УДК 629.7.01

МЕТОДИКА ПЕРЕДПРОЄКТНОГО ВИБОРУ КОМПОНЕНТІВ FPV КВАДРОКОПТЕРНОГО ТИПУ ЗА ЗАДАНИМИ ЗНАЧЕННЯМИ ТЯГИ, ШВИДКОСТІ ТА ЧАСУ ПОЛЬОТУ

МАЛИЙ О.Ю. канд. техн. наук, доцент, в.о. завідувача кафедри інформаційних технологій електронних засобів Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: docsasha2@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8457-8154;

ПОСПЕЄВА І.Є. старший викладач кафедри інформаційних технологій електронних засобів Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: iris191259@gmail.com, ORCID: 0009-0004-7100-9245;

ФУРМАНОВА Н.І. канд. техн. наук, доцент, декан факультету інформаційної безпеки та електронних комунікацій Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: nfurmanova@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8670-2948;

ОНИЩЕНКО В.Ф. канд. фіз.-мат. наук, доцент кафедри інформаційних технологій електронних засобів Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: vfonish@zntu.edu.ua, ORCID: 0000-0002-4213-7131;

ЗАЛУЖНИЙ М.Ю. ст. викладач кафедри електропривода та автоматизації промислових установок Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: myz.nuzp@gmail.com, ORCID: 0000-0002-1254-7498

ІВАНОВ В.В. студент магістратури Національного університету «Запорізька політехніка», Запоріжжя, Україна, e-mail: kvet151.9@gmail.com, ORCID: 0009-0005-9445-4437.

Мета роботи. *Розробити методику передпроєктного вибору компонентів БПЛА квадрокоптерного типу для створення дронів на основі заданих критеріїв.*

Методи дослідження. *Математичний аналіз та моделювання.*

Отримані результати. *У статті розроблено, реалізовано та оцінено модульну структуру, яка дозволяє операторам швидко зібрати без інструментів мультироторний безпілотний літальний апарат (МР-БПЛА) із індивідуальними характеристиками польоту для виконання вимоги місії. Розроблено поетапний процес вибору апаратних компонентів (датчиків, приводів, гвинта, двигунів, акумуляторів, електронних регуляторів швидкості) для модулів рамки для досягнення бажаних характеристик. Розроблено програмний засіб, який оптимізує процес вибору компонентів обладнання та розрахунок часу польоту. Перевірено алгоритм розрахунку часу польоту на основі даних безщіткового двигуна та гвинта, зібраних за допомогою тягового стенду/динамометра. Фреймворк складається з п'яти модулів (контролер, трансмісія, відео, зв'язок і корисне навантаження), що дозволяє користувачеві комбінувати модулі, щоб швидко зібрати МР-БПЛА, який найкраще відповідає вимогам бажаного застосування. Для перевірки дизайну фреймворку було реалізовано та протестовано прототип. Фреймворк був використаний для створення 3 модульних профілів МР-БПЛА, один для спостереження (тривалий час польоту), один для доставки (більший корисний вантаж), а третій профіль МР-БПЛА дозволяє форму перемикання, прив'язану до джерела живлення від батареї під час польоту.*

Наукова новизна. *Запропонований у статті алгоритм базується на підході, що дозволяє адаптувати МР-БПЛА на більш високому рівні, ніж попередні системи. Інфраструктура дозволяє користувачеві налаштовувати характеристики польоту (час польоту, швидкість, максимальне корисне навантаження), а також датчики та канали зв'язку (відео та канал передачі даних) відповідно до вимог конкретної операції.*

Практична цінність. *Щоб полегшити процес вибору апаратних компонентів для модулів каркасу, в роботі представлено алгоритм для оцінки часу польоту, який включено в процес побудови модульних профілів. Алгоритм перевірено, і середня точність 98,94% була досягнута для оцінки часу польоту зависання. Представлено дизайн програмного засобу. Цей інструмент дозволяє розробникам аналізувати дані про безщіткові двигуни та гвинти (отримані зі стенду тяги), оцінювати, як повна вага та вибір батареї впливають на МР-БПЛА (щодо часу польоту, співвідношення тяги до ваги та максимального корисного навантаження), а також оптимізує процес розробки МР-БПЛА.*

Ключові слова: безпілотний літальний апарат; компоненти; автоматизоване проєктування; польотний контролер; двигун; електронний контролер швидкості.

© Малий О. Ю., Поспеєва І. Є., Фурманова Н. І., Онищенко В. Ф., Залужний М. Ю., Іванов В.В., 2024
DOI 10.15588/1607-6761-2024-1-4

I. ВСТУП

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) – це технологія, що швидко розвивається і має великий потенціал у найрізноманітніших областях [1], [2], [3].

Військово-повітряні сили Сполучених Штатів визначають БПЛА як «літальний апарат, який не має людини-оператора та здатний літати з дистанційним керуванням або без нього» [4].

Найпоширенішими типами БПЛА є гвинтокрилі та мультироторні БПЛА (МР-БПЛА) [5], [6]. Останні мають переваги перед іншими категоріями завдяки своїй здатності зависати в 3D-просторі та високій маневреності.

Крім того, БПЛА поділяються на класи відповідно до їх ваги: клас 1 (менше 150 кг), клас 2 (від 150 кг до 600 кг) і клас 3 (більше 600 кг) [7].

Конструкції БПЛА почали активно розвиватися з розвитком систем дистанційного керування: з'явилася безліч різновидів за розмірами, призначенням та конфігурацією розташування двигунів. Але створення нових моделей потребує певних трудовитрат і часу, і для скорочення часу їх проєктування слід активно застосовувати сучасні методи автоматизації проєктування – CAD-CAM-CAE системи.

Найширше застосування БПЛА знайшли у військовій сфері: вони дозволяють не тільки робити знімки з території супротивника, але й перехоплювати сигнали стільникового зв'язку, вражати цілі з великих відстаней з високою точністю, самознищуватись, не залишаючи слідів. Найменші БПЛА можуть вбудовуватися в щілини та проводити зйомку звідти.

В цивільній галузі БПЛА також виконують велику кількість завдань: фото- та відеозйомка, транспортування вантажів, створення карт місцевості, обстеження важкодоступних та віддалених ділянок, моніторинг та охорона об'єктів, усунення надзвичайних ситуацій, пошук людей та багато інших операцій [8].

Необхідність застосування БПЛА в широкому діапазоні завдань висуває до них дуже різноманітні вимоги: наприклад, для спостереження потребується висока тривалість польоту з малою вагою, а для доставки – перевезення максимального корисного вантажу протягом короткого часу, що призводить до зменшення швидкості та маневреності. Все це потребує вибирати відповідний БПЛА на основі критеріїв кінцевого призначення, дизайну та індивідуальних потреб.

Таким чином, для реалізації різних завдань військові організації повинні придбати численні моделі БПЛА, кожна з яких буде корисною для певного типу застосування. Однак наявність кількох моделей може призвести до ускладнення програм навчання, оскільки користувачі повинні навчитися працювати з різними системами, моделями та виробниками.

Всі ці вимоги потребують проведення досліджень концепції модульної структури БПЛА, яка дозволила б одній системі відповідати вимогам усіх БПЛА.

У даній статті пропонується модульна структура, яка дозволяє військовим операторам швидко зібрати БПЛА, який відповідатиме вимогам їх застосування, шляхом вибору та підключення набору модулів.

Дослідження, представлені в цій статті, зосереджені виключно на МР-БПЛА класу 1.

II. АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

У сфері робототехніки модульні системи визначаються як «системи, які складаються з модулів, які можна від'єднувати та повторно з'єднувати в різних схемах, щоб сформувати нову конфігурацію, що забезпечує нові функції» [9]. На основі цього визначення модульний МР-БПЛА – це система, яка дозволяє користувачеві вибирати компоненти відповідно до часу польоту, можливостей корисного навантаження, датчиків і приводів.

Використання модульної конструкції має ряд переваг, серед яких основними є:

- можливість адаптувати характеристики польоту БПЛА (час польоту, здатність перевозити корисний вантаж);
- можливість адаптувати канали зв'язку (канал передачі даних і відео);
- здатність додавати певні функції, необхідні для виконання різних місій, шляхом додавання датчиків і приводів;
- покращення логістики;
- скорочення часу навчання;
- покращення ремонтопридатності;
- зниження загальної вартості.

Таким чином, модульний МР-БПЛА може забезпечити прямі переваги для військових операцій з точки зору зручності використання, а також для військових організацій з точки зору логістики та вартості [10], [11].

