемо записати рівняння рівноваги сил для квадрокоптера у стані зависання:

$$0 = F_e(V_i) + mg + F_m, \quad (7)$$

де F_m – сумарна тяга двигунів квадрокоптера. Рівняння (7) вказує на те, що для підтримання статичного польоту (зависання) необхідно, щоб сумарна тяга двигунів була достатньою для протидії як силі гравітації, так і силі, що діє на квадрокоптер з боку вітру.

Для того, щоб визначити напрямок вітру, потрібно співставити значення обертання всіх гвинтів квадрокоптера та припустити, що потік вітру створює додатковий навантажувальний момент на квадрокоптер, який змушує його кренитися або підніматися, як це показано на рисунку 2.

Для визначення напрямку вітру можна використовувати аналіз різниці в частоті обертання протилежних гвинтів квадрокоптера або, що є більш зручним для програмної обробки, вимірювати напругу на кожному двигуні. Згідно з формулою (3), частота обертів прямо пропорційна напрузі на обмотці електродвигуна. Вимірюючи частоту обертання кожного гвинта (швидкість обертання має прямо пропорційну залежність від напруги яка подається на двигун), можна з високою точністю визначити напрямок вітру. Ключовим моментом у цьому процесі є визначення різниці

частот обертання між протилежними гвинтами, позначеними як $\Delta\omega_x$ та $\Delta\omega_y$, а U_i – означає напругу на i -му двигуні. Ця різниця відображає вплив вітру на квадрокоптер у горизонтальній площині. Використовуючи формулу (6), можна обчислити різницю, що дозволить оцінити вплив вітру на БПЛА

$$\begin{aligned}\Delta\omega_x &= f(U_1) + f(U_3) - (f(U_2) + f(U_4)), \\ \Delta\omega_y &= f(U_2) + f(U_4) - (f(U_1) - f(U_3)).\end{aligned}\quad (8)$$

Формула для визначення кута напрямку вітру $\theta_{\text{вiмр}}$ використовує функцію \arctan , яка дає кут між вектором вітру та позитивним напрямом осі x

$$\theta_{\text{вiмр}} = \arctan(\Delta\omega_x, \Delta\omega_y). \quad (9)$$

Результат розрахунку кута $\theta_{\text{вiмр}}$ визначається в радіанах. Проте для більш зручного візуального сприйняття та аналізу необхідно здійснити представлення значення цього кута в градусах [12].

Формула (9) дозволяє точно визначити напрямок вітру відносно осі квадрокоптера, яка технічно налаштована на 0 градусів по азимуту. Таким чином, використовуючи дані про частоти обертання гвинтів, можна отримати точний напрямок вітру, що важливо для стабілізації польоту та ефективного управління квадрокоптером. Оснащений GPS-системою, квадрокоптер може точно визначити своє положення та орієнтацію в просторі. Це дозволяє не тільки точно визначити своє місце розташування, але й орієнтацію відносно сторін світу. Таким чином, обчисливши різницю в частоті обертання гвинтів і знаючи точну орієнтацію квадрокоптера завдяки GPS, можна визначити азимутальний напрямок вітру.

Визначення швидкості вітру. Визначення швидкості вітру за допомогою напруги на двигунах квадрокоптера вимагає складного аналізу, оскільки потрібно зрозуміти, як вітер впливає на обертання кожного гвинта. Спростимо модель, припускаючи, що квадрокоптер має ідеальну відповідь двигунів на вхідну напругу і те, що відносини між напругою та тягою кожного двигуна є відомими. Тоді загальні кроки для визначення швидкості вітру можуть виглядати наступним чином:

1. Тяга, яку генерує кожен гвинт, може бути обчислена на основі його геометричних параметрів і обертів. Для цього часто використовується формула Бетца-Проулла, в якій ω частота обертання гвинтів виражена за допомогою залежності (6)

$$T = C_m \cdot f(V)^2 \cdot D^4, \quad (10)$$

де C_m – коефіцієнт тяги (залежить від кута нахилу лопатей і форми гвинта), $\omega = f(V)$ – частота обертання гвинта, D – діаметр гвинта.

