НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

Нікітін Артем Олексійович

УДК 629.735

ДИСЕРТАЦІЯ
МОДЕЛІ ТА ЗАСОБИ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОГО КОМП'ЮТЕРНОГО СИНТЕЗУ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМИ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ

173 Авіоніка
17 Електроніка, автоматизація та електронні комунікації

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень.
Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ А.О. Нікітін

Науковий керівник Кочук Сергій Борисович, к.т.н., доцент

Харків – 2025

АНОТАЦІЯ

Нікітін Артем Олексійович. Моделі та засоби інтелектуального комп'ютерного синтезу систем керування безпілотними літальними апаратами. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії з галузі знань 17 «Електроніка, автоматизація та електронні комунікації» за спеціальністю 173 «Авіоніка». – Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2025.

Дисертаційна робота присвячена удосконаленню та розробці нових ефективних методів ідентифікації математичних моделей динаміки руху та синтезу інтелектуальних систем керування безпілотних літальних апаратів (БПЛА).

Об'єктом дослідження є процеси динаміки польоту та функціонування систем автоматичного керування (САК) БПЛА.

Предметом дослідження є методи синтезу алгоритмів САК та ідентифікації параметрів математичних моделей БПЛА.

У роботі було проведено аналіз основних типів сучасних БПЛА як об'єктів керування. Були розглянуті основні вимоги, які висуваються до нелінійних (повних) математичних моделей просторового руху БПЛА та методів ідентифікації їх параметрів. Окрему увагу було приділено розробці математичних моделей динаміки руху конкретних типів БПЛА, ідентифікації їх структури й параметрів, а також синтезу інтелектуальних алгоритмів керування.

Показано, що ідентифікація параметрів математичних моделей безпілотних авіаційних комплексів є достатньо складним завданням. Водночас, традиційні методи системного аналізу та синтезу керування часто виявляються неадекватними при роботі з великими експериментальними наборами даних, враховуючи при цьому нелінійності та невизначеності, властиві динаміці БПЛА. Відповідно, впровадження методів машинного навчання, зокрема нейронних мереж, забезпечує автоматизацію ідентифікації моделей та підвищує точність відтворення реальної динаміки БПЛА. Ці методології сприяють не тільки ефективній адаптації

алгоритмів керування до змінних режимів польоту, але й розширенню можливостей прогнозування реакцій БПЛА на внутрішні та зовнішні збурення. Отже, встановлюється необхідність розробки прототипу програмно-апаратного комплексу, який дозволяє ідентифікувати об'єкти керування та синтезувати системи керування за допомогою комплексних моделей руху літального апарату, алгоритмів машинного навчання та нейронних мереж. Для його реалізації, апаратна частина була представлена у вигляді БПЛА квадрокоптерного типу, на основі рами F450 та програмованих контролерів Arduino Due та Nano. Такий вибір компонентів бортового обладнання значно розширює можливості для проведення досліджень. Мова програмування контролерів Arduino – Wiring, дозволяє створювати як власні алгоритми (запобігання перешкод), польотні завдання, оптимальні маршрути польоту так і реалізовувати інтелектуальні закони керування на базі нечіткої логіки або нейромереж. Вона демонструє високий ступінь синтаксичної та семантичної відповідності з мовами програмування C та C++, оскільки фундаментально походить від середовища Processing, яке саме розширює підмножину C++. Зокрема, Wiring використовує основні структурні елементи C/C++, включаючи типи даних, конструкції потоку керування, оператори та синтаксис оголошення функцій, тим самим забезпечуючи майже повну сумісність вихідного коду з незначними адаптаціями. Цей ізоморфізм сприяє безперешкодному перенесенню алгоритмів та бібліотек між платформами мікроконтролерів на основі Wiring та звичайними екосистемами розробки C/C++. Програмна ж частина комплексу реалізована у програмному середовищі програмування та моделювання Scilab + Xcos і складається з: нелінійної математичної моделі БПЛА, інтерфейсу користувача, генетичного алгоритму для ідентифікації параметрів математичної моделі та алгоритмів керування. Такий підхід реалізації прототипу програмно-апаратного комплексу дозволяє проводити дослідження літальних апаратів не тільки квадрокоптерного типу, а й різних мультикоптерів, БПЛА з вертикальним зльотом та посадкою або літакового типу. Його використання дало змогу провести ідентифікацію параметрів нелінійної математичної моделі квадрокоптера за логами реального польоту з допомогою алгоритму машинного навчання. Отримана

нелінійна математична точно відтворює динаміку руху реального БПЛА та може бути використана окремо для імітаційного моделювання при дослідженні алгоритмів запобігання перешкод, польотів по заданій траєкторії, а також при відпрацюванні алгоритмів наведення на ціль. Використання прототипу програмно-апаратного комплексу дозволяє суттєво спростити та прискорити робочі процеси проектування БПЛА, зменшити тривалість налаштування законів керування та сукупні витрати на розробку.

Актуальність теми дослідження зумовлена тим, що БПЛА все частіше використ-товуються в різних сферах: моніторингу навколишнього середовища, точному землеробстві та будівництві, логістиці, пошуково-рятувальній діяльності та інспекції інфраструктури. Особлива роль БПЛА проявилася в умовах війни, коли вони розвинулись із засобів розвідки, доповнюючи практично усі роди військ, та стали вагомою бойовою силою ЗСУ України. Ефективність проєктування, виробництва й застосування БПЛА залежить у тому числі від точності математичних моделей, що описують їх просторовий рух, а також від якості алгоритмів, що забезпечують їх стале керування, стабілізацію в польоті в невизначених умовах.

Традиційні математичні описи, які часто спираються на лінеаризовані наближення або рівняння твердого тіла, не враховують нелінійності, невизначеності та мультимодальну поведінку, властиву руху БПЛА, особливо для гібридних конфігурацій. Ідентифікація параметрів моделі з експериментальних польотних даних є достатньо складним завданням, оскільки вимагає обробки величезних наборів даних з урахуванням шуму датчиків, структурної гнучкості та змінного корисного навантаження. Більше того, синтез алгоритмів керування кутами стабілізації – від класичних ПІД-регуляторів до передових інтелектуальних схем – вимагає балансу між обчислювальною ефективністю, стійкістю до збурень та масштабованістю для різних типів БПЛА.

Існуючі методології синтезу моделей БПЛА часто не мають модульності, що перешкоджає безперешкодній інтеграції або коригуванню рівнянь сил та моментів для врахування конструктивних варіацій або апаратних обмежень. Комерційно

доступні платформи БПЛА зазвичай пропонують обмежений доступ до власного програмного забезпечення, що обмежує емпіричну перевірку та налаштування. Цей розрив посилюється зростаючою складністю місій БПЛА, які вимагають обробки нелінійної динаміки, такої як та, що виникає внаслідок маневрів з великими кутами атаки або зсуву вітру, за допомогою інтелектуальних обчислювальних інструментів. У цьому контексті використання методів машинного навчання, включаючи нейронні мережі для оцінки параметрів та генетичні алгоритмів або алгоритмів нечіткої логіки для оптимізації, постає як перспективний шлях для автоматизації процесів ідентифікації, підвищення точності моделювання та забезпечення прогнозного керування в умовах невизначеності. Отже, відсутність інтегрованих програмно-апаратних комплексів з відкритим вихідним кодом, які сприяють експериментам та синтезу в реальному часі, перешкоджає прогресу в напрямку безпечнішої та ефективнішої експлуатації БПЛА.

Істотним обмеженням сучасних підходів є неефективність поєднання теоретичних моделей з практичною реалізацією, особливо коли йдеться про повну просторову динаміку руху літальних апаратів, яка включає як об’єкт керування, так і виконавчі механізми в каналах керування кутів стабілізації. Це свідчить про нагальну наукову та прикладну проблему: розробку комплексних нелінійних моделей, вдосконалених алгоритмів ідентифікації та універсальних інструментів для створення прототипів, які використовують штучний інтелект для синтезу інтелектуальних систем керування. Тому, запропонований прототип програмно-апаратного комплексу не лише пом'якшує виявлені недоліки, але й прокладає шлях для ширшого промислового застосування інновацій в авіоніці, тим самим визначаючи актуальність дослідження.

Метою роботи є удосконалення методів ідентифікації параметрів повних математичних моделей просторового руху БПЛА та алгоритмів синтезу законів керування.

Відповідно до поставленої мети в дисертаційній роботі сформульовано і вирішено такі основні завдання:

1. Виконати аналіз розробок БПЛА, в яких впроваджувались інтелектуальні моделі та адаптивні алгоритми керування для визначення найбільш перспективних для дослідження рішень.

2. Розробити повну нелінійну математичну модель руху БПЛА.

3. Синтезувати інтелектуальні алгоритми САК БПЛА та розробити методики їх налаштування.

4. Удосконалити алгоритм ідентифікації повної нелінійної математичної моделі БПЛА.

5. Розробити прототип програмно-апаратного комплексу для ідентифікації параметрів та синтезу математичних моделей БПЛА.

6. Дослідити можливості прототипу програмного-апаратного комплексу по ідентифікації параметрів об’єктів керування та синтезу системи керування БПЛА.

У дисертації вперше одержані такі нові наукові результати:

1. Набув подальшого розвитку принцип формування повної нелінійної математичної моделі просторового керованого руху безпілотного літального апарату (БПЛА), що ґрунтується на поєднанні параметричної ідентифікації динаміки об’єкта керування та інтелектуального синтезу алгоритмів системи автоматичного керування (САК). На відміну від існуючих, забезпечує моделювання динаміки БПЛА у широкому діапазоні режимів польоту з урахуванням особливостей функціонування САК, що дозволяє запроваджувати механізм оновлення параметрів об’єкта під час польоту.

2. Удосконалено метод ідентифікації параметрів повної нелінійної математичної моделі просторового руху БПЛА шляхом використання генетичного алгоритму, що забезпечило можливість параметричної ідентифікації нелінійних моделей за умови наявності необхідних обчислювальних потужностей, що дозволило підвищити точність відтворення динаміки реального об'єкта та створило передумови для побудови високоточних адаптивних систем керування.

3. Удосконалено метод інтелектуального комп’ютерного синтезу систем автоматичного керування БПЛА за рахунок впровадження нейромережевих алгоритмів та методів нечіткої логіки для формування законів керування та

передавальних чисел САК, що, на відміну від традиційних підходів, дозволило забезпечити адаптивність системи керування, її здатність до самоналаштування при зміні параметрів об’єкта та умов польоту.

4. Набув подальшого розвитку науково-методичний підхід до проєктування БПЛА шляхом створення модульного програмно-апаратного комплексу з відкритим кодом для моделювання, ідентифікації та інтелектуального синтезу САК, який, на відміну від існуючих рішень, забезпечує оперативну зміну конструктивних і алгоритмічних параметрів без істотної переробки. Така архітектура дозволяє швидко формувати прототипи систем керування, підвищує ефективність експериментальних досліджень та скорочує час розробки і тестування САК.

У дисертації вперше одержані такі нові науково-практичні результати:

1. Розроблено прототип програмно-апаратного комплексу на базі БПЛА квадрокоптерного типу з відкритим вихідним кодом, що забезпечує розширені можливості для проведення інженерних досліджень, налагодження, тестування та оптимізації систем автоматичного керування у лабораторних та польових умовах.

2. Створено повну нелінійну математичну модель просторового руху БПЛА, інтегровану в середовище Scilab + Xcos, яка доповнена інтерфейсом користувача для проведення моделювання, візуалізації, аналізу стійкості та оцінювання ефективності алгоритмів керування. Модель може бути використана для проєктування САК та виконання навчальних лабораторних робіт.

3. Удосконалені методи ідентифікації та інтелектуального синтезу САК БПЛА можуть застосовуватися в науково-дослідних, проєктно-конструкторських та виробничих організаціях авіаційного профілю.

4. Набуло подальшого розвитку науково-методичне забезпечення для синтезу та дослідження систем автоматичного керування БПЛА шляхом створення нової структури прототипу програмно-апаратного комплексу.

Ключові слова: безпілотні літальні апарати (БПЛА); безпілотний авіаційний комплекс; проєктування БПЛА; математичні моделі; ідентифікація; аналіз та синтез систем керування; адаптивні та інтелектуальні алгоритми керування БПЛА; алгоритми нечіткої логіки, нейромережеві та генетичні; системи автоматичного

керування (САК); комп’ютерне моделювання; програмно-апаратний комплекс, програмування на C/C++ , Scilab + Xcos; Wiring програмування.

Список публікацій здобувача:

1. Nikitin, A., Kochuk, S., Firsov, S. (2020). Algorithmic Support of the System of Automatic Control of Longitudinal Movement of the Small Unmanned Aerial Vehicle Vertigo. In: Nechyporuk, M., Pavlikov, V., Kritskiy, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 1113. Springer, Cham. PP. 86-97. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_8.

2. Fedorovich, O., Lutai, L., Trishch, R., Zabolotnyi, O., Khomiak, E., Nikitin, A. Models for Reducing the Duration and Cost of the Aviation Equipment Diagnostics Process Using the Decomposition of the Component Architecture of a Complex Product. In: Faure, E., et al. Information Technology for Education, Science, and Technics. ITEST 2024. Lecture Notes on Data Engineering and Communications Technologies, Springer, Cham, 2024, vol. 221. pp. 108-125. https://doi.org/10.1007/978-3-031-71801-4_9.

3. Kochuk, S., Trishch, R., Nikitin, A., Zhezhera, I., Cherniak, O., Khomiak, E. Algorithmic provision of contours guidance of unmanned systems. In: Lytvynov, O., Pavlikov, V., Krytskyi, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering - 2024. ICTM 2024. Lecture Notes in Networks and Systems, vol 1473. Synergetic Engineering, vol 1, 2025, Springer, pp 16-25. https://doi.org/10.1007/978-3-031-94845-9_2.

4. Kochuk, Sergii & PANDA, ANTON & Trishch, Roman & Nikitin, Artem & Torres, Rafael. (2025). APPLICATION OF GENETIC ALGORITHM FOR MODELING AND IDENTIFICATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE MOTION. MM Science Journal. 2025. 10.17973/MMSJ.2025_09_2025040. DOI : 10.17973/MMSJ.2025_09_2025040.

5. Kochuk, S., Nguyen Dinh Dond, Nikitin, A., Rafael TrujiIlo Torres (2021). Identification of UAV model parameters from flight and computer experiment data. Aerospace Technic and Technology, № 6 (176). pp. 12 – 22. https://doi.org/10.32620/aktt.2021.6.02.

6. Kochuk, S., Rafael TrujiIlo Torres, Nikitin, A. (2025). Requirements Analysis for VTOL Fixed-Wing UAVs in Photogrammetric Applications. Open Information and Computer Integrated Technologies, № 105, pp. 58-76. https://doi.org/10.32620/oikit.2025.105.06.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

1. Методи ідентифікації малогабаритних безпілотних літальних апаратів [Текст] / А. О. Нікітін, Т.Т. Торрес The XVII International Scientific and Practical Conference «Multidisciplinary academic notes. Theory, methodology and practice»: Тези доп. – Tokyo, 2022. – С.1081-1083. DOI – 10.46299/ISG.2022.1.17.

2. Reliability of drone delivery mission for VTOL concept [Текст] / Nikitin A.O., Rafael Trujillo Torres XXXI Міжнародна науково-практична конференція “Trends in the development of modern scientific”: Тези доп. DOI: 10.46299/ISG.2021.I.XXXI .

3. PARAMETER IDETNIFICATION VERTIGO [Текст] / Nikitin A.O., Rafael Trujillo Torres XXXI Міжнародна науково-практична конференція “Trends in the development of modern scientific”: Тези доп. DOI: 10.46299/ISG.2021.I.XXXI

4. Застосування нейромережевих алгоритмів у задачах ідентифікації та моделювання систем автоматичного керування безпілотних літальних апаратів, С. Б. Кочук, А. О. Нікітін Сучасні інформаційні та комунікаційні технології на транспорті, в промисловості і освіті: Тези XIV Міжнародної науково-практичної конференції (Дніпро, 15-16 грудня 2020 р.). – Д.: ДІІТ, 2020. – С. 93. УДК 658.512.2:681.3.06.

5. Р.М. Тріщ, О.В. Заболотний, Е.А. Хом’як, А. О. Нікітін. Моделювання оптимального процесу обслуговування авіаційної техніки з використанням декомпозиції компонентної архітектури складного виробу. Тези доповідей VII Міжнародної науково-практичної конференції «Інформаційні технології в освіті, науці і техніці», ЧДТУ, 2024. С 47 – 49. УДК 004:37:001:62.

6. АВТОМАТИЗАЦІЯ ПРОЕКТУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ / С.Б. Кочук, А.О. Нікітін // Якість, стандартизація та метрологічне забезпечення: [матеріали II міжнародної науково-практичної конференції, Харків - 14-15 березня 2023 року] / за заг. ред. д.т.н., проф. Р. М. Тріща, к.т.н., доц. Г. С.

Грінченко. Українська інженерно-педагогічна академія. Харків: УІПА, 2023. - С. 86-87.

7. МЕТОДИ ВИМІРЮВАНЬ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ БПЛА / С.Б. Кочук, А.О. Нікітін // Якість, стандартизація та метрологічне забезпечення: [матеріали II міжнародної науково-практичної конференції, Харків - 14-15 березня 2023 року] / за заг. ред. д.т.н., проф. Р. М. Тріща, к.т.н., доц. Г. С. Грінченко. Українська інженерно-педагогічна академія. Харків: УІПА, 2023. - С. 96-97.

ABSTRACT

Nikitin Artem. Models and tools for intelligent computer synthesis of control systems for unmanned aerial vehicles. – Qualifying Scientific Work in Manuscript Form.

Dissertation for the Degree of Doctor of Philosophy in the Field of Knowledge 17 "Electronics, Automation and Electronic Communications" in specialty 173 "Avionics". – National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, 2025.

The dissertation is dedicated to the improvement and development of new effective methods for identifying mathematical models of motion dynamics and synthesizing intelligent control systems for unmanned aerial vehicles (UAVs).

The object of research is the processes of flight dynamics and the functioning of automatic control systems (ACS) for UAVs.

The subject of research is the methods for synthesizing ACS algorithms and identifying parameters of UAV mathematical models.

The work analyzes the main types of modern UAVs as control objects. The primary requirements for nonlinear (complete) mathematical models of UAV spatial motion and methods for identifying their parameters are considered. Particular attention is paid to the development of mathematical models of motion dynamics for specific types of UAVs, identifying their structure and parameters, as well as synthesizing intelligent control algorithms.

It is shown that identifying parameters of mathematical models for unmanned aviation complexes is a sufficiently complex task. At the same time, traditional methods of system analysis and control synthesis often prove inadequate when working with large experimental datasets, taking into account nonlinearities and uncertainties inherent in UAV dynamics. Accordingly, the implementation of machine learning methods, particularly neural networks, ensures the automation of model identification and increases the accuracy of reproducing real UAV dynamics. These methodologies not only contribute to the effective adaptation of control algorithms to variable flight modes but also expand the capabilities for predicting UAV reactions to internal and external disturbances. Therefore, the need is established for developing a prototype of a hardware-software

complex that allows identifying control objects and synthesizing control systems using comprehensive aircraft motion models, machine learning algorithms, and neural networks. For its implementation, the hardware part is represented in the form of a quadcopter-type UAV based on the F450 frame and programmable Arduino Due and Nano controllers. Such a choice of onboard equipment significantly expands the possibilities for conducting research. The programming language for Arduino controllers – Wiring – allows creating custom algorithms (obstacle avoidance), flight tasks, optimal flight routes, as well as implementing intelligent control laws based on fuzzy logic or neural networks. It demonstrates a high degree of syntactic and semantic correspondence with the C and C++ programming languages, as it is fundamentally derived from the Processing environment, which itself extends a subset of C++. In particular, Wiring uses the basic structural elements of C/C++, including data types, control flow constructs, operators, and function declaration syntax, thereby ensuring almost complete code compatibility with minor adaptations. This isomorphism facilitates seamless transfer of algorithms and libraries between microcontroller platforms based on Wiring and conventional C/C++ development ecosystems. The software part of the complex is implemented in the Scilab + Xcos programming and modeling environment and consists of: a nonlinear mathematical UAV model, a user interface, a genetic algorithm for identifying parameters of the mathematical model, and control algorithms. Such an approach to implementing the prototype hardware-software complex allows conducting research on aircraft not only of the quadcopter type but also various multicopters, UAVs with vertical takeoff and landing, or fixed-wing types. Its use enabled the identification of parameters of the nonlinear mathematical model of a quadcopter based on real flight logs using a machine learning algorithm. The obtained nonlinear mathematical model accurately reproduces the motion dynamics of a real UAV and can be used separately for simulation modeling in researching obstacle avoidance algorithms, flights along a given trajectory, as well as in developing target guidance algorithms. The use of the prototype hardware-software complex allows significantly simplifying and accelerating UAV design workflows, reducing the duration of control law tuning, and overall development costs.

The relevance of the research topic is due to the fact that UAVs are increasingly

used in various fields: environmental monitoring, precision agriculture and construction, logistics, search and rescue operations, and infrastructure inspection. The special role of UAVs has been manifested in wartime conditions, where they have evolved from reconnaissance means, supplementing practically all branches of the armed forces, and have become a significant combat force for the Armed Forces of Ukraine. The effectiveness of UAV design, production, and application depends, among other things, on the accuracy of mathematical models describing their spatial motion, as well as on the quality of algorithms ensuring their stable control and flight stabilization in uncertain conditions.

Traditional mathematical descriptions, which often rely on linearized approximations or rigid body equations, do not account for nonlinearities, uncertainties, and multimodal behavior inherent in UAV motion, especially for hybrid configurations. Model parameter identification from experimental flight data is a sufficiently complex task, as it requires processing huge datasets taking into account sensor noise, structural flexibility, and variable payload. Moreover, the synthesis of stabilization angle control algorithms – from classical PID controllers to advanced intelligent schemes – requires a balance between computational efficiency, robustness to disturbances, and scalability for different UAV types.

Existing methodologies for synthesizing UAV models often lack modularity, which hinders seamless integration or adjustment of force and moment equations to account for design variations or hardware constraints. Commercially available UAV platforms typically offer limited access to proprietary software, restricting empirical validation and tuning. This gap is exacerbated by the growing complexity of UAV missions, which require handling nonlinear dynamics, such as those arising from high-angle-of-attack maneuvers or wind shear, using intelligent computational tools. In this context, the use of machine learning methods, including neural networks for parameter estimation and genetic algorithms or fuzzy logic algorithms for optimization, emerges as a promising path for automating identification processes, improving modeling accuracy, and ensuring predictive control under uncertainty. Thus, the absence of integrated open-source hardware-software complexes that facilitate real-time experiments and synthesis hinders

progress toward safer and more efficient UAV operation.

A significant limitation of modern approaches is the inefficiency of combining theoretical models with practical implementation, especially when it comes to the complete spatial motion dynamics of aircraft, which includes both the control object and actuators in the stabilization angle control channels. This indicates an urgent scientific and applied problem: the development of comprehensive nonlinear models, improved identification algorithms, and universal tools for creating prototypes that use artificial intelligence for synthesizing intelligent control systems. Therefore, the proposed prototype hardware-software complex not only mitigates the identified shortcomings but also paves the way for broader industrial application of innovations in avionics, thereby defining the relevance of the research.

The goal of the work is to improve methods for identifying parameters of complete mathematical models of UAV spatial motion and algorithms for synthesizing control laws.

In accordance with the set goal, the dissertation formulates and solves the following main tasks:

1. Perform an analysis of UAV developments in which intelligent models and adaptive control algorithms were implemented to determine the most promising solutions for research.
2. Develop a complete nonlinear mathematical model of UAV motion.
3. Develop a prototype hardware-software complex for identifying parameters and synthesizing UAV mathematical models.
4. Synthesize intelligent ACS algorithms for UAVs and develop methods for their tuning.
5. Improve the algorithm for identifying the complete nonlinear mathematical model of UAVs.
6. Investigate the capabilities of the prototype hardware-software complex for identifying parameters of control objects and synthesizing UAV control systems.

In the dissertation, the following new scientific results are obtained for the first time:

1. The principle of forming a complete nonlinear mathematical model of controlled spatial motion of an unmanned aerial vehicle (UAV) has been further developed, based on the combination of parametric identification of the control object dynamics and intelligent synthesis of automatic control system (ACS) algorithms. Unlike existing ones, it ensures modeling of UAV dynamics over a wide range of flight modes, taking into account the features of ACS functioning, which allows implementing a mechanism for updating object parameters during flight.

2. The method for identifying parameters of the complete nonlinear mathematical model of UAV spatial motion has been improved by using a genetic algorithm, which provided the possibility of parametric identification of nonlinear models under the condition of available computational resources, allowing to increase the accuracy of reproducing the dynamics of the real object and creating prerequisites for building high-precision adaptive control systems.

3. The method of intelligent computer synthesis of UAV automatic control systems has been improved by implementing neural network algorithms and fuzzy logic methods for forming control laws and ACS transfer functions, which, unlike traditional approaches, allowed ensuring the adaptability of the control system, its ability to self-tune when object parameters and flight conditions change.

4. The scientific-methodological approach to UAV design has been further developed by creating a modular open-source hardware-software complex for modeling, identification, and intelligent ACS synthesis, which, unlike existing solutions, ensures rapid changes in design and algorithmic parameters without significant rework. Such architecture allows quick formation of control system prototypes, increases the efficiency of experimental research, and reduces the time for ACS development and testing.

In the dissertation, the following new scientific-practical results are obtained for the first time:

1. A prototype hardware-software complex based on a quadcopter-type UAV with open-source code has been developed, providing expanded capabilities for conducting engineering research, debugging, testing, and optimization of automatic control systems in laboratory and field conditions.

2. A complete nonlinear mathematical model of UAV spatial motion has been created, integrated into the Scilab + Xcos environment, supplemented with a user interface for conducting modeling, visualization, stability analysis, and evaluation of control algorithm efficiency. The model can be used for ACS design and performing educational laboratory works.

3. The improved methods of identification and intelligent ACS synthesis for UAVs can be applied in scientific-research, design-constructive, and production organizations in the aviation profile.

4. The scientific-methodological support for synthesizing and researching UAV automatic control systems has been further developed by creating a new structure for the prototype hardware-software complex.

Keywords: unmanned aerial vehicles (UAVs); unmanned aviation complex; UAV design; mathematical models; identification; analysis and synthesis of control systems; adaptive and intelligent UAV control algorithms; fuzzy logic, neural network, and genetic algorithms; automatic control systems (ACS); computer modeling; hardware-software complex; C/C++ programming; Scilab + Xcos; Wiring programming.

List of the applicant's publications:

1. Nikitin, A., Kochuk, S., Firsov, S. (2020). Algorithmic Support of the System of Automatic Control of Longitudinal Movement of the Small Unmanned Aerial Vehicle Vertigo. In: Nechyporuk, M., Pavlikov, V., Kritskiy, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 1113. Springer, Cham. PP. 86-97. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_8.

2. Fedorovich, O., Lutai, L., Trishch, R., Zabolotnyi, O., Khomiak, E., Nikitin, A. Models for Reducing the Duration and Cost of the Aviation Equipment Diagnostics Process Using the Decomposition of the Component Architecture of a Complex Product. In: Faure, E., et al. Information Technology for Education, Science, and Technics. ITEST 2024. Lecture Notes on Data Engineering and Communications Technologies, Springer, Cham, 2024, vol. 221. pp. 108-125. https://doi.org/10.1007/978-3-031-71801-4_9.

3. Kochuk, S., Trishch, R., Nikitin, A., Zhezhera, I., Cherniak, O., Khomiak, E. Algorithmic provision of contours guidance of unmanned systems. In: Lytvynov, O., Pavlikov, V., Krytskyi, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering - 2024. ICTM 2024. Lecture Notes in Networks and Systems, vol 1473. Synergetic Engineering, vol 1, 2025, Springer, pp 16-25. https://doi.org/10.1007/978-3-031-94845-9_2.

4. Kochuk, Sergii & PANDA, ANTON & Trishch, Roman & Nikitin, Artem & Torres, Rafael. (2025). APPLICATION OF GENETIC ALGORITHM FOR MODELING AND IDENTIFICATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE MOTION. MM Science Journal. 2025. 10.17973/MMSJ.2025_09_2025040. DOI : 10.17973/MMSJ.2025_09_2025040.

5. Kochuk, S., Nguyen Dinh Dond, Nikitin, A., Rafael TrujiIlo Torres (2021). Identification of UAV model parameters from flight and computer experiment data. Aerospace Technic and Technology, № 6 (176). pp. 12 – 22. https://doi.org/10.32620/aktt.2021.6.02.

6. Kochuk, S., Rafael TrujiIlo Torres, Nikitin, A. (2025). Requirements Analysis for VTOL Fixed-Wing UAVs in Photogrammetric Applications. Open Information and Computer Integrated Technologies, № 105, pp. 58-76. https://doi.org/10.32620/oikit.2025.105.06.

Scientific works that confirm the approval of the dissertation materials:

1. Methods of identification of small-sized unmanned aerial vehicles [Text] / A. O. Nikitin, T.T. Torres The XVII International Scientific and Practical Conference «Multidisciplinary academic notes. Theory, methodology and practice»: Abstracts. – Tokyo, 2022. – P.1081-1083. DOI – 10.46299/ISG.2022.1.17.

2. Reliability of drone delivery mission for VTOL concept [Text] / Nikitin A.O., Rafael Trujillo Torres XXXI International Scientific and Practical Conference “Trends in the development of modern scientific”: Abstracts. DOI: 10.46299/ISG.2021.I.XXXI .

3. PARAMETER IDENTIFICATION VERTIGO [Text] / Nikitin A.O., Rafael Trujillo Torres XXXI International Scientific and Practical Conference “Trends in the development of modern scientific”: Abstracts. DOI: 10.46299/ISG.2021.I.XXXI

4. Application of neural network algorithms in tasks of identification and modeling of automatic control systems for unmanned aerial vehicles, S. B. Kochuk, A. O. Nikitin Modern information and communication technologies in transport, industry and education: Abstracts of the XIV International Scientific and Practical Conference (Dnipro, December 15-16, 2020). – D.: DIIT, 2020. – P. 93. UDC 658.512.2:681.3.06.

5. R.M. Trishch, O.V. Zabolotnyi, E.A. Khomiak, A. O. Nikitin. Modeling of the optimal process of servicing aviation equipment using decomposition of the component architecture of a complex product. Abstracts of the VII International Scientific and Practical Conference «Information Technologies in Education, Science and Technology», ChSTU, 2024. P. 47 – 49. UDC 004:37:001:62.

6. AUTOMATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE DESIGN / S.B. Kochuk, A.O. Nikitin // Quality, standardization and metrological support: [materials of the II International Scientific and Practical Conference, Kharkiv - March 14-15, 2023] / ed. by Dr. Tech. Sci., Prof. R. M. Trishch, Cand. Tech. Sci., Assoc. Prof. H. S. Hrinchenko. Ukrainian Engineering and Pedagogical Academy. Kharkiv: UIPA, 2023. - P. 86-87.

7. METHODS OF MEASURING UAV FLIGHT PARAMETERS / S.B. Kochuk, A.O. Nikitin // Quality, standardization and metrological support: [materials of the II International Scientific and Practical Conference, Kharkiv - March 14-15, 2023] / ed. by Dr. Tech. Sci., Prof. R. M. Trishch, Cand. Tech. Sci., Assoc. Prof. H. S. Hrinchenko. Ukrainian Engineering and Pedagogical

ЗМІСТ

АНОТАЦІЯ……..... 2
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ …….…….. 21
ВСТУП……. 23
РОЗДІЛ 1. СТАН І ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ……. 29
1.1 Аналіз існуючих безпілотних літальних апаратів …… 29
1.2 Особливості розробки БПЛА …… 44
1.3 Висновки та постановка задач дисертаційного дослідження……. 65
РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ……. 67
2.1 Моделювання БПЛА..... 67
2.2 Математичні моделі БПЛА ……..... 69
2.2.1 Аналіз проблем синтезу математичних моделей БПЛА..... 69
2.2.2 Повна математична модель БПЛА …… 71
2.2.3 Математичні моделі БПЛА літакового типу …… 79
2.2.4 Математичні моделі БПЛА типу бікоптер…… 82
2.2.5 Математичні моделі БПЛА трикоптерного типу……. 85
2.2.6 Математичні моделі БПЛА змішаного типу……. 88
2.2.7 Математичні моделі БПЛА квадрокоптерного типу…… 93
2.3 Математична модель гвинтомоторної групи…… 96
2.4 Висновки до розділу ……... 98
РОЗДІЛ 3. ПРОГРАМНИЙ МОДУЛЬ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ БПЛА……..... 99
3.1 Розробка нефункціональних вимог до програмного модуля для дослідження систем керування безпілотними літальними апаратами …… 99
3.2 Розробка функціональних вимог до програмного модуля для

дослідження систем керування БПЛА ……..... 99
3.3 Розробка структури математичної моделі квадрокоптера для дослідження систем керування БПЛА……... 132
3.4 Висновки до розділу…… 135
РОЗДІЛ 4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОГРАМНОГО МОДУЛЯ……. 136
4.1 Експериментальна перевірка програмного модуля ідентифікації БПЛА коптерного типу …….. 136
4.2 Опис прототипу квадрокоптера ……. 137
4.2.1 Структурні та механічні характеристики рами квадрокоптера……..... 137
4.2.2 Вибір двигуна БПЛА……. 141
4.2.3 Регулятори струму квадрокоптера…… 142
4.2.4 Батарея квадрокоптера……... 144
4.2.5 Бортовий контролер..…… 145
4.2.6 Гвинти…….. 147
4.2.7 IMU (акселерометр, гіроскоп)……... 148
4.2.8 Система збору, передачі і збереження даних…….. 150
4.3 Збір польотних даних для ідентифікації…… 152
4.4 Використання експериментальних даних в модулі ідентифікації БПЛА……. 161
4.5 Верифікація результатів ідентифікації……... 180
4.6 Висновки до розділу…… 184
ВИСНОВКИ…… 185
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ……..... 186
ДОДАТОК А…….. 201
СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА…….. 201
ДОДАТОК Б…… 204
АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ……. 204

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АБГШ – адитивний білий гаусів шум;

ВСП – варіаційно-стабілізуюче перетворення;

ДВП – дискретне вейвлет-перетворення;

ДЗЗ – дистанційне зондування Землі;

ДКП – дискретно-косинусне перетворення;

КС – коефіцієнт стиснення;

КТ – комп'ютерна томографія; ЛО –

локальні оцінки;

НМ – нейронна мережа;

ОРТ – оптимальна робоча точка;

ПКС – параметр, що контролює стиснення; СКП –

середньоквадратична похибка;

СФЗ – система формування зображень;

РСА – радіолокатори з синтезованою апертурою;

AWGN – Additive white Gaussian noise;

BPG – Better Portable Graphics;

CSF – contrast sensitivity function;

GLCM – gray Level Co-occurrence Matrices;

HEIF – High Efficiency Image File Format;

HEVC – High-Efficiency Video Coding;

HVS – human visual system;

MDSI – Mean Deviation Similarity Index;

MOS – mean opinion score;

MSE – mean square error;

MS-SSIM – Multi-Scale Structural Similarity;

OOP – optimal operation point;

PSNR – peak signal-to-noise ratio;

PSNR-HVS-M – PSNR based on HVS Masking effect;

RDC – rate-distortion curves;

RMSE – root mean square error;

SROCC – Spearman rank-order correlation coefficient;

SSIM – structural similarity index measure.

ВСТУП

Стрімкий розвиток безпілотних літальних апаратів характеризується швидким прогресом у сфері авіоніки, де інтеграція інтелектуальних систем керування відіграє ключову роль. БПЛА все ширше застосовуються в різноманітних галузях: від моніторингу навколишнього середовища, точного землеробства, логістики та будівництва до пошуково-рятувальних операцій та інспекції інфраструктури [1], [2], [3]. Особлива актуальність БПЛА набула в умовах військових конфліктів, зокрема в Україні, де вони еволюціонували від засобів розвідки до повноцінних бойових платформ, що доповнюють практично всі роди військ Збройних Сил України [4], [5], [6].

Ефективність проектування, виробництва та застосування БПЛА значною мірою залежить від точності математичних моделей, що описують їх просторовий рух, а також від якості алгоритмів керування, які забезпечують стабільність польоту в умовах невизначеності. Традиційні математичні моделі, засновані на лінеаризованих наближеннях або рівняннях руху твердого тіла, часто не враховують нелінійності, структурну гнучкість, шум датчиків та змінне корисне навантаження, властиві динаміці БПЛА, особливо гібридним конфігураціям [7], [8], [9], [10]. Ідентифікація параметрів моделей з експериментальних даних є складним завданням, що вимагає обробки великих масивів інформації.

Аналіз сучасних розробок БПЛА як об'єктів керування показує, що існуючі методології синтезу моделей часто бракують модульності, що ускладнює інтеграцію рівнянь сил та моментів для врахування конструктивних варіацій або апаратних обмежень [11], [12], [13]. Комерційні платформи БПЛА зазвичай обмежують доступ до програмного забезпечення, перешкоджаючи емпіричній перевірці та налаштуванню. Зростаюча складність місій БПЛА, пов'язана з нелінійною динамікою під час маневрів з великими кутами атаки чи зсуву вітру, вимагає інтелектуальних обчислювальних інструментів [14], [15], [16]. У цьому контексті методи машинного навчання, включаючи нейронні мережі для оцінки

параметрів, генетичні алгоритми та нечітку логіку для оптимізації, є перспективними для автоматизації ідентифікації, підвищення точності моделювання та прогнозного керування в умовах невизначеності [17], [18], [19], [20].

Генетичні алгоритми (ГА) є ефективними для оптимізації параметрів систем керування БПЛА, зокрема для налаштування PID-регуляторів, планування траєкторій та ідентифікації моделей динаміки. Вони імітують еволюційні процеси, такі як селекція, кросовер та мутація, для пошуку оптимальних рішень у складних просторах параметрів, забезпечуючи стійкість до невизначеностей і покращення продуктивності в реальних умовах. Нейронні мережі (НМ) дозволяють створювати адаптивні контролери для БПЛА, здатні до самонавчання на основі даних, забезпечуючи точне відстеження траєкторій, формування зграй та обробку зовнішніх збурень завдяки архітектурам на кшталт радіальних базисних функцій чи глибоких мереж. Регулятори на основі нечіткої логіки (НЛ) ефективно справляються з нелінійностями та невизначеностями в керуванні БПЛА, моделюючи людське прийняття рішень через правила "якщо-то" для задач стабілізації висоти, навігації та уникнення перешкод, часто комбінуючись з іншими методами для підвищення робастності.

Істотним обмеженням сучасних підходів є недостатня інтеграція теоретичних моделей з практичною реалізацією, особливо щодо повної просторової динаміки руху, що включає об'єкт керування та виконавчі механізми в каналах стабілізації кутів. Це свідчить про нагальну наукову та прикладну проблему: розробку комплексних нелінійних моделей, удосконалених алгоритмів ідентифікації та універсальних інструментів для синтезу інтелектуальних систем керування з використанням штучного інтелекту. Запропонований прототип програмно-апаратного комплексу не лише усуває виявлені недоліки, але й відкриває шлях для ширшого **промислового застосування інновацій в авіоніці.**

Об'єкт дослідження: процеси динаміки польоту та функціонування систем автоматичного керування БПЛА.

Предмет дослідження: методи синтезу алгоритмів САК та ідентифікації

параметрів математичних моделей БПЛА.

Метою дисертаційної роботи є удосконалення методів ідентифікації параметрів повних нелінійних математичних моделей просторового руху БПЛА та алгоритмів синтезу інтелектуальних законів керування.

Для досягнення поставленої мети вирішено такі завдання:

– Виконати аналіз розробок БПЛА, в яких впроваджувалися інтелектуальні моделі та адаптивні алгоритми керування для визначення найбільш перспективних рішень;

– Розробити повну нелінійну математичну модель руху БПЛА;

– Синтезувати інтелектуальні алгоритми систем автоматичного керування БПЛА та розробити методики їх налаштування;

– Удосконалити алгоритм ідентифікації повної нелінійної математичної моделі БПЛА;

– Розробити прототип програмно-апаратного комплексу для ідентифікації параметрів та синтезу математичних моделей БПЛА;

– Дослідити можливості прототипу програмно-апаратного комплексу з ідентифікації параметрів об’єктів керування та синтезу систем керування БПЛА.

У роботі використано методи системного аналізу, теорії керування, машинного навчання (генетичні алгоритми, нейронні мережі, нечітка логіка), комп'ютерного моделювання в середовищах Scilab + Xcos. Експериментальні дослідження проведено на прототипі програмно-апаратного комплексу на базі квадрокоптера з контролерами Arduino Due та Nano. Для ідентифікації параметрів моделей застосовано генетичні алгоритми та аналіз логів реальних польотів.

Наукова новизна отриманих автором результатів полягає в такому:

– набув подальшого розвитку принцип формування повної нелінійної математичної моделі просторового керованого руху БПЛА, що ґрунтується на поєднанні параметричної ідентифікації динаміки об’єкта керування та інтелектуального синтезу алгоритмів САК. На відміну від існуючих, забезпечує моделювання динаміки БПЛА у широкому діапазоні режимів польоту з урахуванням особливостей функціонування САК, що дозволяє запроваджувати

механізм оновлення параметрів об’єкта під час польоту;

– удосконалено метод ідентифікації параметрів повної нелінійної математичної моделі просторового руху БПЛА шляхом використання генетичного алгоритму, що забезпечило можливість параметричної ідентифікації нелінійних моделей за умови наявності необхідних обчислювальних потужностей, що дозволило підвищити точність відтворення динаміки реального об'єкта та створило передумови для побудови високоточних адаптивних систем керування;

– удосконалено метод інтелектуального комп’ютерного синтезу систем автоматичного керування БПЛА за рахунок впровадження нейромережевих алгоритмів та методів нечіткої логіки для формування законів керування та передавальних чисел САК, що, на відміну від традиційних підходів, дозволило забезпечити адаптивність системи керування, її здатність до самоналаштування при зміні параметрів об’єкта та умов польоту;

– набув подальшого розвитку науково-методичний підхід до проєктування БПЛА шляхом створення модульного програмно-апаратного комплексу з відкритим кодом для моделювання, ідентифікації та інтелектуального синтезу САК, який, на відміну від існуючих рішень, забезпечує оперативну зміну конструктивних і алгоритмічних параметрів без істотної переробки. Така архітектура дозволяє швидко формувати прототипи систем керування, підвищує ефективність експериментальних досліджень та скорочує час розробки і тестування САК.