Дві важливі концепції, визначені в роботі, – це модуль БПЛА та профіль БПЛА.

Модуль БПЛА складається з модульного компонента, який можна підключити до МР-БПЛА для додавання або зміни певної функції чи характеристики. Наприклад, можна підключити сенсорний модуль, щоб додати певну здатність чутливості, або додати модуль трансмісії, щоб досягти інших характеристик польоту.

Профіль складається з набору модулів, ретельно підібраних для виконання вимог конкретної місії. Наприклад, профіль, призначений для пошуково-рятувальних місій, забезпечить тривалий час польоту з передовими датчиками для визначення

місцезнаходження людей, тоді як профіль для доставки натомість може перевозити більш важкі корисні вантажі.

Модульні наземні роботи, здатні змінювати свою форму, вважаються цінними системами, оскільки вони можуть адаптуватися до різних завдань і середовищ. Їх модульність була досліджена на наземних роботах різної форми і навіть на розподілених роботах.

Однак модульні БПЛА не мають такої ж кількості досліджень, оскільки лише деякі дослідження досліджували цю концепцію. Одне за таких досліджень представляє Polidrone — модульна структуру БПЛА з конструкцією «підключай і працюй». Polidrone дозволяє користувачеві налаштувати систему з точки зору кількості рук (від трьох до восьми) і дизайну рукоятки (один двигун, два двигуни або один двигун і один надувний елемент на руку). Конфігурації з надувним елементом у нижній частині зброї дозволяють Polidrone сідати на воду та перетнуту місцевість. Крім того, Polidrone використовує процес моделювання плавленого осадження (FDM) і забезпечує максимальну злітну вагу в два кілограми. Патент Amazon описує процес використання модульних БПЛА для доставки. Залежно від вимог транспортування БПЛА збирається з різних частин на основі різних вимог (вага, маршрут, безпека, погода тощо). Однак цей патент зосереджений на процесі використання модульних БПЛА для доставки і не надає подробиць про саму модульну систему.

Крім того, модульність також була раніше досліджена в БПЛА з нерухомим крилом. Ця система складається з модульного БПЛА з нерухомим крилом, призначеного для розвідки, збору даних і загальних досліджень. Він складається з основного корпусу та модулів крил, які можна з'єднати в короткій конфігурації (два модулі крил) для швидкого та дальнього застосування, або в довгій конфігурації (4 модулі крил) для витривалості та коротких операцій зльоту та посадки. Оскільки модулі крил стандартні та взаємозамінні, систему можна розібрати і тому її легко транспортувати та ремонтувати.

У запропонованій статті підхід відрізняється від вищезазначених досліджень, оскільки в ній описується конструкція, яка дозволяє адаптувати МР-БПЛА на більш високому рівні, ніж попередні системи. Інфраструктура дозволяє користувачеві налаштовувати характеристики польоту (час польоту, швидкість, максимальне корисне навантаження), а також датчики та канали зв'язку (відео та канал передачі даних) відповідно до вимог конкретної операції.

III. МЕТА РОБОТИ

Розробка методики передпроєктного вибору компонентів БПЛА квадрокоптерного типу для складання БПЛА на основі заданих критеріїв, що веде до підвищення якості продукції, зниження матеріальних витрат на проєктування, скорочення термінів проєктування і, як наслідок, зменшення числа інженерно-технічних працівників, що займаються проєктуванням, а також підвищення продуктивності праці.

IV. ВИКЛАДЕННЯ ОСНОВНОГО МАТЕРІАЛУ І АНАЛІЗ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ

Модульний каркас МР-БПЛА складається з п'яти модулів: модуль контролера, модуль трансмісії, відеомодуль, модуль зв'язку і модуль контрольного навантаження.

Модуль контролера містить необхідну електроніку для досягнення стабільного польоту в МР-БПЛА: контролер польоту, який виконує програмне забезпечення системи та керування, датчики польоту (наприклад, акселерометр, гіроскоп, барометр, компас, GPS) і плату розподілу електроенергії.

Модуль трансмісії містить обладнання, пов'язане зі створенням тяги: безщіткові двигуни, гвинти та електронні регулятори швидкості.

Відеомодуль виконує задачу передавання відеопотоку з камери для отримання зображень оператором. Він містить камеру, яка вибирається відповідно до вимог кожної місії щодо роздільної здатності, ваги та типу. Відеомодуль має два з'єднання з модулем контролера: живлення та канал передачі даних, що дозволяє відображати інформацію про політ на екрані у відео. За бажанням цей модуль також може містити підвіс для стабілізації відео.

Модуль зв'язку створює канал передачі даних між БПЛА та наземною станцією управління. Він містить радіопередавач і його антену. Для цього модуля потрібне живлення та послідовне підключення до модуля контролера.

Модуль корисного навантаження містить датчик або виконавчий механізм для певних операцій.

Процес створення нового профілю МР-БПЛА можна представити як послідовність кроків з вибору апаратних компонентів. Покроковий процес створення модульного профілю МР-БПЛА наведений на рис. 1.

Рисунок 1. Покроковий процес створення модульного профілю МР-БПЛА

На перших трьох кроках формуються вимоги до створюваного профілю МР-БПЛА.

На кроці 1 визначається програма, у якій буде використовуватися МР-БПЛА, вибирається виконавчий механізм і датчики, які будуть потрібні для застосування.

На кроці 2 визначаються вимоги до часу польоту – вказується бажаний час польоту (у хвилинах), необхідний для виконання програми.

На кроці 3 визначаються вимоги до розмірів БПЛА; при цьому програма, зазначена на кроці 1, визначає, чи є розмір МР-БПЛА обмеженням. (Наприклад, система, яку перевозитимуть у рюкзаку, може бути обмежена певним розміром і вагою гвинта, тоді як система, яку перевозитимуть у транспортному засобі, таких обмежень не має).

Наступні чотири кроки пов'язані з безпосередньо проєктуванням.

На кроці 4 проводиться оцінка загальної ваги при зльоті шляхом складання ваги всіх компонентів корисного навантаження, включаючи датчики, приводи, додаткові батареї (корисного навантаження) та упаковку (доставку).

На кроці 5 обираються компоненти трансмісії. База даних трансмісії містить інформацію про комбінації безщіткових двигунів і пропелерів, і на цьому кроці її слід відфільтрувати відповідно до вимог корисного навантаження та часу польоту, які пред'являються для проєктованого профілю. Увага приділяється тим комбінаціям двигунів і гвинтів, які відповідають вимогам, зазначеним у кроках 1, 2 і 4. Якщо на кроці 3 було вказано обмеження за розмірами, перевагу слід віддати варіанту, який відповідатиме вищевказаним вимогам з мінімальним розміром пропелера. В противному випадку слід прагнути до комбінації, яка відповідатиме вимогам щодо ваги (крок 4) за максимального часу польоту (крок 2). Для оптимізації цього процесу рекомендується використовувати програмне забезпечення.

На кроці 6 проводиться розрахунок часу польоту. Для його оцінки при проєктуванні МР-БПЛА слід визначити вимоги до корисного навантаження та параметрів акумулятора (вага, напруга, ємність).

Кроки 5 і 6 можуть вимагати кількох ітерацій, щоб переконатися, що вага батареї потребує нового коригування для двигунів і пропелерів.

На кроці 7 відбувається впровадження та налаштування спроєктованого профілю МР-БПЛА.

На останньому кроці 8 відбувається тестування, після чого прототип вважається готовим до льотних випробувань.

Таким чином, однією з найважливіших характеристик МР-БПЛА є час польоту. Його можна інтерпретувати як функцію корисної ємності акумулятора та необхідної потужності для польоту. Для оцінки часу польоту слід попередньо визначити такі параметри, як тяга БПЛА, ефективність гвинта, ємність акумулятора, вага БПЛА та маса корисного вантажу.

Нижче наведений алгоритм, який базується на алгоритмі, представленому в [12], з деякими додатковими даними, серед яких ефективність двигуна, параметри електронних компонентів і споживання енергії корисного навантаження, а також обмеження на розряд акумулятора (що є важливим для літій-полімерних акумулятори, які не слід повністю розряджати, оскільки це спричиняє фізичному пошкодженню елементів).

Загальна ємність батареї $C_{бат.з}$ (Вт/год.) розраховується за формулою:

$$C_{бат.з} = Q \cdot n_e \cdot 3,7,$$

де Q – електричний заряд, А/год;

n_e – кількість елементів.

Корисна ємність батареї $C_{бат.к}$ (Вт/год.) (враховуючи, що літій-полімерні батареї не слід повністю розряджати), визначається за формулою:

$$C_{бат.к} = C_{бат.з} \cdot k,$$

де k – межа розряду.