Загальна тяга квадрокоптера є сумою тяг усіх чотирьох гвинтів $T_{\text{сум}} = \sum_{i=1}^n T_i$ і використовується для балансування квадрокоптера проти сили тяжіння та вітрового навантаження.

2. На квадрокоптер, який завис у повітрі, діє сила гравітації, яку необхідно компенсувати, щоб утримувати його на сталій висоті. Якщо на квадрокоптер також діє напрямлений потік повітря, то він створює додаткове навантаження, яке також потрібно компенсувати. Тяга, яку повинні створювати двигуни квадрокоптера, повинна бути достатньою для компенсації обох цих сил mg – сили тяжіння та $F_{\text{вiмр}}$ – сили вітру. Отже, формула (11) повинна відображати, що тяга двигунів (не сила, яку вони мають компенсувати) має бути більшою за суму сил тяжіння та сили, яку створює вітер.

$$\bar{F}_g = m\bar{g} + \bar{T}_{\text{сум}}. \quad (11)$$

Слід зауважити, що у випадку, якщо квадрокоптер протидіє вітру, то він повинен генерувати додаткову тягу, щоб залишатися на місці. Це може бути враховано у системі управління польотом для забезпечення стабільності та підтримки заданої позиції.

Враховуючи, що загальна тяга повинна компенсувати силу вітру, можна використати наступне рівняння у векторному вигляді для визначення швидкості вітру:

$$\bar{V}_{\text{вiмр}} = \sqrt{\frac{2 \cdot |\bar{T}_{\text{сум}}| - mg}{C_d \cdot A \cdot \rho}}, \quad (12)$$

де C_d – аеродинамічний коефіцієнт опору, A – площа поперечного перерізу квадрокоптера, ρ – густина повітря.

Ця формула дозволяє врахувати електричні параметри двигунів (напругу), механічну відповідь квадрокоптера (тягу гвинтів) та визначити швидкість вітру, який впливає на квадрокоптер. Вона є основою для розрахунку впливу вітрових умов на стабілізацію та управління польотом квадрокоптера.

На рисунку 3 зображена спрощена блок-схема роботи алгоритму обробки сигналів, які враховують значення швидкості вітру та значення його азимуту.

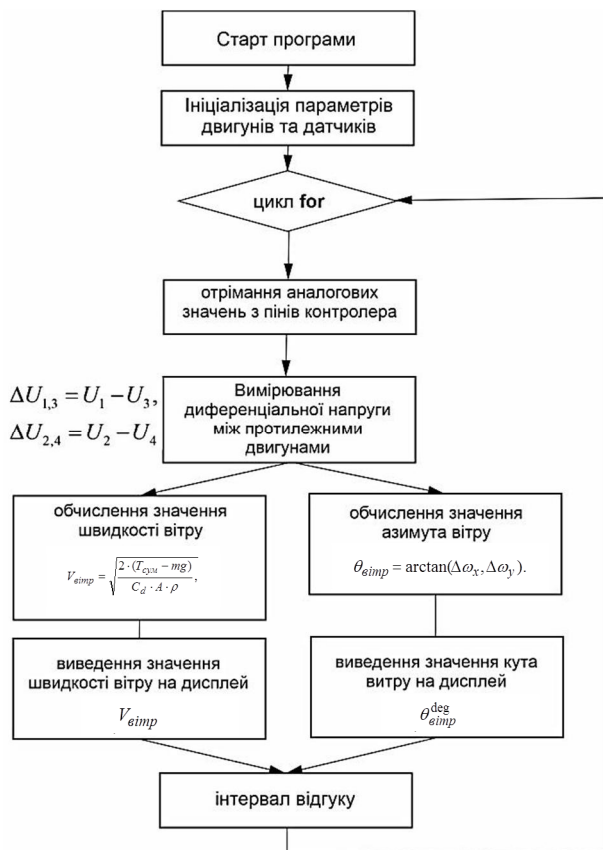


Рис. 3. Спрощена блок-схема роботи алгоритму обробки сигналів управління польоту квадрокоптера