Усі основні результати дисертації отримані автором самостійно. У роботах, опублікованих у співавторстві, здобувачеві належать такі результати.

Список публікацій здобувача за темою дисертації наведено в Додатку А.

Апробація матеріалів дисертації

Основні положення дисертації доповідалися й обговорювалися на XVII International Scientific and Practical Conference «Multidisciplinary academic notes. Theory, methodology and practice» (Tokyo, 2022); XXXI Міжнародна науково-практична конференція «Trends in the development of modern scientific» (2021); Сучасні інформаційні та комунікаційні технології на транспорті, в промисловості і

освіті (Дніпро, 2020); Якість, стандартизація та метрологічне забезпечення (Харків, 2023); VII Міжнародна науково-практична конференція «Інформаційні технології в освіті, науці і техніці» (ЧДТУ, 2024).

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами, грантами

Дисертаційна робота виконана в рамках науково-дослідної теми «Розробка інтелектуальних систем керування безпілотними літальними апаратами» Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (державна реєстрація № 0120U102548). Результати дослідження впроваджено в навчальний процес кафедри авіоніки та використовуються в науково-дослідних проектах, пов'язаних з авіаційними технологіями.

Практична значущість результатів

– Розробці прототипу програмно-апаратного комплексу на базі БПЛА квадрокоптерного типу з відкритим вихідним кодом, що забезпечує розширені можливості для проведення інженерних досліджень, налагодження, тестування та оптимізації систем автоматичного керування у лабораторних та польових умовах;

– Створенні повної нелінійної математичної моделі просторового руху БПЛА, інтегрованої в середовище Scilab + Xcos, яка доповнена інтерфейсом користувача для проведення моделювання, візуалізації, аналізу стійкості та оцінювання ефективності алгоритмів керування. Модель може бути використана для проєктування САК та виконання навчальних лабораторних робіт;

– Удосконаленні методів ідентифікації та інтелектуального синтезу САК БПЛА, які можуть застосовуватися в науково-дослідних, проєктно-конструкторських та виробничих організаціях авіаційного профілю;

– Подальшому розвитку науково-методичного забезпечення для синтезу та дослідження систем автоматичного керування БПЛА шляхом створення нової структури прототипу програмно-апаратного комплексу.

Використання запропонованого комплексу дозволяє суттєво спростити та прискорити робочі процеси проектування БПЛА, зменшити тривалість налаштування законів керування та сукупні витрати на розробку.

Публікації

Результати дисертації викладено в 3 наукових працях, опублікованих у фахових виданнях, з яких одне включене до Scopus.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається з анотації, змісту, списку скорочень, вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел і додатків. Повний обсяг роботи становить 206 сторінок друкованого тексту, з яких анотація — на 9 сторінках, зміст — на 3 сторінках, список скорочень — на 2 сторінках, основний текст — на 173 сторінках, список із 135 використаних джерел — на 14 сторінках, додатки — 5 сторінок. Дисертація містить 100 рисунків, 14 таблиць.

РОЗДІЛ 1
СТАН І ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

За визначенням [1] безпілотний літальний апарат (БПЛА) – це літальний апарат без екіпажу на борту, оснащений двигуном і піднімається в повітря за рахунок дії аеродинамічних сил, керований автономно або дистанційно (напівавтоматичне і ручне керування). БПЛА, безпілотна авіаційна система (БАС), «безпілотники» або «дрони» є сектором авіації, який розвивається дуже швидко і має великий потенціал для зростання.

1.1 Аналіз існуючих безпілотних літальних апаратів

Термін «безпілотний літальний апарат» включає як великі літаки, аналогічні за розміром і складністю пілотованому літаку так і невеликі електронні пристрої для персонального використання. Особливо швидко розвивається сектор невеликих дронів [2].

Сьогодні у вільному продажу є величезна кількість БПЛА з різними технічними та масово-габаритними показниками. За даними інтернет-ресурсу Propelrc.com, основні країни-виробники, які займають найбільшу частину цього ринку – це КНР, США та Франція [3]. Принципово відомі чотири найпоширеніші варіанти конструкції БПЛА: з фіксованим крилом (літакового типу), багатодвигунні апарати (multi-rotor), аеростатичні та комбіновані. Кожен із варіантів має як переваги, так і недоліки.

У БПЛА з фіксованим крилом політ забезпечується за допомогою пропелера, який приводиться в рух двигуном внутрішнього згорання або електродвигуном та аеродинамічними поверхнями крила й горизонтального оперіння [4] (рис. 1.1). Закони керування цього типу безпілотника забезпечуються бортовим контролером, вбудованим у саме крило або корпус. Органи керування традиційно складаються із елеронів, керма висоти та напряму, які відхиляються відповідно на кути δ_α , δ_c та δ_r.

Вони дозволяють БПЛА вільно обертатися навколо трьох ортогональних осей, які перетинаються в центрі мас апарату.

Більш детальний рейтинг БПЛА представлений в таб.1.1.

Таблиця 1.1 – Рейтинг найбільших виробників БПЛА станом на 2023 рік

Місце	Виробник	Доля виробника на ринку, %	Країна-виробник
1	DJI	74.3	КНР
2	Parrot	4.6	Франція
3	Yuneec	3.3	КНР
4	Autel Robotics	3	США
5	Ehang	2.2	КНР
6	PowerVision Technology	1.7	КНР
7	3DR	1.4	США
8	AEE Technology	1.2	США
9	Walkera Technology	1.1	КНР
10	Hubsan	0.8	КНР

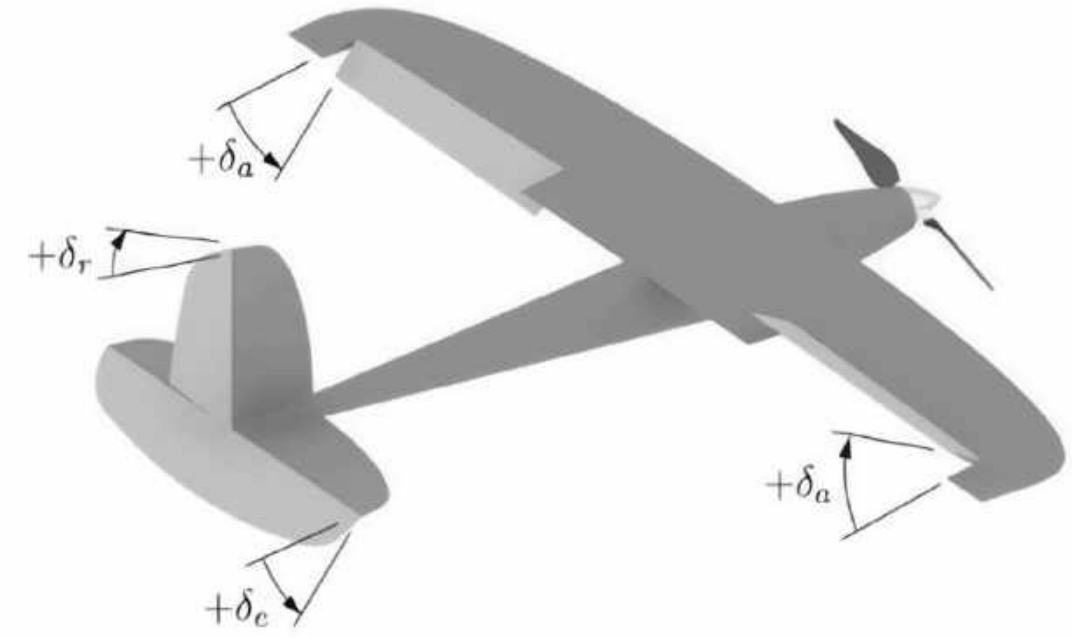


Рисунок 1.1 – Поверхні керування типового БПЛА з фіксованим крилом [3]

У компонувальній схемі «літаюче крило», органом керування кутом крену і тангажу виступають елевони [4] (рис. 1.2). Ця конструкція забезпечує більш ефективну аеродинаміку і полегшує процес обслуговування та ремонту.

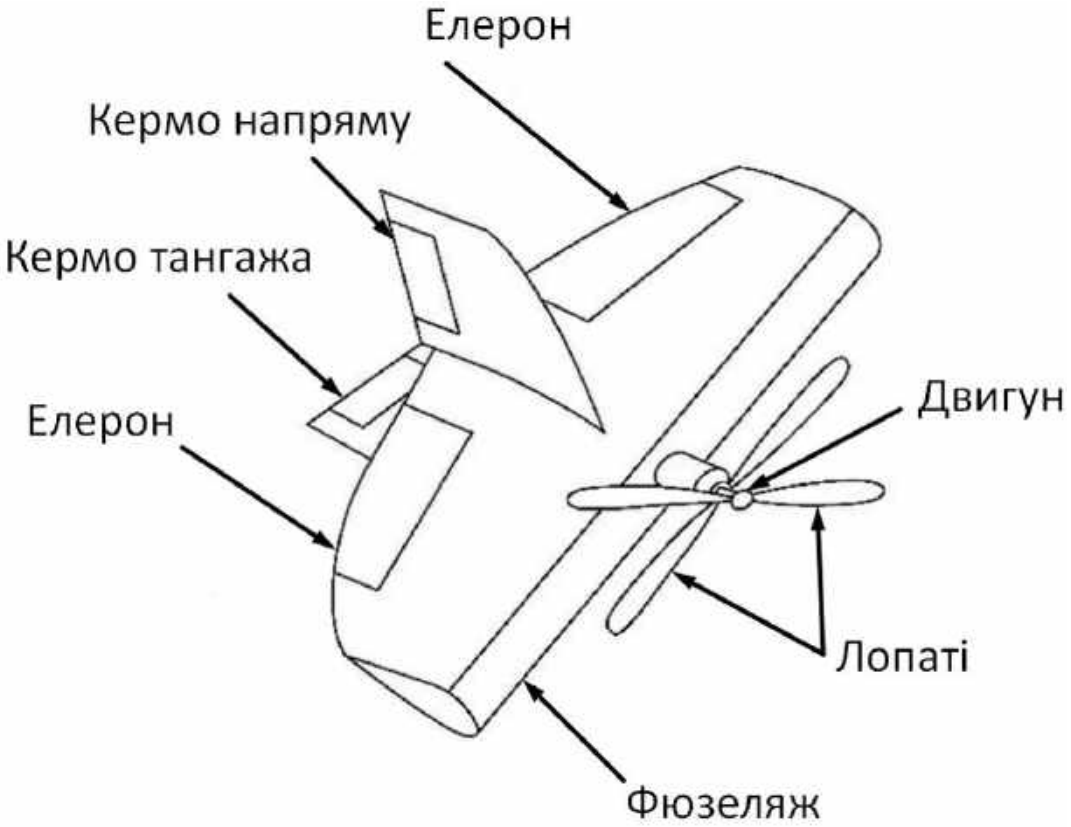


Рисунок 1.2 – БПЛА типу «літаюче крило»

Недоліком БПЛА літакового типу є необхідність злітно-посадкової смуги або пускової установки як для зльоту, так і для посадки (або використання спеціального парашуту). Крім того, такі літальні апарати вимагають постійного руху повітря навколо своїх аеродинамічних поверхонь для створення підйомної сили, тобто повинні залишатися в русі вперед, а це означає, що вони не можуть залишатися нерухомими так само, як, наприклад, БПЛА мультироторного типу.

Безпілотні літальні апарати аеростатичного типу – це особливий клас БПЛА, в якому підйомна сила створюється за рахунок архімедової сили, яка діє на балон, заповнений легким газом (як правило гелієм). Цей клас представлений, в основному, безпілотними дирижаблями (рис.1.3).

Дирижабль – літальний апарат, легший за повітря, що являє собою комбінацію аеростата з рушієм (зазвичай це гвинт (пропелер або імпеллер) з електричним двигуном або двигуном внутрішнього згорання) і системи керування орієнтацією. За конструкцією дирижаблі поділяють на три основні типи: м'які, напівжорсткі та жорсткі [6].

Рисунок 1.3 – Дирижабль Voliris 901RC (V901RC) [5]

У дирижаблях м'якого типу незмінність зовнішньої форми досягається надлишковим тиском газу-носія, який постійно підтримують балонети – м'які ємності, розташовані усередині оболонки, в які нагнітається газ.

Дирижаблі напівжорсткого типу відрізняються наявністю в нижній частині оболонки жорсткої (у більшості випадків на всю довжину оболонки) ферми.

У жорстких дирижаблях незмінність зовнішньої форми забезпечується жорстким каркасом, обтягнутим тканиною, а газ міститься всередині жорсткого каркаса в балонах із газонепроникних матеріалів.

Жорсткі дирижаблі в безпілотному виконанні поки що практично не застосовуються [7] (рис.1.4).

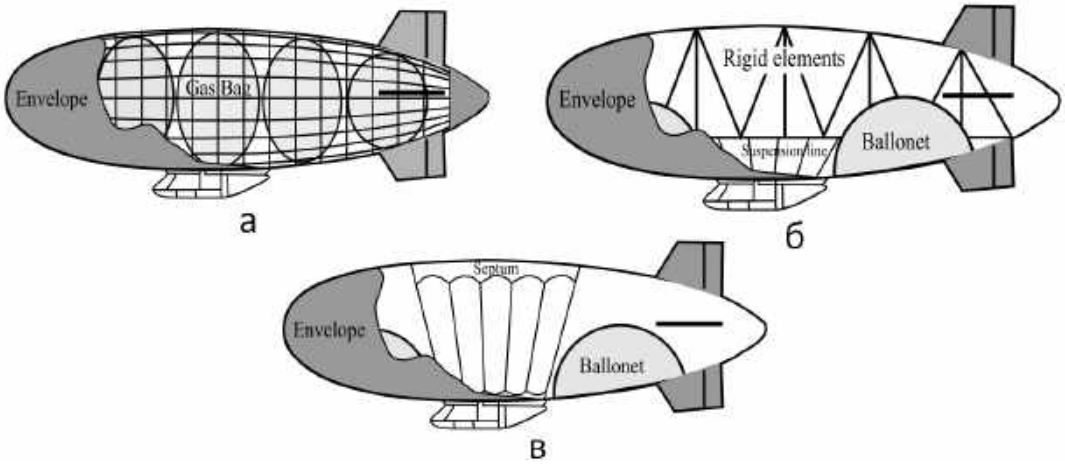


Рисунок 1.4 – Типи дирижаблів: (а) – жорсткий, (б) – напівжорсткий і (в) – нежорсткий [8]

Для проведення стаціонарних робіт, обстеження нерухомих та малорозмірних об`єктів виникає потреба застосовувати літальні апарати (ЛА) коптерного типу [9]. Дрони з відеокамерою високої роздільної здатності можуть використовуватися для моніторингу ліній електропередач, пошуково-рятувальних операцій тощо. Крім передачі інформації, вони можуть використовуватися для доставки вантажів і попередження населення про небезпеку через активний гучномовець. У поєднанні з пілотованими літаками в пошуково-рятувальних місіях дрони підвищують їхню ефективність. Зона пошуку може обстежуватися одночасно групою таких БПЛА. Обладнання, встановлене на борту дрона, дозволяє здійснювати пошук у будь-який час. Серед бортового обладнання може використовуватися оптико-електронна система високої роздільної здатності з декількома вихідними каналами: тепловізор, відеокамера, інфрачервона камера, мультиспектральна камера. За потреби можуть також використовуватися радар, магнітометр і лідар. Сьогодні існує велика кількість різновидів БПЛА цього типу.

Одногвинтові дрони мають схожу конструкцію зі справжніми гелікоптерами. На відміну від багатороторних дронів, вони мають один великий гвинт над фюзеляжем і один менший на хвості для демпфування реактивного моменту і керування за курсом [10] (рис.1.5).

Рисунок 1.5 – Безпілотний гелікоптер компанії Veronte Helicopter

Рух по тангажу, крену та зміна висоти здійснюється за допомогою автомата перекосу. Цей механізм дозволяє регулювати кут нахилу лопатей в залежності від їх місця знаходження в кожен момент часу (рис.1.6).

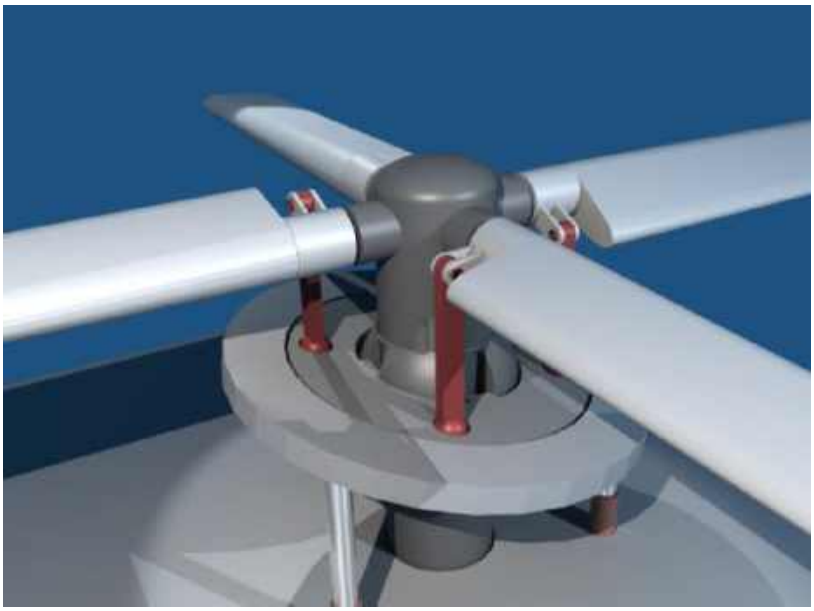


Рисунок 1.6 – Автомат перекосу

У порівнянні з іншими БПЛА, одногвинтові дрони є більш ефективними завдяки більшій тривалості польоту та можливості працювати на двигунах внутрішнього згоряння. Зменшення кількості гвинтів призводить до зменшення кількості реактивних моментів, що в свою чергу збільшує стабільність гелікоптера у порівнянні з багатороторними БПЛА. Тому одноротрні дрони в цьому плані ефективніші за багатороторні. До недоліків цих апаратів можна віднести складнішу конструкцію, особливо редуктора та автомата перекосу, високу вартість та експлуатаційні витрати. Крім того, персонал потребує спеціальної підготовки для їх експлуатації. Наявність одного тягового гвинта в цьому типі БПЛА, не тільки спричиняє збільшення розмірів лопатей для створення необхідної сили тяги, що збільшеє габарити дрона та обмежує його потенційне застосування, але і збільшує ризик повної втрати гвинтокрила в разі відмови силової установки.

Окрім розглянутих класів БПЛА існують гібридні різновиди такі як автожири і конвертоплани, які мають деякі ознаки як вертольотів, так і літаків [11].

Автожир (інші назви: ґірокоптер, ґіроплан, ротоплан, англомовні: autogiro,

gyrocopter, gyroplane, rotoplane) – схема, подібна до літака, у якого як крило (або як додаток до нього) встановлений гвинт, що вільно обертається (рис.1.7).

Рисунок 1.7 – Автожир Tensor 600X STOL

Як і гелікоптеру, автожиру несучий гвинт необхідний для створення підйомної сили, однак принцип його застосування інший [12]. За рахунок його обертання створюється віртуальна дискова поверхня, на яку набігає зустрічний потік повітря, який і створює підйомну силу. Важливо, що в польоті цей гвинт нахилений назад, проти повітряного потоку – подібно до фіксованого крила з позитивним кутом атаки (вертоліт, навпаки, нахиляє гвинт у бік руху, тому що створює приводним несучим гвинтом і підйомну, і горизонтальну пропульсивну сили одночасно). Крім несучого ротора, автожир має ще й тягнучий або штовхаючий маршовий гвинт, як і у звичайного літака. Цей гвинт і повідомляє автожиру горизонтальну швидкість.

Більшість автожирів не можуть злітати вертикально, але їм потрібен набагато коротший розбіг для зльоту (10-50 м із системою попереднього розкручування ротора), ніж літакам. Майже всі автожири здатні до посадки без пробігу або з пробігом всього кілька метрів. За маневреністю вони перебувають між літаками і вертольотами, дещо поступаючись вертольотам і абсолютно перевершуючи літаки. Автожири перевершують літаки і вертольоти з точки зору безпеки польоту. Літаку небезпечна втрата швидкості, оскільки він звалюється при цьому в штопор. У разі відмови мотора автожир не падає, натомість він знижується (планує), використовуючи ефект авторотації. Несучий гвинт гелікоптера під час відмови

двигуна також переводиться в режим авторотації, що триває лише кілька секунд, і призводить до падіння обертів ротора. Під час посадки автожиру не потрібна злітно-посадкова смуга.

Швидкість автожира можна порівняти зі швидкістю легкого гелікоптера. За витратою палива вони поступаються літакам, технічна собівартість льотної години автожира в кілька разів менша, ніж у вертольота, завдяки відсутності складної трансмісії. Типові автожири літають зі швидкістю до 180 км/год, а витрата палива становить 15 л на 100 км за швидкості 120 км/год. Іншими перевагами автожирів є набагато менша вібрація, ніж у гвинтокрилів, а також здатність літати за сильного (до 20 м/с) вітру.

Конвертоплан (англ.: convertiplane, heliplane) – літальний апарат із поворотними гвинтами, які на зльоті та під час посадки працюють як підйомні, а в горизонтальному польоті – як тягнучі. У польоті підйомна сила забезпечується крилом літакового типу. Таким чином цей апарат має ознаки керування вертольоту (під час зльоту і посадки) та літака (у горизонтальному польоті) [13] .

Великі гвинти конвертоплана допомагають йому під час вертикального зльоту, однак у горизонтальному польоті вони стають менш ефективними у порівнянні із гвинтами меншого діаметра традиційного літака.

Серед конвертопланів можна виокремити три принципово відмінні підкласи: апарати з поворотними гвинтами (Tiltrotor), з поворотним крилом (Tiltwing) і Tail-sitter, який злітає і приземляється на хвіст, а потім нахиляється горизонтально для польоту вперед [14].

У конвертопланах типу Tiltrotor, зазвичай, поворотними є не самі гвинти, а гондоли з гвинтами і двигунами. Крила (переважно невеликої площі) при цьому залишаються нерухомими (рис.1.8).

У конвертопланах із поворотним крилом повертається все крило разом зі встановленими на ньому двигунами і гвинтами. Перевагою такої схеми є те, що під час вертикального зльоту крила не закривають повітряний потік від гвинтів (збільшуючи тим самим ефективність роботи гвинтів).

Рисунок 1.8 – Конвертоплан Bell 911 «Eagle Eye»

У конвертопланах типу Tailsitter залежно від фази польоту нахиляється весь літальний апарат навколо центра мас, створюючи вертикальну або горизонтальну тягу. Апарати такої конструкції вирізняються стабільністю польоту.

БПЛА мультироторного типу складаються з двох і більше гвинтів, що обертаються навколо нерухомих осей [15]. Оскільки лопаті гвинтів являють собою видозмінені поверхні нерухомих крил, їх обертальний рух навколо нерухомої вісі також створює підйомну силу, однак постійний рух вперед літального апарата вже не потрібний. Керування такими БПЛА відбувається за рахунок зміни тяги і реактивного моменту двигунів. Наприклад, рух вперед створюється задніми двигунами, що утворюють більшу тягу, ніж передні. Це дозволяє його задній частині підніматися вище, створюючи від’ємний кут тангажу. При повороті апарату навколо вертикальної вісі використовується сила реактивного моменту діагональних двигунів [16]. Найбільша перевага мультироторних БПЛА – це можливість зльоту та посадки у вертикальній площині. До них належать: трикоптери, квадрокоптери, гексакоптери, октакоптери та ін.

Трикоптер – найпростіша схема побудови мультикоптерів (рис.1.9). Зазвичай трикоптер рухається двома гвинтами вперед, а третій є хвостовим [17].

Рисунок 1.9 – Трикоптер Trifecta Mini

Перші два гвинти мають протилежні напрямки обертання і взаємно компенсують реактивні закручувальні моменти, хвостовий же гвинт пари не має, тож для компенсації його реактивного моменту вісь обертання цього гвинта трохи нахиляють у бік, протилежний напрямку закручування. Це роблять за допомогою спеціального сервоприводу і тяги, які використовуються для стабілізації або керування положенням апарата за курсом.

Квадрокоптер – найпоширеніша схема побудови мультикоптерів. Наявність чотирьох жорстко зафіксованих роторів дає можливість організувати досить просту схему організації рами [18]. Існують дві такі схеми: схема "+" і схема "x" (рис.1.10).

Рисунок 1.10 – Квадрокоптер на базі x-подібної рами F450

У першому випадку один із роторів є переднім, а протилежний йому – заднім, два ротори є бічними. У схемі "x" передніми є одночасно два ротори, два інших є задніми, а зсуви в бічному напрямку також реалізуються одночасно парою відповідних роторів (рис.1.11).

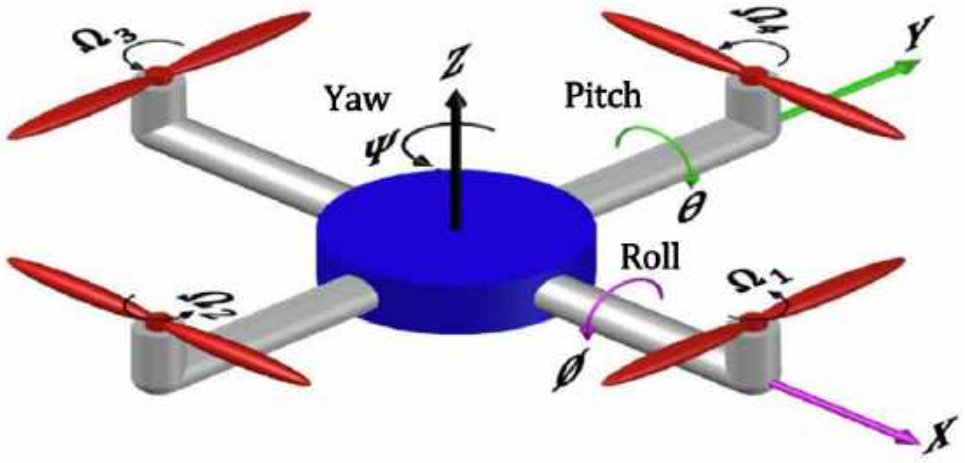


Рисунок 1.11 – Кути орієнтації та напрями обертання двигунів квадрокоптера x-подібної рами

Алгоритм керування частотами обертання гвинтів для схеми "+" є дещо простішим та зрозумілішим, аніж для схеми "x", проте остання використовується все ж таки частіше через конструктивні переваги. Наприклад, при такій схемі простіше розмістити фюзеляж, що може мати витягнуту форму, а бортова відеокамера має більш вільний огляд.

Гексакоптери та октокоптери, що включають відповідно по 6 і 8 двигунів, мають набагато більшу вантажопідйомність, порівняно з квадрокоптерами (рис.1.12). Також вони здатні зберігати стійкий політ у разі виходу з ладу одного двигуна. Такі апарати відрізняються набагато меншим рівнем вібрацій, що особливо важливо для відеозйомки [19].

Хоча мультикоптерні дрони прості у виготовленні та відносно дешеві, вони мають багато недоліків. Основні з них – це обмежений час польоту, обмежена вантажопідйомність і невелика швидкість. Вони не підходять для масштабних проектів, таких як аерофотозйомка великих площ, швидка доставка вантажу на

великі відстані. Основна проблема мультикоптерів полягає в тому, що їм доводиться витрачати величезну частину своєї енергії на боротьбу з силою тяжіння та стабілізацією апарату в повітрі. Наразі більшість багатороторних безпілотних літальних апаратів здатні літати лише 20-30 хвилин з мінімальним корисним навантаженням таким як відеокамера.

(а)

(б)

Рисунок 1.12 – Гексакоптер Yuneec H520E RTK (а) та Октокоптер DJI Spreading Wings S1000 Plus ARF

Класифікують БПЛА за різними ознаками. Одним із показників для

класифікації застосовується середня злітна вага (СЗВ), оскільки цей показник пов'язаний з кінетичною енергією. Класифікація БПЛА за IABG (Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH – німецька інжинірингова компанія) показує максимальну дальність і робочу висоту кожного класу, які, в свою чергу, так само залежать від СЗВ (таблиця 1.2) [20].

Таблиця 1.2 – Класифікація БПЛА за IABG

Категорія	СВЗ, кг	Дальність	Типова максимальна дальність, футів
0	<25	Близька	<1000
1	<500	Мала	<15 000
2	<2000	Середня	<30 000
3	>2000	Велика	>30 000

Військові підрозділи деяких країн дають свою класифікацію. Класифікація БПЛА за військовими групами НАТО наведена в таблиці 1.3 [21].

Таблиця 1.3 – Класифікація БПЛА за військовими групами НАТО

Клас	Категорія	Звичайна робоча висота, футів	Радіус місії, км
I(<150 кг)	Малий(>20 кг)	<5000	<50
	Міні(2–20 кг)	<3000	<25
	Мікро(<2 кг)	<200	<5
II(150-600 кг)	Тактичний	<10 000	<200
III(>600 кг)	Ударний	<65 000	<6000
	HALE*	<65 000	Необмежений
		<45 000	Необмежений

*HALE – (high altitude long endurance) велика висота, довга витривалість

Класифікація БПЛА за Міжнародною асоціацією безпілотних транспортних систем (AUVSI – Association for Unmanned Vehicle Systems International) є універсальною (таблиця 1.4). Дана класифікація є об'єднуючою за багатьма описаними вище критеріями [22].

В свою чергу класифікація безпілотних літальних апаратів та комплек-сів за основними ознаками в Україні визначена наказом Міністерства оборо-ни України

«Про затвердження Правил виконання польотів безпілотними авіаційними комплексами державної авіації України» (таблиця 1.5) [23].

Таблиця 1.4 – Класифікація БПЛА за Міжнародною асоціацією безпілотних транспортних систем

Категорія	Вага, кг	Дальність, км	Висота, м	Тривалість роботи, г
Мікро	<5	<10	250	1
Міні	<20/25/30/150	<10	150	<2
Близького діапазону	25-150	10-30	3000	2-4
Короткого діапазону	50-250	30-70	3000	3-6
Середнього діапазону	150-500	70-200	5000	6-10
Середнього діапазону, тривалий	500-1500	>500	8000	10-18
Маловисотний, проникаючий	250-2500	>250	<9000	0.5-1
Маловисотний, тривалий	15-25	>500	3000	>24
Середньовисотні, тривалі	1000-1500	>500	5/8000	24-48
Висотні, тривалі	2500-5000	>2000	20000	24-48
Стратосферні	>2500	>2000	>20000	>48
Екзо-стратосферні	-	-	>30500	-
Бойові	>1000	+/-	12000	+/-2
Летальні	-	300	4000	3-4
Приманки	150-500	0-500	50-5000	<4

Аналіз тенденцій розвитку БПЛА показує, що провідні авіаційні компанії, відповідальні за проектування таких літальних апаратів, інтенсивно виготовляють малорозмірні моделі, які є багатогранною технічною системою зі складною ієрархічною структурою, великим набором компонентів і внутрішніх зв'язків.

Насамкінець слід зазначити, що галузь безпілотних літальних апаратів стрімко розвивається, пропонуючи широкий спектр конструкцій і можливостей. Від літаків

до багатороторних дронів та інноваційних гібридних моделей, таких як ґіроплани та конвертоплани, БПЛА здійснюють революцію в різних галузях – від сільського господарства до військової сфери застосування.

Таблиця 1.5 – Зведена класифікація БПЛА за основними ознаками

Клас	Рівень застосування	Бойовий радіус	Категорія БпЛА БпАК держав-членів НАТО
I клас < 150 кг	мікро (тактичні) злітна маса <2 кг	до 5 км (зона прямої видимості)	micro
	міні (тактичні поля бою) 2 кг ≤злітна маса ≤ 15 кг	більше 5 км (зона прямої видимості)	mini
	малі (тактичні) злітна маса > 15 кг	більше 25 км (зона прямої видимості)	small
II клас 150-600 кг	тактичні (оперативно-тактичні)	більше 50 км (зона прямої видимості)	tactical
III клас > 600 кг	оперативні	більше 200 км (поза зоною прямої видимості)	MALE
	стратегічні	більше 200 км (поза зоною прямої видимості)	HALE

Кожна конструкція має свої переваги та недоліки: літаки-безпілотники вирізняються ефективністю та швидкістю, але потребують злітно-посадочних смуг, а багатороторні дрони коптерного типу відрізняються вертикальним зльотом, але мають обмежений радіус дії.

У міру розвитку індустрії БПЛА, вдосконалення технологій і дизайну, основним завданням залишається розробка точних математичних моделей і ефективних систем керування, щоб ці апарати могли ефективно і безпечно

виконувати свої завдання. Завдяки постійним інноваціям БПЛА відіграватимуть дедалі важливішу роль у різних галузях, визначаючи майбутнє авіації.

1.2 Особливості розробки БПЛА

Ефективність застосування безпілотних літальних апаратів оцінюється за різними факторами, а саме: льотно-технічними характеристиками (ЛТХ), маневреністю, способами передачі, збору та зберігання даних, вартістю та іншими змінними [24]. Проектування БПЛА характеризується як один з найбільш складних і ресурсоємних етапів розробки, що зазвичай передбачає створення технічної документації, яка описує льотні характеристики літального апарату, конструкцію окремих вузлів і загальну структуру.

Найбільш ефективний підхід до вирішення питань проектування та виробництва БПЛА передбачає кілька етапів:

- визначення мети проектування БПЛА;
- розробку технічного завдання;
- формулювання та аналіз концепції,
- розробка ескізного та робочого (технічного) проектів.
- виробництво компонентів і БПЛА в цілому;
- підготовка та проведення випробувань.

Ескізний проект включає в себе:

- визначення основних параметрів та зовнішнього вигляду БПЛА;
- створення попереднього ескізу загальної концепції;
- розрахунок злітної ваги та центру ваги.
- аеродинамічний розрахунок;
- побудова математичної моделі БПЛА;
- аналіз стійкості та керованості.

Робоче проектування БПЛА включає в себе:

- розробку креслень загального вигляду БПЛА та його окремих частин;
- створення збірних та робочих креслень;

- розрахунок на міцність всіх силових елементів конструкції;

- уточнення маси та центрування БПЛА;

- розробка технології виготовлення кожного елементу конструкції;

- проведення дослідницьких та експериментальних робіт для забезпечення бажаних результатів.

Наразі керування польотом здійснюється в основному в напівавтоматичному режимі, приймаючи команди оператора за допомогою навігації по опорних точках, або дистанційно за допомогою пульта керування. У той же час, значення програмного керування БПЛА з використанням інтелектуальних автопілотів помітно зростає. Це пов'язано зі світовою тенденцією підвищення автономності БАС в досягненні заздалегідь визначених цілей, таких як планування польоту та автономне керування за опорними точками.

Вивчення вітчизняної та зарубіжної літератури з БПЛА [25-26] свідчить про відсутність системного підходу до розробки та застосування безпілотних літальних апаратів як у військовій, так і в цивільній сферах. Це призвело до того, що на сьогоднішній день існує великий і різноманітний спектр безпілотників за своїми типами, розмірами та функціями.

За даними ряду відкритих джерел [25-26] найпоширинішим типом БПЛА є квадрокоптер. Це літальний апарат вертикального зльоту та посадки з шістьма ступенями свободи, який здійснює політ за рахунок регулювання швидкості обертання роторів. Ця особливість дозволяє квадрокоптеру маневрувати в чотирьох різних режимах – за висотою, креном, тангажем і рисканням в тривимірному просторі. Вищезгадані режими керуються за допомогою мікроконтролера, який контролює підйомну силу гвинтів, коригує стан квадрокоптера залежно від обраного режиму польоту та забезпечує обмін навігаційними даними між різними рівнями керування. Частіше керування квадрокоптером відбувається в напівавтоматичному режимі за допомогою команд оператора, які використовують навігацію за опорними точками. Тим часом значення повністю автоматичного керування для БПЛА стрімко зростає. Це можна пояснити загальносвітовою тенденцією до підвищення рівня автономності БПЛА для вирішення різноманітних завдань, таких як: планування та

автоматизоване керування польотом за заздалегідь визначеною траєкторією.

Розширення програмно-керованих завдань в системах керування БАС має важливе значення для полегшення роботи оператора і зменшення впливу людської помилки, яка може стати причиною втрати дрона. Крім того, втрата зв'язку часто призводить до високого рівня відмов БПЛА.

Досягнення цієї мети можливо шляхом впровадження передових алгоритмів, таких як генетичні алгоритми, алгоритми нечіткої логіки і нейромережеві технології. Ці алгоритми відіграють найважливішу роль в опрацюванні бортової інформації та вдосконаленні адаптивних систем керування БПЛА, підвищуючи тим самим їхню автономність і ефективність роботи.

Генетичні алгоритми – це алгоритми оптимізації, засновані на процесі природного відбору. Вони особливо корисні для оптимізації складних завдань з великим простором пошуку, таких як планування траєкторії БПЛА, оптимізація польотних місій або при розробці математичних моделей дронів. Використовуючи генетичні алгоритми, БАС можуть автономно генерувати й оцінювати потенційні траєкторії польоту, вибираючи найефективніші маршрути на основі заданих цілей і обмежень. Такий підхід не тільки підвищує ефективність польоту БПЛА, а й скорочує втручання людини, роблячи роботу дронів автономнішою та адаптивнішою до мінливих умов.

Алгоритми нечіткої логіки – це ще один цінний інструмент для підвищення автономності дронів. Нечітка логіка дає змогу представляти неточну або невизначену інформацію, що робить її ідеальною для ухвалення рішень у динамічних умовах. Наприклад, алгоритми нечіткої логіки можна використовувати для коригування параметрів керування безпілотників у відповідь на зміну погодних умов або несподівану появу перешкод. Впроваджуючи алгоритми нечіткої логіки в системи керування, інженери можуть поліпшити здатність БПЛА орієнтуватися в складних умовах і адаптуватися до непередбачених обставин.

Технології нейронних мереж пропонують ще один напрямок для поліпшення автономності БПЛА. Нейронні мережі – це потужні алгоритми машинного навчання, які можуть вивчати складні закономірності на основі великих наборів вихідних

даних, даючи змогу дронам ухвалювати інтелектуальні рішення на основі навколишнього середовища. Наприклад, нейронні мережі можуть використовуватися для аналізу даних датчиків у режимі реального часу, даючи змогу БПЛА виявляти й уникати перешкод або оптимізувати траєкторію польоту для підвищення ефективності. Використовуючи технології нейронних мереж, БПЛА можуть підвищити свою ситуаційну обізнаність і здатність ухвалювати рішення, що призведе до безпечніших і ефективніших автономних польотів.

Насамкінець слід зазначити, що інтеграція генетичних алгоритмів, алгоритмів нечіткої логіки та нейромережевих технологій у конструкцію БАС здатна значно підвищити автономність та експлуатаційну ефективність безпілотних літальних апаратів. Ці передові алгоритми дають змогу дронам оптимізувати траєкторію польоту, ухвалювати інтелектуальні рішення в динамічному середовищі й автономно адаптуватися до мінливих умов. У міру розвитку цих технологій ми можемо очікувати ще більшого прогресу в галузі автономності БПЛА, що призведе до появи нових і цікавих застосувань у найрізноманітніших галузях.

Іншим ключовим аспектом досягнення цієї мети є підвищення якості програмного забезпечення, використовуваного під час проєктування БПЛА, і розширення його функціональності. Покращуючи програмне забезпечення, інженери можуть підвищити автономність, безпеку і продуктивність БАС, відкриваючи нові можливості для їхнього використання в широкому спектрі застосувань.

Одним із способів підвищення якості програмного забезпечення під час розроблення БПЛА є вдосконалення алгоритмів, що використовуються для автономного польоту. Передові алгоритми дають змогу підвищити стабільність польоту, оптимізувати траєкторію польоту і підвищити ефективність навігації БПЛА в складних умовах.

Крім того, розширення функціональності програмного забезпечення БАС може призвести до значного поліпшення його льотних характеристик. Наприклад, інтеграція нових датчиків і систем зв'язку може поліпшити ситуаційну обізнаність і дати змогу БПЛА адаптуватися до мінливих умов навколишнього середовища.

Аналогічним чином, включення передових методів обробки даних може підвищити швидкість і точність процесів прийняття рішень, що ще більше збільшить автономність безпілотників.

Крім того, вдосконалення програмного забезпечення, використовуваного при розробці дронів, може призвести до підвищення безпеки польотів. Включивши такі функції, як системи запобігання зіткненням і відмовостійкі механізми, інженери можуть знизити ризик аварій і підвищити загальну безпеку експлуатації БПЛА.

Для вирішення цих завдань одним використовуються спеціалізовані програмні засоби (ПЗ) проектування та моделювання такі як Ansys, Mathcad, MATLAB, Scilab + Xcos та інші [27-31]. Ці ПЗ здатні проводити віртуальні моделювання та аналізавати отримані дані для різноманітних систем, які по своїм результатам максимально наближені до натурного.