Повна маса БПЛА m (кг) розраховується за формулою:

$$m = m_{БПЛА} + m_{бат} + m_{кн},$$

де $m_{БПЛА}$ – маса безпосередньо БПЛА;

$m_{бат}$ – маса батареї;

$m_{кн}$ – маса корисного навантаження.

Необхідна тяга на пропелер для зависання під час польоту $P_{пр}$ (кг) визначається за формулою:

$$P_{пр} = \frac{m}{n_{пр}},$$

де $n_{пр}$ – кількість пропелерів.

Коефіцієнт корисної дії гвинта $E_{гв}$ (Н/Вт) являє собою співвідношення створюваної тяги до механічної потужності, необхідної для його обертання:

$$E_{гв} = \frac{P}{N_м} = \frac{P}{M \cdot \omega},$$

де P – тяга, Н;

$N_м$ – механічна потужність, Вт;

M – крутний момент, Н·м;

ω – кутова швидкість обертання, рад./с.

Загальна ефективність E (Н/Вт) визначається за формулою:

$$E = \eta \cdot E_{гв},$$

де η – ККД двигуна, %.

Механічна потужність для зависання БПЛА $N_м$ (Вт) визначається за формулою:

$$N_м = \frac{m}{E \cdot P_{пр}}.$$

Загальна потужність N (Вт), необхідна БПЛА, визначається за формулою:

$$N = N_м + N_{еа} + N_{ен},$$

де $N_{еа}$ – електрична потужність авіоніки;

$N_{ен}$ – електрична потужність корисного навантаження.

Час польоту FT (хв) можна оцінити за формулою:

$$FT = \frac{C_{бат.к}}{N \cdot 60}.$$

Таким чином, час польоту безпосередньо залежить від споживаної потужності МР-БПЛА. Хоча електронні схеми на борту МР-БПЛА можуть надавати значення споживаної потужності, ці значення залежать від калібрування бортового датчика струму, яке в разі неправильного виконання може надати неточні значення. Тому для надійного та послідовного розрахунку часу польоту незалежно від бортової електроніки слід дотримувалися наступної послідовності етапів:

- підключити повністю заряджену батарею до МР-БПЛА;
- надати команду МР-БПЛА на зліт до 3 м;
- забезпечити автономне зависання БПЛА протягом 10 хв;
- приземлити БПЛА та вийняти акумулятор;
- повністю зарядити батарею, записуючи енергоємність, що передається від зарядного пристрою до батареї;
- обчислити споживання електроенергії за хвилину $N_{хв}$ (Вт/хв.) за формулою:

$$N_{хв} = \frac{N_{пер}}{t(10хв)},$$

де $N_{пер}$ – потужність перезаряду, Вт.

В результаті час польоту FT становить:

$$FT = \frac{C_{бат.к} \cdot k_з}{N_{хв}},$$

де $k_з$ – коефіцієнт запасу ємності батареї.

Для виключення випадкової похибки вимірювань наведені етапи були повторені протягом трьох польотів, і за результатами був обчислений середній час польоту.

Крім того, для перевірки алгоритму з різними багатороторними конфігураціями процедури також повторювалися під час польоту з використанням трьох різних прототипів МР-БПЛА. Прототипи включали різну кількість елементів батареї, вагу, швидкість двигуна (KV) і гвинти різного розміру.

Для перших двох прототипів експеримент проводився у двох режимах: без корисного навантаження та з корисним навантаженням у 500 г. Третій прототип випробувався тільки без корисного навантаження, оскільки додаткова вага знизила б співвідношення тяги до ваги МР-БПЛА до рівня з 2 до 1.

Вихідні дані та результати експериментів зведені до табличного виду. У табл. 1 наведені технічні характеристики кожного прототипу, використаного для перевірки алгоритму оцінки часу. У табл. 2 наведені: виміряний час польоту для кожного прототипу FT (хв.), енергоспоживання PC (мА год.) для кожного з трьох польотів та середній час польоту. У табл. 3 представлено порівняння між виміряним часом польоту та розрахунковим часом польоту з використанням алгоритму, наведеного вище.

Як видно, найвища точність оцінки польоту була досягнута з прототипом P2 (99,72% без корисного вантажу, 98,96% з 500-грамовим корисним вантажем). Найнижча точність оцінки (97,97%) була досягнута з прототипом P3.

Загалом, середня точність усіх п'яти перевірених сценаріїв склала 98,94%, що підтверджує, що цей

алгоритм можна використовувати для оцінки часу польоту безщіткового двигуна МР-БПЛА.

Оптимізація часу польоту вимагає пошуку балансу між ефективністю пропелера та безщіткового двигуна. Збільшення розміру гвинта збільшує його ефективність, однак це також збільшує крутний момент, необхідний для його обертання. З іншого боку, безщіткові двигуни демонструють високу ефективність при обертанні на високих швидкостях з низьким крутним моментом.

Таблиця 1. Прототипи МР-БПЛА, що використовувалися для перевірки алгоритму оцінки часу польоту

Номер прототипу	1	2	3
Тип двигуна	EMAX 2213 935Kv	EMAX 3510 600Kv	EMAX 2213 935Kv
Тип гвинта	APC 10x45MR	APC 15x55MR	APC 10x45MR
Вага, г	920	1370	920
Тип батареї	4 cell 4500mah	4 cell 4500mah	3 cell 500mah
Вага батареї, г	447	447	460

Таблиця 2. Прототипи МР-БПЛА, що використовувалися для перевірки алгоритму оцінки часу польоту

Прототип	Режим	Вимірювання 1		Вимірювання 2		Вимірювання 3		Середнє
		PC	FT	PC	FT	PC	FT	FT
P1	без навантаження	1950	18,46	1920	18,75	1870	19,25	18,82
P1	з 0,5 кг навантаження	2930	12,28	3070	11,72	2930	12,28	12,09
P2	без навантаження	1611	22,34	1720	20,93	1680	21,42	21,56
P2	з 0,5 кг навантаження	2531	14,22	2630	13,68	2620	13,74	13,88
P3	без навантаження	2530	17,39	2630	16,73	2600	16,92	17,01

Таблиця 3. Порівняння між виміряним і розрахунковим часом польоту

Прототип	Режим	Середній виміряний польотний час (хв)	Розрахунковий час польоту (хв)	Точність
P1	без навантаження	18,82	19,05	98,78%
P1	з 0,5 кг навантаження	12,09	12,01	99,25%
P2	без навантаження	21,56	21,51	99,72%
P2	з 0,5 кг навантаження	13,88	13,74	98,96%
P3	без навантаження	17,01	16,67	97,97%
Середня точність оцінки				98,94%

Таким чином, незважаючи на те, що збільшення розміру гвинта збільшить ефективність гвинта, це зменшить ефективність двигуна через більший попит на крутний момент, тому для підвищення загальної ефективності польоту та часу польоту слід забезпечувати баланс між ефективністю гвинта та двигуна.

На рис.2 показаний алгоритм оптимізації, представлений вперше та реалізований за допомогою програмного інструменту Multi-Rotor Designer.

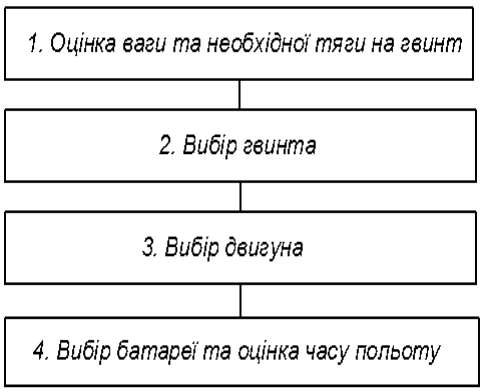

Рисунок 2. Покроковий процес вибору двигуна та гвинта для ефективного МР-БПЛА

Нижче наведений порядок роботи алгоритму.

Крок 1. Проєктувальник оцінює вагу кінцевого продукту для розрахунку необхідної тяги на гвинт. Обрані гвинт, двигун і батарея впливатимуть на кінцеву вагу МР-БПЛА.

Крок 2. На попередньому кроці визначається тяга, необхідна для гвинта. Для визначення тяги, крутного моменту та швидкості обертання від різних гвинтів, що використовують той самий двигун, можна використовувати стенд тяги, наприклад, RCBenchMark 1585.