У результаті математичного моделювання на основі застосування алгоритмів, зображених на рис. 3, отримано кругові графіки (рис. 4) для чотирьох наборів значень напруги на двигунах квадрокоптера

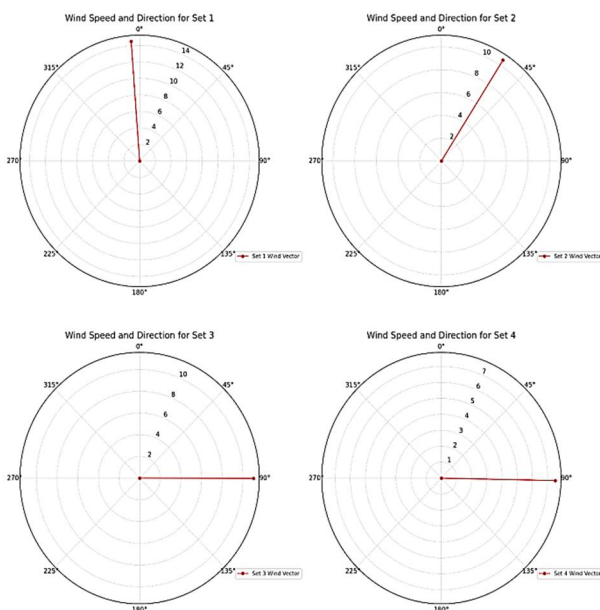


Рис. 4. Кругові графіки роботи алгоритму обробки сигналів для визначення швидкості та напрямку вітру

На рисунку 4 кожен графік відображає вектор вітру для відповідного набору реальних значень напруги на обмотці збудження двигунів квадрокоптера,

де довжина променя відповідає швидкості вітру, а кут променя – напрямку вітру. Ці графіки візуально демонструють різні можливі стани вітру, які будуть впливати на роботу квадрокоптера, в залежності від напруги на кожному з його моторів.

Висновки

Запропоновано новий спосіб оцінки швидкості та напрямку вітру, що базується на програмно-математичному аналізі електричних та аеродинамічних параметрів квадрокоптера без потреби у встановленні додаткових датчиків. Такий підхід не тільки дозволяє знизити загальну вагу та енергоспоживання БПЛА, але й підвищує точність і безпеку виконання завдань завдяки точному визначенню метеорологічних умов у районі цілей. Запропонований метод розрахований на використання поточних даних про напругу на кожному двигуні квадрокоптера для визначення необхідних параметрів вітру, що може бути особливо корисним у ситуаціях, де швидкість реакції та адаптація до мінливих умов є вирішальними.

На основі результатів математичного моделювання побудовано кругові графіки, на яких відображено вектор вітру для відповідного набору реальних значень напруги на обмотці збудження двигунів квадрокоптера, де довжина променя відповідає швидкості вітру, а кут променя – напрямку вітру. Аналіз цих графіків візуально демонструють можливі напрямки та сили вітру, які діють на квадрокоптер під час виконання місії, в залежності від напруги на кожному з його моторів.