В науковій статті Габріэла Мураріу та ін. [32] представлені результати досліджень, суть яких полягає у вивченні аеродинамічної поведінки крила при різних кутах атаки, зокрема, з акцентом на аеродинамічний зрив в районі 13-14 градусів. Метою дослідження був аналіз розподілу тиску та структури повітряного потоку при проєктуванні БПЛА. Крім того, дослідження включає в себе рекомендації стосовно вимог до сили тяги та швидкості польоту з метою підтвердження теоретичних результатів експериментальними даними. Представлено проєктування та чисельне дослідження конкретного прототипу БПЛА з фіксованим крилом, у якому особлива увага приділяється аеродинамічній оптимізації для забезпечення стійкості та тривалого часу польоту в режимі планера, а також чисельному моделюванню з використанням ПЗ ANSYS для визначення коефіцієнтів підйомної сили та опору. У дослідженні також визначено максимальну вантажопідйомність БПЛА за оптимального кута атаки 5 градусів і водночас відмічено явище аеродинамічного зриву та розділення повітряного потоку на крилі.

Основні рекомендації з проєктування БПЛА, представлені в статті, включають оптимізацію аеродинамічних моделей для поліпшення експлуатаційних характеристик, особливо в частині стабільності і тривалого часу польоту в режимі планера. Необхідно враховувати максимальну вантажопідйомність БПЛА за

оптимального кута атаки 5 градусів і пам'ятати про аеродинамічні обмеження звалювання за кутів понад 13 градусів. Крім того, для надійної роботи двигуна і досягнення польоту з корисним навантаженням 1,5 кг необхідно забезпечити мінімальні вимоги до сили тяги і швидкості польоту. Це дослідження підкреслює важливість аеродинамічної оптимізації для забезпечення стабільності та ефективності під час проєктування БПЛА.

До основних недоліків запропонованих у статті рекомендацій з проєктування БАС відносяться обмеження щодо вантажопідйомності, необхідність мінімальної сили тяги та вимоги до швидкості польоту для оптимального функціонування. Рекомендації з проєктування БПЛА орієнтовані на досягнення мінімального корисного навантаження близько 1000 грамів і тривалості польоту понад 1 годину, що може обмежити типи місій та вибір бортового обладнання.

У статті Рудреша М., та ін. [33], розглядається проєктування і розробка БАС типу «літаюче крило».

БПЛА був розроблений з урахуванням специфічних особливостей для підвищення його продуктивності та розширення можливостей польоту. Конструктивні особливості містять форму з конічними крилами для досягнення балансу між аеродинамічною ефективністю і стійкістю. Використання перекидної схеми допомагає знизити опір і поліпшити загальні аеродинамічні характеристики в польоті.

Для вибору аеродинамічного оперення було обрано аеродинамічне крило Epler 186 завдяки його максимальному коефіцієнту підйомної сили 1,12 за кута атаки 12° і мінімальному коефіцієнту опору 0,015 за кута атаки -1,75°. Такий вибір крила сприяє збільшенню підйомної сили і загальної ефективності БПЛА в польоті.

Для аналізу прогину конструкції літального апарату використовувалося програмне забезпечення ANSYS. Прогин у різних місцях розташування ребер було проаналізовано, щоб переконатися, що він не перевищує обмеження в 5% від половини розмаху крила. Тобто моделювання БПЛА в ПЗ було здійснено з метою оцінки його параметрів жорсткості та надійності.

Під час досліджень, присвячених проєктуванню і розробці розвідувальної

БАС з літаючим крилом, було виявлено кілька проблем, які можуть бути вирішені в майбутніх ітераціях проєкту БПЛА. Однією з ключових проблем була необхідність подальшої оптимізації конструкції для поліпшення характеристик БПЛА в мінливих умовах польоту, особливо під час зіткнення з поривами і маневрах.

Для розв'язання цієї проблеми майбутні ітерації проєкту БПЛА можуть бути спрямовані на проведення глибших досліджень аеродинаміки для кращого розуміння структурної поведінки літаючого крила за різних навантажень і маневрів. Крім того, застосування передових методів оптимізації конструкції на ранніх етапах проєктування може допомогти в підвищенні загальної ефективності конструкції і продуктивності БПЛА.

Крім того, інтеграція передових систем керування польотом і функцій автопілота може допомогти в поліпшенні стабільності, контролю і можливостей БПЛА. Впровадження надійних алгоритмів керування польотом і методів об'єднання датчиків за допомогою глибшого застосування програмних засобів проєктування і моделювання може поліпшити автономну роботу БПЛА і підвищити успішність місії.

У статті Д.В. Михальова та Г.І. Сокола [34] розглядається розрахунок характеристик акустичного поля пропелерів БПЛА з акцентом на шум, що виникає під час їхньої роботи. Стаття починається з аналітичного огляду сучасних БПЛА, в результаті якого для дослідження було обрано FPVraptor V2, враховуючи його конструктивні особливості та льотні характеристики. Основними джерелами шуму БПЛА названо двигуни та пропелери, причому особлива увага приділяється шуму пропелера у випадку FPVraptor V2, в якому використовується електродвигун, відомий своєю безшумною роботою.

Методику розрахунку акустичного поля ротора одногвинтового БПЛА розроблено з використанням ПЗ MathCAD. Воно передбачає побудову математичної моделі для визначення звукового тиску на різних відстанях від дрона з урахуванням таких факторів, як кількість лопатей, кутова швидкість, частота звуку та відстань до спостерігача.

Результати розрахунків подано в графічному вигляді, показуючи

спрямованість акустичного поля для основного тону та його гармонік. Аналіз показує, що найбільший рівень звукового тиску спостерігається для основного тону, зі зменшенням рівня для вищих гармонік. Наукова новизна роботи полягає в застосуванні теорії звукових полів пропелерів літаків для моделювання шуму пропелерів літальних апаратів, а також у розробленні методики розрахунку шуму пропелерів БПЛА з використанням MathCAD.

Дослідження, представлене в статті дає повний огляд методології, що використовується для розрахунку звукового тиску, створюваного пропелерами БПЛА. Основний недолік дослідження – відсутність експериментальної перевірки результатів математичних розрахунків та моделювання.

У дисертаційній роботі Хосе де Хесуса Кастільйо Самора [35] розглядаються питання проектування та аналізу багатоланкової безпілотної авіаційної системи, призначеної для виконання маніпуляційних завдань. Досліджуються аспекти керування цією роботизованою повітряною системою з використанням теорії керування в ковзному режимі та контролерів на основі Ляпунова. Для оцінювання стану та збурень використовуються фільтри Калмана, що підвищують керованість і стійкість системи. Крім того, у дисертації досліджено вплив часових затримок на безпілотні авіаційні системи та наведено докладні результати моделювання, що підтверджують ефективність запропонованого підходу.

У розділі 6.4 для вирішення завдань дослідження використовується математичне програмне забезпечення Maple і його пакет RootFinding[Parametric], для аналізу характеристичної функції системи та визначення обмежень на параметри для забезпечення стійкості.

У роботі обговорюються висновки дослідження, що підкреслюють необхідність експериментальної перевірки запропонованих стратегій керування. Майбутні напрямки досліджень включають поширення аналізу пропорційно-інтегрально-диференціальних регуляторів (ПІД-регуляторів), застосування підходу до відстеження траєкторії та порівняння лінійних і нелінійних підходів до керування.

Дослідження, описане в статті Нур Еззяна Аміра Мазлан та Сяріфул Сяфік

Шамсудін [36], присвячене розробці системи автоматичного керування польотом для безпілотного літального апарата з фіксованим крилом. Систему реалізовано за методом "програма в контурі" (SITL), де ПІД-регулятор створюють у програмі National Instruments LabVIEW, а динаміку польоту моделюють за допомогою симулятора польоту X-Plane. Модель БПЛА ґрунтується на наявних геометричних і силових даних і створена за допомогою програми Plane Maker.

ПІД-регулятор налаштовується за допомогою методу розміщення полюсів, який розраховує коефіцієнт посилення регулятора, використовуючи динамічні параметри та бажане характеристичне рівняння. Робота регулятора перевіряється за допомогою моделювання утримання орієнтації, висоти та швидкості.

Для моделювання SITL на одному комп'ютері запущено програми LabVIEW для алгоритму керування та X-Plane для моделювання БПЛА. Зв'язок між двома програмами здійснюється за допомогою протоколу User Datagram Protocol (UDP).

Методи дослідження, застосовані у статті, мають ряд деяких переваг.

Програмне моделювання в контурі SITL дає змогу прогнозувати реакцію БПЛА на політ і перевіряти алгоритми керування, використовуючи виміряні дані польоту. Цей метод є економічним та ефективним, даючи змогу дослідникам тестувати та вдосконалювати алгоритми керування без необхідності використання фізичних БПЛА.

Інтеграція X-Plane, реалістичного симулятора польоту, з LabVIEW, універсальним середовищем програмування, забезпечує комплексну платформу для розроблення систем керування БПЛА. Така інтеграція дає змогу проводити реалістичне моделювання та реалізовувати алгоритми керування в реальному часі.

Використання ПІД-регулятора для системи автоматичного керування польотом БПЛА широко розповсюджене завдяки його простоті та ефективності. У дослідженні використовується наявна модель БПЛА з фіксованим крилом (MS Composit Maxi Swift) для моделювання, що ґрунтується на встановлених геометричних параметрах і даних про силові установки. Такий підхід гарантує, що результати моделювання будуть точно відповідати реальним характеристикам, що підвищує надійність процесу перевірки алгоритмів керування.

Окрім переваг дослідження містить і певні недоліки. У статті згадується, що модель БПЛА з фіксованим крилом створено з використанням наявних геометричних і силових даних із літератури. Такий підхід може надмірно спростити динаміку й аеродинаміку БПЛА, що може призвести до неточних результатів моделювання та неоптимальної роботи контролера. Використання більш детальних і точних моделей може підвищити достовірність і практичність дослідження.

Хоча в статті пропонується використовувати метод розміщення полюсів для налаштування ПІД-регулятора, у ній визнається, що цей метод вимагає моделі передавальної функції першого або другого порядку. Це може обмежити здатність регулятора керувати складнішою динамікою БПЛА, особливо в реальних сценаріях, де можуть знадобитися моделі вищого порядку.

У цій роботі основна увага приділяється перевірці запропонованих конструкцій контролерів за допомогою моделювання утримання орієнтації, висоти і швидкості. Хоча це важливі аспекти керування БПЛА, вони можуть не повністю відображати проблеми, що виникають у реальних додатках. Додаткові етапи перевірки, як-от випробування на маневреність або реакцію на зовнішні збурення, могли б дати повнішу оцінку роботи контролера.

Незважаючи на те, що X-Plane є широко поширеним симулятором польоту, його точність і достовірність можуть бути недостатніми для певних цілей дослідження або розробки. Залежно від специфічних вимог до конструкції або застосування БПЛА може виявитися корисним використання ПЗ із більш розширеними функціональними можливостями або спеціалізованого середовища моделювання.

У статті коротко обговорюють результати моделювання, але не проводять глибокого аналізу або порівняння з наявними методами чи системами. Більш ретельне обговорення та аналіз результатів могли б дати цінне уявлення про ефективність і обмеження пропонованого підходу.

Дослідження показало, що запропонований підхід дає змогу ефективно перевіряти алгоритми керування БПЛА за допомогою достатньо реалістичного моделювання. Результати показують, що ПІД-регулятор може підтримувати задані

значення висоти, швидкості та орієнтації дрону, хоча для поліпшення характеристик пропонується подальше тонке налаштування коефіцієнтів посилення регулятора. У статті також пропонується поширити цей підхід на апаратне забезпечення в контурі для тестування в реальних умовах.

У статті Мінь-Хоанга До, та ін. [37] розглядається перевірка динаміки польоту в симуляторі X-Plane у порівнянні з реальними даними польоту квадрокоптерного БПЛА за допомогою програми CIFER. Основна увага приділяється перевірці точності динамічної моделі симулятора, специфічної для конфігурації БАС, без фізичної побудови дрона. Традиційно проєктування БПЛА охоплює безліч ітерацій, що складаються з креслень в системах комп'ютерного автоматизованого проєктування (Computer-Aided Design –CAD), збирання матеріалів, виготовлення, льотних випробувань, ідентифікації системи, модифікацій і синтезу математичної моделі. Цей процес стає дорогим і займає багато часу, оскільки БПЛА стають дедалі більшими і складнішими.

Пропонований метод перетворює проєкт безпілотника з CAD-програми на модель БПЛА в X-Plane, використовуючи функції ідентифікації системи в частотній області та підгонки параметричної моделі в CIFER. Цей підхід дає змогу точно моделювати динаміку руху квадрокоптерів, скорочуючи час і витрати на розробку, порівняно з традиційними методами.

Слід також зазначити, що дослідження значною мірою спирається на припущення про те, що симулятор X-Plane забезпечує високу точність моделювання динаміки БПЛА. Хоча X-Plane відомий своєю реалістичністю, він може не відображати всіх нюансів і складнощів динаміки реальних дронів, особливо в складних сценаріях або з сильно зміненими конфігураціями БПЛА.

Хоча в дослідженні стверджується, що симулятор X-Plane перевіряється на реальних даних про польоти, ступінь і суворість цієї перевірки не описані. Можуть виникнути розбіжності між результатами моделювання та реальними льотними характеристиками, особливо в непередбачуваних сценаріях або в разі мінливих умов навколишнього середовища.

Процес ідентифікації системи, особливо в частотній ділянці, може бути

складним і чутливим до різних чинників, таких як шум, помилки вимірювань і модельні припущення. Помилки в процесі ідентифікації системи можуть призвести до неточних моделей БПЛА і неоптимальних стратегій керування.

Дослідження значною мірою спирається на специфічні програмні інструменти, наприклад такі як CIFER, для ідентифікації системи та підгонки параметричних моделей. Це може обмежити доступність і застосовність пропонованого методу для інженерів і дослідників, які не мають доступу або досвіду у використанні цих специфічних інструментів. Випробування і перевірка в реальних умовах, як і раніше, мають вирішальне значення для забезпечення безпеки і надійності БПЛА.

Реалізація пропонованого методу вимагає значних знань, ресурсів і часу, особливо для інженерів і організацій, які не знайомі з відповідними інструментами і методами. Це може створити проблеми для широкого впровадження та реалізації в практичних сценаріях проєктування БПЛА.

У дослідженні підтверджено точність симулятора X-Plane під час моделювання ефектів положення об’єкта керування. Результати показують високий рівень точності (92%) при прогнозуванні поздовжньої динаміки БПЛА, що робить метод придатним для проєктування великих БАС без їх фізичного створення. У статті робиться висновок, що запропонований метод може значно скоротити час і витрати на етапах проєктування та випробувань дронів.

У роботі авторів Алаес Даніеля і Олас Хаб'єра [38] розглядається розробка льотного тренажера для навчання пілотів безпілотних літальних апаратів вертикального зльоту і посадки з використанням авіасимулятора X-Plane. Звичайні льотні симулятори не дуже добре підходять для навчання операторів дронів цієї конфігурації, особливо щодо вітрових перешкод під час зльоту, посадки і висіння.

Щоб розв'язати цю проблему, дослідники розширили льотний симулятор X-Plane, додавши до нього нові функції, такі як: складна динаміка вітру, ефект землі та моделювання точної погоди в реальному часі. Вони інтегрували комерційний апаратний контролер польоту з моделлю БПЛА, щоб забезпечити реалістичне керування польотом. Симулятор був успішно застосований для навчання операторів

дрона Marvin, виробленого компанією FuVeX. Він містить комплексне моделювання динаміки вітру, що дуже важливо для БПЛА, оскільки вони чутливі до збурень вітру на етапах зльоту, посадки і висіння. Оператори можуть випробувати і навчитися ефективно керувати цими умовами.

У симуляторі реалізовано імітацію ефекту землі, який має велике значення для БАС комбінованого та коптерного типів під час маневрів зльоту і посадки. Ця функція підвищує реалістичність тренувального середовища, допомагаючи операторам дронів зрозуміти та керувати силами наземного впливу.

Інтеграція даних про погоду з Active Sky підвищує реалістичність симуляції. Оператори дронів можуть тренуватися в різних погодних умовах, готуючись до реальних сценаріїв, у яких погода відіграє вирішальну роль.

У статті описується детальний процес моделювання аеродинаміки БПЛА, включно зі збором даних про масу та інерційні властивості, визначенням аеродинамічних коефіцієнтів і моделюванням поверхонь керування. Такий комплексний підхід до моделювання гарантує, що симулятор точно відображає поведінку реального літального апарата.

Також у симулятор інтегровано систему керування польотом автопілота Veronte, що дає змогу проводити апаратне моделювання в контурі. Ця інтеграція гарантує, що алгоритми керування польотом поводитимуться так, як це відбувається при натурному моделюванні, забезпечуючи більш реалістичний досвід навчання.

Окрім того симулятор містить станцію інструктора і можливості моделювання відмов, що дає змогу керувати сценаріями навчання, вводити відмови і надавати зворотний зв'язок операторам дронів. Ця функція підвищує ефективність навчання, даючи змогу проводити інтерактивні та індивідуальні тренування.

У статті згадується використання спрощеної лінійної регресійної моделі для інтерполяції аеродинамічних коефіцієнтів, отриманих у результаті CFD-симуляцій. Такий підхід може не повністю відображати складну аеродинамічну поведінку БПЛА VTOL у всіх умовах польоту.

До недоліків проведеного дослідження можна віднести те, що в статті не згадується всебічна перевірка параметрів динаміки БПЛА на реальних льотних

даних. Без такої перевірки точність і ефективність симулятора для навчання операторів дронів може бути сумнівною.

Не дивлячись на те, що в статті описується розробка симулятора для БПЛА Marvin, у ній не обговорюється можливість його застосування для інших типів БПЛА.

Загалом, представлені в статті методи дослідження пропонують комплексне і реалістичне середовище моделювання для навчання операторів дронів БПЛА комбінованого типу.

У дослідженні [39] основна увага приділяється аналізу стійкості системи керування квадрокоптерними БАС з використанням ПІД-регуляторів в умовах змінного вітру. Мета дослідження – зрозуміти, як БПЛА реагує на різну силу вітру, що є вкрай важливим для забезпечення точності та стабільності керування польотом БПЛА в складних умовах.

Дослідження починається зі вступу про БАС, що висвітлює їхній історичний розвиток і сучасне широке застосування в різних галузях. У ньому підкреслюються переваги квадрокоптерів такі як: гнучкість, адаптивність і економічність, які роблять їх придатними для таких завдань, як аерофотозйомка, сільське господарство і картографія.

Розглядаються три типи алгоритмів керування: лінійні алгоритми керування на базі ПІД-регуляторів, нелінійні алгоритми керування, такі як керування зі зворотним кроком та інтелектуальні алгоритми керування такі як: нечітке керування та нейромережеве керування. ПІД-регулятор обрано за його простоту та ефективність.

Методика включає в себе побудову математичної моделі динаміки квадрокоптера та реалізацію алгоритму ПІД-регулятора.

Використання MATLAB/Simulink для моделювання дає змогу проводити економічно ефективне тестування та аналіз системи керування БПЛА. Це особливо вигідно порівняно з фізичними випробуваннями, які можуть бути дорогими та забирати багато часу.

У дослідженні коротко згадується налаштування параметрів ПІД-регулятора

для задоволення експериментальних вимог, але не надається докладного уявлення про процес налаштування. Налаштування ПІД-регулятора є критичним аспектом проєктування системи керування і потребує більш ретельного розгляду та аналізу.

До недоліків можна віднести те, що дане дослідження зосереджене винятково на аналізі динамічного ефекту керування стійкістю БПЛА за різних сценаріїв впливу вітру з використанням системи ПІД-регулювання. Хоча це і цінно, у ньому не розглядаються інші важливі аспекти проєктування й експлуатації літального апарата такі як: навігація, обхід перешкод або просунуті алгоритми керування, що виходять за рамки ПІД та ін.

Динамічна модель квадрокоптера, використана в дослідженні, може бути надмірно спрощеною, що може призвести до неточних або неповних результатів. Динаміка реальних БПЛА дуже складна і нелінійна, особливо за наявності зовнішніх збурень, таких як вітер.

Насамкінець слід зазначити, що хоча ПІД-регулювання може забезпечити стабільний політ БПЛА, воно має обмеження під час роботи із зовнішніми збуреннями, такими як вітер. У майбутніх дослідженнях пропонується інтегрувати інтелектуальні алгоритми до системи керування, такі як: алгоритми нечіткої логіки або нейронні мережі. Така інтеграція може призвести до подальшого прогресу в системах керування БПЛА, підвищуючи їхню здатність працювати в складних умовах і виконувати складніші завдання.

В цілому середовище програмування і моделювання MATLAB дозволяє здійснювати синтез різних систем на рівні візуального програмування у підсеридовищі Simulink. Маючи велику бібліотеку налаштовуваних блоків, ПЗ також має засоби створення нових ланок.

Синтез та налаштування структурних схем математичних моделей БПЛА в Simulink/MATLAB вимагає від розробника наявності професійних знань, навичок та умінь у використанні цим ПЗ. Це може призвести до збільшення часових витрат на етапі ескізного проектування. Окрім того, слід зазначити, що цей тип програмного забезпечення має високу вартість і може значно обмежити його використання в дослідницьких цілях.

Дослідження, проведене Юньсінь Фаном у 2022 році [40], присвячене симуляції системи керування польотом для БПЛА типу квадрокоптер, з використанням програмного середовища Simulink/Matlab. Мета роботи полягає в наданні базового огляду систем керування польотом БПЛА, обговоренні фундаментальних принципів функціонування чотирироторних дронів та розробці математичних моделей для моделювання, що може слугувати довідковим матеріалом для подальших досліджень і практичних застосувань у цій сфері. Суть дослідження полягає в аналізі ключових алгоритмів керування, таких як система інерціальної навігації з жорстким кріпленням (strapdown inertial navigation system), фільтр Калмана для оцінки стану та ПІД-регулятор, який є простим і ефективним методом для стабілізації руху.

Методи дослідження базуються на комп'ютерній симуляції в Matlab Simulink, де створено блоки для моделювання вертикального руху (висоти), кутів нахилу (pitch), крену (roll), рискання (yaw), загального польоту та траєкторії, з використанням графічних інструментів для візуалізації результатів, таких як криві змін параметрів у часі та тривимірні траєкторії.

Переваги запропонованого підходу включають простоту реалізації моделі в програмному середовищі Simulink/Matlab, що полегшує візуалізацію складних динамічних процесів для початківців і дослідників, високу точність симуляції базових рухів, яка може бути основою для тестування алгоритмів керування перед реальними випробуваннями, та потенціал для розширення моделі в майбутніх роботах, наприклад, додаванням сенсорів чи зовнішніх факторів. Разом з тим, недоліки полягають у спрощеності моделі, яка ігнорує реальні зовнішні впливи, такі як вітер, турбулентність чи нелінійні ефекти аеродинаміки, що може призводити до невідповідності між симуляційними даними та фактичним поведінкою БПЛА в природних умовах; відсутність експериментальної валідації на фізичному прототипі обмежує практичну застосовність. Також модель не враховує адаптивні елементи, тому для складніших сценаріїв рекомендується інтеграція з просунутими методами, як-от нечітка логіка чи машинне навчання, щоб підвищити стійкість і точність системи керування. Хоча в статті описано принципи польоту квадрокоптера та його

динамічне моделювання, у ній відсутній ретельний аналіз аеродинаміки та механіки, задіяних у різних маневрах польоту. Відсутність доступу до поелементного втручання в функціональні блоки математичної моделі БПЛА значно обмежує дослідницькі можливості. Наявність більш розгорнутої повної математичної моделі БАС дало б змогу більш глибоко вивчати поведінку і характеристики квадрокоптера.

Результати цього дослідження в цілому можуть слугувати гарною основою для моделювання систем керування польотом БПЛА, що може бути корисним для різних застосувань, таких як аерокосмічна зйомка, допомога під час стихійних лих і транспортування матеріалів.

Свій підхід в питанні проектування та моделювання БПЛА у 2016 році був запропонований інженерами з Лабораторії комп'ютерних наук і штучного інтелекту (CSAIL) Массачусетського технологічного інституту (MIT) у США, які представили програмне забезпечення Compututional Multicopter Design [40-42] (рис.1.13).

Програмне забезпечення дозволяє користувачам, які мають лише базові навички роботи з комп'ютером, спроектувати та змоделювати літальний апарат без попередніх знань з аеродинаміки чи робототехніки.

Інтерактивна система, описана в статті, дає змогу користувачам налаштовувати конструкції мультикоптерів для досягнення конкретних цілей, надаючи інтуїтивно зрозумілий інтерфейс для побудови мультикоптера з набору компонентів: пропелерів, двигунів та променів/рам з вуглецевого волокна.

Суть дослідження полягає в комплексному підході до задач проєктування БПЛА, що полегшує інтуїтивне складання параметричних компонентів, спільну оптимізацію структурних параметрів та систем керування на основі визначених користувачем метрик, таких як вантажопідйомність, ефективність акумулятора, фізичні розміри та вартість, з подальшим моделюванням, виготовленням та емпіричною валідацією.

Предмет дослідження охоплює обчислювальні методології дизайну та керування мультикоптерами, тоді як об'єкт складається з мультикоптерних транспортних засобів, що характеризуються нестандартними розташуваннями

роторів та динамічними поведінками.

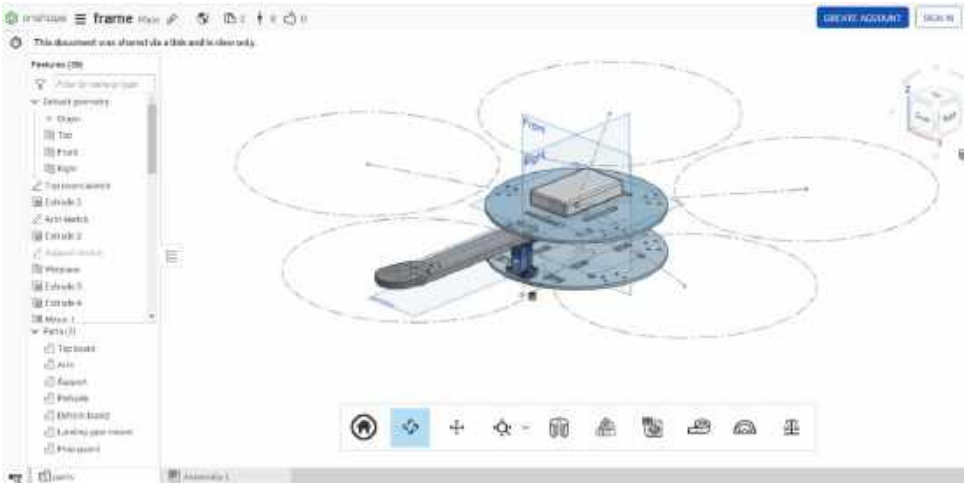


Рисунок 1.13 – Програмне забезпечення Compututional Multicopter Design

Використовувані моделі включають параметричні лінійні представлення компонентів, таких як пропелери, двигуни та карбонові рами; аеродинамічні моделі тяги та крутного моменту, отримані з емпіричних апроксимацій; динаміку твердого тіла, керовану другим законом Ньютона та рівняннями Ейлера; а також формулювання простору станів, лінеаризоване навколо фіксованих точок для цілей керування.

Методи дослідження передбачають інтерактивний інтерфейс користувача для складання частин зі збереженням обмежень вихідних параметрів, біконвексний алгоритм оптимізації. Переваги отриманих результатів проявляються в значних покращеннях продуктивності, наприклад, у 30% збільшенні вантажопідйомності оптимізованих пентакоптерів порівняно зі стандартними дизайнами, автоматизованій параметризації контролера, що усуває ручне налаштування, та можливості оцінювати компроміси між метриками, як підтверджено через виготовлені прототипи та льотні випробування. Окремо варто відзначити і безперешкодний веб-доступ без вимог до локального програмного забезпечення, реальний час спільної роботи кількох користувачів та легкий експорт для інтеграції з виготовленням або симуляцією.

Розглянутий у статті алгоритм оптимізації має низку обмежень і недоліків. Одним із них є те, що запропоновані метрики оптимізації, обмежені функціями,

визначеними у фіксованих точках, таких як стійкі стани мультикоптера. Крім того, фізичне моделювання в реальному часі, що використовується в алгоритмі, не моделює аеродинамічні ефекти. Хоча моделювання жорсткого тіла дає прийнятні результати для випадків із низькою швидкістю, воно може неточно моделювати високошвидкісні мультикоптери через відсутність моделювання аеродинамічних ефектів. Підхід до проєктування мультикоптера залежить від бібліотеки доступних деталей, що обмежує можливості проєктування. Лінійність параметрів математичної моделі обмежує варіативність геометрії в процесі моделювання.

Практично відсутні дані, про використану математичну модель у даному ПЗ. Відстутність доступу до налаштувань її параметрів суттєво обмежує можливості дослідження та проектування БПЛА.

Основною метою цього дослідження [43] є сприяння проектуванню, верифікації та розгортанню автономних функцій, які продемонстровані на прикладі автономної посадки, тим самим забезпечуючи економічно ефективний розвиток автономності дронів для дослідницьких та освітніх застосувань. Предмет дослідження охоплює архітектурні та алгоритмічні рамки для досягнення автономності дронів, розрізняючи автоматичні, автономні та інтелектуальні системи, тоді як об'єкт зосереджений на гоночних дронах класу 250 мм, оснащених такими компонентами, як контролер польоту CC3D, Raspberry Pi 3 та ультразвуковий датчик HC-SR04, інтегрованих у дворівневу архітектуру автономності, що включає низькорівневі елементи навігації/керування та високорівневі елементи контролю. Використані моделі включають Generic Quadcopter Simulation (GQS) для розрахунку динаміки дронів на основі пропорційно-похідного керування, а також моделі Scilab/Xcos для багаторазової генерації коду контролерів.

Отримані результати демонструють успішну реалізацію функції автономної посадки на всіх етапах тестування, з перевагами, включаючи покращену доступність завдяки недорогій інтеграції з відкритим кодом, гнучкість адаптації платформи та комплексну перевірку для зниження ризиків розгортання. Однак недоліки виникають через обмеження продуктивності бюджетного обладнання, такі як

неточність датчиків, що призводить до потенційних збоїв системи, обмежена масштабованість для складних завдань автономності та проблеми інтеграції, які можуть призвести до помилок зв'язку, що свідчить про необхідність оновлення компонентів у майбутніх дослідженнях.

Метою дослідження [44] було розробити та перевірити динамічну модель і тривимірний алгоритм навігації для гексакоптерів, щоб забезпечити їх автономну роботу в тепличних середовищах, де GPS недоступний, шляхом використання вимірювань відстані від фіксованих статичних датчиків для полегшення збору даних для моніторингу врожаю та інтеграції Інтернету речей. Предметом досліджень був гексакоптер, тоді як об'єктом був внутрішній простір теплиці, заповнений статичними датчиками, положення яких відомі, з використанням індикації сили отриманого сигналу через Zigbee 802.15.4 для локалізації. Моделі включали динамічну систему, описану нелінійними диференціальними рівняннями для лінійних та кутових прискорень у земних та нерухомих системах координат. Методи охоплювали моделювання в середовищі Scilab з використанням PID-регулятора для керування просторовою орієнтацією, тестування зі ступінчастими входами та слідуванням за криволінійним шляхом, включаючи датчики далекоміра для уникнення перешкод та бездротову сенсорну мережу для періодичного обміну даними.

Переваги результатів включали низьку середню похибку локалізації 0,71 метра, що демонструє прийнятну точність для навігації в приміщенні з вісьмома фіксованими вузлами. Недоліки включали перевірку на основі комп’ютерного моделювання, що обмежує оцінку продуктивності в реальних умовах. Залежність від щільного розгортання датчиків збільшує складність налаштування, та чутливість алгоритму до перешкод навколишнього середовища.

У роботі [45] оцінюється безкоштовне програмне забезпечення для моделювання та симуляції міні-БПЛА. Метою дослідження є зменшення високих часових та фінансових витрат, пов'язаних з розробкою дронів, шляхом забезпечення віртуального прототипування, тестування автопілота та аналізу стійкості в контрольованих середовищах, тим самим підвищуючи безпеку за допомогою

повторюваних симуляцій без ризиків фізичних випробувань. Суть дослідження полягає у визначенні альтернатив з відкритим кодом, які сприяють створенню моделей динаміки польоту та сценаріїв автономного польоту, усуваючи відсутність стандартизованих якостей керування БПЛА порівняно з пілотованими літальними апаратами. Предмет дослідження охоплює міні-БПЛА, які придатні для таких застосувань, як розвідка, моніторинг навколишнього середовища, сільське господарство та геодезія. Об'єкт дослідження зосереджений на процесах моделювання та симуляції їх аеродинаміки, систем керування та поведінки в польоті. Використані моделі включають нелінійні моделі динаміки польоту з шістьма ступенями свободи (6-DOF), з аеродинамічними коефіцієнтами, отриманими з геометричних вхідних даних. Методи включають такі інструменти, як Digital Datcom для оцінки похідної стійкості, JSBSim для конфігурованих симуляцій на основі XML, інтегрованих з Aeromatic для генерації параметрів, FlightGear для 3D-візуалізації та реалізації PID-регулятора, OpenEaagles для розподілених фреймворків у реальному часі з використанням шаблонів Model-View-Controller, а також додаткове програмне забезпечення, таке як Scilab/Xcos з його Aerospace Blockset (на основі CelestLab) для блочного моделювання, а також XFOIL та Tornado для аналізу аеродинамічного профілю та крила.

Переваги отриманих результатів включають економічно ефективне швидке прототипування без випробувань в аеродинамічній трубі, високу точність моделювання для налаштування автопілота, масштабованість для розподілених застосувань у реальному часі та підвищену безпеку у віртуальних середовищах тестування. До недоліків можна віднести: обмеження точності прогнозування; складність підготовки вхідних файлів; неоптимальну придатність Aerospace Blockset для літальних апаратів та проблеми оцінки показників якості параметрів у моделях.

У дослідженні [46] окреслено створення програмно-апаратного комплексу моделювання БПЛА, адаптованого для навчання та наукових досліджень в галузі аеронавігаційної інформатики в Клаустальському технологічному університеті у партнерстві з Німецьким аерокосмічним центром. Основною метою розробки є забезпечення економічно ефективної, гнучкої платформи для передачі практичних

знань у сфері симуляції польотів, моделювання та розвитку автономності дронів. Суть досліджень полягає в побудові лабораторного середовища з відкритою архітектурою, що складається з двох основних компонентів – дослідницького авіаційного навчального пристрою та випробувального стенда для дронів – для залучення студентів та розвитку аеронавігаційних систем без надмірних витрат.

Предмет охоплює аеронавігаційну інформатику як поєднання інформатики та аеронавігаційної інженерії, з акцентом на методології моделювання для освітніх та дослідницьких цілей. В свою чергу об'єктом дослідження виступає обладнання кабіни пілотів, а також випробувальний стенд для дронів, що включає контролери польоту з відкритим кодом та вбудовані обчислювальні платформи для автономності БПЛА. Використані моделі включають нелінійну динаміку літальних апаратів, таку як VFW 614 для RATD та Generic Quadcopter Simulation (GQS) на основі пропорційно-похідних контролерів для дронів, тоді як методи включають моделювання на основі Scilab/Xcos.

Переваги досягнутих результатів включають економічне розгортання завдяки інструментам з відкритим кодом та стандартному обладнанню, покращену адаптивність завдяки розширюваним інтерфейсам. Однак недоліки проявляються в обмеженій точності проведених досліджень, через невисоку точність компонентів апаратної частини комплексу.

Слід зазначити, що розглянуті статті пропонують цінні ідеї щодо різних аспектів проектування БПЛА, систем керування польотом і динамічного моделювання. Незважаючи на те що кожне дослідження має свої переваги та недоліки. У сукупності вони роблять внесок у розвиток технології БПЛА та її застосування.

1.3 Висновки та постановка задач дисертаційного дослідження

Беручи до уваги стрімкий розвиток БПЛА, їх широке використання в різних сферах, включаючи моніторинг навколишнього середовища, точне землеробство, логістику, пошуково-рятувальну діяльність, інспекцію інфраструктури та військові

операції, стає очевидним потреба в ефективних методах ідентифікації математичних моделей динаміки руху та синтезу інтелектуальних систем керування БПЛА.

Традиційні методи часто не враховують нелінійності, невизначеності та мультимодальну поведінку, властиву руху БПЛА. Ідентифікація параметрів моделі з експериментальних даних є складним завданням через шум датчиків та змінні умови. Об’єктом керування обрано БПЛА квадрокоптерного типу. Квадрокоптерна схема є найбільш перспективною. Тому розділ 4 присвячено дослідженню саме цієї схеми. Використання методів машинного навчання, нейронних мереж та генетичних алгоритмів може значно підвищити точність моделювання та адаптивність керування. Враховуючи зазначені особливості та тенденції в галузі авіоніки, основними завданнями дослідження є:

− виконати аналіз розробок БПЛА з інтелектуальними моделями та адаптивними алгоритмами керування;

− розробити повну нелінійну математичну модель руху БПЛА;

− синтезувати інтелектуальні алгоритми САК БПЛА та методики їх налаштування;

− удосконалити алгоритм ідентифікації повної нелінійної математичної моделі БПЛА;

− розробити прототип програмно-апаратного комплексу для ідентифікації параметрів та синтезу математичних моделей БПЛА;

− дослідити можливості прототипу програмно-апаратного комплексу з ідентифікації та синтезу САК БПЛА.

РОЗДІЛ 2
МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Моделювання передбачає представлення об'єкта або системи за допомогою моделі, щоб зрозуміти його ключові властивості. Існує достатньо велика кількість моделей, які можуть з необхідною точністю відображати властивості об'єкта, але у даному дослідженні використовуються математичні моделі і комп'ютерно-інтегровані системи моделювання. [47-49].

2.1 Моделювання БПЛА

Моделювання допомагає отримати уявлення про параметри та характеристики об'єкта дослідження за допомогою експериментів та аналізу. Мета полягає в тому, щоб переконатися, що модель адекватно відображає важливі аспекти поведінки оригінального об'єкта. При проектуванні БПЛА створюються математичні моделі конструкції, динаміки польоту та бортових систем, у тому числі системи керування. Такі моделі необхідні для отримання польотних характеристик, оптимізації алгоритмів керування та прогнозування реакції БПЛА на різні умови навколишнього середовища. Точне моделювання також сприяє розробці надійних та ефективних БПЛА, дозволяючи інженерам виявляти та зменшувати потенційні проблеми ще до створення фізичних прототипів. Крім того, моделі мають вирішальне значення для перевірки теоретичних концепцій і керівництва ітеративним процесом проектування, що в кінцевому підсумку призводить до створення більш надійних та інноваційних рішень для БПЛА. Представляючи аеродинаміку, динаміку і процеси в бортових системах БПЛА за допомогою математичних рівнянь, які основані на законах газодинаміки, фізики і електротехніки, інженери можуть синтезувати алгоритми системи керування без створення реального об'єкта.

Самі ж системи, з іншого боку, є повними наборами взаємопов'язаних елементів, які працюють разом для досягнення певної функції, часто демонструючи емерджентні властивості. [50, 51]. Перш ніж розробляти математичну модель об'єкта

або системи, важливо ретельно проаналізувати їх склад та фізичні параметри. Аналітичні рішення, які виражаються у вигляді формул, що представляють результати дослідження на основі вхідних даних, як правило, більш зручні та інформативні, ніж чисельні рішення. Однак аналітичні методи мають обмеження у вирішенні складних математичних задач, часто вони є більш складними, ніж чисельні методи.

Математична модель – це формальний опис системи або операції за допомогою математичних співвідношень або алгоритму [52-54]. Вона імітує роботу систем або пристроїв, максимально наближену до їхньої реальної поведінки, що спостерігається під час натурних випробувань. Ці моделі описують реальні об'єкти, явища або процеси з різним ступенем наближення до реальності, залежно від природи об'єкта і цілей дослідження.

Метою математичного моделювання є аналіз реальних процесів за допомогою математичних або комп’ютерно-інтегрованих програмних засобів. Його можна розділити на аналітичне, імітаційне та комбіноване [55, 56]. Аналітичне моделювання передбачає функціонування елементів системи за певними законами, вираженими у вигляді функціональних залежностей (алгебраїчних, інтегральних, диференціальних) або логічних умов.

Як відомо, дослідження аналітичної моделі може бути досягнуто різними методами: аналітичним, який передбачає отримання явних залежностей для шуканих характеристик; чисельним, коли рівняння розв'язуються чисельно для отримання конкретних результатів при заданих вихідних даних; і якісним, який знаходить властивості рішення без явного вигляду.

Для розгалужених систем їхнє аналітичне дослідження значно ускладнюється. Тому необхідні суттєві спрощення вихідної моделі. Дослідження спрощеної моделі аналітичними методами може дати наближені до реальних результати, які в подальшому уточнюються за допомогою інших методів.

Чисельний метод дозволяє досліджувати ширший спектр систем порівняно з аналітичним методом, але отримані рішення є специфічними для досліджуваної системи.

Імітаційне моделювання передбачає реальне відтворення процесу функціонування системи в часі за допомогою реалізуючого алгоритму, розбиваючи процес на елементарні явища. Воно має перевагу перед аналітичним моделюванням у вирішенні більш складних завдань і врахуванні факторів, які створюють труднощі в аналітичних дослідженнях.

Процес побудови математичної моделі, який зазвичай розбивається на кілька етапів, передбачає спрощення, схематизацію та опис реальної системи за допомогою певного математичного апарату.