Дані гвинта можна аналізувати незалежно від двигуна, оскільки генерована тяга є функцією швидкості обертання. Для отримання необхідної інформації під час процесу вибору гвинта слід побудувати графіки залежності тяги від обертів на хвилину, крутного моменту від обертів на хвилину та ефективності гвинта.

Приклади цих графіків наведені на рис. 3 - 5.

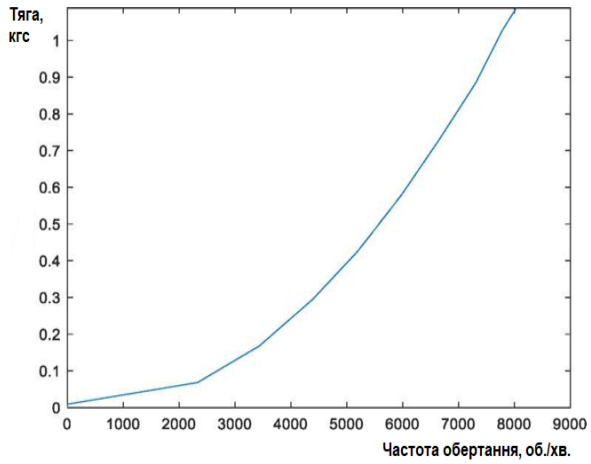

Рисунок 3. Приклад графіка залежності тяги (кгс) від частоти обертання (об./хв.), який використовувався при виборі гвинта

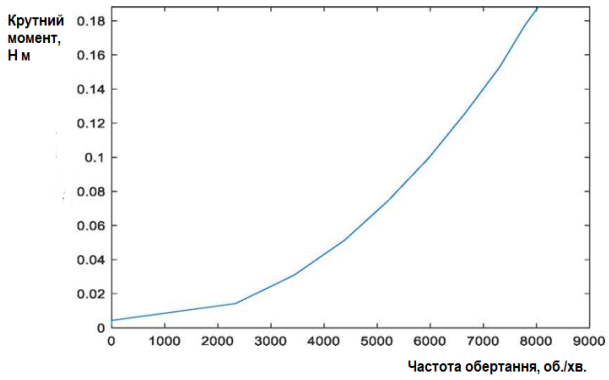

Рисунок 4. Приклад графіка залежності крутного моменту (Н·м) від частоти обертання (об./хв), який використовувався при виборі гвинта

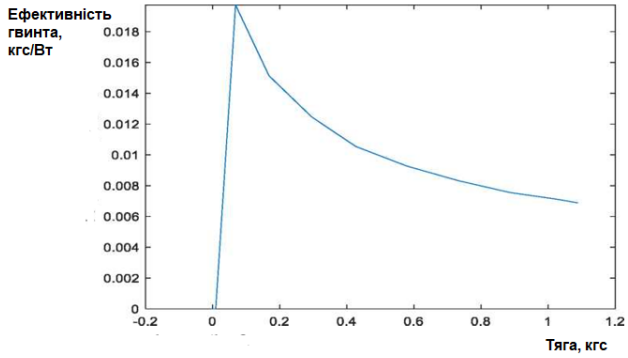

Рисунок 5. Приклад графіка залежності ефективності гвинта (кгс/Вт) від тяги (кгс), який використовувався при виборі гвинта

Крок 3. Після вибору гвинта стенд можна використовувати для його перевірки з різними двигунами. Побудова графіка залежності ККД двигуна від тяги (рис. 6) дозволяє вибрати найбільш ефективний двигун для досягнення бажаної тяги за допомогою попередньо вибраного гвинта.

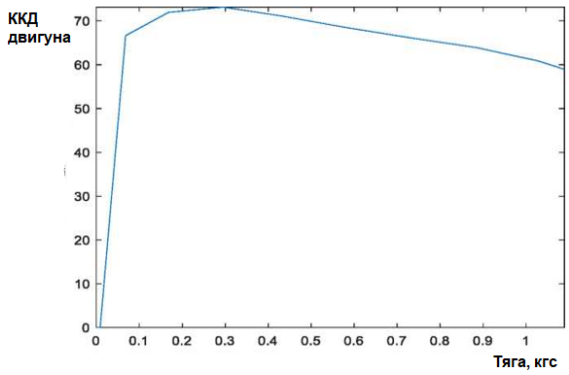

Рисунок 6. Приклад графіка залежності ККД двигуна від тяги (кгс) від тяги (кгс), який використовувався при виборі гвинта

Крок 4. На останньому кроці вибирається акумуляторна батарея за допомогою ітераційного процесу з використанням алгоритму оцінки часу польоту, представленого вище. При цьому вибраний двигун, гвинт і батарея можуть змінити розрахункову масу МР-БПЛА, і в цьому випадку кроки 1 – 4 можна повторити, щоб переконатися, що вибрані компоненти залишаються найефективнішими з оновленою вагою.

Для реалізації системи керування, програмного забезпечення, електричної та бездротової комунікаційної частини були використані різні електричні компоненти, такі як безщітковий двигун постійного струму (BLDC), електронний регулятор швидкості (ESC), мультикомп'ютерна плата KK2, яка є пропорційно-інтегрально-диференціальним регулятором (PID-регулятором) розробленої системи, і серводвигун з високим крутним моментом. Була

розроблена програма GPS-відстеження для Android для відстежування його маршруту, а також було використане програмне забезпечення для IP-камери [15], щоб отримати потокове відео з БПЛА в реальному часі.

На рис. 7 - 9 показані системи керування креном, тангажем і рисканням.

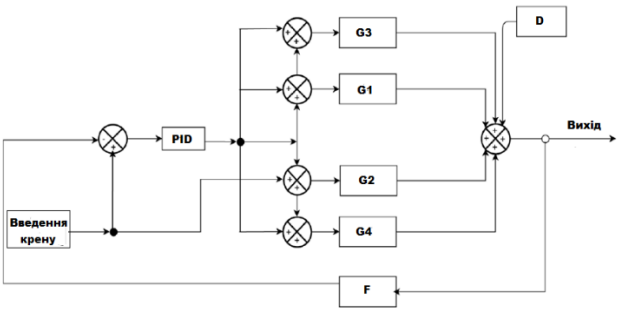

Рисунок 7. Система керування креном (Roll)

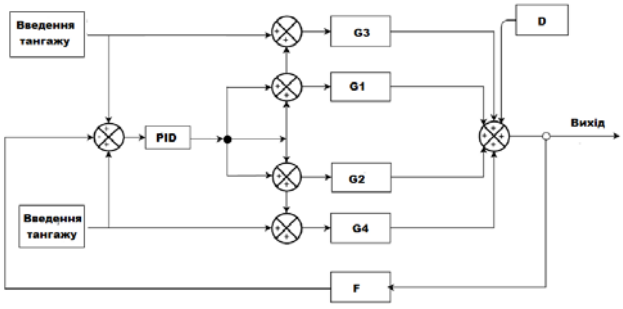

Рисунок 8. Система керування тангажем (Pitch)

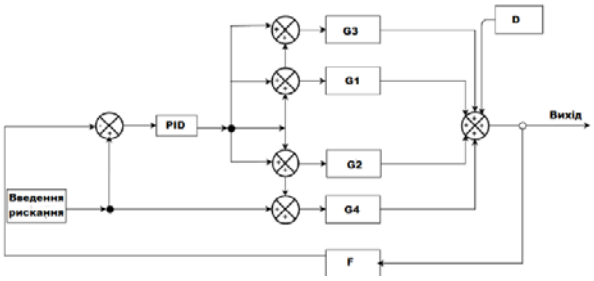

Рисунок 9. Система керування рисканням (Yaw)

Позначення на рис. 7 – 9:

- G1 – функція передачі лівого переднього BLDC;
- G2 – Функція передачі двигуна правого переднього BLDC (G2 = G1);
- G3 – функція передачі лівого заднього BLDC;
- G4 – функція передачі правого заднього BLDC (G4 = G3);
- PID – функція передачі PID-регулятора;
- D – гаусівський шум (перешкоди);
- F – зворотний зв'язок.

Для моделювання процесів у двигунах використовувався інструментарій Simulink.

У якості BLDC був використаний безщітковий роторний двигун Emax Bl4030 масою 326 г і потужністю 1300 Вт. Передавальна характеристика, визначена на основі його параметрів, має вигляд [13]:

$$G1(s) = \frac{416,67}{0,38 \cdot s^2 + 0,82 \cdot s + 1}.$$

Відповідь на ступінчасту реакцію розімкненого контуру двигуна BLDC, отримана за допомогою інструментів Simulink, показана на рис. 10.