Список літератури

1. Медведєв В. К., Коренівська І. С., Хажанець Ю. А., Салов А. О. Безпілотні літальні апарати та їхній вплив на перебіг російсько-української війни. *Національний університет оборони України, Ukraine*. 2023. № 2. DOI: <https://doi.org/10.33099/2618-1614-2023-22-2-52-59>
2. Волочій Б., Онищенко В., Озірковський Л., Хахула В. Дослідження можливостей підвищення ефективності виявлення безпілотних літальних апаратів. *Військово-технічний збірник*. 2023. № 29. С. 10–26. DOI: <https://doi.org/10.33577-2312-4458.29.2023.10-26>
3. Bartulović V., Trzun Z., Hoić M. Use of Unmanned Aerial Vehicles in Support of Artillery Operations. *Strategos: Znanstveni časopis Hrvatskog vojnog učilišta "Dr. Franjo Tuđman"*, 2023. № 7 (1), С. 71-92.
4. Nar P., Amin S.S., Banerjee S., Garg V., Pardasani A. Автономний багатофункціональний квадрокоптер для реального часу відстеження об'єктів та сіяння насінневих бомб у динамічному середовищі. У: Subramanian B., Chen SS., Reddy K., ред. *Новітні технології для сільського господарства та навколишнього середовища. Lecture Notes on Multidisciplinary Industrial Engineering*. Singapore: Springer, 2020. DOI: https://doi.org/10.1007/978-981-13-7968-0_15

5. Tagay A., Omar A., Ali M.H. Розробка алгоритму управління для квадрокоптера. *Procedia Computer Science (Процедії комп'ютерних наук)*. 2021. Том 179, С. 242-251. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.procs.2021.01.003>
6. Luukkonen, T. Моделювання та управління квадрокоптером. School of Science. Mat-2.4108. *Незалежний дослідницький проект з прикладної математики*. Espoo, 22 серпня 2021 р.
7. Nakasone S., Galluzzi R., Bustamante-Bello R. Керування орієнтацією квадрокоптерів за допомогою навчання з підкріпленням. Опубліковано у: *Міжнародний симпозиум з електромобільності (ISEM), Дата конференції: 17-19 жовтня 2022 р.* Дата додавання до IEEE Xplore: 16 грудня 2022 р. DOI: 10.1109/ISEM55847.2022.9976737. Місце проведення конференції: Пуебла, Мексика. 2022.
8. Oktay T., KÖSE O. Динамічне моделювання та симуляція квадрокоптера для різних умов польоту. *Європейський журнал науки та технологій*. 2019. № 15. С. 132-142. DOI: <https://doi.org/10.31590/ejosat.507222>
9. Ale Isaac M.S., Ragab A.R., Garcés E.C., Luna M.A., Peña P.F., Cervera P.C. Математичне моделювання та проектування важкого гібридно-електричного квадрокоптера, керованого клапанами. *Unmanned Systems*. 2022. Том 10, № 03. С. 241-253. DOI: <https://doi.org/10.1142/S2301385022500133>
10. Allison S., Bai H., Jayaraman B. Оцінка вітру за допомогою руху квадрокоптера: підхід з використанням машинного навчання. *Аерокосмічна наука та технологія*. 2020. Том 98, Березень, 105699. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105699>
11. Leal I. S., Abeykoon C., Perera Y. S. Проектування, симуляція, аналіз та оптимізація систем керування на основі PID та нечіткої логіки для квадрокоптера. *Electronics*. 2021. Том 10, № 18, 2218. DOI: <https://doi.org/10.3390/electronics10182218>
12. Snitkov K. I., Shabatura Y. V. A method of reducing the error in determining the angular displacements when using inductive sensors. *Electrical engineering & electromechanics*. 2020. № 6. pp. 3–10. URL: <https://doi:10.20998/2074-272X.2020.6.01>

References

1. Medvedev V. K., Korenivska I. S., Khazhanets Yu. A. and Salov A. O. (2023), Unmanned aerial vehicles and their impact on the course of the Russian-Ukrainian war. *National Defense University of Ukraine, Ukraine*. Issue 2. DOI: <https://doi.org/10.33099/2618-1614-2023-22-2-52-59>
2. Volochiy B., Onyshchenko V., Ozirkovskiy L. and Khakhula V. Research on improving the effectiveness of unmanned aerial vehicles detection. *Military Technical Collection*. 2023. No. 29. pp. 10–26. DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.29.2023.10-26>

3. Bartulović V., Trzun Z., and Hoić M. (2023), Use of Unmanned Aerial Vehicles in Support of Artillery Operations. *Strategos: Scientific Journal of the Croatian Military Academy "Dr. Franjo Tuđman"*, № 7 (1), pp. 71-92.