2.2 Математичні моделі БПЛА

2.2.1 Аналіз проблем синтезу математичних моделей БПЛА

В сучасних БПЛА широко використовуються системи автоматичного керування (САК) на всіх режимах польоту, що є необхідною умовою ефективного застосування цих літальних апаратів. БПЛА може слугувати платформою для проведення досліджень, синтезу та аналізу алгоритмів управління безпілотних систем різного типу та призначення [57]. Застосування САК в контурах керування ЛА зумовлена необхідністю поліпшення пілотажних характеристик, зокрема стійкості та керованості, а також дедалі більшою інтеграцією цих систем із навігаційними, прицільно-навігаційними комплексами та системами забезпечення посадки. Така інтеграція підвищує ефективність, безпеку та надійність застосування БПЛА в різних сценаріях польоту. Для пілотованих БПЛА управління польотом охоплює ручний, напівавтоматичний і автоматичний режими. Ручне управління здійснюється оператором за допомогою показань приладів і візуальних підказок, прямих або через відеокамеру. Оператор обробляє цю інформацію для управління БПЛА, змінюючи положення органів керування за допомогою дистанційної панелі управління. До складу цієї системи також можуть входити приймач-передавач радіосигналів, алгоритми зміни параметрів законів управління, самі закони управління, регулятори обертів та моментів гвинтів, сервоприводи.

Складність і обмеження ручного керування зумовлені кількома факторами: великою кількістю вхідних даних та необхідністю їх опрацювання за умови обмеженого людського потенціалу та, як наслідок, дискретністю й деякою неточністю керування; дальністю надійного зв’язку між оператором і БПЛА. Незважаючи на ці проблеми, ручне керування залишається надійним і легко адаптованим варіантом, який часто слугує резервним засобом у разі відмови напівавтоматичної або автоматичної системи.

За напівавтоматичного управління польотом оператори діють як частина замкнутого контуру керування, в основному виконуючи команди, що генеруються контролером. Автоматичний компонент контуру керування розв'язує навігаційні та логічні задачі, пов'язані з визначенням положень керування для бажаних режимів польоту і параметрів бортового обладнання.

Для опису динамічних процесів в контурах керування необхідно використовувати математичні моделі. Складність і повнота цих моделей залежать від поставлених в розробці завдань. Більш складні математичні моделі БПЛА враховують особливості конструкції БПЛА (гнучкість корпусу, особливості аеродинаміки та ін.), міжмодульну взаємодію і перехресні зв'язки каналів керування. Однак для аналізу і синтезу контурів керування достатньо спрощених математичних моделей динаміки руху БПЛА.

Як відомо, математичні моделі просторового руху можливо спрощувати у зв’язку з природною симетрією БПЛА та частим використанням тільки ізольованих видів руху [58, 59].

Кожен режим польоту БПЛА визначається певними параметрами: кутами тангажу, крену, курсу, атаки і нахилу траєкторії, відповідними кутовими швидкостями, висотою і швидкістю польоту [60, 61]. Основне завдання САК польотом БПЛА є стабілізація заданого режиму або виконання зміни режимів відповідно до визначених програм [62] .

2.2.2 Повна математична модель БПЛА

Як відомо [63], просторове положення та переміщення ЛА зумовлено впливом сил та крутних моментів.

Головний вектор сил, що діє на ЛА може бути представлений наступним чином:

$$\overline{F} = \overline{G} + \overline{P} + \overline{R_a} + \overline{F_з}\ , \tag{2.1}$$

де G – сила тяжіння, що діє на ЛА; P – результуючий вектор тяги двигунів,

R_a – результуючий вектор аеродинамічних сил; $F_з$ – результуючий вектор сил збурювальних чинників.

Загальновідомо, що вектор сили тяжіння зорієнтований уздовж місцевої вертикалі. Тому для зручності її задають в земній системі координат (ЗСК):

$$[\overline{G}]_З^T = \overline{G}[0, -mg, 0], \tag{2.2}$$

де g – прискорення вільного падіння.

Результуючий вектор тяги рушійної установки P діє частіше у площинах симетрії ЛА, саме тому його задають зв’язаній системі координат (ЗвСК) наступним чином:

$$[\overline{P}]_{Зв}^T = \overline{P}[cos(\varphi_T), sin(\varphi_T), 0], \tag{2.3}$$

де φ_T – кут між поздовжньою будівельною віссю ЛА і вектором тяги.

Аеродинамічні сили виникають за рахунок взаємодії зовнішніх поверхонь ЛА із повітрям під час його руху. Таким чином, до кожної точки зовнішньої поверхні ЛА прикладений вектор аеродинамічної сили. Сума всіх цих точок являє собою фокус, або центр аеродинамічного тиску, що і є початком результуючого вектора аеродинамічних сил R_a. Зазвичай даний вектор розкладають у вигляді трьох складових в ЗвСК:

$$[\,\overline{R}_a\,]^T_{Зв} = [\,X\,,Y\,,Z\,], \tag{2.4}$$

де $X = qSc_x$ – сила лобового опору, $Y = qSc_y$ – нормальна (піднімальна) сила;

$Z = qSc_z$ – бічна аеродинамічна сила; $q = \rho V^2 / 2$ - швидкісний натиск повітря; ρ – густина повітря, яка залежить від висоти; S – площа аеродинамічної поверхні (наприклад крила) або максимальна площа поперечного перерізу ЛА; c_x, c_y, c_z - відповідні безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти.

Загалом до аеродинамічних характеристик ЛА, окрім c_x, c_y, c_z , також відносять: коефіцієнти аеродинамічних моментів m_x, m_y, m_z , похідні коефіцієнтів аеродинамічних моментів по різним параметрам $(m_x^{\alpha}, m_y^{\beta}, m_z^{\omega_z}, ...)$, похідні безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів по різним параметрам $(c_x^{\alpha}, c_y^{\beta}, ...)$, аеродинамічні коефіцієнти для окремих елементів конструкції літального апарату та їх похідні по різним параметрам, діапазони значень вказаних аеродинамічних параметрів.

До збурювальних сил відносять: аеродинамічні сили, зумовлені коливаннями атмосферного повітря, відхиленнями реальних аеродинамічних та геометричних характеристик літального апарату від їх розрахункових значень, відхиленнями реальних величин параметрів атмосфери від їх розрахункових значень; сили, зумовлені відхиленням реальних значень параметрів рушійної установки від її розрахункових значень та ін. Результуючий вектор збурювальних сил у ЗвСК матиме наступний вигляд:

$$[\,\overline{F}^{з}\,]^T_{Зв} = [\,F_x^{з}, F_y^{з}, F_z^{з}\,], \tag{2.5}$$

Як відомо [64], крутні моменти, зумовлені силами тяг двигунів можуть бути представлені наступним чином:

$$\overline{M_p} = \sum_{i=1}^{N} \overline{r_{p_i}} \times \overline{P}_i, \tag{2.6}$$

де $\overline{P}_i$ - сила тяги і-го двигуна у зв'язаній системі координат; $\overline{r}_{p_i}$ - радіус-вектор, що визначає положення положення точки прикладання сили вектора $\overline{P}_i$ в зв'язаній системі координат відносно центра ваги ЛА; N – кількість двигунів ЛА.

Аеродинамічні моменти, що зумовлені віддаленістю центру аеродинамічного тиску від центру ваги ЛА, у зв'язаній системі координат мають вигляд:

$$\overline{M_a} = \left[M_{ax}, M_{ay}, M_{az} \right]^T, \tag{2.7}$$

звідки $M_{ax} = qSlm_x$, $M_{ay} = qSlm_y$, $M_{az} = qSb_a m_z$. Тут m_x, m_y, m_z - безрозмірні коефіцієнти аеродинамічних моментів відповідно крену, рискання та тангажу; l – розмах крила ЛА в метрах; b_a – середня аеродинамічна хорда крила в метрах.

Збурювальні моменти, що виникають в результаті дії збурювальних сил, як правило прикладені не в центрі ваги ЛА:

$$\overline{M_в} = \overline{r_в} \times \overline{F_в} \tag{2.8}$$

Результуючий вектор збурювального моменту скаладається із трьох компонентів, кожен з яких є сумою всіх збурювальних моментів, що діють відносно трьох осей зв'язаної системи координат:

$$\overline{M_в} = \left[M_{вх}, M_{ву}, M_{вz} \right]^T \tag{2.9}$$

Крутний момент, зумовлений дією сили тяжіння, за умови нестабільності положення центра ваги ЛА може бути представлений як:

$$\overline{M_G} = \overline{r_G} \times \overline{G}, \tag{2.10}$$

де $\overline{r_G}$ – радіус-вектор, що визначає положення центра ваги ЛА відносно характерної точки у зв'язаній системі координат; $\overline{G} = -mg$, звідки m – вага ЛА в кг, а g – гравітаційна стала.

Просторовий рух БПЛА включає три ступені свободи поступального і три ступені свободи обертального рухів.

Рівняння динаміки поступального руху частіше використовують записаними у швидкистній системі координат [65]:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P\cos\alpha\cos\beta - X_a - G\sin\Theta; \\ mV\dot{\Theta} &= P(\sin\alpha\cos\gamma_a + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_a) + Y_a\cos\gamma_a - Z_a\sin\gamma_a - G\cos\Theta; \\ -mV\dot{\Psi}\cos\Theta &= P(\sin\alpha\sin\gamma_a - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_a) + Y_a\sin\gamma_a + Z_a\cos\gamma_a; \end{aligned} \tag{2.11}$$

Рівняння кінематики зв'язують просторове положення центра мас ЛА із швидкістю його поступального руху. Рівняння кінематики поступального руху в проекціях на осі нормальної системи координат мають вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{Y}_g &= \dot{H} = V\sin\Theta; \\ \dot{X}_g &= V\cos\Theta\cos\Psi; \\ \dot{Z}_g &= -V\cos\Theta\sin\Psi; \end{aligned} \tag{2.12}$$

Рівняння динаміки обертального руху саме простіше виглядають у зв'язаної системі координат:

$$\begin{aligned} I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_z\omega_y &= M_x; \\ I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z &= M_y; \\ I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x &= M_z; \end{aligned} \tag{2.13}$$

Рівняння кінематики обертального руху ЛА або рівняння Ейлера завершують формування замкненої системи диференційних рівнянь динаміки просторового руху ЛА:

$$\begin{aligned}
\dot{\psi} &= (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma)\sec\vartheta; \\
\dot{\gamma} &= \omega_x + tg\vartheta(\omega_z \sin\gamma - \omega_y \cos\gamma); \\
\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma;
\end{aligned} \tag{2.14}$$

Загальна система нелінійних нестаціонарних диференціальних рівнянь, які описують просторовий рух ЛА як жорсткого тіла має наступний вигляд:

$$\begin{cases}
m\dot{V} = P\cos\alpha\cos\beta - X_a - G\sin\Theta; \\
mV\dot{\Theta} = P(\sin\alpha\cos\gamma_a + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_a) + Y_a\cos\gamma_a - Z_a\sin\gamma_a - G\cos\Theta; \\
-mV\dot{\Psi}\cos\Theta = P(\sin\alpha\sin\gamma_a - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_a) + Y_a\sin\gamma_a + Z_a\cos\gamma_a; \\
I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_z\omega_y = M_x; \\
I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = M_y; \\
I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x = M_z; \\
\dot{\psi} = (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma)\sec\vartheta; \\
\dot{\gamma} = \omega_x + tg\vartheta(\omega_z \sin\gamma - \omega_y \cos\gamma); \\
\dot{\vartheta} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma; \\
\dot{Y}_g = \dot{H} = V\sin\Theta; \\
\dot{X}_g = V\cos\Theta\cos\Psi; \\
\dot{Z}_g = -V\cos\Theta\sin\Psi;
\end{cases} \tag{2.15}$$

де m, $G = mg$ – маса та вага літального апарату; V – вектор швидкості центра ваги ЛА; P – сила тяги рушійної установки; α – кут атаки; β – кут ковзання;

Θ – кут нахилу траєкторії; ω_x, ω_y, ω_z – проекції вектора кутової швидкості на вісі зв'язаної системі координат; ψ – кут рискання; γ – кут крену; ϑ – кут тангажу; Ψ – кут шляху; X_a – сила лобового опору; Y_a – піднімальна сила;

Z_a – бічна сила; I_x, I_y, I_z – головні центральні моменти інерції ЛА; X_g, Y_g, Z_g – координати центру ваги БПЛА в нормальної системі координат; γ_a – швидкісний кут крену. Вирішення цієї системи дає змогу моделювати поведінку ЛА на будь-яких режимах польоту та враховувати перехресні зв'язки між каналами керування.

Система рівнянь (2.15) слугує джерелом побудови всіх нелінійних або лінійних (через лінеаризацію) математичних моделей літальних апаратів. Основні

відмінності під час математичного опису БПЛА обраного типу полягає у рівняннях сил та моментів.

Для БПЛА квадрокоптерного типу схема розподілу ізольованих типів руху має наступний вигляд:

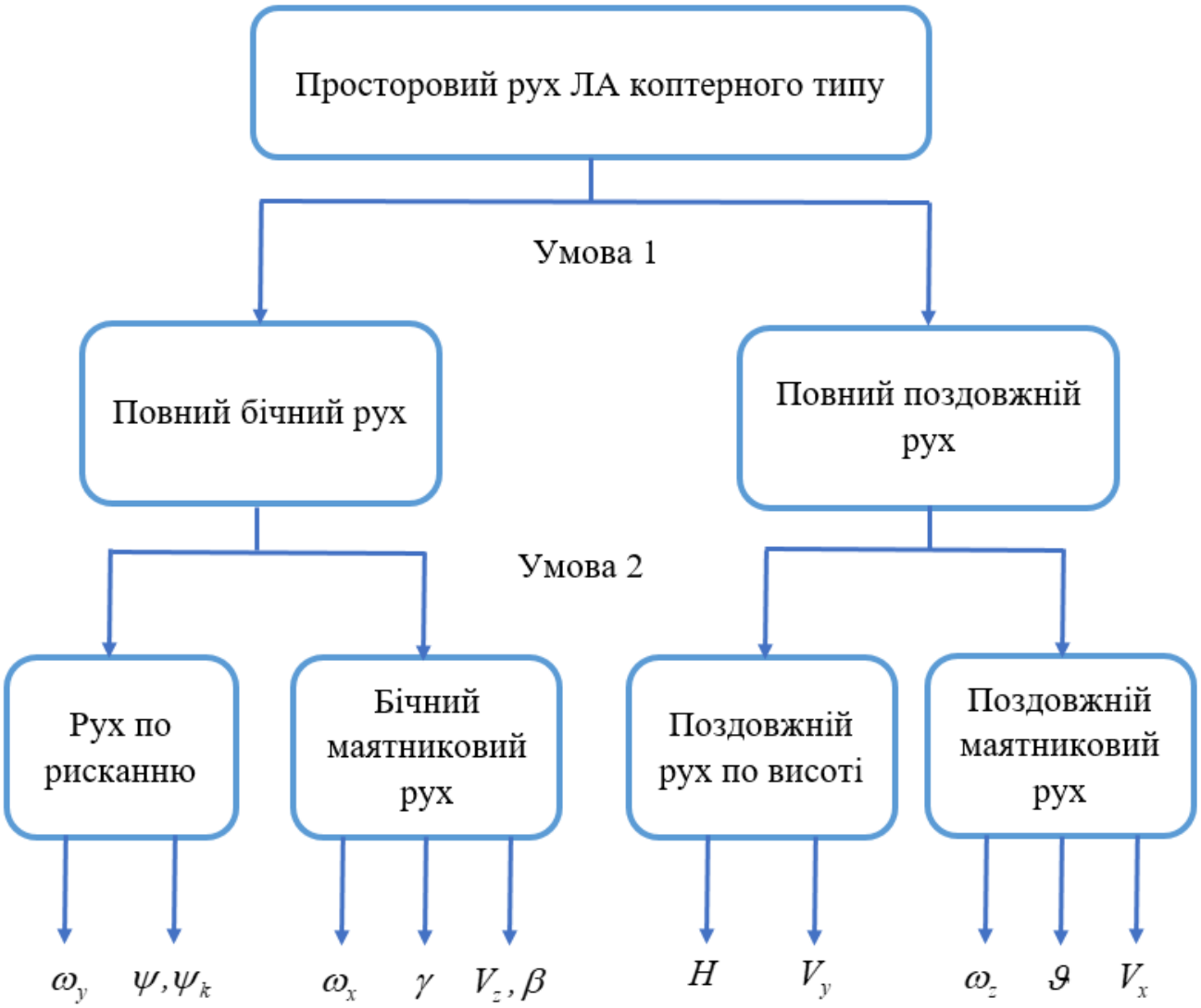


Рисунок 2.1 – Розподіл просторового руху ЛА квадрокоптерного типу

Першою умовою виділення повного бічного та поздовжнього рухів є:

- наявність автопілота, що дозволяє забезпечити стійкість керування;
- нехтування впливом аеродинамічних коефіцієнтів зв’язку між каналами керування;
- наявність симетрії квадрокоптера.

Другою умовою виділення ізольованих типів руху є:

- незначна швидкість польоту;

- наявність стабілізації в каналах керування крену, тангажу, курсу та за висотою;

- нехтування відцентровими моментами інерції.

Виділення певного типу просторового руху ЛА дозволяє значно спростити математичний опис об’єкта дослідження, зосередивши увагу на алгоритмах керування, структурних змінах, коли немає необхідності урахування повного математичного опису.

ЛА мають достатньо стабільні за зміною тих чи інших параметрів режими польоту. Оскільки на прямолінійному, горизонтальному, вертикальному або русі з набором висоти, відхилення від заданих параметрів зазвичай малі. З’являється можливість застосовувати лінійні моделі руху, котрі виходять з повної системи нелінійних нестаціонарних рівнянь (2.15) шляхом лінеаризації [66-68]. Лінеаризація - це процес наближення нелінійної системи до лінійної навколо певної робочої точки. Вона включає в себе:

- визначення точки рівноваги вихідної системи нелінійних нестаціонарних рівнянь та розгляд малих збурень навколо цієї точки;
- використання розкладання в ряд Тейлора для апроксимації нелінійних рівнянь з обранням лише лінійних членів розкладання;
- віднімання зі збуреного розкладеного опорного, тобто отримання моделі в малих приростеннях.

Така лінійна апроксимація дозволяє спростити аналіз і проектування систем керування з використанням лінійної теорії керування, полегшуючи розробку і реалізацію ефективних стратегій керування БПЛА.

Так для всіх ЛА літакового типу справедливий наступний розподіл відокремлених математичних моделей за типом просторового руху (рис. 2.2) [69].

Такий розподіл стає можливим шляхом завдяки в першу чергу симетричної форми ЛА.

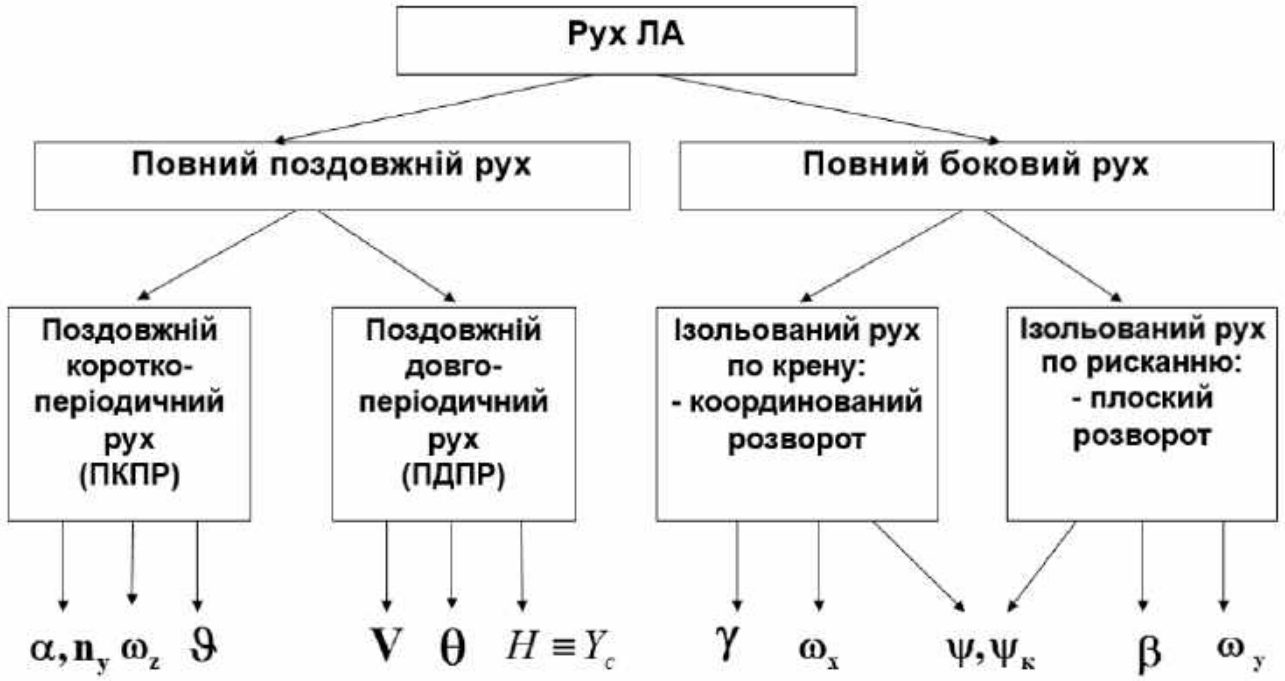


Рисунок 2.2 – Розподіл просторового руху ЛА літакового типу

Для отримання з системи (2.15) нелінійних нестаціонарних рівнянь поздовжнього руху ЛА застосовують математичні умови поділення повного руху, які можуть бути записані у вигляді наступних обмежень на зміну параметрів бічного руху:

$$\begin{aligned} &\delta_з = \delta_н = 0 \\ &\omega_x = \omega_y = 0 \\ &\beta = \gamma = \psi = 0 \end{aligned} \tag{2.16}$$

В результаті чого, вихідна система рівнянь (2.15) матиме наступний вид:

$$\begin{cases} m\dot{V} = P - X_a - G\sin\Theta; \\ mV\dot{\Theta} = Y_a - G\cos\Theta; \\ I_z\dot{\omega}_z = M_z; \\ \dot{\vartheta} = \omega_z; \\ \alpha = \vartheta - \Theta; \\ \dot{H} = V_{y_g} = V\sin\Theta; \\ \dot{X}_g = V_{x_g} = V\cos\Theta. \end{cases} \tag{2.17}$$

Для поздовжнього короткоперіодичного руху (ПКПР), є високочастотною

складовою поздовжнього руху літака. Вихідними параметрами такої моделі є: $\Delta\alpha$, $\Delta\omega_z$, $\Delta\vartheta$, Δn_y. До математичного виділення ПКПР належать такі умови:

$$\Delta V = 0; \Delta H = 0; \Delta\delta_p = 0; \Delta\theta = 0. \tag{2.18}$$

Система рівнянь в області зображень Лапласа за нульових початкових умов (2.18):

$$\begin{cases} (s + a_{m_z}^{\omega_z})\Delta\omega_z(s) + a_{m_z}^{\alpha}\Delta\alpha(s) = -a_{m_z}^{\varphi}\Delta\varphi(s); \\ -\Delta\omega_z(s) + (s + a_y^{\alpha})\Delta\alpha(s) = 0; \\ s\Delta\vartheta(s) = \Delta\omega_z(s); \\ \Delta n_y(s) = n_y^{\alpha}\Delta\alpha(s); \\ n_y^{\alpha} = \dfrac{V_0}{g} a_y^{\alpha}. \end{cases} \tag{2.19}$$

Системи лінійних рівнянь інших типів руху ЛА отримують аналогічним способом.

Використання лінеаризованих рівнянь руху БПЛА можливо для режимів польоту з невеликими змінами параметрів[70].

2.2.3 Математичні моделі БПЛА літакового типу

Для побудови достовірної математичної моделі БПЛА літакового типу доцільно спиратися на реальні технічні описи існуючих платформ. Наприклад, технічний опис PD-1 – БПЛА з фіксованим крилом (рис. 2.3), що виконаний за класичною схемою, штовхаючим гвинтом та хвостовим оперенням – містить докладні геометричні параметри, конфігурацію силової установки та конструктивні характеристики [71]. Ці вихідні дані критично важливі для коректного формулювання кінематичних і динамічних рівнянь руху.

Нелінійна математична модель БПЛА літакового типу, включає три ступені свободи поступального і три ступені свободи обертального рухів.

Рисунок 2.3 – БПЛА літакового типу PD-1

Результуючий вектор тяги двигунів P діє у площинах симетрії ЛА в ЗвСК може бути представлений наступним чином:

$$[\overline{P}]_{Зв}^{T} = \sum_{i=1}^{n} \frac{1}{2} \rho C_y^{\varepsilon} S_i r_i^2 \omega_i^2 \tag{2.20}$$

де ρ – густина повітря, C_y^{ε} – коефіцієнт підйомної сили гвинта, S_i – площа кола, яке описує і-й гвинт радіусом r_i , ω_i – кутова швидкість обертання і-го двигуна, n – кількість двигунів.

Вектор сили тяжіння у ЗвСК:

$$F_g = mg = \begin{bmatrix} -mg\sin(\vartheta) \\ -mg\cos(\vartheta)\cos(\gamma) \\ mg\cos(\vartheta)\sin(\gamma) \end{bmatrix}, \tag{2.21}$$

Аеродинамічні сили визначаються конфігурацією ЛА та характером обтікання його повітряним потоком:

$$R_a = \begin{bmatrix} -X_a\cos(\alpha)\cos(\beta) + Y_a\sin(\alpha) - Z_a\cos(\alpha)\sin(\beta) \\ X_a\sin(\alpha)\cos(\beta) + Y_a\cos(\alpha) + Z_a\sin(\alpha)\sin(\beta) \\ -X_a\sin(\beta) + Z_a\cos(\beta) \end{bmatrix}, \tag{2.22}$$

де $X_a = \frac{1}{2}\rho C_x S_{UAV}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_x$ – сила лобового опору,

$Y_a = \frac{1}{2}\rho C_y S_{UAV}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_y$ – підйомна сила, $Z_a = \frac{1}{2}\rho C_z S_{UAV}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_z$ – бічна сила, S_{UAV} – площа крила або максимальна площа поперечного перерізу, V_x, V_y, V_z – проекції лінійної швидкості на відповідну вісь ЗвСК.

Рівняння сил, діючих на центр мас у ЗвСК:

$$\begin{cases} F_x = P - X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) - \\ -mg\sin(\vartheta) + F_x^{зб}, \\ F_y = X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) - \\ -mg\cos(\vartheta)\cos(\gamma) + F_x^{зб}, \\ F_z = -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) + mg\cos(\vartheta)\sin(\gamma) + F_z^{зб}. \end{cases} \quad (2.23)$$

Звідки $F_x^{зб}, F_y^{зб}, F_z^{зб}$ – відповідно проекції збурювальної сили на відповідну вісь ЗвСК;

Рівняння динаміки поступального руху ЛА відповідно до (2.15), (218), (2.19) та (2.20) мають наступний вигляд:

$$\begin{cases} m\left(\dot{V}_x + V_z\omega_y - V_y\omega_z\right) = P - X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) - \\ -mg\sin(\vartheta) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_y + V_x\omega_z - V_z\omega_x\right) = X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) - \\ -mg\cos(\vartheta)\cos(\gamma) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y\right) = -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) + mg\cos(\vartheta)\sin(\gamma) + F_z^{зб}. \end{cases} \quad (2.24)$$

Кутовий рух ЛА літакового типу у зв'язаній системі координат описується системою з трьох рівнянь – динамічних рівнянь Ейлера:

$$\begin{cases} I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z = M_x, \\ I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = M_y, \\ I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y = M_z. \end{cases} \quad (2.25)$$

Проекцію сумарного моменту, що діє на ЛА, можна записати наступним

чином:

$$\begin{cases} M_x = \frac{1}{2}\rho C_x S_{хар}\sqrt{V_x^2+V_y^2+V_z^2}V_x b\delta_e - k_{\omega_x}\omega_x - k_{vz}V_z - M_x^{в}, \\ M_y = \frac{1}{2}\rho C_y S_{хар}\sqrt{V_x^2+V_y^2+V_z^2}V_y b\delta_н - k_{\omega_y}\omega_y - M_y^{в}, \\ M_z = \frac{1}{2}\rho C_z S_{хар}\sqrt{V_x^2+V_y^2+V_z^2}V_z b\delta_в - k_{\omega_z}\omega_z - k_{vy}V_y - M_x^{в}, \end{cases} \quad (2.26)$$

де $k_{\omega_x}, k_{\omega_y}, k_{\omega_z}$ – коефіцієнти демпфування; k_{V_x}, k_{V_z} – коефіцієнти похідної поздовжньої стійкості.

Динаміка кутів описується системою з трьох диференціальних рівнянь – кінематичних рівнянь Ейлера, що мають такий вигляд:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_z - tg(\vartheta)\times(\omega_y cos(\gamma) - \omega_z sin(\gamma)), \\ \dot{\psi} = \dfrac{\omega_y cos(\gamma) - \omega_z sin(\gamma)}{cos(\vartheta)} \\ \dot{\vartheta} = \omega_z cos(\gamma) + \omega_y sin(\gamma). \end{cases} \quad (2.27)$$

Кінематичні рівняння руху центра ваги ЛА:

$$\begin{cases} \dot{H} = V_x sin(\vartheta) + V_y cos(\vartheta)cos(\gamma) - V_z cos(\vartheta)sin(\gamma), \\ \dot{X} = V_x cos(\vartheta) - V_y sin(\vartheta)cos(\gamma) + V_z sin(\vartheta)sin(\gamma), \\ \dot{Z} = V_y sin(\gamma) + V_z cos(\gamma). \end{cases} \quad (2.28)$$

2.2.4 Математичні моделі БПЛА типу бікоптер

Під час проектування БПЛА типу бікоптер фундаментальним є врахування варіантів конструкції: деякі можуть бути оснащені лише двома несучими роторами без додаткових аеродинамічних поверхонь, інші – поєднують роторну систему з крилом та традиційними органами керування. Наприклад, робота [72] показала динаміку бікоптера із нахильними роторами без крил (рис. 2.4), зосереджуючи увагу на контролі орієнтації та стабілізації за допомогою роторів. Водночас в іншій науковій роботі представлено гібридну конфігурацію [73], що демонструє наявність аеродинамічних поверхонь, які впливають на моделювання аеродинамічних сил і

моментів (рис. 2.5). Таким чином, загальна математична модель бікоптера повинна бути побудована з урахуванням того, чи має платформа крила та органи керування, чи лише гвинтомоторну систему.

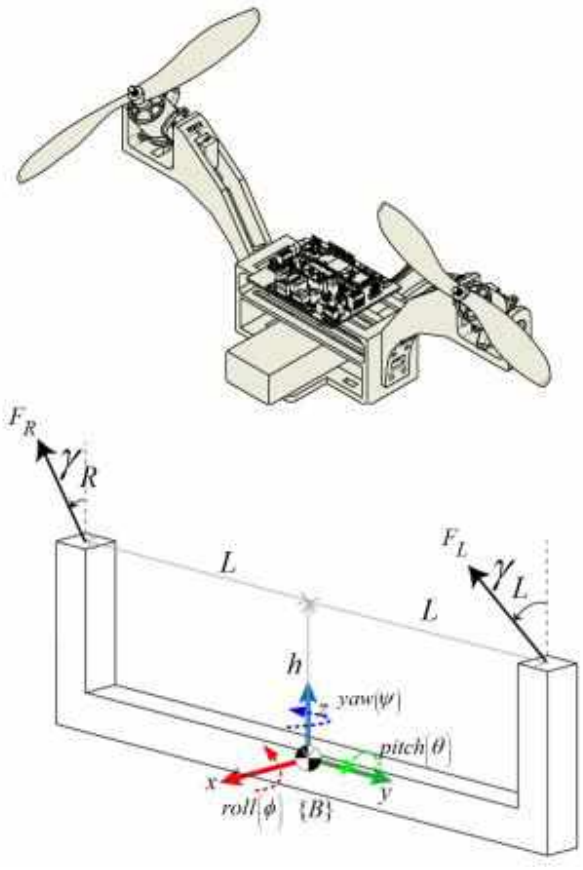


Рисунок 2.4 – БПЛА типу бікоптер

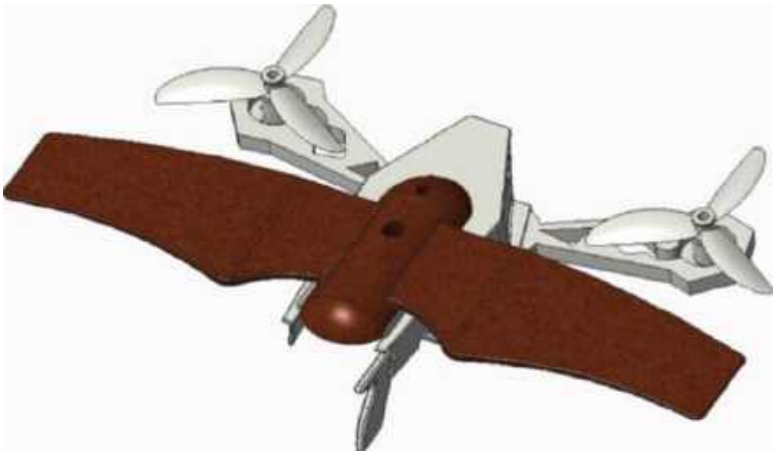


Рисунок 2.5 – БПЛА типу бікоптер з аеродинамічними поверхнями

Нелінійна математична модель БПЛА типу бікоптер, також включає три ступені свободи поступального і три ступені свободи обертального рухів.

Результуючий вектор тяги двигунів P діє у площинах симетрії ЛА в ЗвСК може бути представлений наступним чином:

$$[\overline{P}]_{Зв}^{T} = \sum_{i=1}^{2} \frac{1}{2} \rho C_y^{c} S_i r_i^2 \omega_i^2 \tag{2.29}$$

Вектор сили тяжіння у ЗвСК має такий самий вигляд, як і для літакового типу БПЛА.

Аеродинамічні сили визначаються конфігурацією ЛА та характером обтікання його повітряним потоком:

$$R_a = \begin{bmatrix} -X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) \\ X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) \\ -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) \end{bmatrix}, \tag{2.30}$$

Рівняння сил, діючих на центр мас у ЗвСК:

$$\begin{cases} F_x = P_1 \sin(\varphi_1) + P_2 \sin(\varphi_2) - X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) - mg \sin(\vartheta), \\ F_y = P_1 \cos(\varphi_1) + P_2 \cos(\varphi_2) - X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) + mg \cos(\vartheta)\cos(\gamma), \\ F_z = -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) + mg \cos(\vartheta)\sin(\gamma). \end{cases} \tag{2.31}$$

Рівняння динаміки поступального руху ЛА відповідно до (2.21), (2.29), (2.30) та (2.31) мають наступний вигляд:

$$\begin{cases} m\left(\dot{V}_x + V_z\omega_y - V_y\omega_z\right) = P_1 \sin(\varphi_1) + P_2 \sin(\varphi_2) - X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) - mg \sin(\vartheta) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_y + V_x\omega_z - V_z\omega_x\right) = P_1 \cos(\varphi_1) + P_2 \cos(\varphi_2) - X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) + mg \cos(\vartheta)\cos(\gamma) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y\right) = -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) + mg \cos(\vartheta)\sin(\gamma) + F_z^{зб}. \end{cases} \tag{2.32}$$

Кутовий рух ЛА бікоптерного типу в ЗвСК описується системою з трьох динамічних рівнянь Ейлера:

$$\begin{cases} I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + \omega_z j_r(\omega_1 - \omega_2) = M_x, \\ I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = M_y, \\ I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y + \omega_x j_r(\omega_1 - \omega_2) = M_z. \end{cases} \quad (2.33)$$

Рівняння сумарного моменту, що діє на даний тип ЛА, які можна записати наступним чином:

$$\begin{cases} M_x = L_z\left(P_1 cos(\varphi_1) - P_2 cos(\varphi_2)\right) + \\ + \frac{1}{2}\rho C_x S_{хар}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_x b\delta_e - k_{\omega_x}\omega_x - k_{vz}V_z - M_x^{в}, \\ M_y = L_z\left(P_1 sin(\varphi_1) - P_2 sin(\varphi_2)\right) + \\ + \frac{1}{2}\rho C_y S_{хар}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_y b\delta_н - k_{\omega_y}\omega_y - M_y^{в}, \\ M_z = -h_y\left(P_1 sin(\varphi_1) + P_2 sin(\varphi_2)\right) + \\ + \frac{1}{2}\rho C_z S_{хар}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_z b\delta_в - k_{\omega_z}\omega_z - k_{vx}V_x - M_z^{в}. \end{cases} \quad (2.34)$$

де L_z – половина відстані вздовж Z до кожного двигуна; h_y – вертикальна відстань вздовж осі Y від центру мас до роторів; φ_1, φ_2 – кути нахилу відповідно першого та другого двигунів бікоптера (додатні для нахилу вперед, обертання тяги від +Y до +X);

Кінематичні рівняння Ейлера та руху центра ваги ЛА мають аналогічний вигляд як і для БПЛА літакового типу.

2.2.5 Математичні моделі БПЛА трикоптерного типу

БПЛА типу трикоптер (tricopter) являє собою літальний апарат з трьома двигунами, які забезпечують керованість у просторі та підтримку стабільного польоту. Конструктивно такі апарати можуть мати додаткові аеродинамічні поверхні, зокрема крила та органи керування [74], що істотно впливає на їхні динамічні властивості та відповідно на вид рівнянь просторового руху (рис.2.6).

Водночас існують реалізації трикоптерів без аеродинамічних поверхонь (рис.2.7). Крім того, у деяких конструкціях один із трьох двигунів може відхилятися за допомогою сервопривода, що дозволяє додатково генерувати сили та моменти для керування апаратом [75] .

Рисунок 2.6 – БПЛА типу трикоптер з аеродинамічними поверхнями

Рисунок 2.7 – БПЛА типу трикоптер

Нелінійна математична модель БПЛА трикоптерного типу як і БПЛА попередніх типів включає три ступені свободи поступального і три ступені свободи

обертального рухів.

Результуючий вектор тяги двигунів *P* діє у площинах симетрії ЛА в ЗвСК і може бути представлений так:

$$[\overline{P}]_{зв}^{T} = \sum_{i=1}^{3} \frac{1}{2} \rho C_y^z S_i r_i^2 \omega_i^2 \tag{2.35}$$

У ЗвСК вектор сили тяжіння задається аналогічно до БПЛА літакового типу.

Рівняння сил, діючих на центр мас у ЗвСК:

$$\begin{cases} F_x = -mg\ sin(\vartheta), \\ F_y = P_1 + P_2 + P_3\ cos(\varphi) - mg\ cos(\vartheta) cos(\gamma), \\ F_z = P_3\ sin(\varphi) + mg\ cos(\vartheta) sin(\gamma). \end{cases} \tag{2.36}$$

Рівняння динаміки поступального руху трикоптера відповідно до (2.21), (2.35) та (2.36) мають наступний вигляд:

$$\begin{cases} m\left(\dot{V}_x + V_z\omega_y - V_y\omega_z\right) = -mg\ sin(\vartheta) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_y + V_x\omega_z - V_z\omega_x\right) = P_1 + P_2 + P_3\ cos(\varphi) - mg\ cos(\vartheta) cos(\gamma) + F_y^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y\right) = P_3\ sin(\varphi) + mg\ cos(\vartheta) sin(\gamma) + F_z^{зб}. \end{cases} \tag{2.37}$$

Кутовий рух трикоптера у зв'язаній системі координат описується системою динамічних рівнянь Ейлера, аналогічно як і для БПЛА літакового типу.

Проекції сумарного моменту, що діють на трикоптер:

$$\begin{cases} M_x = \left(P_2 - P_1\right) L_z + h_y P_3\ sin(\varphi) - k_{\omega_x}\omega_x - k_{V_z} V_z, \\ M_y = -D_x\left(P_2 - P_1\right) + k_\tau\left(P_1 + P_2 - P_3\right) - k_{\omega_y}\omega_y, \\ M_z = -D_x P_3\ cos(\varphi) - k_{\omega_z}\omega_z - k_{V_x} V_x. \end{cases} \tag{2.38}$$

де L_z – половина відстані між осями обертання передніх двох двигунів; h_y – вертикальна відстань вздовж осі Y від центру мас до роторів; D_x – відстань вздовж від'ємної осі X до заднього ротора; φ – кут нахилу заднього двигуна трикоптера; k_τ – константа пропорційності крутного моменту, яка пов'язує тягу ротора з реакційним крутним моментом, який він створює.

Кінематичні рівняння Ейлера та рівняння руху центра мас літального апарата

мають такий самий вигляд, як і у безпілотних літальних апаратів літакового типу.

2.2.6 Математичні моделі БПЛА змішаного типу

Математичні моделі БПЛА змішаного типу забезпечують формальний опис динаміки апарата з урахуванням взаємодії аеродинамічних, інерційних та енергетичних параметрів. Особливістю таких апаратів є поєднання характеристик декількох авіаційних схем, що призводить до значної нелінійності та високої чутливості моделі до зміни режимів польоту.

Результуючий вектор тяги двигунів P діє у площинах симетрії ЛА в ЗвСК може бути записаний як:

$$[\overline{P}]_{Зв}^{T} = \sum_{i=1}^{n} \frac{1}{2} \rho C_y^{г} S_i r_i^2 \omega_i^2, \tag{2.39}$$

У ЗвСК вектор тяжіння формується за тим самим принципом, що й у БПЛА літакового типу.