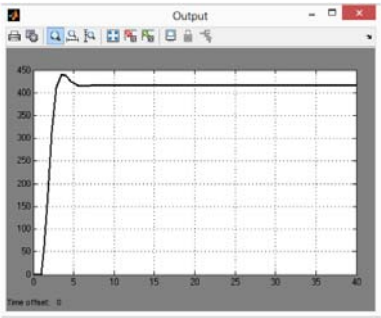

Рисунок 10. Відповідь на ступінчасту реакцію розімкненого контуру двигуна BLDC

У якості серводвигуна був використаний серводвигун постійного струму Futaba S-140. Його лінійна математична модель (передаточна функція) має вигляд [14]:

$$G1(s) = \frac{950}{s^2 + 44 \cdot s + 950}.$$

Крок реагування розімкненого контуру серводвигуна показаний на рис. 11.

На рис. 12 - 14 наведені моделі керування креном, рисканням та тангажем, виконані у Simulink, на рис. 15 - 17 – відповідні їм виходи.

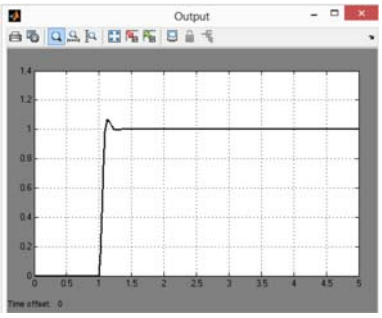

Рисунок 11. Крок реагування розімкненого контуру серводвигуна постійного струму

Для кожної з систем керування креном, рисканням та тангажем за допомогою рис. 12 - 14 і рівнянь 3, 4 були обчислені відповідні передатні

функції, а також побудовані графіки ступінчастої реакції, діаграми Найквіста і графіки Боде. Для цього були створені відповідні m-файли [16 - 18].

Функція передачі системи керування креном визначається за допомогою файлу roll.m

Вміст файлу roll.m

```
clc
s = tf('s');
P = 0.5;
G1 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G2 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G3 = 950/(s^2+40*s+950);
G4 = 950/(s^2+40*s+950);
D = rand;
systemTransferFunction = ((P*(G1+s*G2+G3+G4))+(P*(G1+s*G2+G3+G4))*D)/(1+(P*(G1+s*G2+G3+G4))*(1024/(s+1024)));
Drone = zpk(systemTransferFunction); %transfer function
figure;
step(Drone);
figure;
nyquist(Drone), grid;
figure;
bode(Drone), grid;
```