4. Nar P., Amin S.S., Banerjee S., Garg V. and Pardasani A. (2020), Autonomous multifunctional quadcopter for real-time object tracking and seed bombing in a dynamic environment. In: Subramanian B., Chen SS., Reddy K., eds. *Emerging Technologies for Agriculture and Environment. Lecture Notes on Multidisciplinary Industrial Engineering*. Singapore: Springer, DOI: https://doi.org/10.1007/978-981-13-7968-0_15

5. Tagay A., Omar A. and Ali M.H. (2021), Development of control algorithm for a quadcopter. *Procedia Computer Science*. Vol. 179, pp. 242-251. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.procs.2021.01.003>

6. Luukkonen T. (2021), Modeling and control of quadcopter. School of Science. Mat-2.4108. *Independent research project in applied mathematics*. Espoo, August 22, 2021.

7. Nakasone S., Galluzzi R. and Bustamante-Bello R. (2022), Attitude Control for Quadcopters using Reinforcement Learning. *Published in: 2022 International Symposium on Electromobility (ISEM), October 17-19, 2022*. Conference Location: Puebla, Mexico. Publisher: IEEE. Date Added to IEEE Xplore: December 16, 2022. DOI: <https://doi.org/10.1109/ISEM55847.2022.9976737>

8. Oktay T., and KÖSE O. (2019), Dynamic Modeling and Simulation of Quadcopter for Several Flight Conditions. *European Journal of Science and Technology*. 2019. No. 15. pp. 132-142. DOI: <https://doi.org/10.31590/ejosat.507222>

9. Ale Isaac M.S., Ragab A.R., Garcés E.C., Luna M.A., Peña P.F. and Cervera P.C. (2022), Mathematical Modeling and Designing a Heavy Hybrid-Electric Quadcopter, *Controlled by Flaps. Unmanned Systems*. 2022. Vol. 10, No. 03. pp. 241-253. DOI: <https://doi.org/10.1142/S2301385022500133>

10. Allison S., Bai H. and Jayaraman B. (2020), Wind estimation using quadcopter motion: A machine learning approach. *Aerospace Science and Technology*. 2020. Vol. 98, March, 105699. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105699>

11. Leal I.S., Abeykoon C. and Perera Y.S. (2021), Design, Simulation, Analysis and Optimization of PID and Fuzzy Based Control Systems for a Quadcopter. *Electronics*. 2021. Vol. 10, No. 18, 2218. DOI: <https://doi.org/10.3390/electronics10182218>

12. Snitkov K.I. and Shabatura Y.V. (2020), A method of reducing the error in determining the angular displacements when using inductive sensors. *Electrical engineering & electromechanics*. № 6. pp. 3–10. URL: <https://doi:10.20998/2074-272X.2020.6.01>

IDENTIFICATION OF WIND SPEED AND DIRECTION BASED ON SOFTWARE ANALYSIS OF THE PARAMETERS FROM QUADROCOPTER FLIGHT CONTROL SYSTEM

V. Hera, K. Snitkov, O. Korniyenko, O. Sivak

In this article, the authors address the critical problem of determining meteorological conditions, specifically wind direction and speed, using unmanned aerial vehicles (UAVs), with a focus on quadcopters. In the context of the Russian-Ukrainian war, where UAVs play a significant role in performing various combat and reconnaissance tasks, accurate determination of wind conditions is crucial for the effective deployment of drones. The authors propose a novel method for estimating wind speed and direction based on a software-mathematical analysis of the quadcopter's electrical and aerodynamic

parameters, eliminating the need for additional sensors. This approach not only reduces the overall weight and energy consumption of UAVs but also enhances the accuracy and safety of missions through precise meteorological assessments in the target area. The method employs current data on engine voltage to determine necessary wind parameters, proving especially beneficial in scenarios where rapid reaction and adaptability to changing conditions are paramount. The article also discusses the application of UAVs beyond reconnaissance, including direct involvement in artillery missions and direct troop support tasks, such as ammunition delivery or executing enemy bombardment missions.