Аеродинамічні сили визначаються конфігурацією ЛА та характером обтікання його повітряним потоком:

$$R_a = \begin{bmatrix} -X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) \\ X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) \\ -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) \end{bmatrix}, \tag{2.40}$$

Рівняння сил, діючих на центр мас у ЗвСК:

$$\begin{cases} F_x = P_1 \sin(\varphi_1) + P_2 \sin(\varphi_2) - X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) - mg \sin(\vartheta), \\ F_y = P_1 \cos(\varphi_1) + P_2 \cos(\varphi_2) - X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) + mg \cos(\vartheta)\cos(\gamma), \\ F_z = -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) + mg \cos(\vartheta)\sin(\gamma). \end{cases} \tag{2.41}$$

Рівняння динаміки поступального руху ЛА відповідно до (2.21), (2.39), (2.40) та (2.41) мають наступний вигляд:

$$\begin{cases} m\left(\dot{V}_x + V_z\omega_y - V_y\omega_z\right) = P_1 \sin(\varphi_1) + P_2 \sin(\varphi_2) - X_a \cos(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \sin(\alpha) - Z_a \cos(\alpha)\sin(\beta) - mg \sin(\vartheta) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_y + V_x\omega_z - V_z\omega_x\right) = P_1 \cos(\varphi_1) + P_2 \cos(\varphi_2) - X_a \sin(\alpha)\cos(\beta) + \\ +Y_a \cos(\alpha) + Z_a \sin(\alpha)\sin(\beta) + mg \cos(\vartheta)\cos(\gamma) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y\right) = -X_a \sin(\beta) + Z_a \cos(\beta) + mg \cos(\vartheta)\sin(\gamma) + F_z^{зб}. \end{cases} \quad (2.42)$$

Кутовий рух ЛА бікоптерного типу у зв'язаній системі координат описується системою динамічних рівнянь Ейлера:

$$\begin{cases} I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + \omega_z j_r\left(\omega_1 - \omega_2\right) = M_x, \\ I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = M_y, \\ I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y + \omega_x j_r\left(\omega_1 - \omega_2\right) = M_z. \end{cases} \quad (2.43)$$

Рівняння сумарного моменту, що діє на даний тип ЛА, які можна записати у такий спосіб:

$$\begin{cases} M_x = L_z\left(P_1 \cos(\varphi_1) - P_2 \cos(\varphi_2)\right) + \\ +\frac{1}{2}\rho C_x S_{хар}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_x b\delta_e - k_{\omega_x}\omega_x - k_{vz}V_z - M_x^{в}, \\ M_y = L_z\left(P_1 \sin(\varphi_1) - P_2 \sin(\varphi_2)\right) + \\ +\frac{1}{2}\rho C_y S_{хар}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_y b\delta_н - k_{\omega_y}\omega_y - M_y^{в}, \\ M_z = -h_y\left(P_1 \sin(\varphi_1) + P_2 \sin(\varphi_2)\right) + \\ +\frac{1}{2}\rho C_z S_{хар}\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}V_z b\delta_в - k_{\omega_z}\omega_z - k_{vx}V_x - M_z^{в}. \end{cases} \quad (2.44)$$

де L_z – половина відстані вздовж Z до кожного двигуна; h_y – вертикальна відстань вздовж осі Y від центру мас до роторів; φ_1, φ_2 – кути нахилу відповідно першого та другого двигунів бікоптера (додатні для нахилу вперед, обертання тяги від +Y до +X);

Кінематичні рівняння Ейлера та руху центра ваги ЛА мають аналогічний вигляд як і для БПЛА літакового типу.

В роботі [76] було розглянуто створення та порівняння трьох САК поздовжнім рухом невеликого БПЛА "Vertigo" з наступними варіантами алгоритмів керування:

традиційний ПІД-регулятор, нелінійний нечіткий регулятор типу PD і нейронний регулятор.

БПЛА "Vertigo" являє собою літальний апарат типу "літаюче крило", який здатен здійснювати політ як у літаковому, так і у вертолітному режимах (рис.2.8).

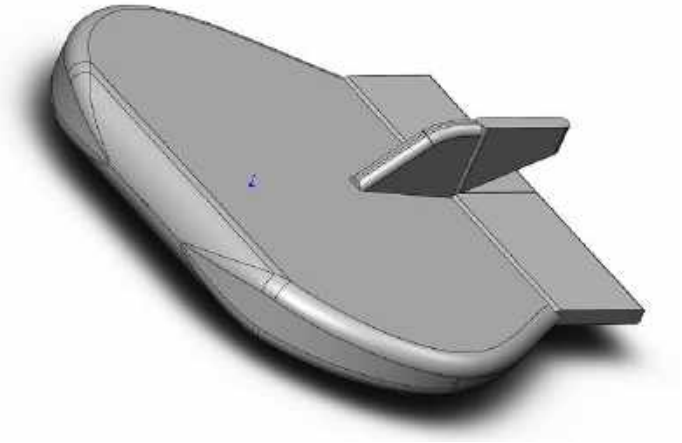


Рисунок 2.8 – БПЛА "Vertigo"

Для спрощення синтезу АСУ в дослідженні розглядається динаміка БПЛА під час поздовжнього короткоперіодичного руху (ПКПР). Було розроблено лінійну математичну модель руху БПЛА у вигляді структурної схеми (рис. 2.9) та отримано її s-модель у програмі Simulink середовища Matlab (рис. 2.10).

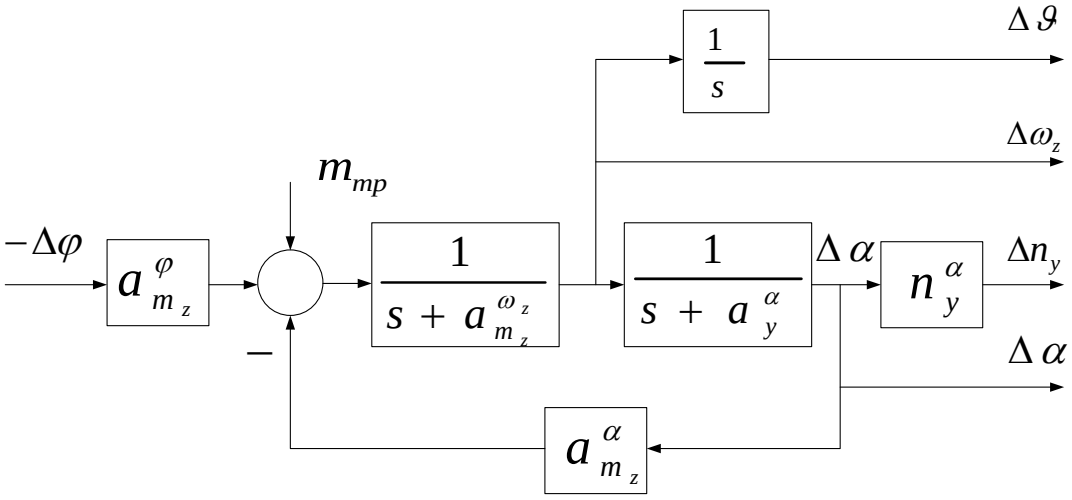


Рисунок 2.9 – Структурна схема лінійної математичної моделі ПКПР

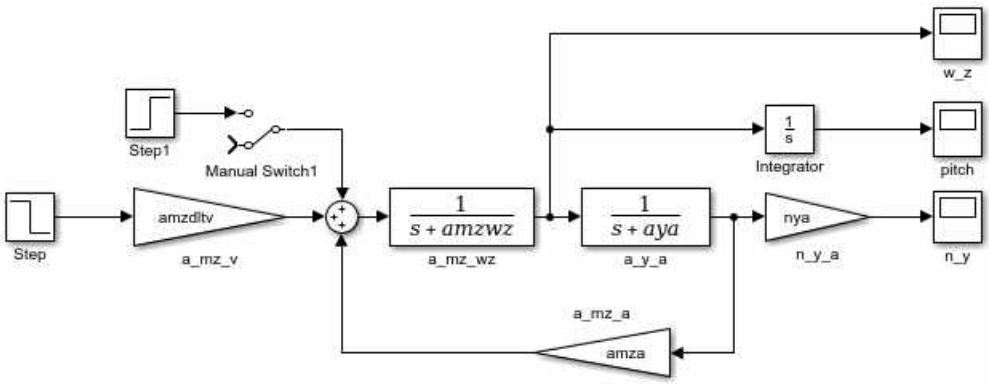
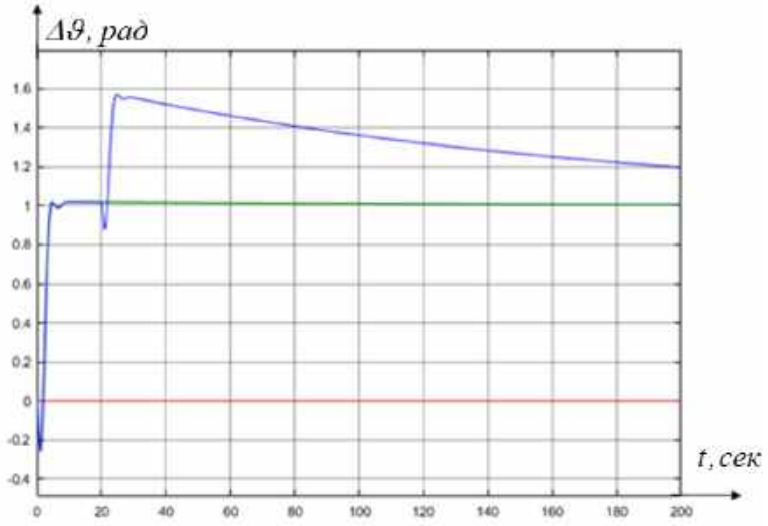
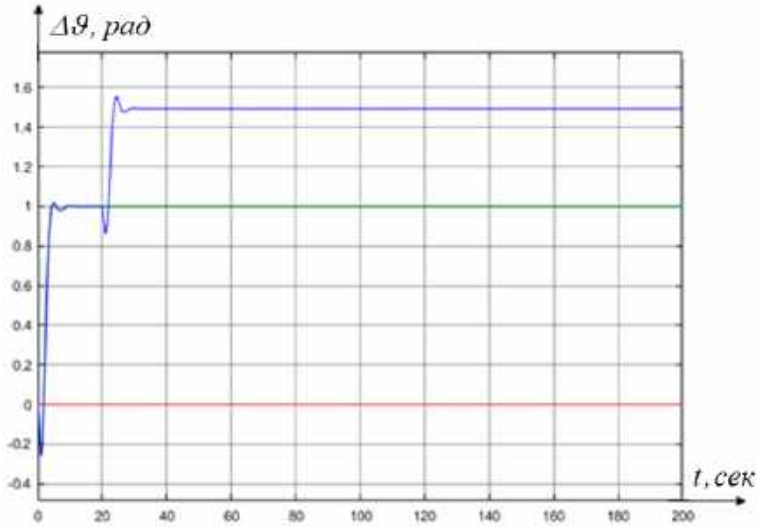


Рисунок 2.10 – S-модель ПКПР в Simulink/Matlab

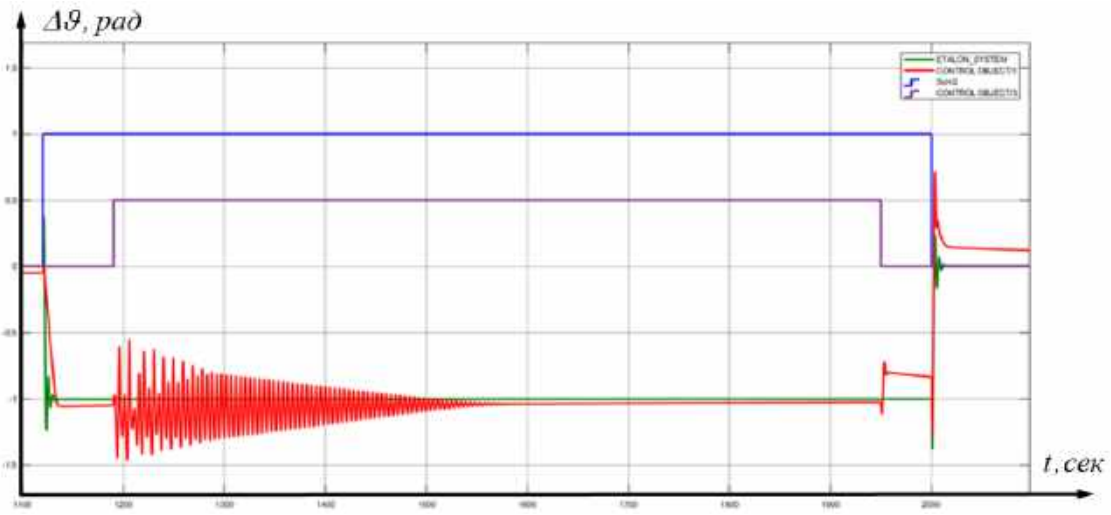
У дослідженні порівнюються характеристики трьох варіантів алгоритмів САК за наявності збурювальних впливів (рис.2.11).



а



б



в

Рисунок 2.11 – Графіки перехідного процесу БПЛА «Vertigo» за кутом тангажа та наявності збурювальної дії із САК на основі ПІД-регулятора (а), нечіткого регулятора (б) та нейронного регулятора з еталонною моделлю (в)

По-перше, використовувався традиційний ПІД-регулятор, параметри якого налаштовувалися за допомогою блоку налаштувань моделі Check Step Response Characteristics [77]. Результати показали, що ПІД-регулятор покращує якість керування, задовольняючи необхідним параметрам для перехідних процесів.

По-друге, було синтезовано нелінійний нечіткий регулятор типу PD, який показав поліпшену якість керування з нульовою помилкою в сталому режимі та часом перехідного процесу близько 4 секунд без перерегулювання.

Нарешті, було реалізовано нейронний регулятор, що демонструє адаптивні властивості до збурень.

Наукова значимість отриманих результатів та аналіз їх впливу на розвиток систем керування БПЛА залишаються обмеженими. Це пов’язано з тим, що дослідження розглядає спрощену постановку задачі керування, орієнтовану на короткоперіодичну динаміку поздовжнього руху, що не забезпечує повного відображення складності процесів керування реальним літальним апаратом.

Лінійні математичні моделі БПЛА є простішими при аналізі та налаштуванні у порівнянні із нелінійними. Однак їх використання при аналізі повних маневрових характеристик літальних апаратів дає неповну інформацію про об’єкт дослідження,

та вимагає або суттєвого ускладнення математичної моделі, або її повної заміни. Можливим рішенням цієї проблеми може стати використання системи нелінійних рівнянь динаміки руху ЛА, генетичних алгоритмів налаштування, результатів натурних та напівнатурних моделювань.

Так, у статті [78] описано розробку адаптивної сенсорної технології для керування рухом та стеження за БПЛА. Вона фокусується на покращенні обчислення та фільтрації орієнтації за різних умов польоту. Для цього була застосована кватерніонна модель оновлення координат, їх нелінійна SVDCK-фільтрація, а також динамічні адаптивні коригувальні коефіцієнти для підвищення точності та надійності визначення координат.

Для перевірки ефективності підходу проведено імітаційні експерименти для запропонованого алгоритму. Результати показують, що технологія ефективно зменшує помилки обчислення орієнтації та покращує стійкість керування.

2.2.7 Математичні моделі БПЛА квадрокоптерного типу

Оскільки квадрокоптер (рис. 2.12) – це багатороторний літальний апарат, у якому підйом і керування здійснюються шляхом регулювання обертів чотирьох двигунів, його рух у просторі належить до класу рухів твердого тіла [79].

Рисунок 2.12 – БПЛА типу квадрокоптер

Нелінійна математична модель БПЛА квадрокоптерного типу, як і літакового, включає три ступені свободи поступального і три ступені свободи обертального рухів.

Результуючий вектор тяги двигунів P діє у площинах симетрії ЛА в ЗвСК може бути представлений наступним чином:

$$[\overline{P}]^T_{зв} = \sum_{i=1}^{4} \frac{1}{2} \rho C_y^{\partial} S_i r_i^2 \omega_i^2 \tag{2.45}$$

Вектор сили тяжіння у ЗвСК має такий самий вигляд, як і для літакового типу БПЛА.

Рівняння сил, діючих на центр мас у ЗвСК:

$$\begin{aligned} F_x &= -mg\ sin(\vartheta) + F_x^{зб}, \\ F_y &= P - mg\ cos(\vartheta) cos(\gamma) + F_x^{зб}, \\ F_z &= mg\ cos(\vartheta) sin(\gamma) + F_z^{зб}. \end{aligned} \tag{2.46}$$

Рівняння динаміки поступального руху квадрокоптера відповідно до (2.21), (2.45) та (2.46) мають наступний вигляд:

$$\begin{cases} m\left(\dot{V}_x + V_z\omega_y - V_y\omega_z\right) = -mg\ sin(\vartheta) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_y + V_x\omega_z - V_z\omega_x\right) = P - mg\ cos(\vartheta) cos(\gamma) + F_x^{зб}, \\ m\left(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y\right) = mg\ cos(\vartheta) sin(\gamma) + F_z^{зб}. \end{cases} \tag{2.47}$$

Кутовий рух квадрокоптера у зв'язаній системі координат описується системою динамічних рівнянь Ейлера, аналогічно як і для БПЛА літакового типу.

В свою чергу проекції сумарного моменту, що діють на квадрокоптер, можна записати наступним чином:

$$\begin{cases} M_x = \left(P_4 + P_3 - P_1 - P_2\right) l - M_{Fx}, \\ M_y = \left(M_{R3} + M_{R4}\right) - \left(M_{R1} + M_{R2}\right) - M_{Fy}, \\ M_z = \left(P_1 + P_4 - P_2 - P_3\right) l - M_{Fz}, \end{cases} \tag{2.48}$$

де P_1, P_2, P_3, P_4 – тяги двигунів, $M_{R1}, M_{R2}, M_{R3}, M_{R4}$ – реактивні моменти, за допомогою яких відбувається керування БПЛА у каналі рискання; M_{Fx}, M_{Fy}, M_{Fz} –

збурювальні моменти; l – відстань від осі обертання двигуна до центру ваги квадрокоптера.

Крутні моменти двигунів можуть бути розраховані таким способом:

$$M_i = \frac{1}{2}\rho C_y^{\varepsilon} S_i r_i^3 \omega_i^2, \tag{2.49}$$

Кінематичні рівняння Ейлера та руху центра ваги ЛА мають аналогічний вигляд як і для БПЛА літакового типу.

Так в науковій роботі [80] дослідження було зосереджено на розумінні того, як керування одним аспектом руху квадрокоптера впливає на інші. Хоча існує багато досліджень, присвячених моделюванню літальних апаратів з квадрокоптерного типу, вони часто не враховують взаємодію між каналами керування та параметрами польоту.

Для створення математичної моделі квадрокоптера були використані дві системи координат: нерухома система координат (НСК) і ЗвСК. Математична модель представлена на рис.2.13.

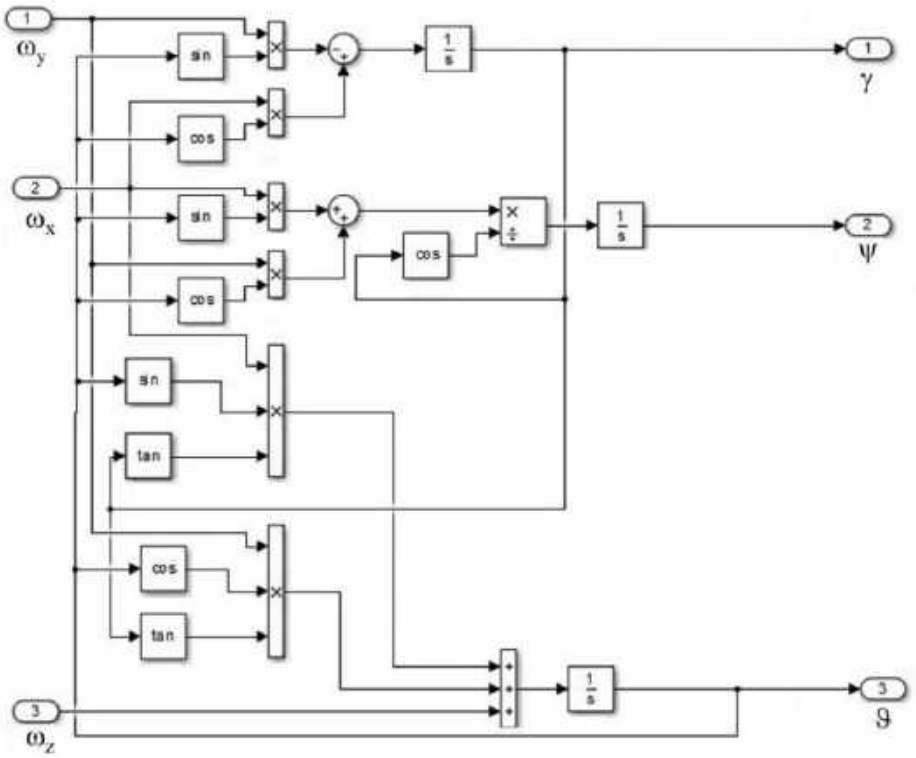


Рисунок 2.13 – Математична модель розрахунку кутів Ейлера у середовищі Simulink/Matlab для БПЛА квадрокоптерного типу

У дослідженні вивчається, як керування одним каналом керування впливає на інші. З'ясовано, що зміна одного параметра (наприклад, тангажу або крену), при незмінності інших, не має значного впливу на загальний рух. Однак одночасна зміна декількох параметрів може призвести до значних змін у динаміці руху БПЛА, особливо при спільній зміні висоти і кутів Ейлера. Це свідчить про необхідність застосування нелінійних математичних моделей динаміки просторового руху та їх систем керування.

Математична модель, представлена в статті, видається дещо спрощеною. Наприклад, система керування описується як така, що має лише ручне керування або керування відповідно до заданих координат, без урахування більш досконалих алгоритмів керування, що використовуються на практиці, таких як ПІД-регулятори, регулятори з нечіткою логікою, нейромережеві регулятори.

2.3 Математична модель гвинтомоторної групи

Математичні моделі та рівняння для синтезу математичних моделей гвинтомоторної групи (ГМГ) зустрічаються в численних наукових роботах, присвячених моделюванню БПЛА, де акцент робиться на поліноміальних апроксимаціях тяги та моменту залежно від обертів на хвилину та швидкості польоту безпілотника [81]. Ці підходи часто включають рівняння для розрахунку тяги та обертового реактивного моменту, врахування затримок, постійних часу та емпіричних коефіцієнтів, отриманих з експериментальних даних або моделювань.

Для синтезу математичної моделі ГМГ було обрано два набори гвинтів APC style 9x4.5 прямого і зворотного оберту, регулятори струму SW-60A та чотири електродвигуна FALCON 3548 1250об/в. Модель описується передавальною функцією тяги:

$$W_T^{ГМГ}(s) = \frac{T(s)}{U_{кер}(s)} = \frac{k_T e^{-\tau s}}{T_T s + 1}, \qquad (2.50)$$

де k_T – коефіцієнт тяги двигуна, τ – відповідає транспортній затримці; T_T – постійна часу.

Та передавальною функцією крутного реактивного моменту:

$$W_M^{ГМГ}(s) = \frac{M(s)}{U_{кер}(s)} = \frac{k_M e^{-\tau s}}{T_T s + 1}, \qquad (2.51)$$

де k_M – коефіцієнт крутного реактивного моменту двигуна.

Коефіцієнти k_T та k_M апроксимуються поліномами п'ятого ступеня з урахуванням залежностей від швидкості обертання двигунів (RPM) ГМГ в об/с та повітряної швидкості польоту БПЛА (V) в м/с. Дані для апроксимації коефіцієнтів взяті з веб-джерела [82], що забезпечує високу точність для реальних характеристик пропелера.

Апроксимований поліном п'ятого ступеня коефіцієнта k_T має вигляд:

$$k_T = p00 + p10 \cdot V + p01 * RPM + ... + p14 * V * RPM^4 + p05 * RPM^5, \qquad (2.52)$$

де $p00...p05$ – коефіцієнти апроксимаційного багаточлену.

Апроксимований поліном п'ятого ступеня коефіцієнта k_M має вигляд, аналогічний до k_T .

Математична модель гвинтомоторної групи в середовищі програмування та моделювання Scilab/Xcos представлена на рис.2.14.

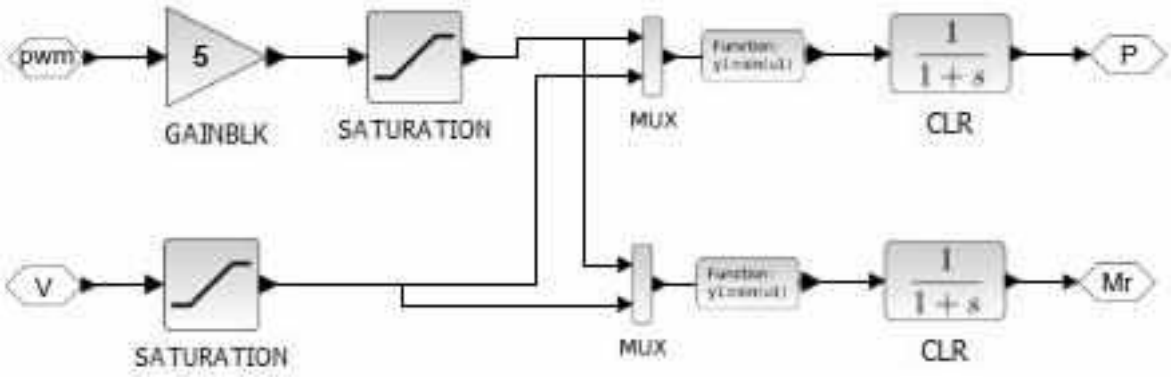


Рисунок 2.14 – Структурна схема підсистеми математичної моделі гвинтомоторної групи в Scilab/Xcos

2.4 Висновки до розділу

У цьому розділі за отриманими результатами можна зробити такі висновки:

− Проведено аналіз методів математичного моделювання безпілотних літальних апаратів, включаючи аналітичне, імітаційне та комбіноване моделювання. Показано, що для складних систем БПЛА імітаційне моделювання дозволяє враховувати нелінійності та невизначеності, які ускладнюють аналітичні методи.

− Розглянуто проблеми синтезу математичних моделей БПЛА, зокрема для квадрокоптерного типу. Встановлено, що традиційні моделі твердого тіла не повністю враховують динаміку руху, тому запропоновано повну нелінійну математичну модель просторового руху БПЛА на базі рівнянь Ейлера-Лагранжа.

− Розроблено математичні моделі підсистем БПЛА, включаючи гвинтомоторну групу, з апроксимацією коефіцієнтів тяги та моменту за допомогою поліномів. Показано залежність цих коефіцієнтів від швидкості обертання та вітру, з використанням середовища Scilab + Xcos для імітаційного моделювання.

− Продемонстровано інтеграцію апаратної частини на базі Arduino Due та Nano з програмними моделями. Встановлено, що мова Wiring забезпечує сумісність з C/C++ для реалізації алгоритмів керування, що дозволяє проводити експерименти з ідентифікацією параметрів та синтезом систем керування БПЛА.

РОЗДІЛ 3
ПРОГРАМНИЙ МОДУЛЬ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ БПЛА

3.1 Розробка нефункціональних вимог до програмного модуля для дослідження систем керування безпілотними літальними апаратами

Основними нефункціональними вимогами до програмного модуля (ПМ) для дослідження систем керування БПЛА є наступні:

1. Структурованість: ПМ має бути описаний в порядку виконання етапів розробки, кожен наступний етап розробки має логічно випливати з попереднього;
2. Детальність: ПМ має бути описаний на рівні, що надає можливість аналізувати процеси на різних етапах функціонування БПЛА;
3. Повнота: ПМ має бути описаний в достатньому обсязі, щоб у розробника не виникало питань про архітектурні особливості системи що реалізується;
4. Простота: опис ПМ має бути достатньо простим і наочним, щоб не потребувати роз’яснень кваліфікованого спеціаліста, який реалізує програмне забезпечення.

3.2 Розробка функціональних вимог до програмного модуля для дослідження систем керування БПЛА

Розглядаючи варіанти використання ПЗ БПЛА, можливі два основні підходи до інтерпретації ролі самого ЛА в ньому. Розглядаючи використання програмного забезпечення в БПЛА, необхідно визнати, що до інтерпретації ролі ЛА в цьому контексті можна підійти з двох основних точок зору. Ці підходи фундаментально впливають на дизайн, функціональність і загальну інтеграцію програмного забезпечення в системах БПЛА. Ось два основних підходи:

- підхід, орієнтований на літальний апарат;

- системно-орієнтований підхід.

Перший підкреслює, що БПЛА є основним об'єктом, а програмне забезпечення слугує інструментом для покращення та контролю фізичних можливостей літального апарату [83-87]. У цій парадигмі програмне забезпечення переважно розглядається як операційний рівень, який полегшує навігацію, стабільність і виконання місії. Основна увага приділяється оптимізації роботи ЛА за допомогою програмних алгоритмів, які керують динамікою польоту, інтеграцією датчиків і обробкою даних в реальному часі.

За такого підходу апаратні компоненти БПЛА, такі як силові установки, аеродинаміка та конструкція, вважаються основними елементами[88-90]. Розробка програмного забезпечення спрямована на доповнення цих апаратних аспектів для досягнення бажаних льотних характеристик і цілей місії. Наприклад, програмне забезпечення для управління польотом може бути розроблене для забезпечення точного маневрування, в той час як програмне забезпечення для планування місії може дозволити БПЛА виконувати заздалегідь визначені траєкторії польоту з високою точністю [91,92].

Такий підхід часто передбачає використання усталених програмних фреймворків і протоколів, які надають пріоритет надійності і ефективності в управлінні рухами і реакціями літального апарату. Перспектива, орієнтована на БПЛА, особливо поширена в тих випадках, коли він працює в передбачуваних умовах і виконує передбачувані завдання, такі як сільськогосподарський моніторинг або аерофотозйомка, де основною вимогою є точне виконання заздалегідь визначених місій.

На противагу цьому, системно-орієнтований підхід приймає цілісний погляд, позиціонуючи БПЛА як інтегровану систему, в якій програмне і апаратне забезпечення є взаємозалежними компонентами, що еволюціонують разом для підвищення загальної функціональності [93,94]. Ця перспектива виходить за рамки простого керування ЛА, включаючи такі аспекти, як автономність, адаптивність і інтелектуальне прийняття рішень, в основну філософію проектування.

В рамках системно-орієнтованого підходу програмне забезпечення є не просто

операційним додатком, а фундаментальним елементом, який визначає можливості БПЛА. Це включає інтеграцію штучного інтелекту (ШІ) та алгоритмів машинного навчання, які дозволяють БПЛА сприймати інформацію про навколишнє середовище, приймати автономні рішення та адаптуватися до динамічних умов [95-98]. Акцент робиться на створенні симбіотичного зв'язку між програмним і апаратним забезпеченням, де кожне з них інформує і вдосконалює інше для досягнення більш високого рівня продуктивності і універсальності.

Наприклад, у сценаріях, що вимагають уникнення перешкод у реальному часі або адаптивного планування місії, системно-орієнтований підхід полегшує розробку складних алгоритмів, які дозволяють БПЛА самостійно реагувати на непередбачувані виклики [99,100]. Цей підхід стає все більш актуальним у складних і непередбачуваних умовах, таких як пошуково-рятувальні операції або автономні служби доставки, де гнучкість та інтелектуальна поведінка мають першорядне значення.

Різниця між підходами, орієнтованими на літальний апарат і на систему, має значні наслідки для проектування і застосування БПЛА. Підхід, орієнтований на ЛА, як правило, надає перевагу модульності і поділу на частини, що дозволяє поступово вдосконалювати програмне забезпечення без необхідності вносити фундаментальні зміни в апаратне забезпечення. Це може призвести до спрощення процесів розробки і полегшення обслуговування, особливо в додатках зі стабільними експлуатаційними параметрами.

І навпаки, системно-орієнтований підхід вимагає більш інтегрованого та ітеративного процесу розробки, де програмне та апаратне забезпечення тісно переплітаються. Це може призвести до створення більш надійних і адаптивних систем БПЛА, здатних вирішувати ширший спектр завдань і працювати в більш різноманітних умовах. Однак це також може призвести до більшої складності як в розробці, так і в реалізації, а також до збільшення обчислювальних і енергетичних потреб.

В роботі програмний модуль для дослідження систем керування БПЛА розглядається як окрема підсистема середовища програмування та моделювання

Matlab.

Існують різні варіанти використання програмних модулів за їх функціональним призначенням [101-103]. Пропонується використання ПМ за такими варіантами (рис. 3.1).

Схема варіантів використання окреслює функціональні завдання програмного модуля, який спеціально розроблений для роботи з математичною моделлю БПЛА. У основному інтерфейсі модуля можна виконати декілька дій:

1. «Завантаження параметрів математичної моделі БПЛА» передбачає імпортування попередньо визначених або збережених математичних параметрів, пов’язаних із динамікою БПЛА. Завантажені параметри служать основою для подальших операцій у програмному модулі.

2. «Відображення керівництва користувача» дає доступ до посібника користувача, який містить детальні інструкції щодо ефективного використання програмного модуля.

3. «Вибір режиму моделювання БПЛА програмного модуля» передбачає вибір режиму, який дозволяє моделювати поведінку БПЛА на основі математичної моделі із заздалегідь заданими параметрами. Дія передбачена для сценаріїв, де потрібен прогнозний аналіз характеристик БПЛА.

4. «Вибір режиму ідентифікації БПЛА програмного модуля» вмикає режим, орієнтований на ідентифікацію або уточнення математичної моделі БПЛА за допомогою необхідного мінімального набору початкових відомих експериментальних даних та алгоритму ідентифікації невідомих параметрів у реальному часі на основі генетичного алгоритму [104-112].

5. «Встановлення параметрів досліджуваної системи» передбачає визначення параметрів програмного модуля для конкретних сценаріїв дослідження або моделювання.

6. «Збереження поточної математичної моделі БПЛА» дозволяє зберегти математичну модель у її поточному стані, зберігаючи будь-які модифікації чи оновлення для майбутнього використання.

7. «Відображення графіків перехідних процесів БПЛА» генерує та представляє

візуальні представлення перехідних реакцій БПЛА під час моделювання.

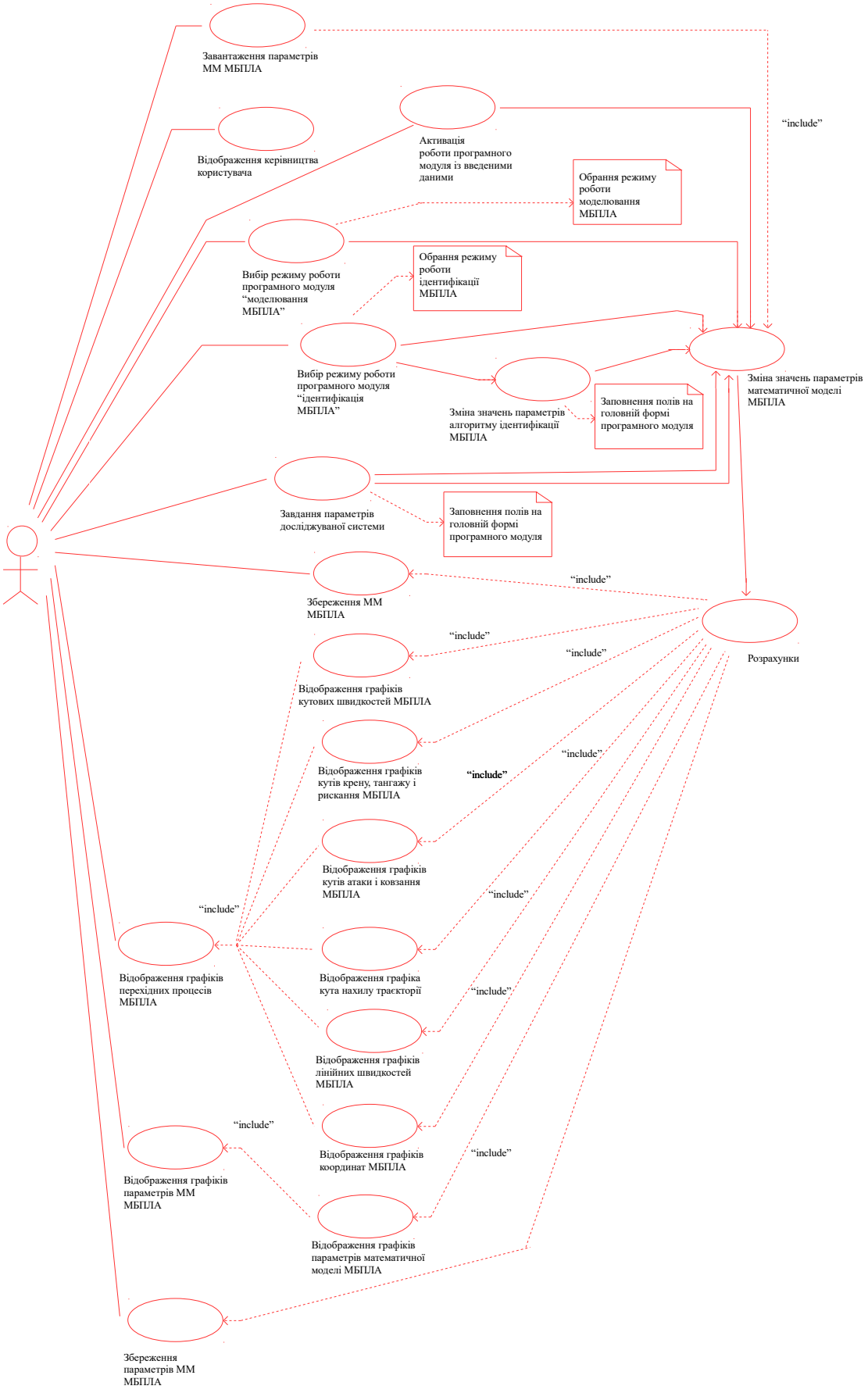


Рисунок 3.1 – Діаграма варіантів використання

8. «Відображення графіків змін параметрів математичної моделі БПЛА» візуалізує, як конкретні параметри математичної моделі змінюються з часом або за різних умов, допомагаючи в аналізі та перевірці.

9. «Збереження параметрів математичної моделі БПЛА» передбачає експорт вибраних параметрів математичної моделі для документування або подальшої обробки.

10. «Зміна значень параметрів математичної моделі БПЛА» є розширеною дією, яка включає кілька попередніх дій. До них належать:

- завантаження параметрів математичної моделі БПЛА;

- вибір режиму моделювання БПЛА або режиму ідентифікації програмного модуля;

- налаштування параметрів досліджуваної системи;

- зміна значень параметрів в алгоритмі ідентифікації БПЛА.

Ієрархічна залежність гарантує, що зміни параметрів виконуються в рамках структурованого робочого процесу, зберігаючи цілісність системи. Дія «Обчислення» базується на змінах, внесених до параметрів математичної моделі БПЛА. Він передбачає обробку оновлених параметрів для отримання результатів, які включають:

- графіки перехідних процесів, що ілюструють поведінку БПЛА як об'єкта управління;

- графіки, що відображають зміни параметрів математичної моделі БПЛА.

Результат залежить від режиму роботи програмного модуля. Якщо режим ідентифікації активний, результати відображають коригування математичної моделі. І навпаки, якщо вибрано режим симуляції, виходи імітують динамічні реакції БПЛА на основі попередньо визначеної моделі.

Комплексна структура гарантує, що ПМ підтримує надійний і гнучкий підхід до аналізу БПЛА, задовольняючи різноманітні дослідницькі та прикладні потреби.

Рівні архітектури програмного забезпечення, в свою чергу, стосуються різних рівнів або точок зору, з яких можна проаналізувати й описати архітектуру програмної системи. Ці рівні забезпечують структурований спосіб поділу та

передачі інформації про складність системи. Кожен рівень зосереджений на конкретних проблемах (бізнес, функціональність, технології тощо), тобто розглядається у певній сфері. Зацікавлені сторони на кожному рівні являють собою певну аудиторію (наприклад, керівників, розробників, системних адміністраторів). До артефактів при описі рівнів архітектури відносять візуальні елементи та документації, що підтримують спілкування на кожному рівні. Під абстракціями, зазвичай, розуміють процес зменшення складності шляхом зосередження на суттєвих характеристиках об’єкта, системи чи концепції, при цьому приховуючи несуттєві деталі. Абстракції дозволяють представляти та аналізувати складні системи на різних рівнях деталізації, полегшуючи розуміння, комунікацію та вирішення проблем у певній області, наприклад, переходи від концептуальних поглядів високого рівня (бізнес-архітектура) до деталей реалізації низького рівня (технічна архітектура).

До основних типових рівнів архітектури програмного забезпечення належать [113-117]:

1. Архітектура бізнесу (рівень контексту) узгоджує програмну систему з бізнес-цілями та процесами організації. Вона визначає бізнес-контекст, у якому працює система, а також зацікавлених сторін, бізнес-процеси, робочі процеси та вимоги високого рівня. До її артефактів належать:

- діаграми бізнес-процесів;
- контекстні діаграми;
- моделі випадків використання.

2. Архітектура системи (логічний рівень) надає абстрактне уявлення про компоненти системи та їхні зв’язки, акцентує свою увагу на тому, що повинна робити система, без уточнення деталей реалізації. Включає підсистеми, модулі та їх взаємодію. До її артефактів відносять:

- діаграми компонентів;
- діаграми послідовності високого рівня;
- діаграми декомпозиції модулів.

3. Технічна/інфраструктурна архітектура (фізичний рівень) визначає

технічний стек та інфраструктуру, необхідну для впровадження системи. Докладно описує те, як саме система буде розгорнута та запущена. Включає апаратне забезпечення, мережі, бази даних, проміжне програмне забезпечення та інші компоненти інфраструктури. До її артефактів належать наступні:

- схеми розгортання;
- схеми топології мережі;
- схеми інфраструктури.

4. Архітектура даних, в свою чергу, визначає, як дані організовуються, зберігаються та доступні в системі. Визначає моделі даних, зв'язки та потік даних у самій системі. Артефактами рівня є:

- діаграми сутності-зв'язку (ERD);
- діаграми потоку даних (DFD);
- схеми баз даних.