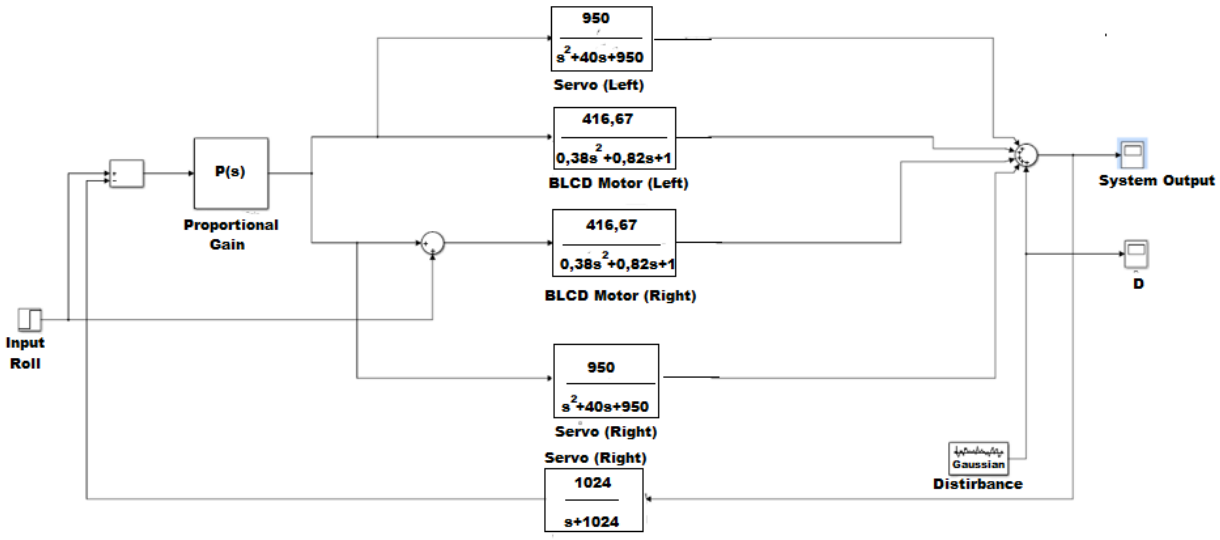

Рисунок 12. Модель системи керування креном в Simulink

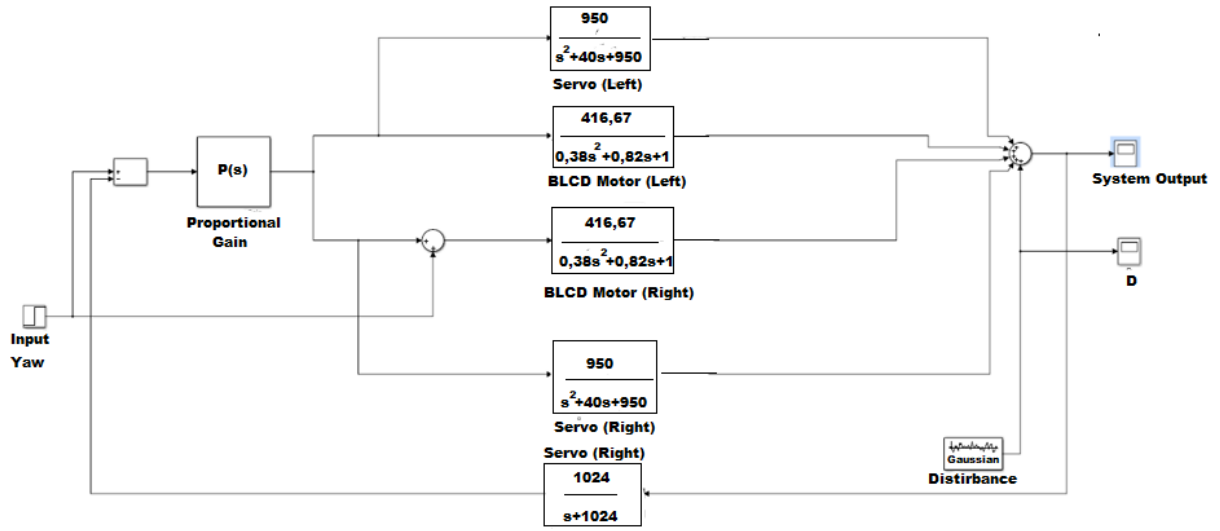

Рисунок 13. Модель системи керування (креном, рисканням або тангажем) в Simulink

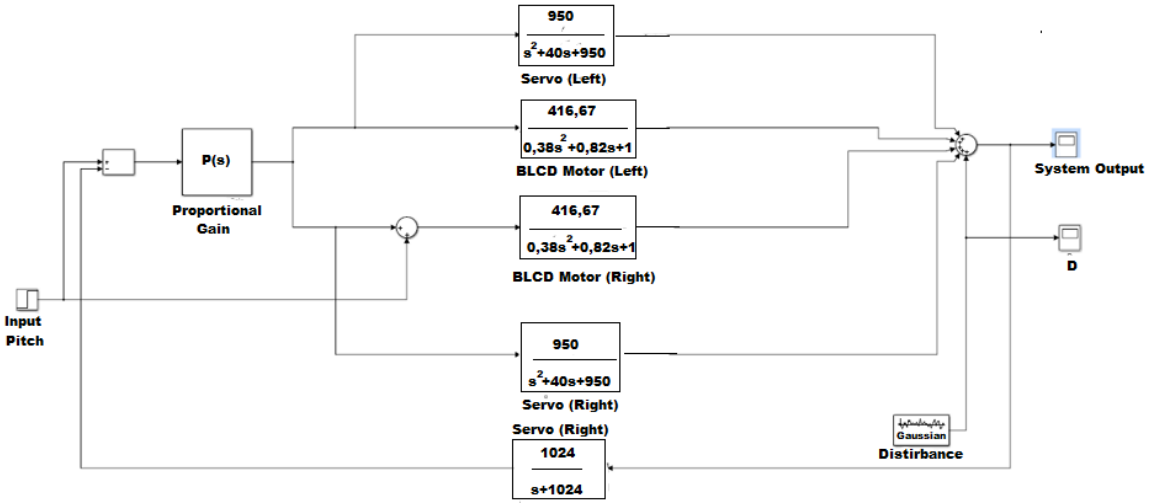

Рисунок 14. Модель системи керування тангажем в Simulink

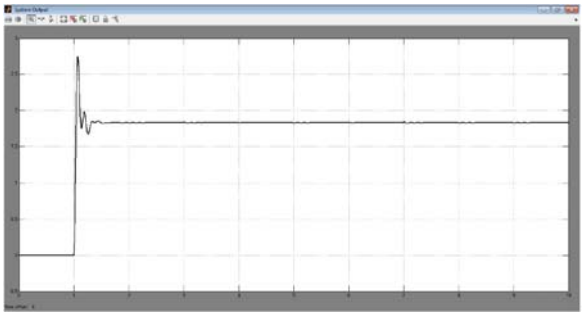

Рисунок 15. Вихід моделі Simulink системи керування креном

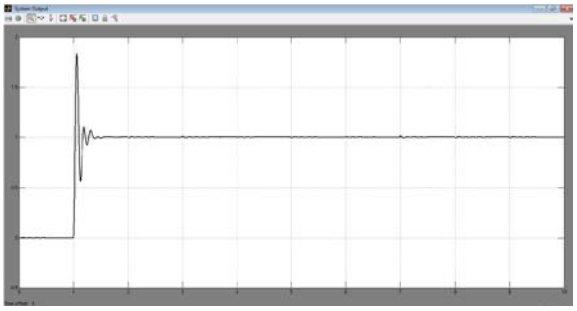

Рисунок 16. Вихід моделі Simulink системи керування рисканням

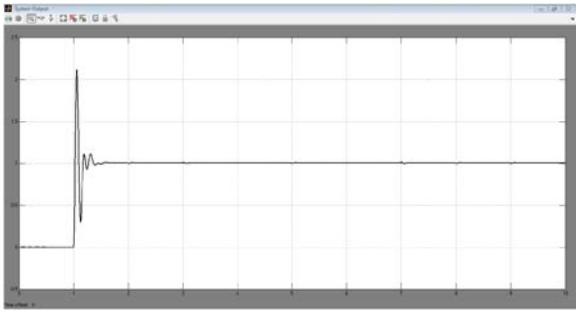

Рисунок 17. Вихід моделі Simulink системи керування тангажем

Передатна функція системи керування креном має вигляд:

$$T_{roll}(s) = \frac{P\cdot\ (G1+sG2+G3+G4)\cdot\ (1+D)}{1+P\cdot\ (G1+sG2+G3+G4)\cdot\ \dfrac{1024}{s+1024}}$$

Значення $T_{roll}(s)$ є передатною функцією системи керування креном БПЛА з використанням усіх обов'язково достатніх доступних параметрів.

Графік ступінчастої реакції системи керування креном наведений на рис. 18, діаграм Найквіста – на рис. 19, графік Боде - на рис. 20.

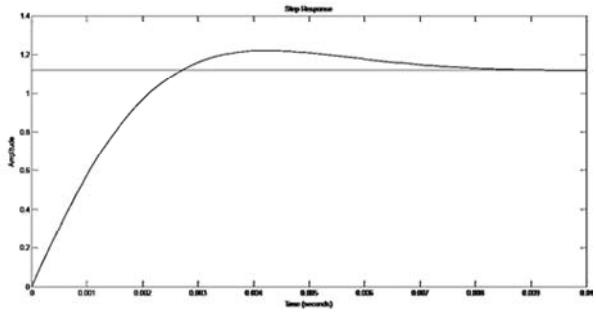

Рисунок 18. Ступінчаста реакція системи керування креном

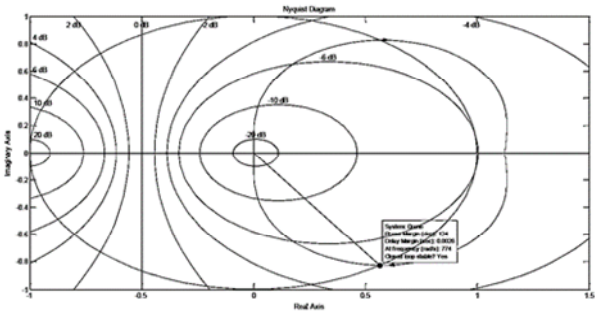

Рисунок 19. Схема Найквіста системи керування креном

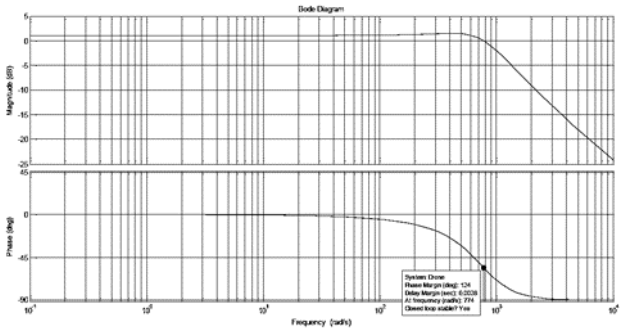

Рисунок 20. Графік Bode Plot системи керування креном

Функція передачі системи керування рисканням визначається за допомогою файлу yaw.m

Вміст файлу yaw.m:

```
clc
s = tf('s');
P = 0.5;
G1 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G2 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G3 = 950/(s^2+40*s+950);
G4 = 950/(s^2+40*s+950);
D = rand;
systemTransferFunction = ((P*(G1+s*G2+G3+s*G4))+(P*(G1+s*G2+G3+s*G4))*D)/(1+(P*(G1+s*G2+G3+s*G4))*(1024/(s+1024)));
Drone = zpk(systemTransferFunction); %transfer function
figure;
step(Drone);
figure;
nyquist(Drone), grid;
figure;
bode(Drone), grid;
```

Передатна функція системи керування рисканням має вигляд:

$$T_{yaw}(s) = \frac{P\cdot\ (G1+sG2+G3+G4)\cdot\ (1+D)}{1+P\cdot\ (G1+sG2+G3+G4)\cdot\ \dfrac{1024}{s+1024}}$$

Значення $T_{yaw}(s)$ є передатною функцією системи керування поворотом БПЛА з використанням усіх обов'язково достатніх доступних параметрів.

Графік ступінчастої реакції системи керування поворотом наведений на рис. 21, діаграм Найквіста – на рис. 22, графік Боде – на рис. 23.

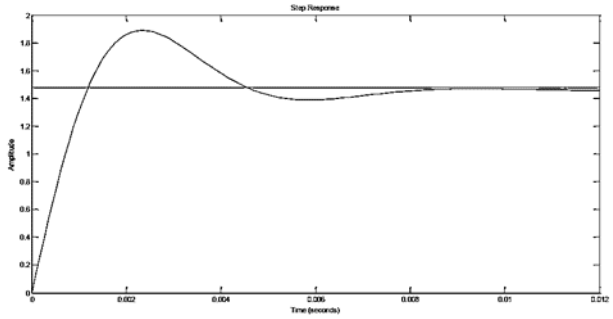

Рисунок 21. Ступінчаста реакція системи керування поворотом

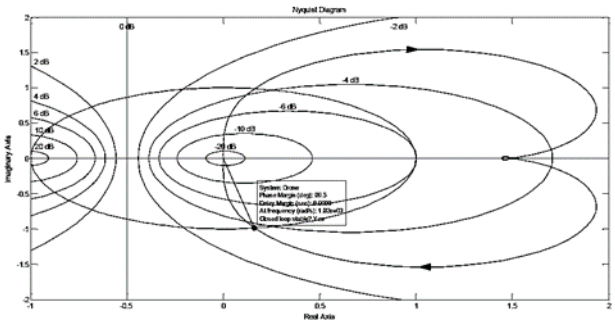

Рисунок 22. Схема Найквіста системи керування поворотом

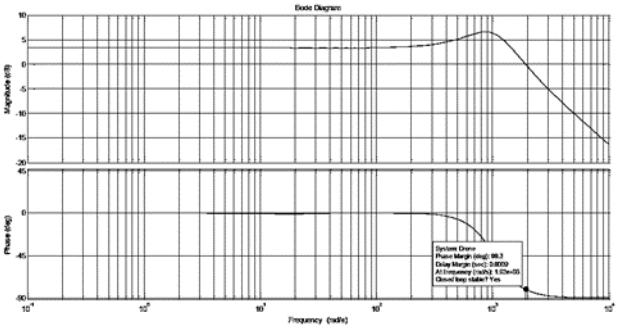

Рисунок 23. Графік Bode Plot системи керування поворотом

Функція передачі системи керування тангажем визначається за допомогою файлу pitch.m

Вміст файлу pitch.m

```
clc
s = tf('s');
P = 0.5;
G1 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G2 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G3 = 950/(s^2+40*s+950);
G4 = 950/(s^2+40*s+950);
D = rand;
systemTransferFunction = ((P*(G1+G2+s*G3+s*G4))+(P*(G1+G2+s*G3+s*G4))*D)/(1+(P*(G1+G2+s*G3+s*G4))*(1024/(s+1024)));
Drone = zpk(systemTransferFunction); %transfer function
figure;
step(Drone);
figure;
nyquist(Drone), grid;
figure;
bode(Drone), grid;
```

Передатна функція системи керування тангажем має вигляд:

$$T_{pitch}(s) = \frac{P\cdot\ (G1+sG2+G3+G4)\cdot\ (1+D)}{1+P\cdot\ (G1+sG2+G3+G4)\cdot\ \dfrac{1024}{s+1024}}$$

Значення $T_{pitch}(s)$ є передатною функцією системи керування тангажем БПЛА з використанням усіх обов'язково достатніх доступних параметрів.