Furthermore, the article presents results from mathematical modeling, leading to the construction of circular graphs that display the wind vector for a corresponding set of real voltage values on the quadcopter motors' excitation windings. Here, the ray's length represents wind speed, while its azimuth indicates wind direction. Analyzing these graphs visually illustrates the potential wind directions and forces acting on the quadcopter during missions, depending on the excitation voltage across each motor.

Keywords: unmanned Aerial Vehicles (UAVs), weather conditions, wind direction, wind speed, flight control system, software algorithm, mathematical model, control signals

УДК 355.4.623.626

DOI: <https://doi.org/10.33577/2312-4458.30.2024.31-37>

А.О. Задорожний¹, О.В. Стаховський², Ю.В. Човнюк³, М.І. Попельський⁴, І.М. Веретенніков¹, М.О. Глинін¹

¹Військовий інститут танкових військ Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут», Харків

²Національний університет оборони, Київ

³Київський національний університет будівництва і архітектури, Київ

⁴Центр воєнно-стратегічних досліджень Національного університету оборони України, Київ

Article history: Received 04 March 2024; Revised 13 March 2024; Accepted 14 March 2024

АСПЕКТИ РОЗРОБКИ І ОСОБЛИВОСТІ МОЖЛИВОГО ВИКОРИСТАННЯ БОЄПРИПАСІВ СТРИМУВАЛЬНОЇ ТА ОБОРОННОЇ ДІЇ ПРИ ВИКОРИСТАННІ ШТАТНИХ ГРАНАТОМЕТНИХ ПОСТРІЛІВ ДО НИХ

Сучасні тенденції розвитку технологій з виробництва різного озброєння як наступального, так і оборонного, мається на увазі постійне випередження як мінімум на один крок технічних характеристик і якісно-кількісних показників нових видів озброєння і боєприпасів у процесі застосування їх у бойових умовах.

У роботі представлені аспекти розвитку нових видів боєприпасів та особливості можливого використання боєприпасів стримувальної та оборонної дії, в умовах ведення сучасних бойових дій, спрямованих на зниження бойового потенціалу сил противника при виконанні ним завдань у наступі та обороні. Визначено, що у ситуації, що склалася, необхідно використовувати наявний накопичений науково-практичний потенціал для вирішення науково-технічних завдань у напрямку розвитку науково-технічних та технологічних завдань у сфері інноваційного розвитку промисловості боєприпасів. Створювати високотехнологічні розробки, що безпосередньо пов'язані з важким і середнім машинобудуванням, авіаційною промисловістю, хімічною, радіоелектронною тощо, що мають у своєму розпорядженні велике державне фінансування, звернути увагу на розробку та створення новітніх зразків боєприпасів стримуючої та оборонної дії.

Ключові слова: протитанковий гранатомет, гранатометний постріл, боєприпаси стримувальної та оборонної дії.

Постановка проблеми

У роботі представлені аспекти розвитку нових видів боєприпасів та особливості можливого використання боєприпасів стримувальної та оборонної дії (далі БСОД) в умовах ведення сучасних бойових

дій, спрямованих на зниження бойового потенціалу сил противника при виконанні ним завдань у наступі та обороні. Боєприпаси БСОД можуть бути елементами ведення сучасного бою в обороні та наступі, що дають можливість максимально повно та точно виконувати поставлені бойові завдання нарівні із