5. Архітектура програми фокусується на дизайні програми та її поведінці. Вона включає структуру коду, інфраструктури додатків та API.

Описує використані шаблони (наприклад, MVC, мікросервіси або багаторівнева архітектура). Її артефактами є:

- діаграми класів;
- документація API;
- діаграми послідовності для логіки програми.

6. Архітектура безпеки забезпечує відповідність системи вимогам безпеки. Вона визначає механізми захисту даних, процесів і зв'язку. Включає моделювання загроз і стратегії зменшення ризиків. Артефактами цього рівня архітектури є:

- матриці контролю безпеки;
- схеми контролю доступу;
- моделі загроз.

7. Операційна архітектура розглядає поведінку системи під час виконання та робочі проблеми. Цей рівень охоплює такі аспекти, як моніторинг, відмовостійкість і продуктивність. До артефактів відносять:

- операційні робочі процеси;

- панелі моніторингу;
- стратегії відмовостійкості.

Під час розробки програмного модуля для аналізу та опису була використана дворівнева архітектуру (рис. 3.2), яка складається з:

1) архітектури програми;
2) бізнес-логіки;
3) архітектури системи.

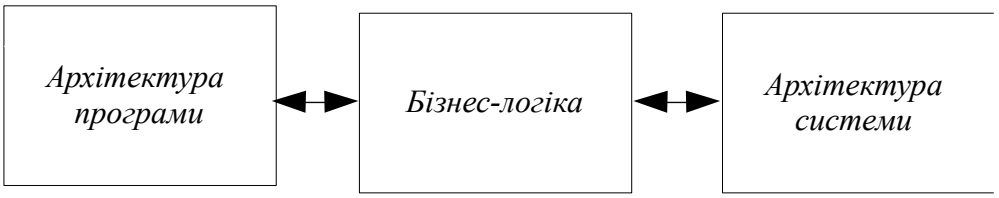


Рисунок 3.2 – Архітектура програмного модуля

Інтерфейс користувача складається з набору взаємопов’язаних вікон, на рисунку 3.3 відображено особливості взаємодії цих вікон. Архітектура програми включає в собі:

1) MainWindow – основне вікно програмного модуля, що надаватиме користувачеві можливість ознайомитися з керівництвом користувача даного
2) програмного модуля, водити, змінювати досліджувані параметри БПЛА, проводити моделювання та ідентифікацію математичної моделі БПЛА, отримувати графіки перехідних процесів і графіків параметрів математичної моделі;
3) GraphsWindow – вікно, у якому відображається меню вибору графіків перехідних процесів БПЛА;
4) DocumentWindow – вікно для відображення файлу керівництва програмного модуля – вікно, у якому користувач матиме змогу ознайомитися з інструкцією по використанню даного програмного модуля;

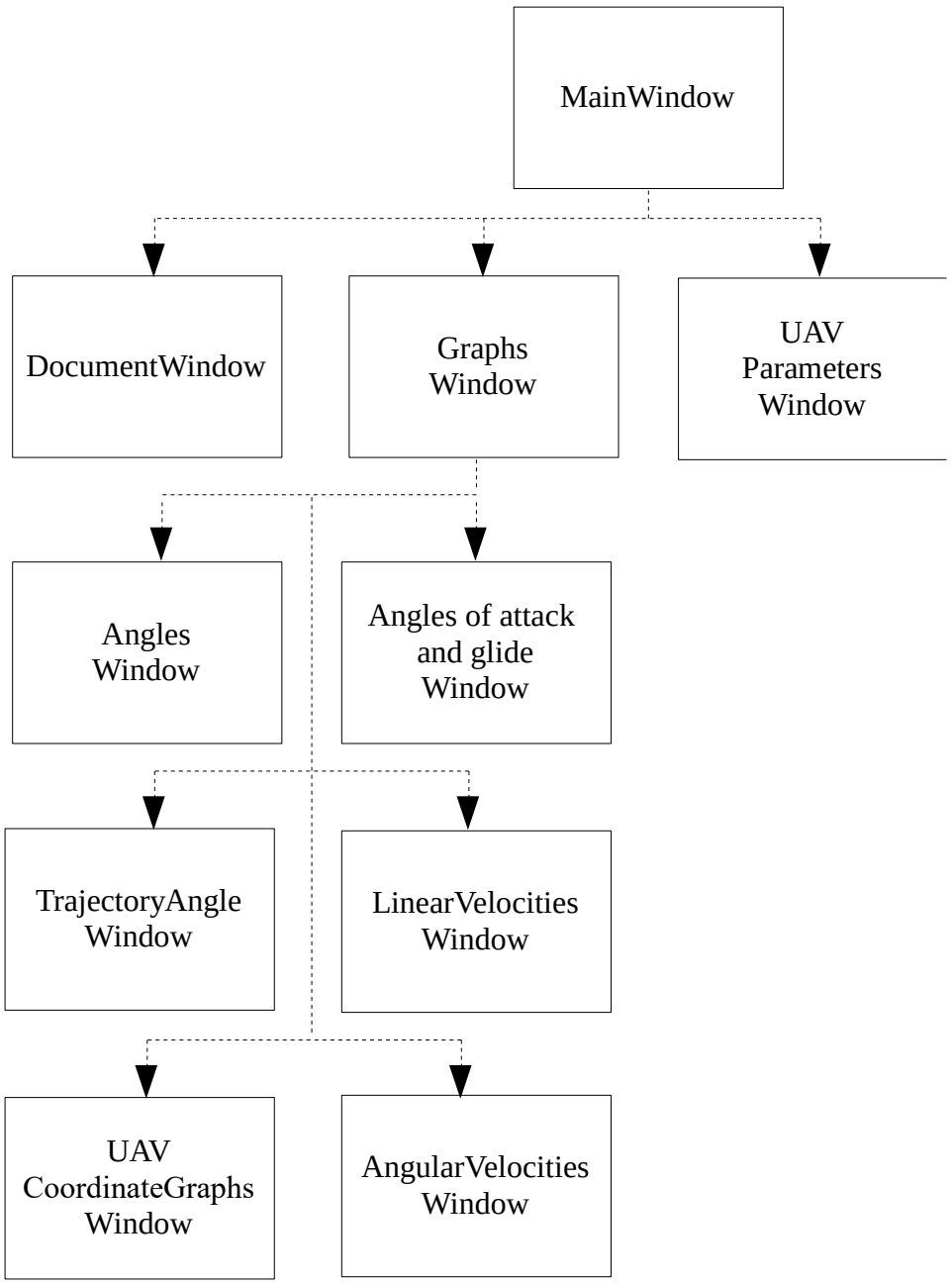


Рисунок 3.3 – Архітектура програмного модуля

5) LinearVelocitiesWindow – вікно, у якому відображатимуться графіки перехідних процесів лінійних швидкостей БПЛА.

6) UAVCoordinateGraphsWindow – вікно, у якому відображатимуться графіки зміни координат БПЛА.

7) AngularVelocitiesWindow – вікно, у якому відображатимуться графіки перехідних процесів кутових швидкостей БПЛА.

8) TrajectoryAngleWindow – вікно, у якому відображатимуться графіки перехідних процесів кутів траєкторії БПЛА.

9) AnglesWindow – вікно, у якому відображатимуться графіки перехідних процесів просторових кутів Ейлера БПЛА.

10) Angles of attack and glide Window – вікно, у якому відображатимуться графіки перехідних процесів кутів атаки та ковзання БПЛА.

11) UAVParametersWindow – вікно, у якому відображатимуться графіки змін параметрів математичної моделі БПЛА.

Бізнес-логіка складається з основної, математичної й графічної частин (рисунок 3.4). Основна частина відповідає за виконання всіх основних функ-цій, містить набір полів для формування вхідних даних математичної моделі, типу моделювання, а також засобів виведення та збереження результатів моделювання. Математична частина забезпечує моделювання руху та обладнання БПЛА, виведення результатів моделювання. Графічна – відобра-жає потрібні процеси ПМ, містить результати моделювання досліджуваної системи.

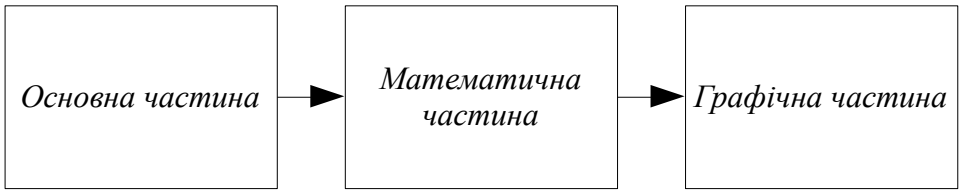


Рисунок 3.4 – Узагальнена архітектура бізнес-логіки програмного модуля

Для розуміння процесів, які відбуваються між користувачем і ПМ було розроблено діаграму активності (рисунок 3.5), що зображує шляхи розгалуження взаємодії користувача та обчислювальних робочих процесів. Вона ілюструє такі ключові процеси, як:

1. Шляхи введення початкових даних:

- встановлення всіх відомих параметрів для прямого моделювання поведінки БПЛА;

- надання часткових параметрів для ідентифікації невідомих параметрів на основі генетичного алгоритму.

2. Обробка та генерація набору вихідних даних (результатів моделювання):

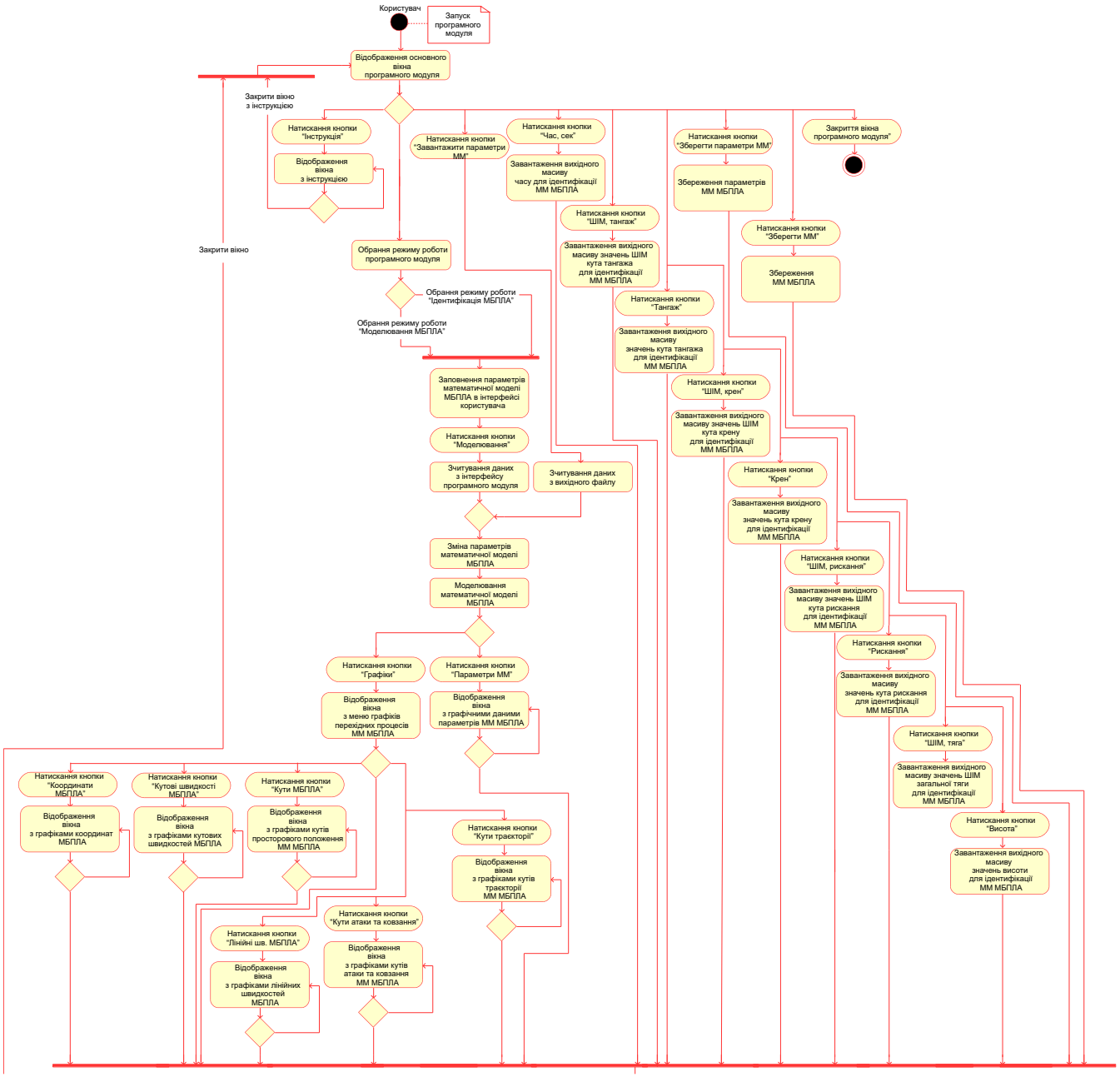


Рисунок 3.5 – Діаграма активності програмного модуля

- моделювання математичної моделі БПЛА для створення графіків перехідних процесів динаміки поведінки об’єкту дослідження;

- визначення та візуалізація змін параметрів математичної моделі БПЛА у часі.

3. Збереження та завантаження результатів моделювання:

- виділення функцій для відображення/збереження графіків зміни параметрів математичної моделі БПЛА, математичної моделі та перехідних процесів у вигляді окремих файлів;

- завантаження збережених параметрів моделі БПЛА.

Діаграма активності демонструє вузли прийняття рішень, де користувач обирає шляхи взаємодії з програмним модулем між симуляцією та ідентифікацією параметрів; цикли, що представляють ітераційні процеси (наприклад, генетичний алгоритм), і вузли виводу для збереження або відображення результатів.

Блок-схема функції, що відповідає за імпорт даних із зовнішньої таблиці Excel під назвою «PWM_thrust.exel» у внутрішній масив «PWM_thrust» у програмному забезпеченні, відображена на рисунку 3.6. Її виконання гарантує, що пов’язані з тягою значення широтно-імпульсної модуляції (ШІМ) точно передаються та структуруються для наступних обчислень та моделювання.

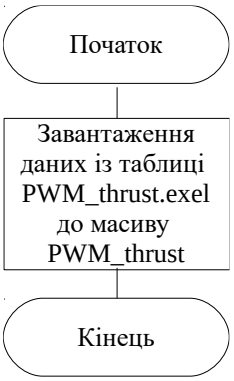


Рисунок 3.6 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних ШІМ у каналі тяги

Функція завантаження вихідних даних ШІМ у каналі рискання відповідає за завантаження даних із таблиці «PWM_yaw.exel» у внутрішній масив «PWM_yaw» (рисунок 3.7).

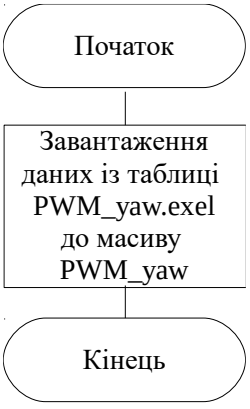


Рисунок 3.7 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних ШІМ у каналі рискання

Функція завантаження вихідних даних ШІМ у каналі тангажу (рис. 3.8), завантажує дані з таблиці «PWM_pitch.exel» у внутрішній масив «PWM_pitch».

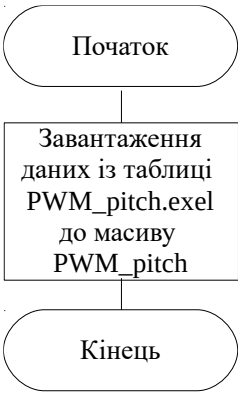


Рисунок 3.8 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних ШІМ у каналі тангажу

Функція завантаження вихідних даних ШІМ у каналі крену (рис.3.9), завантажує дані з таблиці «PWM_roll.exel» у внутрішній масив «PWM_roll».

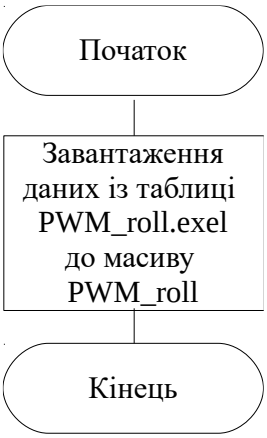


Рисунок 3.9 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних ШІМ у каналі крену

Функція завантаження вихідних даних часу (рис.3.10), завантажує дані з таблиці «Time.exel», яка характеризує загальну тривалість зафіксованих експериментальних даних, у внутрішній масив «Time».

Рисунок 3.10 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних часу

Функція завантаження вихідних даних тяги (рис.3.11), завантажує дані з таблиці «Thrust.exel», яка характеризує динаміку зміни зафіксованих експериментальних даних по тязі БПЛА, у внутрішній масив «Thrust».

Рисунок 3.11 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних тяги

Функція завантаження вихідних даних тяги (рис.3.12), завантажує дані з таблиці «Pitch.exel», яка характеризує динаміку зміни зафіксованих експериментальних даних у каналі тангажу БПЛА, у внутрішній масив «Pitch».

Рисунок 3.12 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних тангажу

Функція завантаження вихідних даних рискання (рис.3.13), завантажує дані з таблиці «yaw.exel», яка характеризує динаміку зміни зафіксованих експериментальних даних у каналі рискання БПЛА, у внутрішній масив «yaw».

Рисунок 3.13 – Блок-схема функції завантаження вихідних даних рискання

Функція моделювання зчитує дані, введені користувачем у поля введення головного вікна програмного модуля, а також відповідні активні прапорці, що вказують на обраний режим роботи. На основі введених даних відбувається завантаження початкового набору даних математичної моделі БПЛА із зовнішнього файлу, якщо потрібно. Залежно від обраного прапорця режиму роботи, функція ініціює або симуляцію математичної моделі БПЛА, або процес ідентифікації параметрів за допомогою генетичного алгоритму (рис. 3.14-3.24). Ця «гнучкість» дозволяє користувачеві вибирати між прямим моделюванням і оптимізацією,

розширюючи можливості програмного забезпечення для аналізу моделі та прогнозування поведінки БПЛА.