Графік ступінчастої реакції системи керування иангажем наведений на рис. 24, діаграм Найквіста – на рис. 25, графік Боде - на рис. 26.

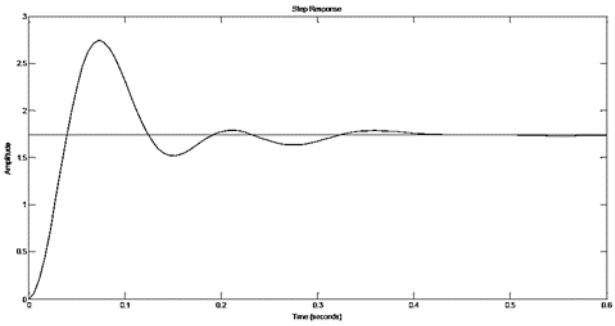

Рисунок 24. Ступінчаста реакція системи керування тангажем

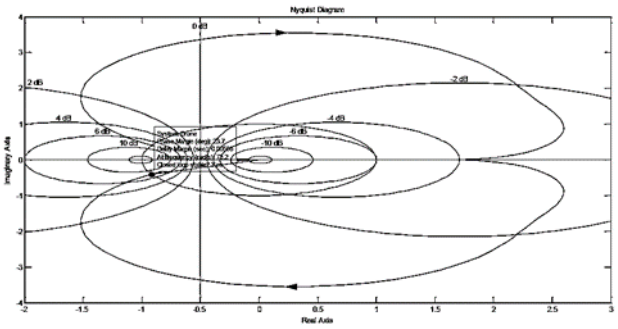

Рисунок 25. Схема Найквіста системи керування тангажем

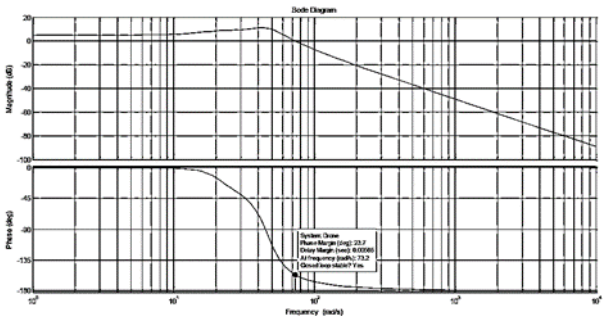

Рисунок 26. Графік Bode Plot системи керування тангажем

V. ВИСНОВКИ

В результаті проведеного дослідження була розроблена реалізована та оцінена модульна структура, яка дозволяє операторам швидко зібрати без інструментів квадрокоптерний безпілотний літальний апарат (МР-БПЛА) із індивідуальними характеристиками польоту для виконання вимоги місії.

Фреймворк складається з п'яти модулів (контролер, трансмісія, відео, зв'язок і корисне навантаження), що дозволяє користувачеві комбінувати модулі та швидко зібрати МР-БПЛА, який найкраще відповідатиме вимогам бажаного застосування.

Для перевірки дизайну фреймворку було реалізовано та протестовано прототип з 3 модульних профілів МР-БПЛА, які тестувалися у двох режимах.

В роботі проведений поетапний процес вибору апаратних компонентів (датчиків, приводів, гвинта, двигунів, акумуляторів, електронних регуляторів швидкості) для модулів рамки для досягнення бажаних характеристик та перевірений алгоритм розрахунку часу польоту на основі даних безщіткового двигуна та гвинта, зібраних за допомогою тягового стенду/динамометра. Середня точність, досягнута для оцінки часу польоту

зависання за допомогою даного алгоритму, складає 98,94%.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

[1] Allenspach, M. Design and optimal control of a tiltrotor micro-aerial vehicle for efficient omnidirectional flight. / M. Allenspach, K. Bodie, M. Brunner, L. Rinsoz, Z. Taylor, M. Kamel, R. Siegwart, J. Nieto // The International Journal of Robotics Research. – 2020. № 39(10- 11). – pp. 1305–1325.

[2] Anzai, T. Multilinked multirotor with internal communication system for multiple objects transportation based on form optimization method. / T. Anzai, M. Zhao, X. Chen, F. Shi, K. Kawasaki, K. Okada, M. Inaba // IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems. – Vancouver, Canada. – 2017. – pp. 5977– 5984.

[3] Badr, S. A novel modification for a quadrotor design. / S. Badr, O. Mehrez, A. Kabeel // Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. – Arlington, VA, USA, 2016. – pp. 702–710.

[4] Barber, C. The quickhull algorithm for convex hulls. / C. Barber, D. Dobkin, H. Huhdanpaa // ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS) – 1996. – №22(4). – pp. 469–483.

[5] Blouin, C. Pitch control of an oblique active tilting bi-rotor. / C. Blouin, E. Lanteigne // Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. – Oralndo, FL, USA. – 2014. – pp. 791–799.

[6] Bouabdallah, S. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. / S. Bouabdallah, A. Noth, R. Siegwart // IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems. – Sendai, Japan. – 2004. – pp. 2451–2456.

[7] Brescianini, D. Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle. / D. Brescianini, R. D'Andrea // IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation. –Stockholm, Sweden. – 2016. – pp. 3261–3266.

[8] Bronz, M. Development of a fixed-wing mini UAV with transitioning flight capability. / M. Bronz, E. Smeur, H. Garcia de Marina, G. Hattenberger // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. – 2017. – 3739.

[9] De Martini, D. Design and modeling of a quadcopter with double axis tilting rotors. // D. De Martini, G. Gramazio, A. Bertini, C. Rottenbacher, T. Facchinetti. // Unmanned Systems. – 2017. – №5(03). – pp. 169–180.

[10] Devlin, T. Elbowquad: Thrust vectoring quadcopter. / T. Devlin, R. Dickerhoff, K. Durney, A. Forrest, P. Pansodtee, A. Adabi, M. Teodorescu // AIAA Information Systems-AIAA Infotech@Aerospace. – 2018.– p. 0893.

[11] Haus, T. A concept of a non-tilting multirotor-UAV based on moving mass control. / T. Haus, M. Orsag, S. Bogdan // Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. – Miami, FL, USA. – 2017. – pp. 1618–1624.

[12] Donadel, R. Modeling and control of a tiltrotor UAV for path tracking. / R. Donadel, G. Raffo, L. Becker // IFAC Proceedings Volumes. – 2014. №47(3). – pp. 3839–3844.

[13] Franchi, A. Full-pose tracking control for aerial robotic systems with laterally-bounded input force. / A. Franchi, R. Carli, D. Bicego, M. Ryll // IEEE Trans. on Robotics. – 2018. №34(2). – pp. 534–541.

[14] Fu, Z. Modeling and control of a new multicopter. / Z. Fu, B.X.J. Yang, C. Wu, Y. Wei // 36th Chinese Control Conference (CCC). – Liaoning, China. – 2017. – pp. 6495–6500.

[15] Akopov, M. Choosing a Camera for 3D Mapping. /M. Akopov, S. Maksymova, V. Yevsieiev. // Journal of Universal Science Research. – 2023. – №1(11). – pp. 28–38.

[16] Hamandi, M. Omniplus-seven (O7+): An omnidirectional aerial prototype with a minimal number of unidirectional thrusters. / M. Hamandi, K. Sawant, M. Tognon, A. Franchi // Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. – 2020. – pp. 754–761.