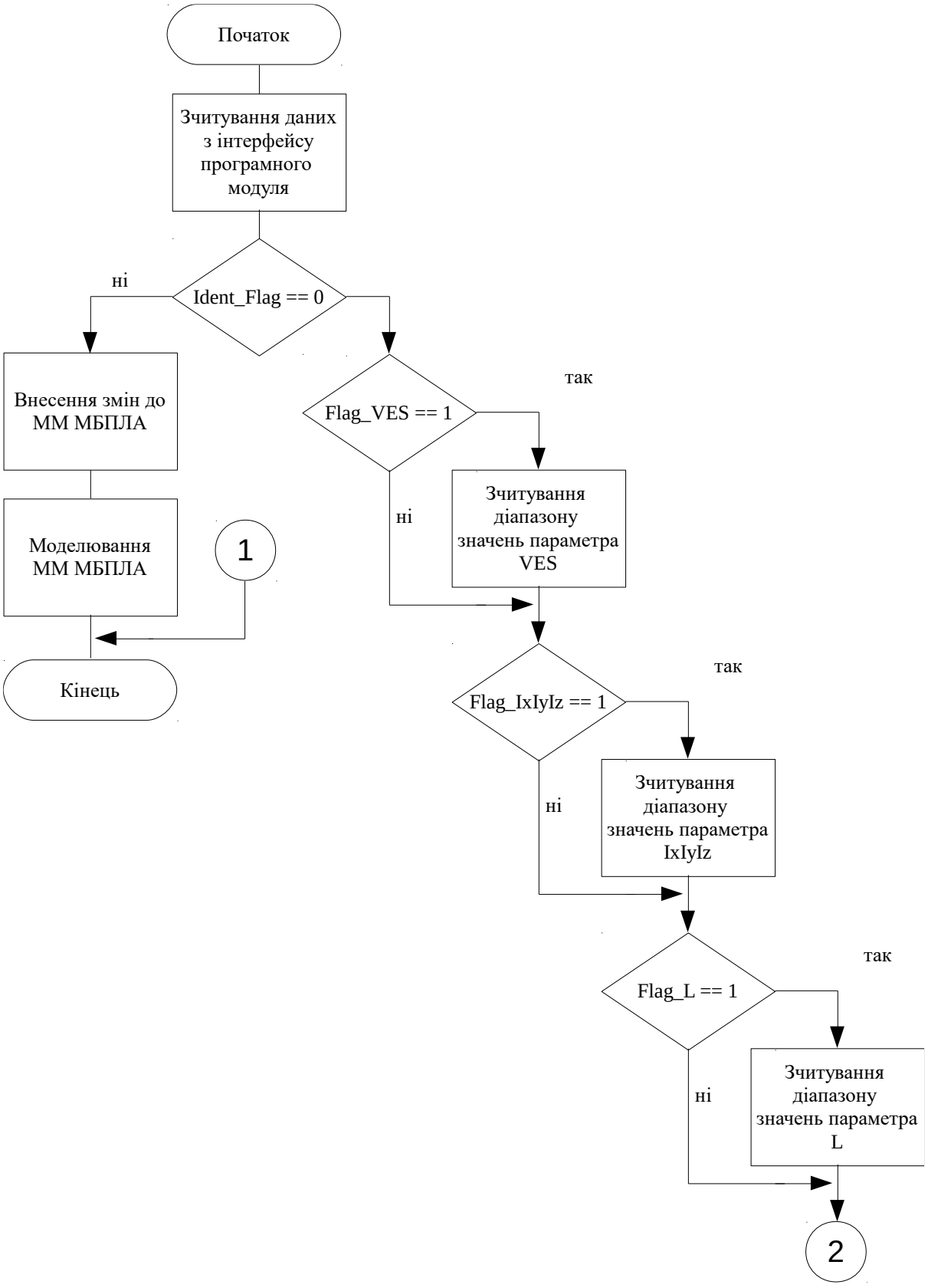


Рисунок 3.14 – Блок-схема функції моделювання

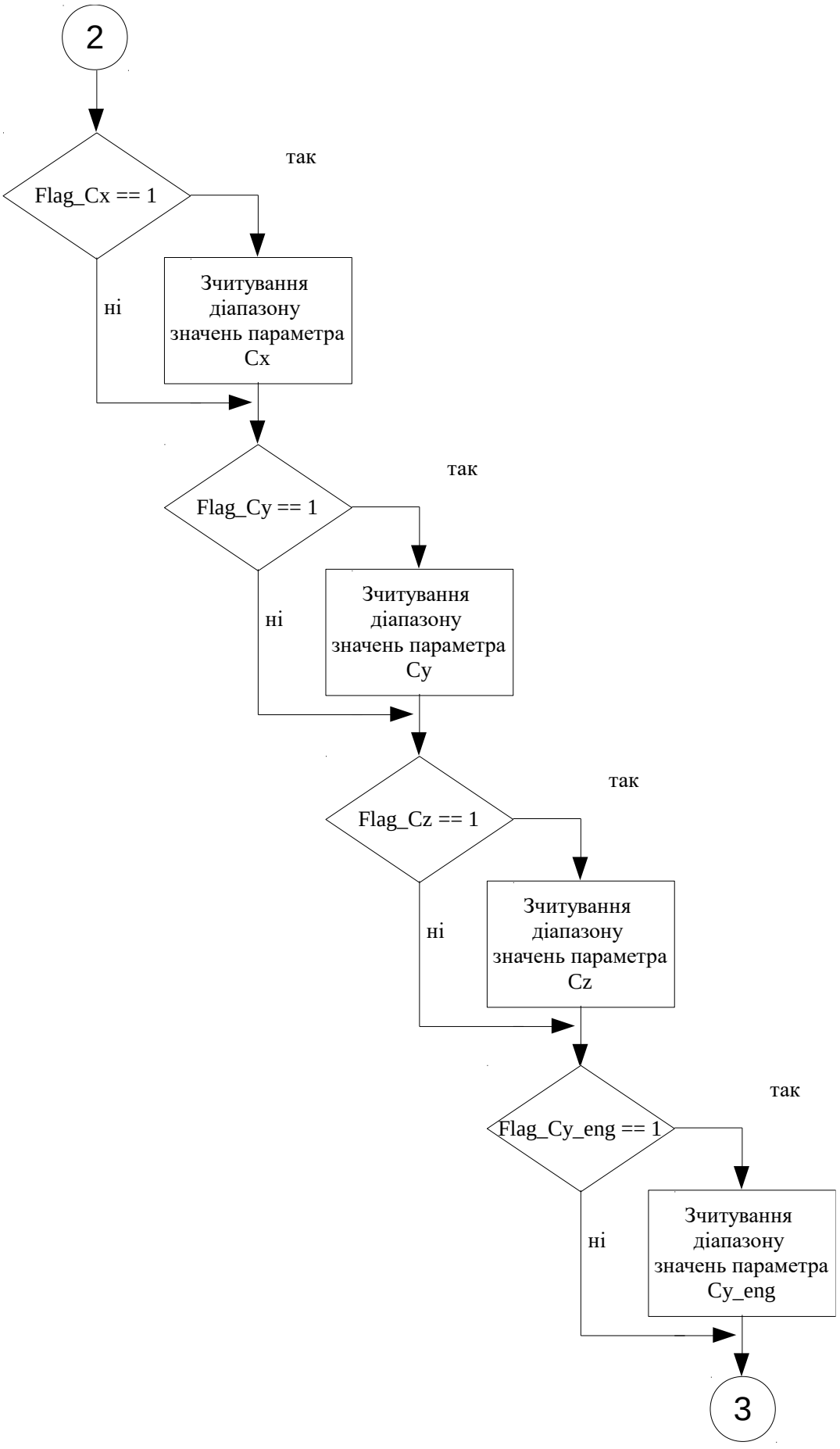


Рисунок 3.15 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

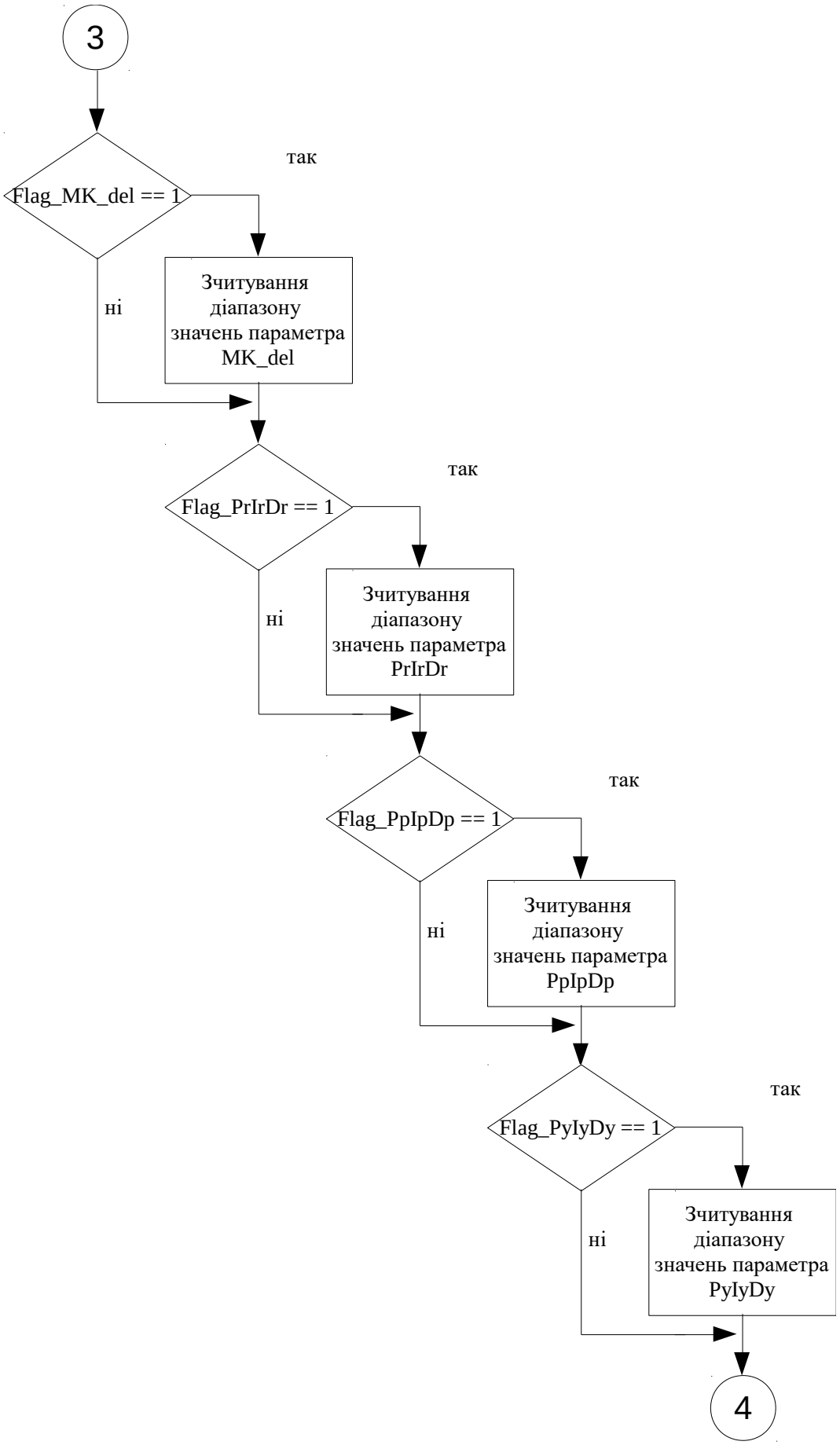


Рисунок 3.16 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

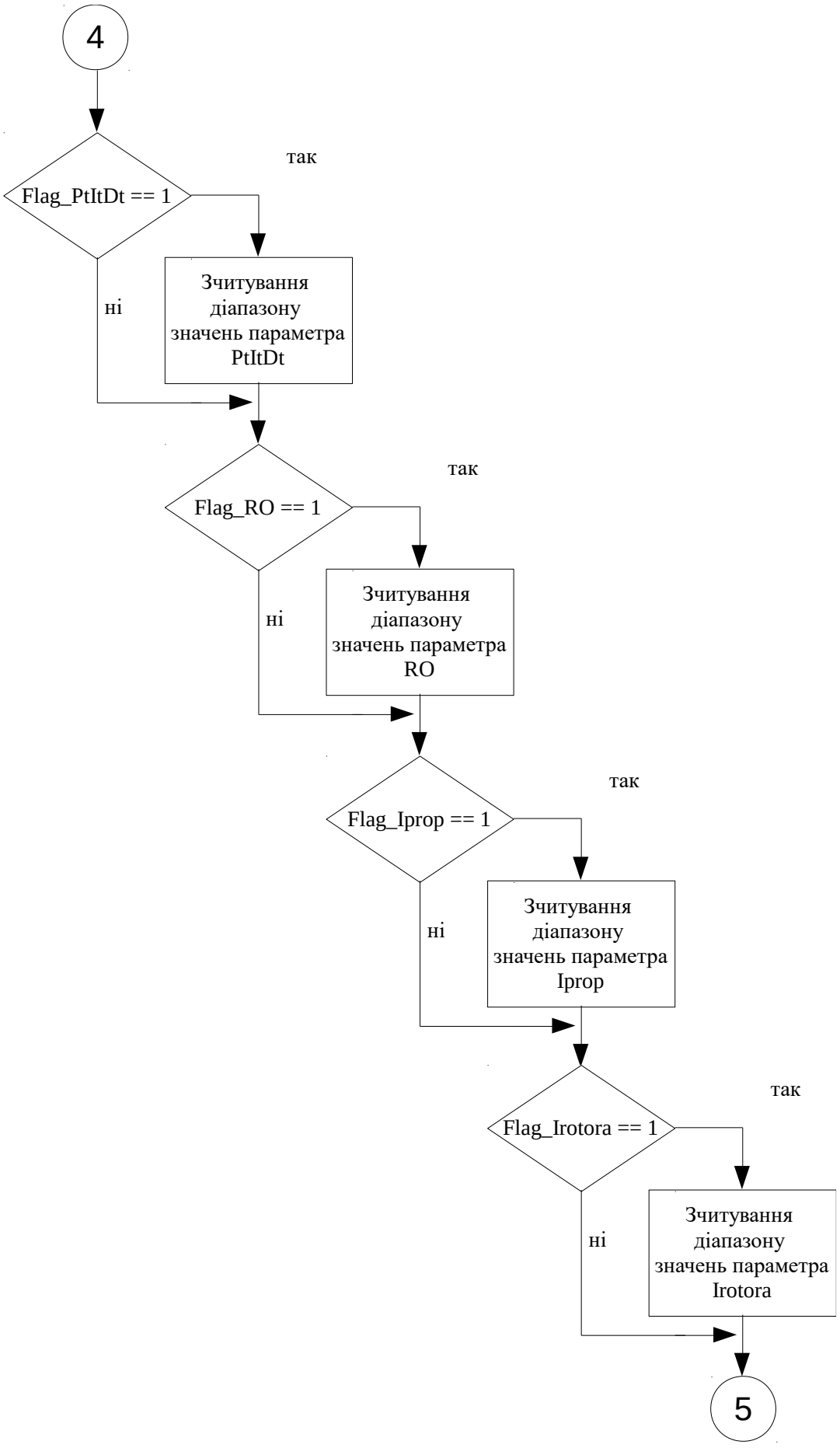


Рисунок 3.17 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

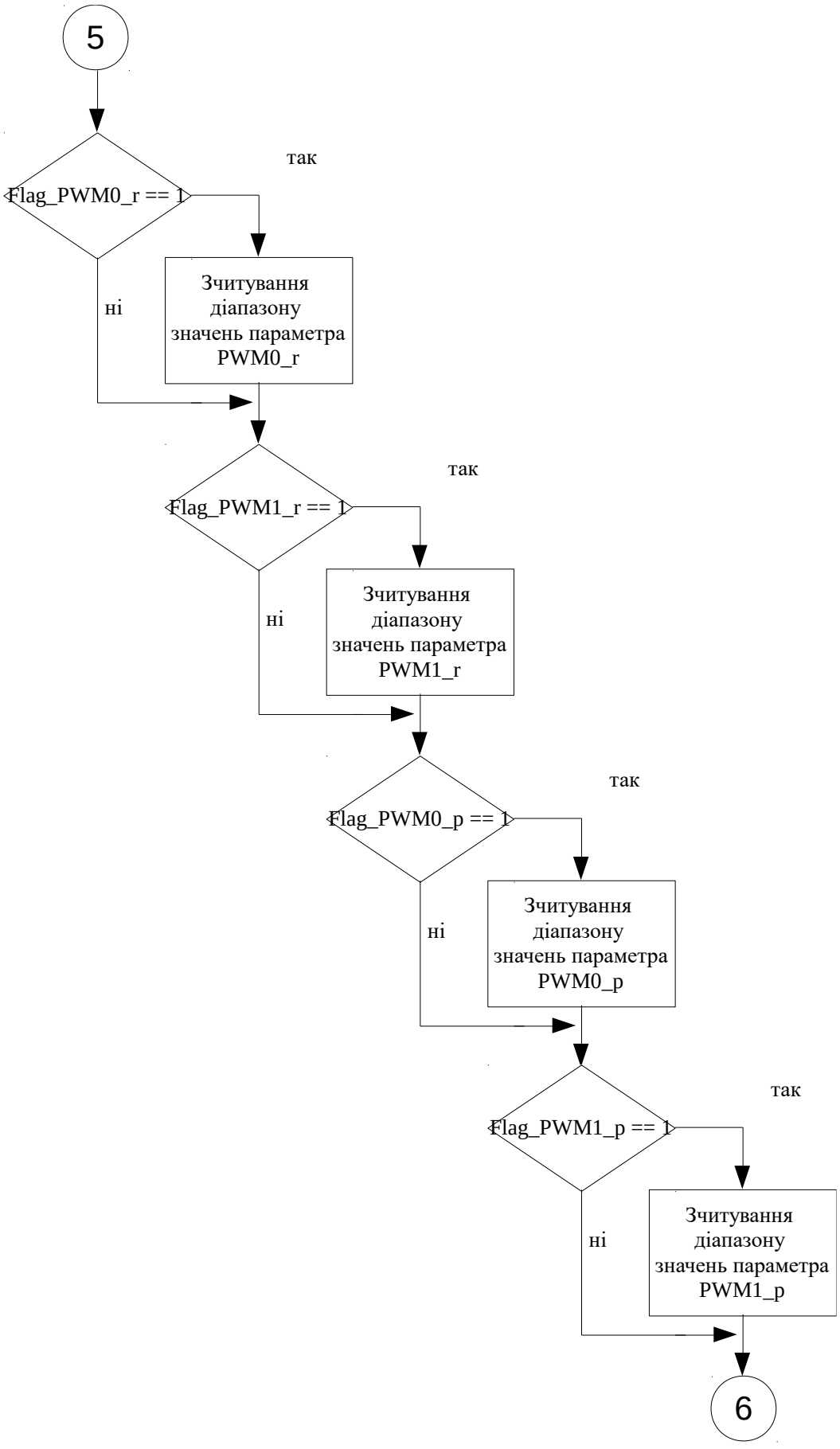


Рисунок 3.18 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

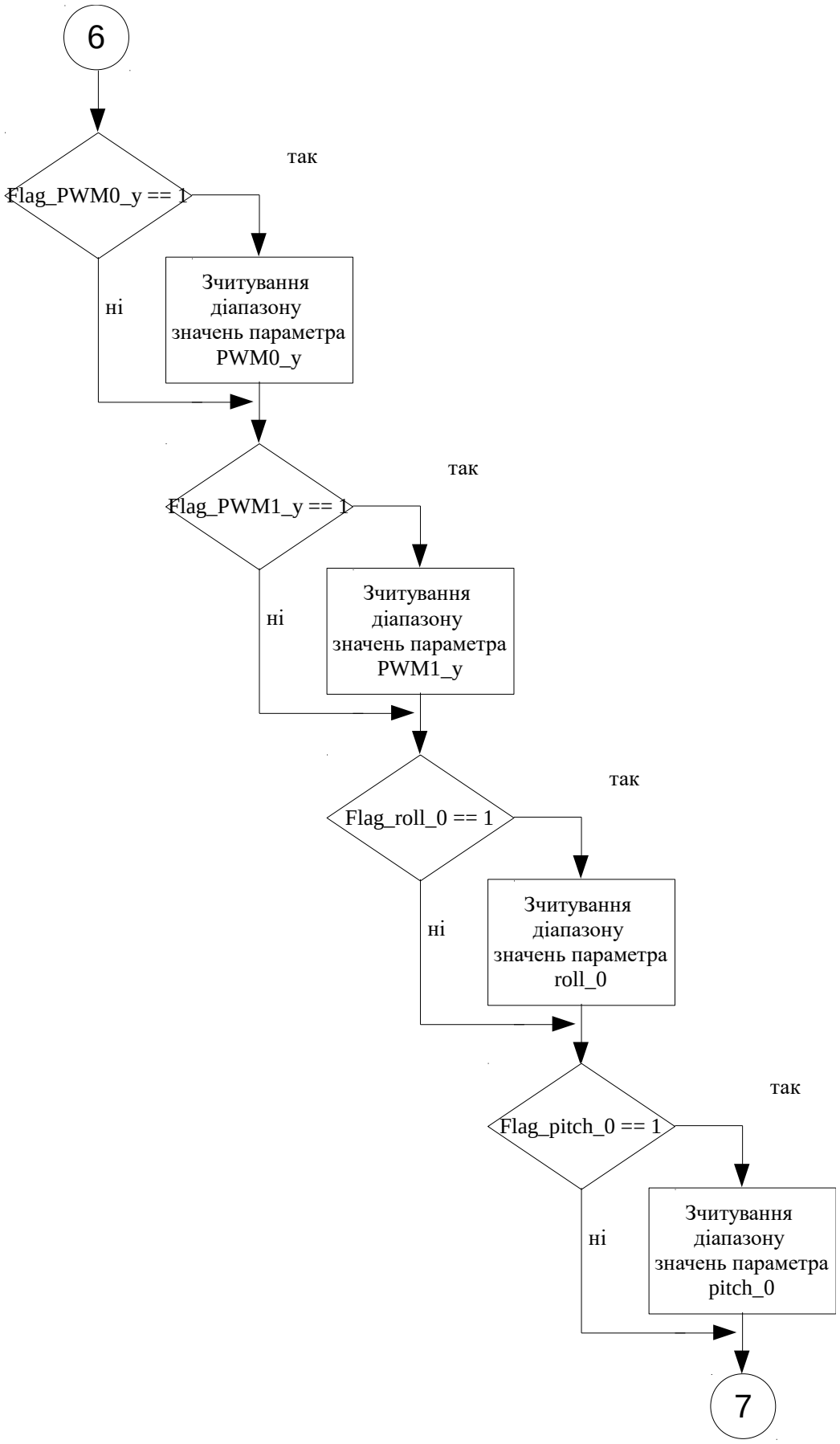


Рисунок 3.19 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

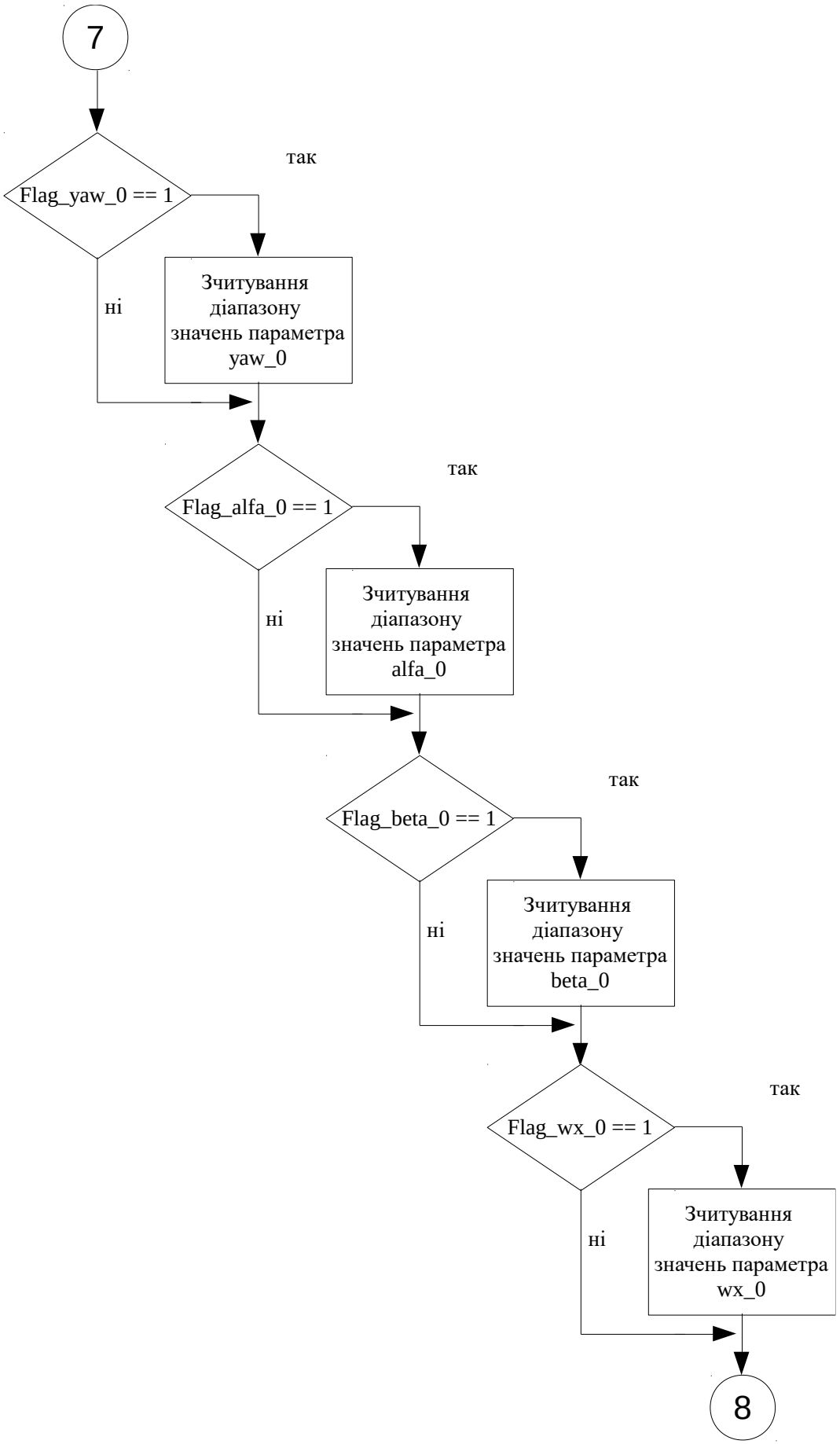


Рисунок 3.20 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

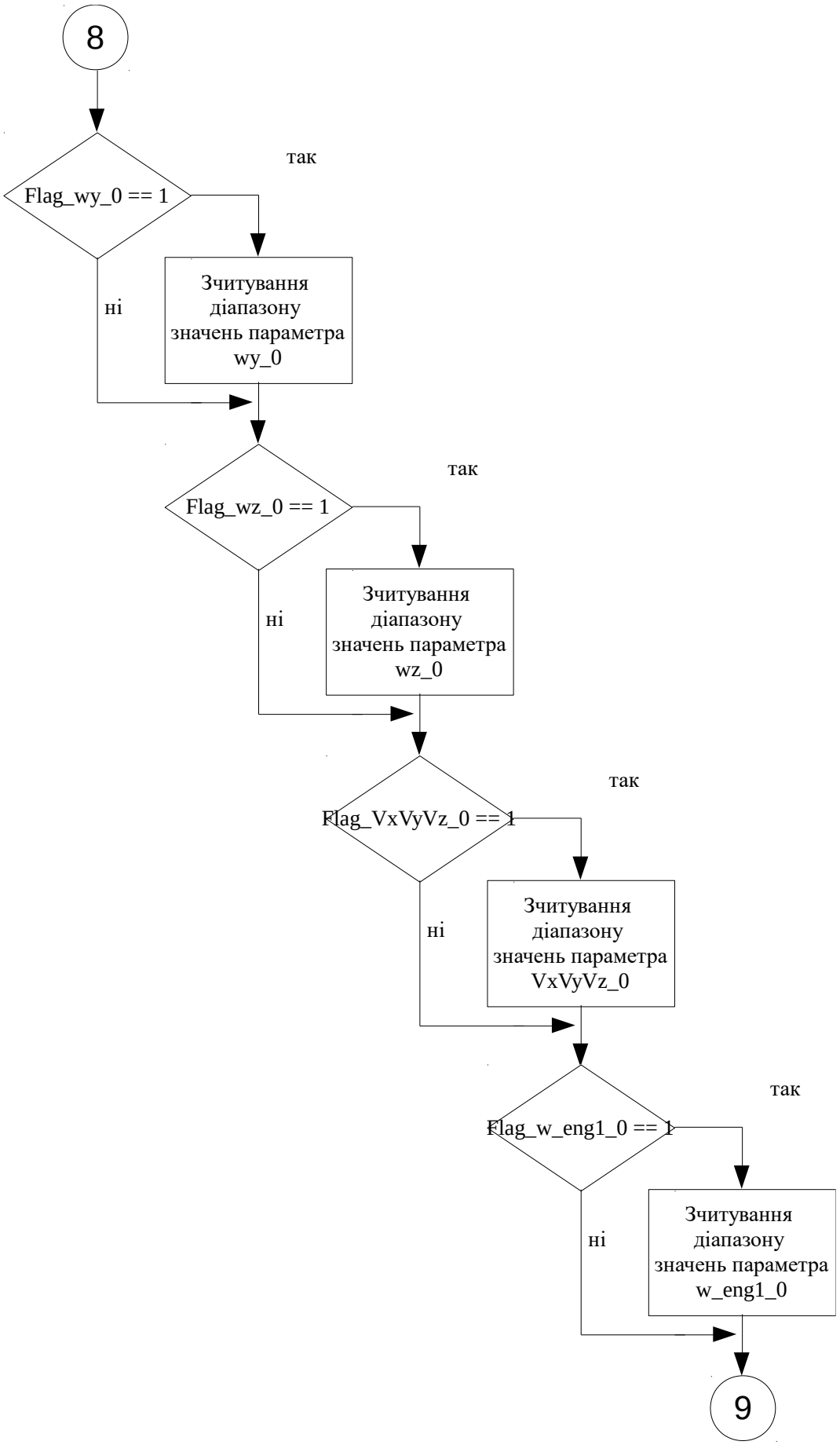


Рисунок 3.21 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

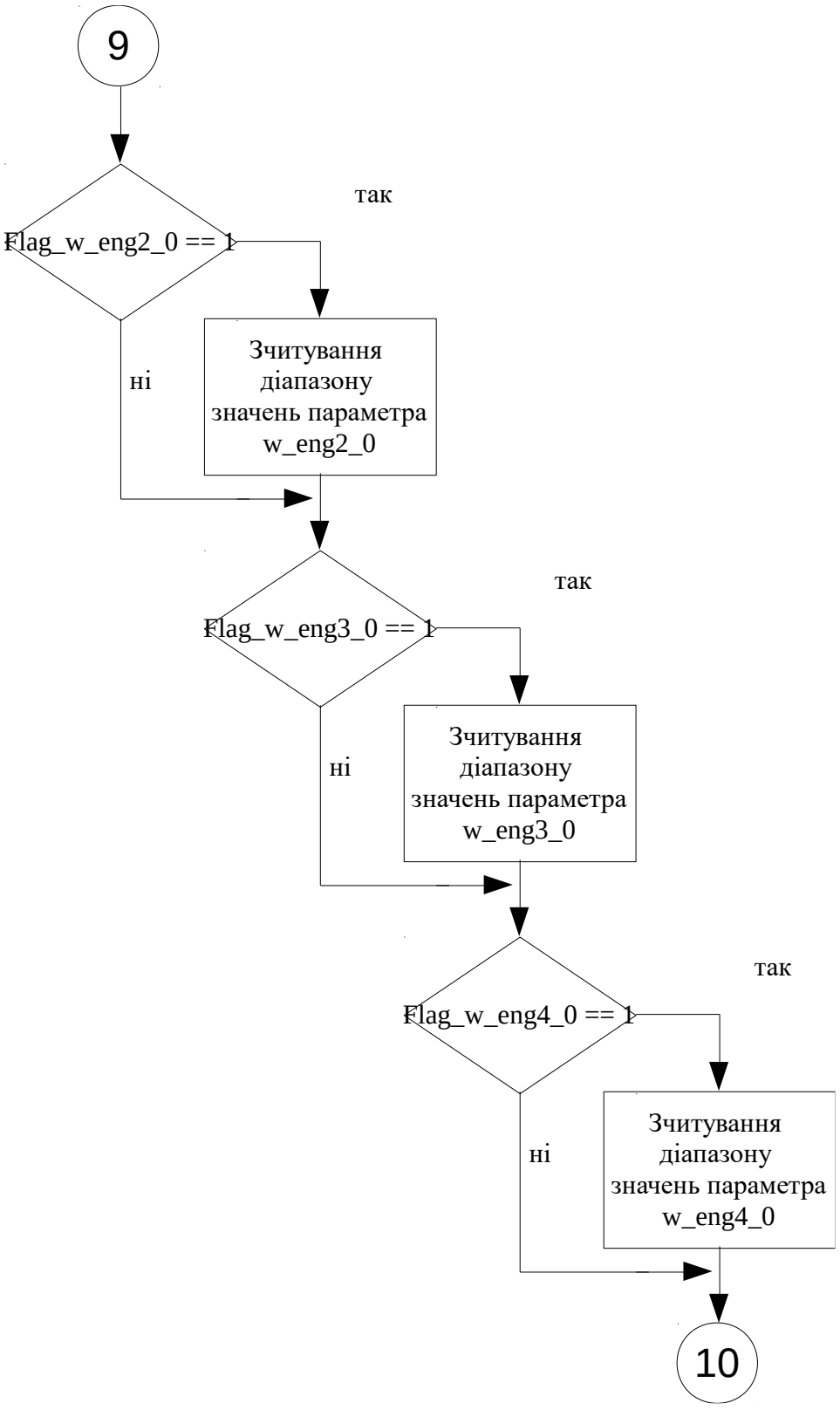


Рисунок 3.22 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

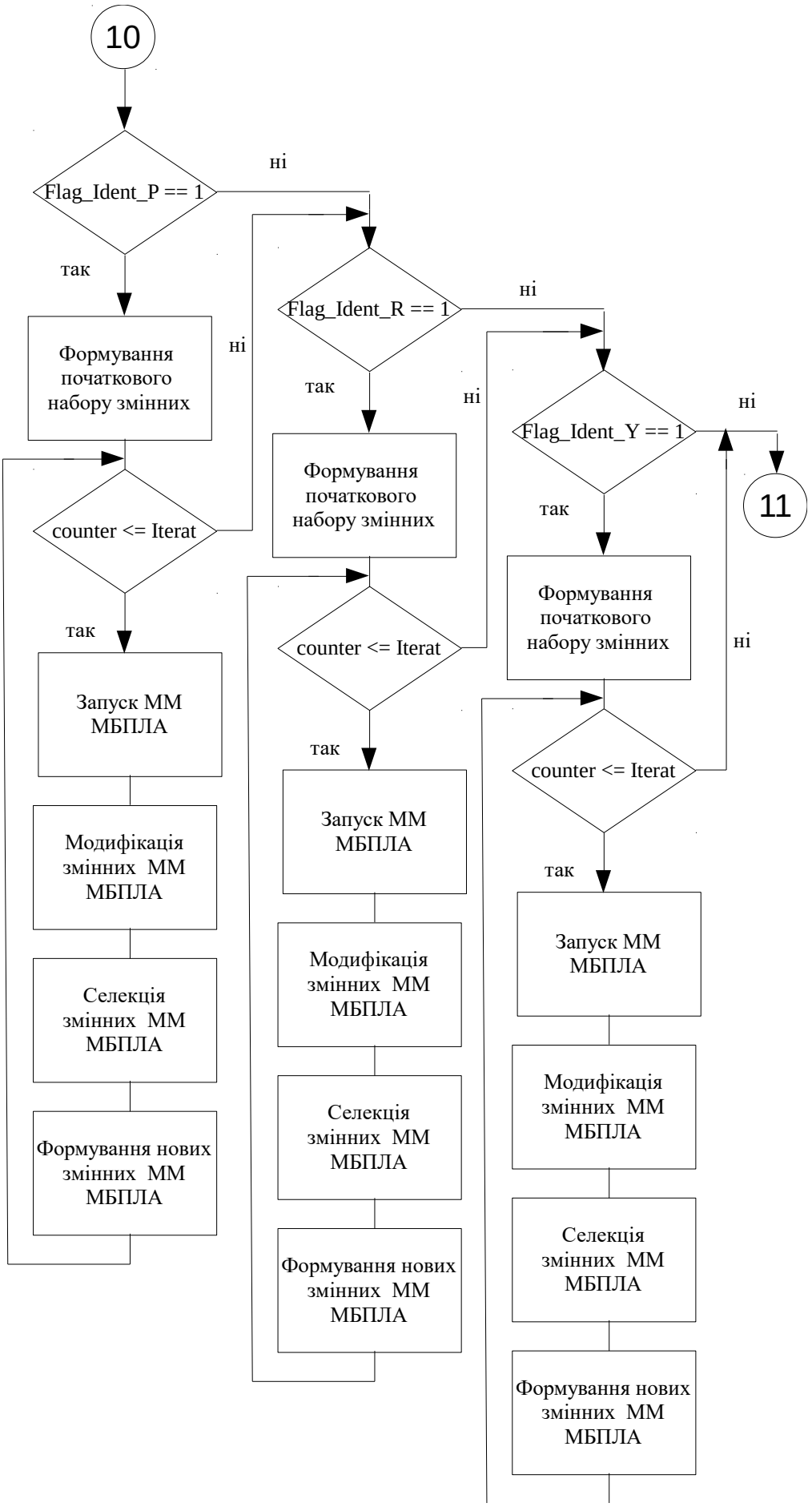


Рисунок 3.23 – Блок-схема функції моделювання (Продовження)

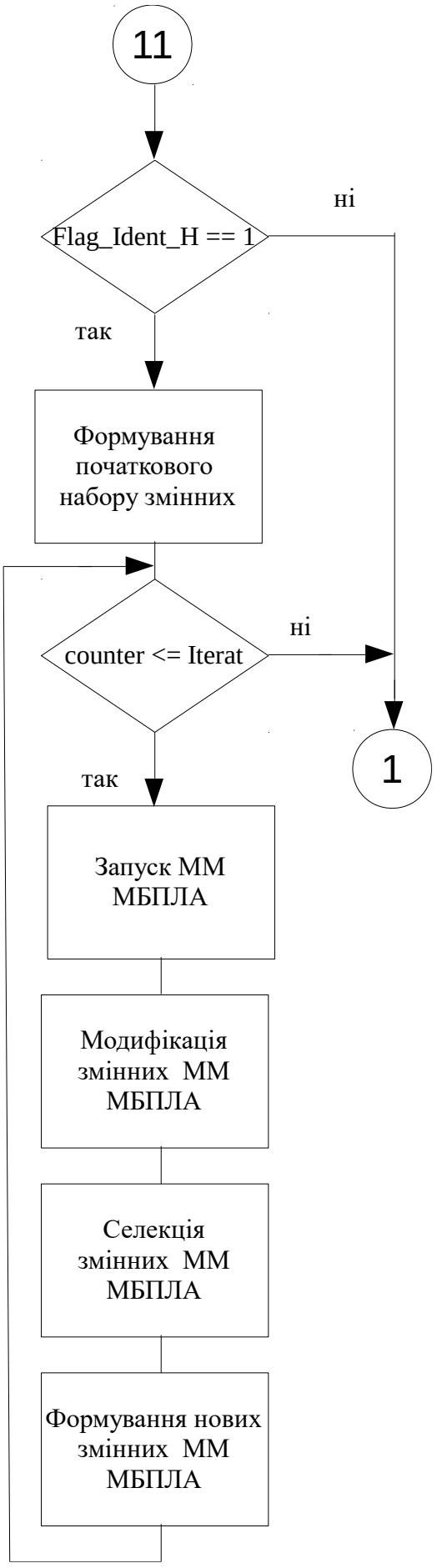


Рисунок 3.24 – Блок-схема функції моделювання

Алгоритм роботи генетичного алгоритму, що використовується у функції моделювання (рис. 3.14-3.24), представлений на рис.3.25-3.26.

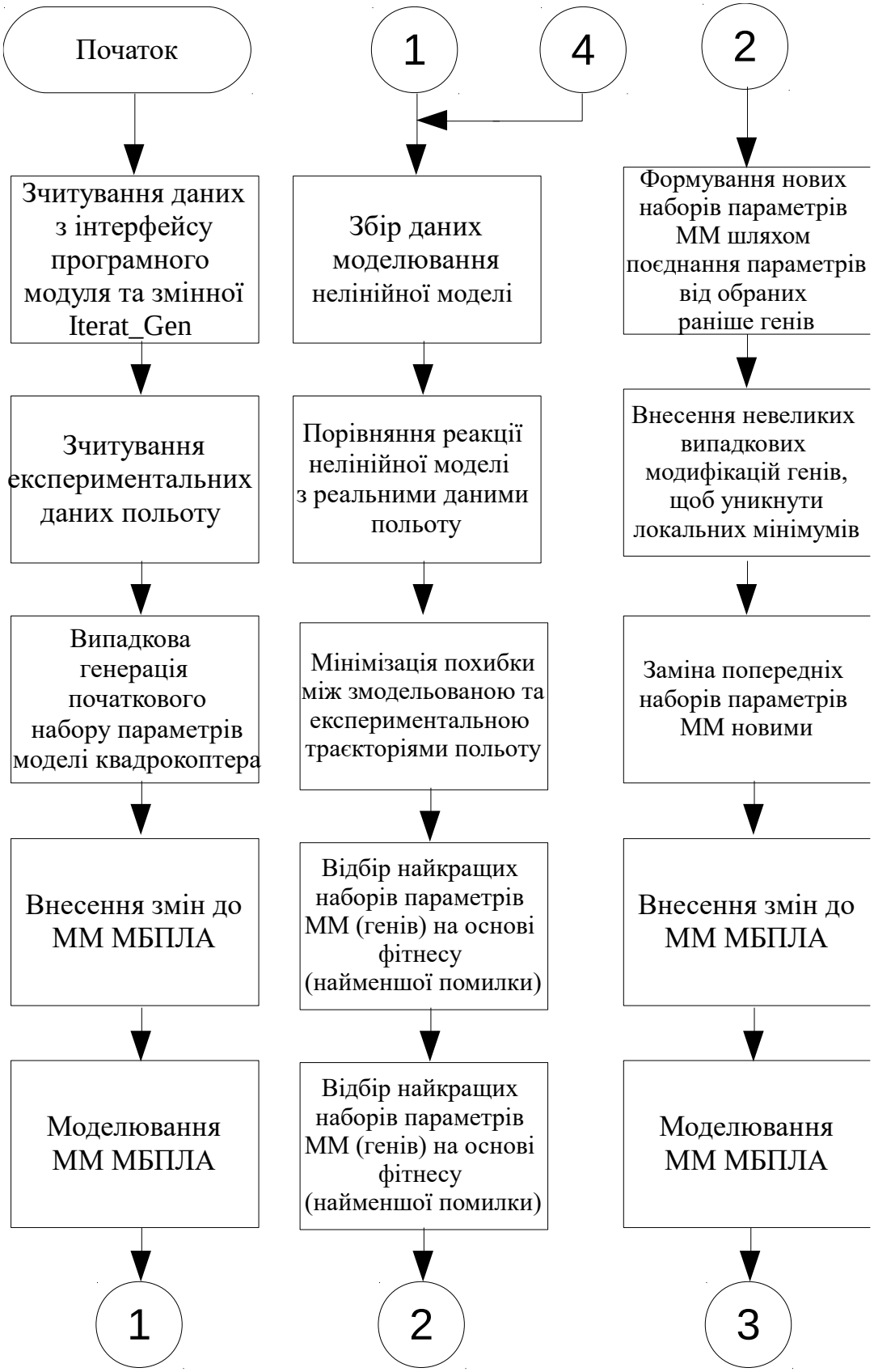


Рисунок 3.25 – Блок-схема роботи генетичного алгоритму

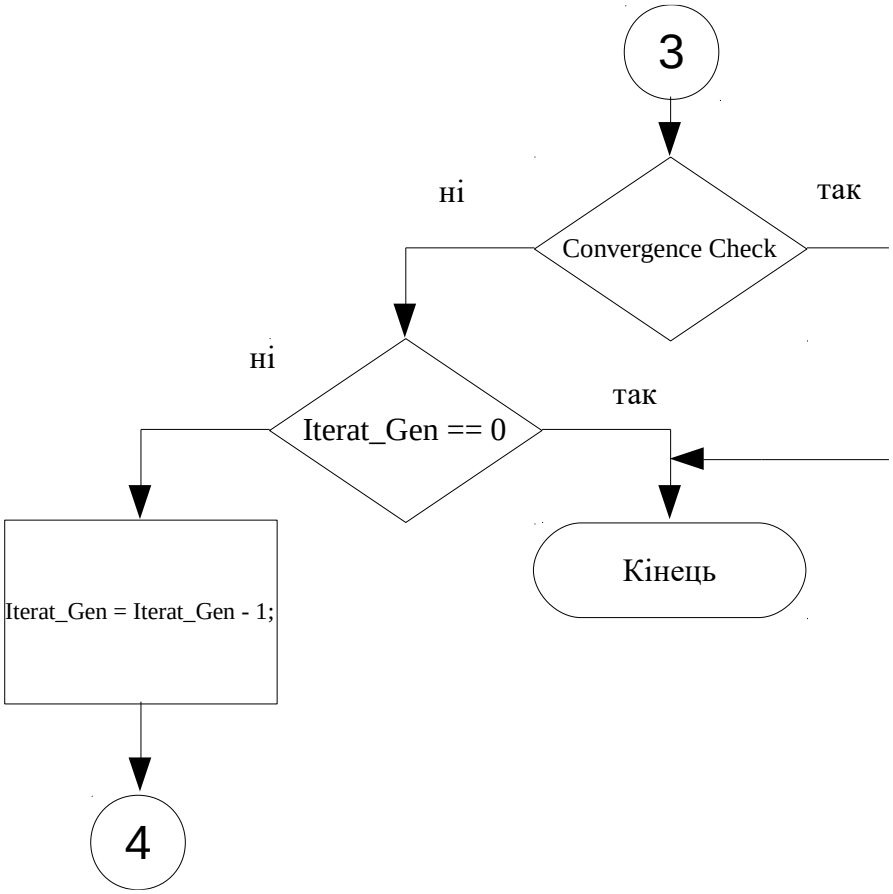


Рисунок 3.26 – Блок-схема роботи генетичного алгоритму (Продовження)

Генетичний алгоритм, представлений на рис. 3.25-3.26 працює наступним чином:

1. Спочатку завантажуються експериментальні дані польоту (наприклад, дані IMU, вхідні дані керування та відповідь системи), дані з інтерфейсу користувача та основні налаштування генетичного алгоритму.

2. Здійснюється випадкова генерація початкових потенційних наборів параметрів (генів) математичної моделі квадрокоптера.

3. Кожен окремий набір параметрів оцінюється шляхом порівняння реакції нелінійної моделі квадрокоптера з реальними даними польоту.

4. Цільова функція мінімізує похибку між змодельованою та експериментальною траєкторіями польоту.

5. Найкращі гени вибираються на основі фітнесу (найменшої помилки).

6. Нові рішення-кандидати генеруються шляхом поєднання параметрів від попередньо обраних генів (кросоверінг).

7. Додаються невевеликі випадкові модифікації для уникнення локальних мінімумів та забезпечення різноманітності.

8. Нове покоління поступово замінює попереднє.

9. Перевірка кількості ітерацій моделювання

Якщо критерій зупинки виконується (досягнута максимальна кількість ітерацій або точність), вибирається найкращий окремий набір оптимальних параметрів ММ. В іншому випадку процес повторюється з кроку 3.

Вікно користувача, яке представлене на рис.3.27, складається із наступного набору елементів інтерфейсу:

Кнопка «Інструкція», при натисканні завантажує у окремому вікні файл з керівництвом використання програмного модуля.

Радіо-кнопки «Моделювання-Ідентифікації» дозволяють виконувати перемикання між режимами роботи програмного модуля. Для режиму «Моделювання» завантажуються параметри ММ квадрокоптера з окремого файлу або із текстових полів інтерфейсу вікна, після чого стає можливим проведення моделювання. Для режиму «Ідентифікація» завантажуються відомі параметри ЛА та/або вхідні/вихідні набори польотних даних. У цьому режимі роботи застосовується генетичний алгоритм програмного модуля для пошуку невідомих параметрів ММ квадрокоптера.

Поля вводу використовуються для додавання в ММ квадрокоптера параметрів, необхідних для проведення моделювання, та для налаштування вихідних умов ідентифікації.

Чек-бокси використовуються для фіксації із основного вікна програмного модуля тих параметрів ММ квадрокоптера, які вже відомі і не потребують уточнення, а також обраного каналу керування ідентифікації ММ.

Кнопки завантаження вихідних даних для ідентифікації, вже збережених параметрів ММ, відображення графіків та збереження результатів моделювання

розташовані у правому верхньому кутку основного вікна програмного модуля.

На рис.3.27 зображено зовнішній вигляд вікна користувача програмної частини прототипу програмно-апаратного комплексу.

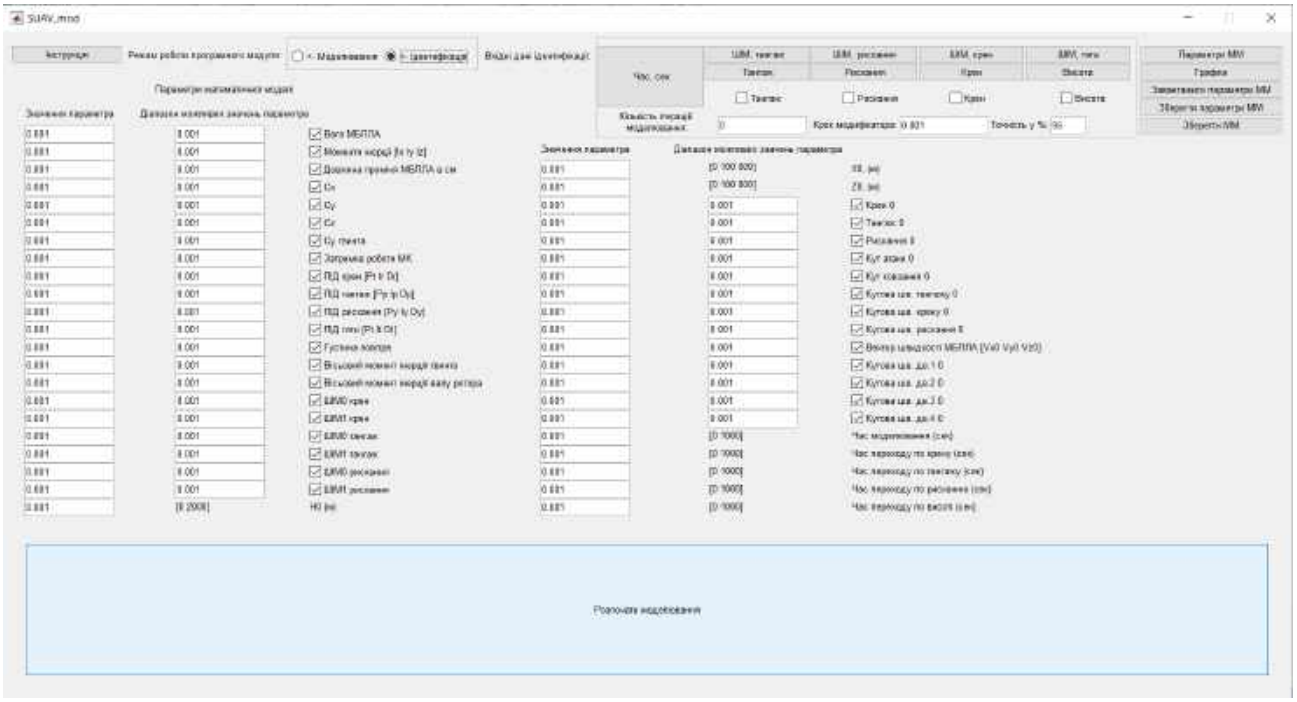


Рисунок 3.27 – Зовнішній вигляд початкового вікна програмного модуля

Представлене вікно користувача є центральним елементом програмної складової програмно-апаратного комплексу, призначеного для чисельного моделювання динаміки квадрокоптерного БПЛА, а також для ідентифікації параметрів його математичної моделі за експериментальними або напівнатурними даними. Інтерфейс реалізовано у вигляді багатосекційної панелі керування, що відображає системний підхід до побудови моделі та відповідає логіці етапів дослідження: параметризація → вибір режиму → моделювання → аналіз і збереження результатів.

Структурно інтерфейс можна розділити на кілька функціонально завершених блоків.

У верхній частині вікна розміщено перемикач режиму роботи програмного модулю, що містить щонайменше два принципово різні режими:

- «Моделювання» – режим прямого чисельного інтегрування системи диференціальних рівнянь руху квадрокоптера за заданих параметрів;
- «Ідентифікація» – режим параметричної оптимізації, у межах якого значення параметрів математичної моделі уточнюються на основі мінімізації функціоналу нев'язки між моделлю та експериментальними даними.

Наявність такого перемикача є методично коректною, оскільки чітко розмежовує задачу прямого моделювання та задачу зворотної ідентифікації, які мають різні алгоритмічні та обчислювальні вимоги.

Ліва частина вікна містить таблицю значень параметрів та відповідну таблицю діапазонів можливих значень параметрів. Така подача є типовою для задач системної ідентифікації і дозволяє:

1. задавати номінальні (початкові) значення параметрів;
2. обмежувати простір пошуку при оптимізації (наприклад, у генетичних алгоритмах);
3. зменшувати ризик отримання нефізичних або нестійких моделей.

Перелік параметрів охоплює:

- масово-інерційні характеристики БПЛА;
- аеродинамічні коефіцієнти;
- параметри двигунів і гвинтів;
- коефіцієнти моделей ШІМ-керування;
- часові та передавальні характеристики каналів керування.

Таким чином, модель має багаторівневу фізичну інтерпретацію, що охоплює як механіку польоту, так і електромеханічні підсистеми.

Важливим елементом є прапорці (checkbox) біля кожного параметра, які визначають:

- чи бере параметр участь у процесі ідентифікації;

- чи він фіксований під час моделювання.

Це дозволяє реалізувати:

- часткову ідентифікацію;
- поетапну ідентифікацію (наприклад, спочатку параметри силової установки, потім – аеродинаміка);
- дослідження чутливості моделі до окремих параметрів.

У центральній частині інтерфейсу реалізовано блоки, що відповідають за вхідні сигнали моделі:

- ШІМ-канал тяги;
- ШІМ-каналів крену, тангажу та рискання;
- параметри часових переходів між режимами.

Користувач має змогу:

- активувати окремі канали;
- задавати амплітуди, часові інтервали та динаміку переходів;
- формувати керувальні впливи, характерні для експериментальних маневрів.

Окремо виділено параметри чисельного експерименту:

- крок інтегрування;
- тривалість моделювання;
- кількість ітерацій;
- допустима похибка (точність).

Праворуч передбачено елементи керування:

- відображення графіків;
- збереження параметрів математичної моделі;
- збереження результатів моделювання.

Це забезпечує:

- відтворюваність чисельних експериментів;
- накопичення бібліотеки моделей;
- можливість подальшого порівняльного аналізу.

Нижня частина вікна містить велику кнопку «Розпочати моделювання», що дозволяє розпочати роботу програмної частини прототипу прогрмно-апаратного комплексу по дослідження БПЛА.

3.3 Розробка структури математичної моделі квадрокоптера для дослідження систем керування БПЛА

Побудова нелінійної ММ БПЛА коптерного типу, була виконана в програмному забезпеченні Scilab/Xcos.

Окрім рівнянь, що описують динаміку ЛА коптерного типу, до повної математичної моделі належать: сервоміксер, двигуни, закони керування у каналах крену, рискання, тангажа та тяги. Узагальнена розімкнена структура ММ квадрокоптера представлена на рис.3.28.

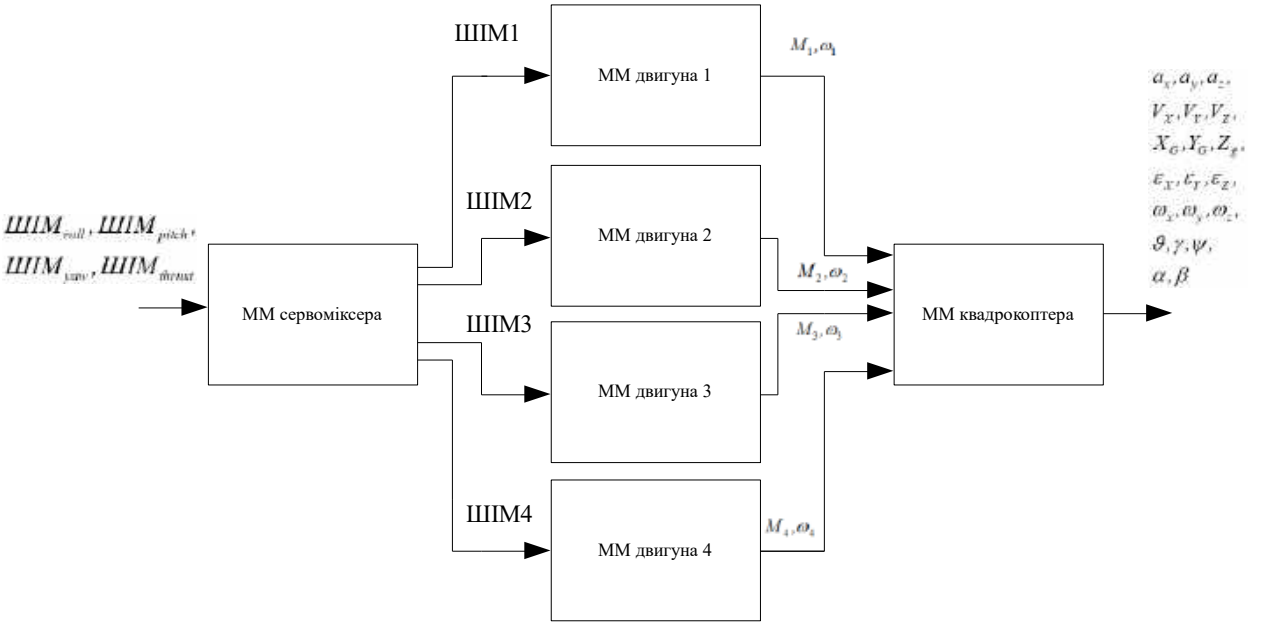


Рисунок 3.28 – Узагальнена розімкнена структурна схема нелінійної ММ квадрокоптера

Сервоміксер у контексті програмно-апаратного комплексу керування та моделювання квадрокоптера є функціональним перетворювальним блоком, призначеним для відображення керуючих впливів у каналах просторового руху літального апарата на індивідуальні керуючі сигнали виконавчих органів - у даному випадку електроприводів гвинтів (двигунів).

У поданій розімкненій структурній схемі нелінійної математичної моделі квадрокоптера сервоміксер виконує роль алгебраїчного розподільника та лінійного (або квазілінійного) комбінатора керуючих команд.

На входи сервоміксера подаються узагальнені керуючі сигнали:

- $ШІМ_{roll}$ – керування кутом крену,
- $ШІМ_{pitch}$ – керування кутом тангажу,
- $ШІМ_{yaw}$ – керування кутом рискання,
- $ШІМ_{thrust}$ – керування сумарною тягою.

На виходах сервоміксера формуються індивідуальні сигнали: ШІМ1, ШІМ2, ШІМ3, ШІМ4, які подаються на математичні моделі відповідних двигунів (ММ двигуна 1– 4).

Принцип дії сервоміксера полягає у лінійному суперпозиційному поєднанні керуючих впливів, що відповідають різним каналам керування рухом БПЛА, з урахуванням геометрії розташування двигунів та напрямків їх обертання.

У межах нелінійної ММ квадрокоптера сервоміксер:

- забезпечує коректний перехід від вектору узагальнених керувань до вектору виконавчих впливів;
- дозволяє ізолювати модель динаміки двигунів від моделі керування рухом;
- є ключовим елементом для ідентифікації параметрів двигунів і гвинтів, оскільки формує реальні збуджувальні сигнали для кожного каналу.

З методологічної точки зору сервоміксер можна розглядати як кінематичний інтерфейс між системою керування та динамічною моделлю силово-моментного формування квадрокоптера.

Рівняння нелінійної ММ у вигляді структурної схеми представлено на рис.3.29.

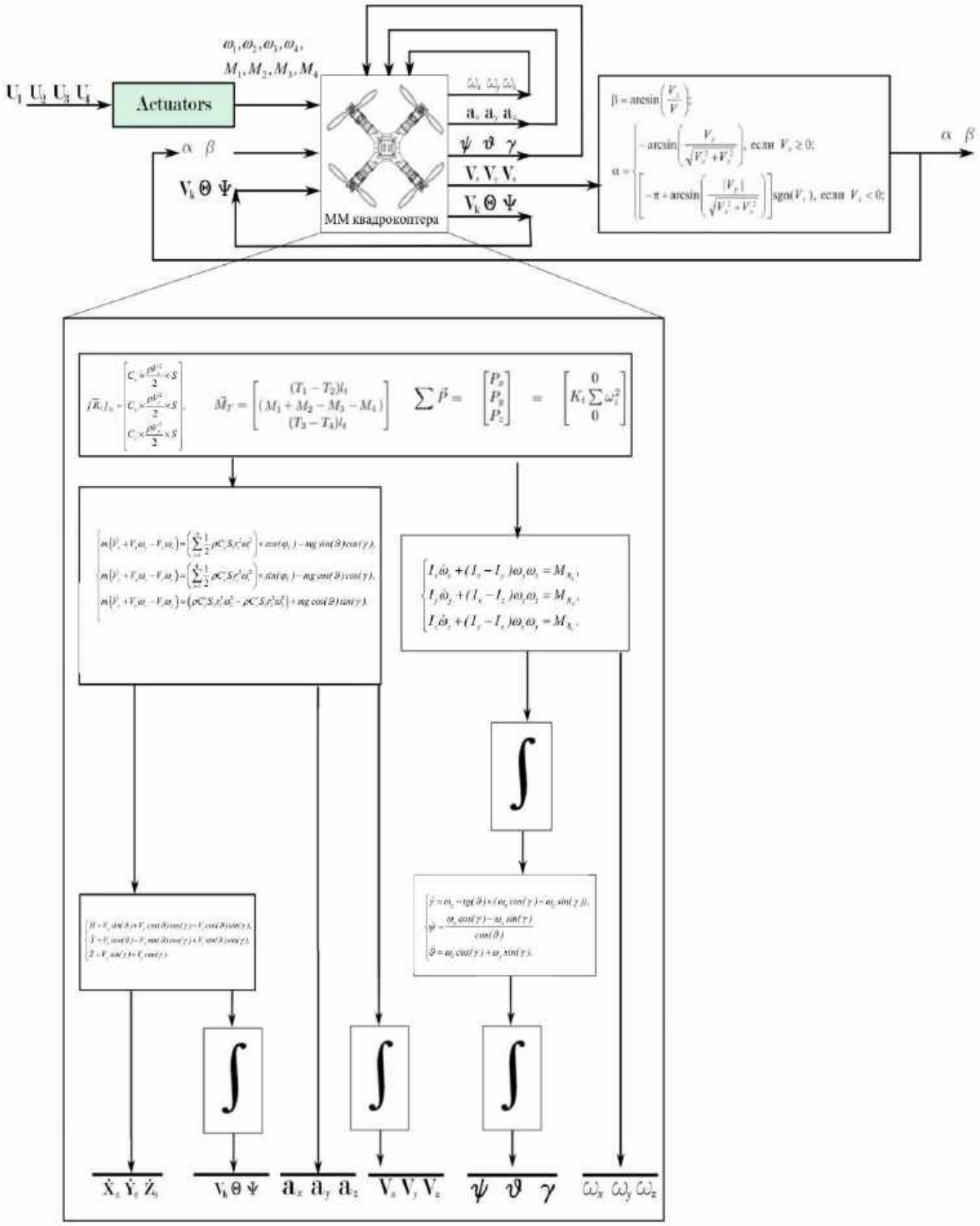


Рисунок 3.29 – Структура нелінійної ММ квадрокоптера

3.4 Висновки до розділу

У розділі розроблено нефункціональні вимоги до програмного модуля для дослідження систем керування БПЛА. Вони включають структурованість, детальність, повноту та простоту. Розроблено функціональні вимоги. Розглянуто підходи до інтерпретації ролі БПЛА в програмному забезпеченні. Обрано системно-орієнтований підхід. Описано варіанти використання програмного модуля. Вони охоплюють завантаження параметрів математичної моделі, відображення керівництва користувача, вибір режиму моделювання та ідентифікації. Розроблено схему варіантів використання. Програмний модуль реалізовано в середовищі Scilab + Xcos. Він включає нелінійну математичну модель БПЛА, інтерфейс користувача, генетичний алгоритм для ідентифікації параметрів та алгоритми керування.