[17] Малий, О. Методологічні засади вибору компонентів рушійної установки мультироторних БПЛА / О. Малий, Н. Фурманова, В. Онищенко, С. Малий // Виробництво & Мехатронні Системи. – 2023. – с. 158–162.

[18] Jiang, G. Estimation and optimization of fully-actuated multirotor platform with nonparallel actuation mechanism. / G. Jiang, R. Voyles, K. Sebesta, H. Greiner. // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). – 2017. – pp. 6843–6848.

METHOD OF PRE-PROJECT SELECTION OF COMPONENTS FOR FPV UAVS THE QUADROPTER TYPE ACCORDING TO THE SET VALUES OF THRUST, SPEED AND FLIGHT TIME

MALYI O. YU. Ph.D, Associate professor, acting head of information technologies of electronic devices department of the Zaporizhzhia Polytechnic National University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: docsasha2@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8457-8154;

POSPEIEVA I.YE. Senior lecturer of information technologies of electronic devices department of the Zaporizhzhia Polytechnic National University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail:

iris191259@gmail.com, ORCID: 0009-0004-7100-9245;

ФУРМАНОВА Н.І. — Ph.D, Associate professor, dean of faculty of information security and electronic communications of the Zaporizhzhia Polytechnic National University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: nfurmanova@gmail.com, ORCID: 0000-0002-8670-2948;

ONYSHCHENKO V.F. — Ph.D, Associate professor of information technologies of electronic devices department of the Zaporizhzhia Polytechnic National University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: vfonish@zntu.edu.ua, ORCID: 0000-0002-4213-7131;

ZALUZHNYI M.YU. — Senior lecturer of electric drive and commercial plant automation department of the Zaporizhzhia Polytechnic National University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: myz.nuzp@gmail.com, ORCID: 0000-0002-1254-7498

IVANOV V.V. — master student of the Zaporizhzhia Polytechnic National University, Zaporizhzhia, Ukraine, e-mail: kvet151.9@gmail.com, ORCID: 0009-0005-9445-4437.

Purpose. *Develop a methodology for the pre-project selection of quadcopter-type UAV components for the creation of drones based on the specified criteria.*

Methodology. *Mathematical analysis and modeling.*

Findings. *The paper presents a comprehensive framework aimed at facilitating the rapid assembly of customizable multirotor unmanned aerial vehicles (MR-UAVs) tailored to specific mission requirements, all without the need for tools. This modular approach encompasses the development, implementation, and evaluation of a structured process that guides operators through selecting hardware components such as sensors, actuators, propellers, motors, batteries, and electronic speed controllers. This meticulous selection process is pivotal in achieving the desired flight characteristics of the MR-UAV. Furthermore, a software tool has been devised to streamline the equipment selection process and accurately compute flight time. The flight time calculation algorithm, rooted in data obtained from brushless motor and propeller analyses conducted using a traction stand/dynamometer, has undergone rigorous testing to ensure reliability and precision. The framework itself comprises five distinct modules: controller, transmission, video, communication, and payload. These modular components afford users the flexibility to mix and match according to the demands of their specific application, enabling the swift assembly of an MR-UAV optimized for the task at hand. To validate the efficacy of the framework, a prototype was constructed and subjected to rigorous testing, confirming the soundness of the design. Notably, the versatility of this framework is exemplified through the creation of three distinct modular MR-UAV profiles. These profiles cater to diverse applications: surveillance, emphasizing extended flight time; delivery, prioritizing larger payload capacity; and a hybrid configuration allowing seamless transition between battery power sources mid-flight. In essence, this paper not only introduces a modular framework for MR-UAV assembly but also underscores its practicality and adaptability through real-world implementation and testing across varied mission profiles.*

Originality. *For this section of the abstract should determining the most important results that reflect originality of work. The algorithm proposed in the article is based on an approach that allows adapting MR-UAVs at a higher level than previous systems. The infrastructure allows the user to configure flight characteristics (flight time, speed, maximum payload), as well as sensors and communication channels (video and data link) according to the requirements of a specific operation.*

Practical value. *To facilitate the process of selecting hardware components for frame modules, the paper presents an algorithm for estimating flight time, which is included in the process of building modular profiles. The algorithm has been tested and an average accuracy of 98.94% has been achieved for hover time-of-flight estimation. The design of the software is presented. This tool allows developers to analyze brushless motor and propeller data (obtained from the thrust stand), evaluate how gross weight and battery selection affect the MR-UAV (in terms of flight time, thrust-to-weight ratio, and maximum payload), and optimizes the process development of MR-UAV.*

Keywords: unmanned aerial vehicle; components; automated design; flight controller; engine; electronic speed controller.

REFERENCES

[1] Allenspach, M., Bodie, K., Brunner, M., Rinsoz, L., Taylor, Z., Kamel, M., ... & Nieto, J. (2020). Design and optimal control of a tiltrotor micro-aerial vehicle for efficient omnidirectional flight. The International Journal of Robotics Research, 39(10-11), 1305-1325.

[2] Anzai, T., Zhao, M., Chen, X., Shi, F., Kawasaki, K., Okada, K., & Inaba, M. (2017, September). Multilinked multirotor with internal communication system for multiple objects transportation based on form optimization method. In *2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 5977-5984.

[3] Badr, S., Mehrez, O., & Kabeel, A. E. (2016, June). A novel modification for a quadrotor design. In *2016*

International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 702-710.

[4] Barber, C. B., Dobkin, D. P., & Huhdanpaa, H. (1996). The quickhull algorithm for convex hulls. *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, *22*(4), 469-483.

[5] Blouin, C., & Lanteigne, E. (2014, May). Pitch control of an oblique active tilting bi-rotor. In *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 791-799.

[6] Bouabdallah, S., Noth, A., and Siegwart, R. (2004) PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. *In: 2004 IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems. Sendai, Japan*, 2451–2456.

[7] Brescianini, D., & D'Andrea, R. (2016, May). Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle. In *2016 IEEE international conference on robotics and automation (ICRA)*, 3261-3266.

[8] Bronz, M., Smeur, E. J., Garcia de Marina, H., & Hattenberger, G. (2017). Development of a fixed-wing mini UAV with transitioning flight capability. In *35th AIAA applied aerodynamics conference*, 3739.

[9] De Martini, D., Gramazio, G. V., Bertini, A., Rottenbacher, C., & Facchinetti, T. (2017). Design and modeling of a quadcopter with double axis tilting rotors. *Unmanned Systems*, *5*(03), 169-180.

[10] Devlin, T., Dickerhoff, R., Durney, K., Forrest, A., Pansodtee, P., Adabi, A., & Teodorescu, M. (2018). Elbowquad: Thrust vectoring quadcopter. In *2018 AIAA Information Systems-AIAA Infotech@ Aerospace*, 0893.

[11] Haus, T., Orsag, M., & Bogdan, S. (2017, June). A concept of a non-tilting multirotor-UAV based on moving mass control. In *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 1618-1624.

[12] Donadel, R., Raffo, G. V., & Becker, L. B. (2014). Modeling and control of a tiltrotor UAV for path tracking. *IFAC Proceedings Volumes*, *47*(3), 3839-3844.

[13] Franchi, A., Carli, R., Bicego, D., & Ryll, M. (2018). Full-pose tracking control for aerial robotic systems with laterally bounded input force. *IEEE Transactions on Robotics*, *34*(2), 534-541.

[14] Fu, Z., Xiao, B., Yang, J., Wu, C., & Wei, Y. (2017, July). Modeling and control of a new multicopter. In *2017 36th Chinese Control Conference (CCC)*, 6495-6500.

[15] Akopov, M., Maksymova, S., & Yevsieiev, V. (2023). Choosing a Camera for 3D Mapping. *Journal of Universal Science Research*, *1*(11), 28-38.

[16] Hamandi, M., Sawant, K., Tognon, M., & Franchi, A. (2020, September). Omni-plus-seven (O7+): An omnidirectional aerial prototype with a minimal number of unidirectional thrusters. In *2020 International conference on unmanned aircraft systems (ICUAS)*, 754-761.

[17] Malyi, O., Furmanova, N., Onyshhenko, V., Malyi S. Metodologichni zasady vyboru komponentiv rushijnoi' ustanovky multyrotornyh BPLA (2023). *Vyrobnyctvo & Mehatronni Systemy*, 158-162

[18] Jiang, G., Voyles, R., Sebesta, K., & Greiner, H. (2017, September). Estimation and optimization of fully-actuated multirotor platform with nonparallel actuation mechanism. In *2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 6843-6848.