Отримані результати дозволяють вирішити частину задач дослідження. Зокрема, розроблено засоби для ідентифікації параметрів математичних моделей БПЛА. Це сприяє синтезу інтелектуальних алгоритмів керування.

У розділі досягнуто частини наукової новизни. Розроблено прототип програмно-апаратного комплексу для ідентифікації об'єктів керування та синтезу систем керування. Використано комплексні моделі руху, алгоритми машинного навчання та нейронні мережі. Модель точно відтворює динаміку реального БПЛА. Це забезпечує автоматизацію ідентифікації та адаптацію до змінних режимів польоту.

Науково-практична новизна полягає в спрощенні процесів проектування БПЛА. Зменшено тривалість налаштування законів керування. Знижено сукупні витрати на розробку.

РОЗДІЛ 4
ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОГРАМНОГО МОДУЛЯ

Заключним етапом даного дослідження є експериментальна перевірка розробленої математичної моделі БПЛА квадрокоптерного типу для підтвердження її адекватності та практичної застосовності.

4.1 Експериментальна перевірка програмного модуля ідентифікації БПЛА коптерного типу

У той час як теоретичне та чисельне моделювання дають цінну інформацію про динаміку літального апарату, їх надійність має бути підтверджена шляхом натурного тестування [118]. Експериментальна перевірка дозволяє оцінити точність визначених параметрів, виявити потенційні розбіжності та удосконалити модель, якщо це необхідно.

Для цього в якості експериментальної платформи була обрана рама квадрокоптера DJI F450. Цей вибір обґрунтовується кількома ключовими факторами. По-перше, F450 є широко використовуваним і добре задокументованим каркасом, що робить його доступним і надійним тестовим стендом для дослідницьких цілей. Його симетричний дизайн і жорстка конструкція зводять до мінімуму структурні деформації, які можуть внести невідповідності в експериментальні дані. По-друге, рама F450 сумісна з різними силовими установками та бортовими контролерами польоту, що забезпечує гнучкі конфігурації апаратного забезпечення, які відповідають параметрам моделювання. Нарешті, наявність великої кількості експериментальних даних та попередніх досліджень у вільному доступі, пов’язаних із цією структурою, а також рекомендацій та інструкцій по експлуатації значною мірою полегшує як підготовку тестового стенду, так і проведення порівняльного аналізу розробленої моделі.

Цей розділ має на меті перевірити здатність математичної моделі точно

відображати реальну динаміку БПЛА. Експериментальні результати дадуть відповіді про точність моделі, її обмеження та ефективність генетичного алгоритму в ідентифікації невідомих параметрів. Зрештою, цей етап перевірки гарантує, що розроблену модель можна надійно використовувати для проектування, оптимізації та розробки систем керування БПЛА коптерного типу.

4.2 Опис прототипу квадрокоптера

4.2.1 Структурні та механічні характеристики рами квадрокоптера

DJI F450 – широко використовувана рама квадрокоптера, призначена як для досліджень, розробок так і цивільного використання. Це легка, але достатньо жорстка платформа, виготовлена з високоміцних матеріалів, що забезпечує баланс між міцністю, стабільністю та легкістю збирання. Рама характеризується симетричною «Х–конфігурацією», що забезпечує рівномірний розподіл ваги та покращену динаміку польоту (рис.4.1).

Рисунок 4.1 – Рама квадрокоптера DJI F450

Рама складається з центральної пластини корпусу і чотирьох променів, що утворюють стандартний 450 мм діагональний проміжок між двигунами. Верхня та нижня пластини виготовлені з посиленого скловолокном композитного матеріалу, який покращує цілісність конструкції, мінімізуючи загальну вагу. Промені виготовлені з формованого поліаміду (PA66) з армуванням скловолокном, що забезпечує високу механічну міцність і стійкість до деформацій.

До технічних характеристик рами DJI F450 належать:

– Розміри: 450 мм діагональна відстань між цетрами обертання двигунів (рис.4.2);

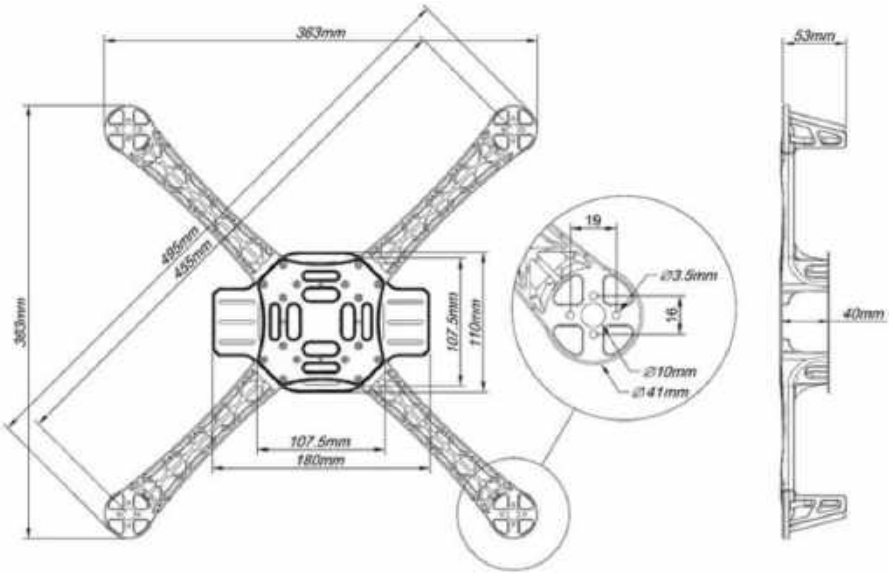


Рисунок 4.2 – Габаритні розміри DJI F450

– Вага: приблизно 282 г (без бортового обладаня);

– Кожен промінь розташований симетрично від центральної пластини, має довжину 225 мм, та забезпечує стабільну конфігурацію для кріплення двигуна;

– Поперечний переріз променів оптимізований для зменшення ваги при збереженні структурної жорсткості;

– Точки кріплення бортового обладнання попередньо підготовлені як для стандартних безщіткових двигунів і контролерів польоту, що забезпечує сумісність з різними силовими установками та системами керування;

– Ємність простору для кріплення корисного навантаження дозволяє підтримувати корисне навантаження середньої ваги, що робить його придатним для інтеграції датчиків, тестування автономних польотів і експериментів із системами керування.

Модульна конструкція DJI F450 полегшує швидке складання та технічне обслуговування, що робить його оптимальною платформою для створення прототипів та проведення досліджень. Крім того, посилені точки кріплення допомагають зменшити гнучкість конструкції, забезпечуючи стійкі характеристики

польоту. Більш детально параметри рами DJI F450 у порівнянні з аналогами наведено в таб. 4.1.

Таблиця 4.1 – Порівняльна таблиця параметрів рам: DJI F450, ZMR250, DJI F330, Mark4 5"

	DJI F450	ZMR250	DJI F330	Mark4 5"	Оптимальне значення параметра
Розмір рами, мм (ВхШхГ)	53x363x363	55x186x235	53x263x263	55x145x172	Більше –> краще
Склад матеріалу	скловолокно та посилені поліамідні кронштейни	вуглецеве волокно	скловолокно та посилені поліамідні кронштейни	вуглецеве волокно	
Вага рами, гр	282	181	150	102	Менше –> краще
Вантажність, гр	Середня	Мала	Мала	Мала	Більше –> краще
Сумісність двигуна та гвинта	A2212, RS1606, R2205, X2216, S1306, FALCON 3548	R2204–2208	A2212, RS1606, R2205, X2216, S1306, FALCON 3548	R2204–2208	Більше –> краще
Вбудована плата розподілу живлення	Є	Відсутня	Є	Відсутня	В наявності
Сумісність польотного контролера	Pixhawk, ArduPilot, DJI Naza, F4 V3S PLUS Flight Controller, Tracker F405 V2 F4 V3S Flight Control	Pixhawk, ArduPilot, DJI Naza, F4 V3S PLUS Flight Controller, Tracker F405 V2 F4 V3S Flight Control Stack , MATEK MATEKSYS F405–VTOL			Більше –> краще

	Stack , MATEK MATEKSYS F405–VTOL або інші контролери на базі Arduino або Raspberry Pi				
Варіанти кріплення датчиків і корисного навантаження	Велика кількість точок кріплення як під гвинти, так і на наліпки, велика варіативність кріплення бортового обладнання	Велика кількість точок кріплення на наліпки, велика варіативність кріплення бортового обладнання			Більше –> краще
Вартість, грн	≈670	≈540	≈470	≈900	Менше –> краще

Оцінюючи наведені вище параметри, DJI F450 стає оптимальним вибором для універсальної рами дослідницького квадрокоптера завдяки балансу між розміром, вагою, модульністю, довговічністю та доступністю. Цей вибір забезпечує:

1) Достатню вантажопідйомність для дослідницького обладнання;

2) Хороші властивості гасіння вібрацій для експериментів за рахунок комбінованого застосування вуглецевого волокна та високоякісного армованого скловолокном ABS пластику;

3) Велику кількість стандартизованих точок кріплення бортового обладнання як під гвинти, так і під наліпки для легкої інтеграції дослідницького бортового обладнання;

4) Можливість кастомізації кріплень бортового обладнання за рахунок використання високоякісного армованого скловолокном ABS пластику;

5) Доступність та розповсюдженість, а також зниження витрат на придбання та заміну модульних частин за необхідності.

Хоча рами з вуглецевого волокна мають перевагу у вазі, вони дорожчі та менш стійкі до ударів. На менших гоночних рамах не вистачає місця для корисного навантаження, а на більших промислових рамах збільшується вартість і складність. DJI F450 досягає оптимального балансу, що робить його ідеальним для ідентифікації системи, тестування алгоритму керування та дослідження автономних БПЛА.

4.2.2 Вибір двигуна БПЛА

Продуктивність, ефективність і стабільність квадрокоптера значною мірою залежать від вибору його силової установки, зокрема від двигунів (безщіткових двигунів постійного струму). Ці двигуни відіграють важливу роль у генеруванні підйомної сили, підтримці стабільності та забезпеченні точного керування БПЛА. Вибір двигунів впливає на час польоту, маневреність, вантажопідйомність і енергоспоживання, що робить його вирішальним фактором як для досліджень, так і для практичних застосувань.

Такі ключові фактори, як співвідношення тяги до ваги, ККД двигуна, рейтинг КВ (об/хв на вольт) і характеристики крутного моменту необхідно ретельно проаналізувати, щоб забезпечити сумісність із рамою, пропелерами та системою акумуляторів. Неправильний вибір може призвести до неефективного споживання енергії, перегріву, вібрації або нестабільності, що зрештою погіршить продуктивність польоту та точність експерименту.

Для науково-орієнтованих квадрокоптерів вибір універсальних і високоефективних двигунів забезпечує кращу ідентифікацію системи, налаштування керування та експериментальну перевірку. Порівняльна таблиця разглянутих електродвигунів наведена в таб. 4.2.

Оцінюючи наведені вище параметри, FALCON 3548 1250об/в є оптимальним вибором. Він забезпечує:

1) Достатню вантажопідйомність для дослідницького обладнання;

2) Сумісність із широким колом гвинтів;

3) Середню ціну у порівнянні з аналогами, що мають схожі тягові, вагові та габаритні характеристики;

Таблиця 4.2 – Порівняльна таблиця параметрів електродвигунів

	EMAX RS1606 3300KV	FALCON 3548 1250об/в	Wester 2212, 1000об/в	NEO–25 (4240) 780об/в	Оптимальне значення параметра
Розмір рами, мм (ДхШ)	28.1x20.8	48x35	27x27.5	42x40	Менше –> краще
Рейтинг КВ	3300	1250	1000	780	Більше –> краще
Вага двигуна, гр	15.8	160	48	155	Менше –> краще
Вантажопідйомність, гр	875	2800	900	3000	Більше –> краще
Сумісність двигуна та гвинта	3"– 4"	11"– 13"	8"– 9"	11"– 14"	Більше –> краще
Вартість, грн	≈400	≈1260	≈360	≈1800	Менше –> краще

4.2.3 Регулятори струму квадрокоптера

Електронні контролери швидкості (ESC-регулятори) є важливими компонентами силової системи квадрокоптера, які відповідають за регулювання швидкості двигуна на основі команд від контролера польоту. Правильний вибір ESC безпосередньо впливає на стабільність польоту, чутливість, ефективність і загальну надійність системи.

Такі ключові фактори, як номінальний струм (А), частота оновлення керуючого струму, сумісність із рейтингом KV двигуна та підтримка мікропрограми (наприклад, BLHeli, SimonK), необхідно ретельно враховувати, щоб забезпечити

плавну роботу двигуна та мінімальну затримку під час налаштувань керування. Погано підібрані ESC можуть призвести до виникнення додаткових затримок у контурі керування МБПЛА, перегріву регулятора струму та/або двигунів, надмірного енергоспоживання, що погіршує продуктивність польоту та якість експерименту.

Для проведення натурних досліджень були розглянуті наступні ESC (таб.4.3).

Таблиця 4.3 – Порівняльна таблиця параметрів ESC–регуляторів

	BLHeli 30A ESC	BLHELI 60A	Brushless ESC 40A	SW–60A	Оптимальне значення параметра
Розмір рами, мм (ДхШхГ)	68x25x8	73x36x12	68x25x8	65x35x14	Менше –> краще
Вихідний струм, А	30	60	40	60	Більше –> краще
Вага, гр	28	55	35	60	Менше –> краще
Максимальний струм, А	40	80	55	70	Більше –> краще
Вартість, грн	≈390	≈900	≈347	≈720	Менше –> краще

Оцінюючи наведені вище параметри, ESC–регулятор SW–60A є оптимальним вибором. Він забезпечує:

1) Достатньо високі показники постійного вихідного та пікового струму, що дає достатній запас по живленню електродвигунів;

2) Допустимі масові та габаритні розміри у порівнянні з аналогами;

3) Найнижчу ціну у порівнянні з іншими ESC–регуляторами, що мають схожі характеристики;

4.2.4 Батарея квадрокоптера

Акумулятор є критично важливим компонентом, який безпосередньо впливає на характеристики польоту квадрокоптера, включаючи тривалість польоту, досяжну швидкість та доступну тягу. Збільшення ємності акумулятора, як правило, покращує ці параметри; однак, процес вибору також повинен враховувати електричні та теплові обмеження рушійної системи. Використання акумуляторів, що перевищують рекомендовану напругу або ємність розряду для вибраних двигунів, може призвести до надмірного споживання струму, що спричиняє перегрів та потенційну поломку двигуна. Тому дотримання рекомендованих виробником специфікацій акумуляторів є важливим для забезпечення безпечної та надійної роботи.

Літій–полімерні (LiPo) акумулятори зазвичай використовуються в багатороторних БПЛА завдяки їхній високій щільності енергії, високій швидкості розряду та відносно малій масі, що разом сприяє збільшеній тривалості польоту та стабільній роботі. Незважаючи на свої переваги, LiPo акумулятори чутливі до перезаряджання, перерозряджання та механічних навантажень, що вимагає обережного поводження та належного управління рівнем заряду.

Для цього проекту було обрано чотириелементний (4S) LiPo акумулятор на основі вимог до живлення рушійної системи квадрокоптера. Ця конфігурація забезпечує номінальну напругу 14,8 В та підтримує безперервний струм розряду до 60 А, забезпечуючи достатню подачу енергії до двигунів під час пікового навантаження. Такі характеристики роблять цей тип акумулятора оптимальним вибором для підтримки балансу між продуктивністю, безпекою та довговічністю розробленого БПЛА.

Обраний двигун FALCON 3548 1250об/в, потребує живлення від акумулятора від 2S до 4S. Тому для зручності проведення натурного моделювання, було обрано акумулятор Turnigy 5000 мАч 4S1P 40C (рис.4.3).

Рисунок 4.3 – Акумулятор Turnigy 5000 мАч 4S1P 40C

Збільшена ємність акумулятора до 5000 мАг збільшує час польоту прототипу та дає змогу зібрати та підготувати більший об’єм даних, необхідних для досліджень.

4.2.5 Бортовий контролер

Бортовий контролер (контролер польоту) квадрокоптера відповідає за стабілізацію, об’єднання датчиків, обробку даних у реальному часі та виконання алгоритмів керування. У контексті експериментального випробувального стенду вибір контролера польоту є особливо критичним, оскільки він визначає точність, гнучкість і можливість розширення БПЛА для дослідницьких цілей.

Такі ключові фактори, як обчислювальна потужність, сумісність датчиків, можливості обробки в реальному часі, підтримка програмного забезпечення з відкритим кодом і можливості розширення та інтеграції додаткового апаратного забезпечення, повинні бути ретельно розглянуті. Добре підібраний контролер дозволяє реалізувати власний алгоритм керування, інтегрувати із зовнішніми датчиками та реєструвати дані польоту для ідентифікації системи та оцінки продуктивності.

Для експериментальних застосувань вибір високопродуктивного модульного контролера польоту з відкритим вихідним кодом (наприклад, Pixhawk, ArduPilot або розроблена самостійно плата) забезпечує точну ідентифікацію системи, розширену розробку засобів керування та інтеграцію з різними інструментами дослідження.

Для проведення натурних досліджень були розглянуті наступні контролери (таб.4.4).

Таблиця 4.4 – Порівняльна таблиця параметрів контролерів МБПЛА

	MATEK MATEKSYS F405–VTOL	Tracker F405 V2 F4 V3S Flight Control Stack	Arduino Mega 2560 R3 (CH340)	Arduino Due R3	Оптимальне значення параметра
Розмір рами, мм (ДхШхГ)	42x45x14	36x36x6	105x55x13	105x55x13	Менше –> краще
Гіроскоп	Внутрішній	Внутрішній	Зовнішній	Зовнішній	Зовнішній
Акселерометр	Внутрішній	Внутрішній	Зовнішній	Зовнішній	Зовнішній
Можливість підключення microSD	В наявності	Відсутня	Відсутня	Відсутня	В наявності
Кількість виводів ШІМ	12	12	17	16	Більше–> краще
Можливість інтегрування власних алгоритмів керування	Часткова реалізація	Часткова реалізація	Повна	Повна	В наявності
Частота, МГц	168	168	16	85	Більше–> краще
Розрядність	x32	x32	x8	x32	Більше–> краще
Вартість, грн	≈2550	≈1400	≈750	≈1500	Менше –> краще

Оцінюючи наведені вище параметри, оптимальним бортовим контролером був обраний Arduino Due R3, оскільки він відповідає наступним вимогам:

1) Можливість повного інтегрування власних алгоритмів керування, налаштування швидкодії виконання коду та параметрів його виконання;

2) Допустимі масові та габаритні розміри у порівнянні з аналогами;

3) Можливість підключення зовнішніх датчиків керування, завдяки наявності

достатньої кількості цифрових та аналогових портів;

4) Можливість під’єднання до 16 електродвигунів та інших виконавчих пристроїв, що керуються протоколом ШІМ;

5) Середня швидкодія контролера, що разом із можливістю повної інтеграції власних алгоритмів керування і засобів програмування дає змогу реалізовувати ефективні алгоритми керування;

6) Середня ціна та доступність.

4.2.6 Гвинти

Правильний вибір гвинтів забезпечує оптимальну підйомну силу, аеродинамічну ефективність і точність керування, що робить їх важливими як для практичних застосувань, так і для дослідницьких експериментів з БПЛА.

Ключові фактори, такі як діаметр, крок, матеріал і конфігурація лопаті, повинні бути ретельно проаналізовані, щоб досягти бажаного співвідношення тяги до ваги, чутливості та витривалості польоту. Великі гвинти забезпечують більшу тягу, але вимагають більше потужності, тоді як менші підвищують маневреність і чутливість. Неправильно підібрані ротори можуть призвести до неефективного споживання енергії, надмірної вібрації, нестабільності та зниження польотних характеристик.

Для дослідницьких застосувань було обрано два набори гвинтів APC style 10x4.5 прямого і зворотного оберту (рис.4.4).

Це зумовлено тим, що: по–перше, дані гвинти є сумісними із обраним типом двигунів; по–друге, їх вага та розміри оптимальні як по відношенню до необхідних тягових характеристик електродвигунів, так і до розмірів рами квадрокоптера; нарешті співвідношення варстості та якості матеріалу гвинтів є найкращим для застосування у прототипі БПЛА.

Рисунок 4.4 – Набір бари гвинтів APC style 10x4.5 прямого і зворотного оберту

4.2.7 IMU (акселерометр, гіроскоп)

Замкнутість системи автоматичного керування БПЛА забезпечується наявністю вимірювальних пристроїв у контурах керування, таких як гіроскопи та акселерометри. Для прототипу БПЛА квадрокоптерного типу був обраний інерційний вимірювальний пристрій (IMU) MPU–6050 мікроелектромеханічної системи (MEMS), який об’єднує 3–осьовий гіроскоп і 3–осьовий акселерометр в одному компактному корпусі. Датчик широко використовується в БПЛА, роботах, системах відстеження руху та стабілізації завдяки його високій точності, виявленню руху в реальному часі та низькому енергоспоживанню.

MPU–6050 поєднує в собі два важливі компоненти датчиків руху:

– 3–осьовий гіроскоп: вимірює кутову швидкість (°/с) у трьох перпендикулярних вісях (X, Y, Z) за допомогою вібраційних гіроскопів MEMS. Це дозволяє точно відстежувати обертальний рух і зміни орієнтації.

– 3–осьовий акселерометр: вимірює лінійне прискорення (g) уздовж трьох осей, дозволяючи виявити нахил, вільне падіння та поступальний рух.

Дані з цих датчиків можна обробляти окремо або комбінувати за допомогою алгоритмів об’єднання датчиків для визначення повного стану руху об’єкта.

До основних характеристик MPU–6050 належать:

– діапазон вимірювання гіроскопа складає: ±250, ±500, ±1000, ±2000 °/с (програмований);

– діапазон вимірювання акселерометра: ±2g, ±4g, ±8g, ±16g (програмований);

– частота дискретизації: До 1 кГц;

– інтерфейс зв'язку: I²C (до 400 кГц) і SPI;

– робоча напруга: від 2,375 В до 3,46 В;

– цифрова обробка руху (DMP): Внутрішні 16–розрядні АЦП і блок обробки руху для об’єднання датчиків;

– енергоспоживання: Режим низької потужності доступний для енергоефективної роботи.

MPU–6050 відіграє вирішальну роль у стабілізації польоту та управлінні БПЛА, оскільки він надає важливі дані для:

– оцінка положення (нахил, крен, поворот);

– зменшення вібрації та контроль стабільності;

– навігація на основі IMU і автономний політ;

– поєднання датчиків із магнітометрами та GPS для підвищення точності позиціонування.

Незважаючи на свої переваги, MPU–6050 не має вбудованого магнітометра, а це означає, що для визначення абсолютного курсу потрібне зовнішнє поєднання датчика з компасом (наприклад, HMC5883L).

До переваг MPU–6050 відносять:

– компактність і економічність;

– високоточна технологія MEMS;

– вбудований DMP для обробки руху;

– низьке енергоспоживання.

Недоліками обраного датчика є:

– відсутність вбудованого магнітометра (потрібен зовнішній датчик для повного відстеження орієнтації);

– сприйнятливість до температурного дрейфу (потрібна компенсація для тривалої точності);

– необхідність калібрування для мінімізації зміщення вимірюваних значень та шуму датчика.

4.2.8 Система збору, передачі і збереження даних

Для збору даних, їх обробки та збереження була використана наступна принципова схема (рис.4.5).

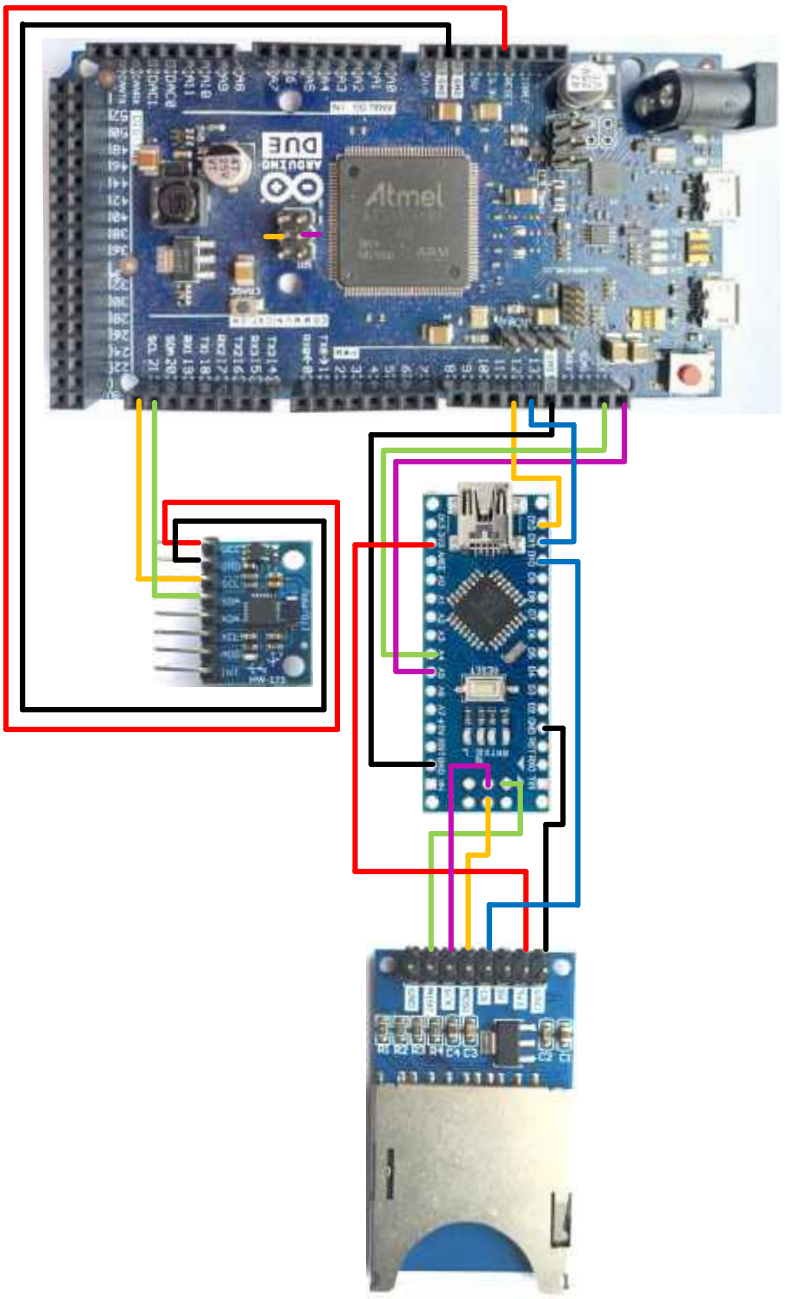


Рисунок 4.5 – Принципова схема збору, обробки та збереження польотних даних МБПЛА

Із рис.4.5 видно, що схема складається із чотирьох елементів: контролера Arduino Due, контролера Arduino Nano, модуля взаємодії із зовнішніми носіями типу SD/microSD MH–SD Card Module та модуля IMU – MPU6050.

Збір даних лінійних прискорень та кутових швидкостей, їх обробка, розрахунок кутів просторової орієнтації БПЛА з модуля IMU – MPU6050 реалізовано на контролері Arduino Due. Окрім того, реалізована можливість програмного калібрування модуля IMU – MPU6050 для коректного розрахунку кутових швидкостей та лінійних прискорень.

Також на контролері Arduino Due програмно реалізований алгоритм паралельного збору та попередньої обробки даних із цифрових пінів таких як: поточні кутові швидкості та кути просторової орієнтації БПЛА та керуючі сигнали шести каналів керування. Окремо з цифрового піна 42 реалізовано алгоритм керування початком та завершенням процедури запису отриманих даних на зовнішній накопичувач інформаціїї типу microSD. Цифровий пін 40 використовується як додатковий, для проведення експериметів.

Керуючі сигнали електродвигунів квадрокоптера та система автоматичного керування алгоритмічно реалізовані на контролері Arduino Due.

Керування двигунами та інформація із приймача дистанційного керування БПЛА реалізовані через протокол ШІМ. Враховуючи необхідність їх паралельного збору та обробки було прийнято рішення реалізувати передачу всієї інформації через цей протокол на базі алгоритму кінцевого автомату [119-126].

Архітектура системи з кількома контролерами забезпечує кілька переваг. По–перше, зменшення розрахункового навантаження на обробку, збереження та надсилання даних на кожному контролері для забезпечення кращої продуктивності у реальному часі. По–друге, це можливість отримувати дані з високою роздільною здатністю, що важливо для подальшої точної ідентифікації параметрів математичної моделі БПЛА. Нарешті це модульність і забезпечення безпекових заходів при програмуванні алгоритмів керування, оскільки не всі бібліотеки, які є у відкритому доступі можуть вільно використовуватись одночасно на одному контролері Arduino [127].Таким чином обрана архітектура відповідає вимогам для експериментальних

досліджень.

На рис.4.6 відображений алгоритм керування початком та завершенням процедури запису отриманих даних.

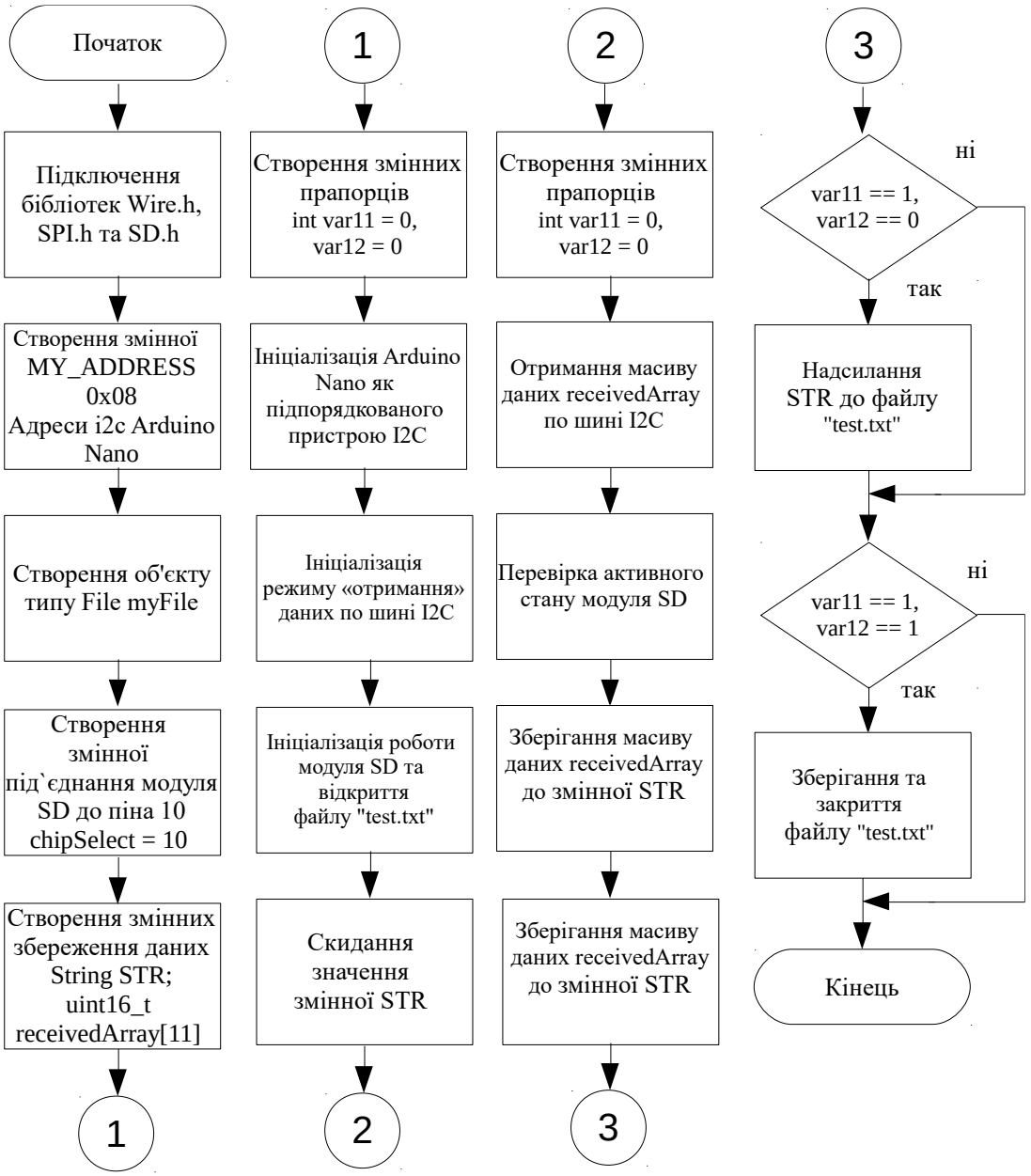


Рисунок 4.6 – Блок-схема алгоритму керування початком та завершенням процедури запису отриманих даних

4.3 Збір польотних даних для ідентифікації

Розглянемо процес збору польотних даних, включаючи вибір і конфігурацію датчиків, синхронізацію підсистем контролера, структуру зареєстрованих наборів

даних і методи попередньої обробки даних. Тобто сформуємо емпіричну основу для побудови та перевірки математичних моделей, які використовуються на наступних етапах розробки системи керування БПЛА.

Алгоритм збору, обробки та надсилання даних контролером Arduino Due представлений у вигляді блок-схеми на рис.4.7.

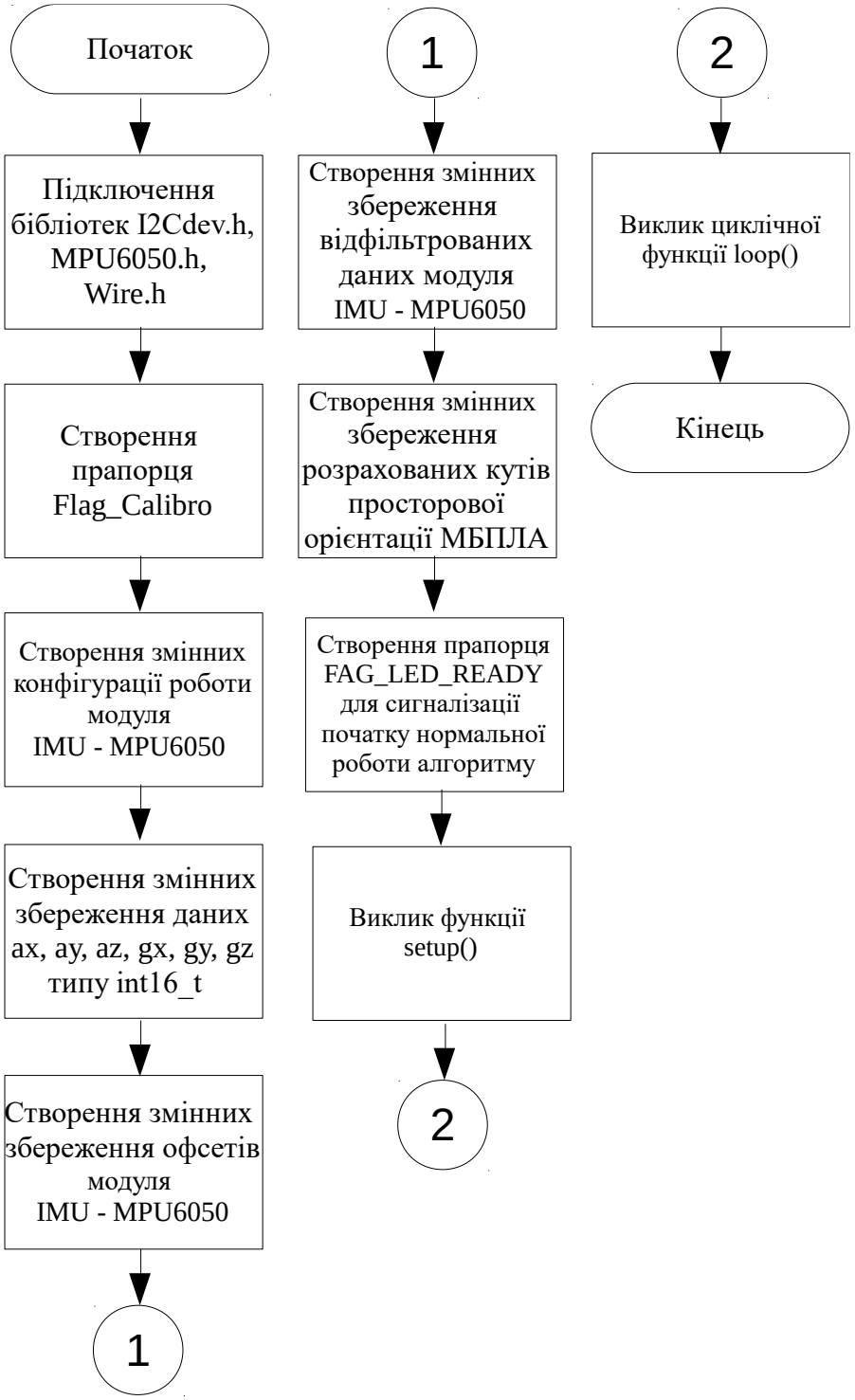


Рисунок 4.7 – Блок-схема алгоритму збору, обробки і надсилання даних контролером Arduino Duo

З рис.4.7 видно, що перед початком виконання алгоритму відбувається попередня підготовка необхідних для роботи програмних бібліотек та змінних. Блок-схема алгоритму ініціалізації та калібрування MPU6050 представлена на рис.4.8.

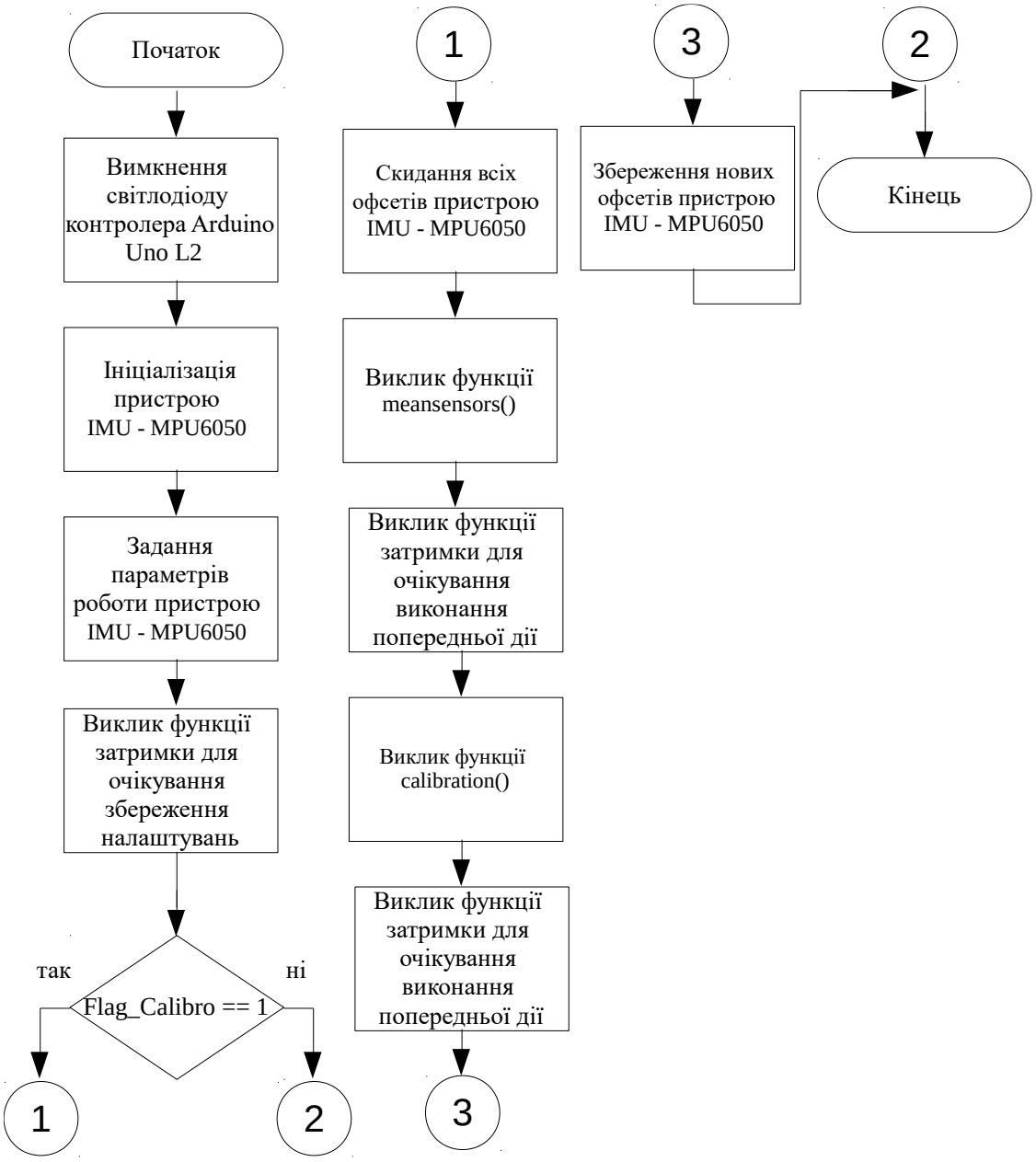


Рисунок 4.8 – Блок-схема алгоритму калібрування модуля IMU–MPU6050

З рис.4.8 видно, що перед початком виконання алгоритму калібрування модуля IMU–MPU6050, відбувається його попередня ініціалізація та індикація через

світлодіод L2 початку роботи алгоритму. При виконанні умови Flag_Calibro = 1 відбувається перехід програми на гілку калібрування. Вона включає попереднє скидання налаштувань модуля IMU–MPU6050, отримання нових даних, виклик функції налаштування та збереження нових параметрів. Завершуються обидві гілки блок-схеми переходом до основного алгоритму керування контролера Arduino Duo.

Блок-схема алгоритму роботи функції meansensors() представлена на рис.4.9.

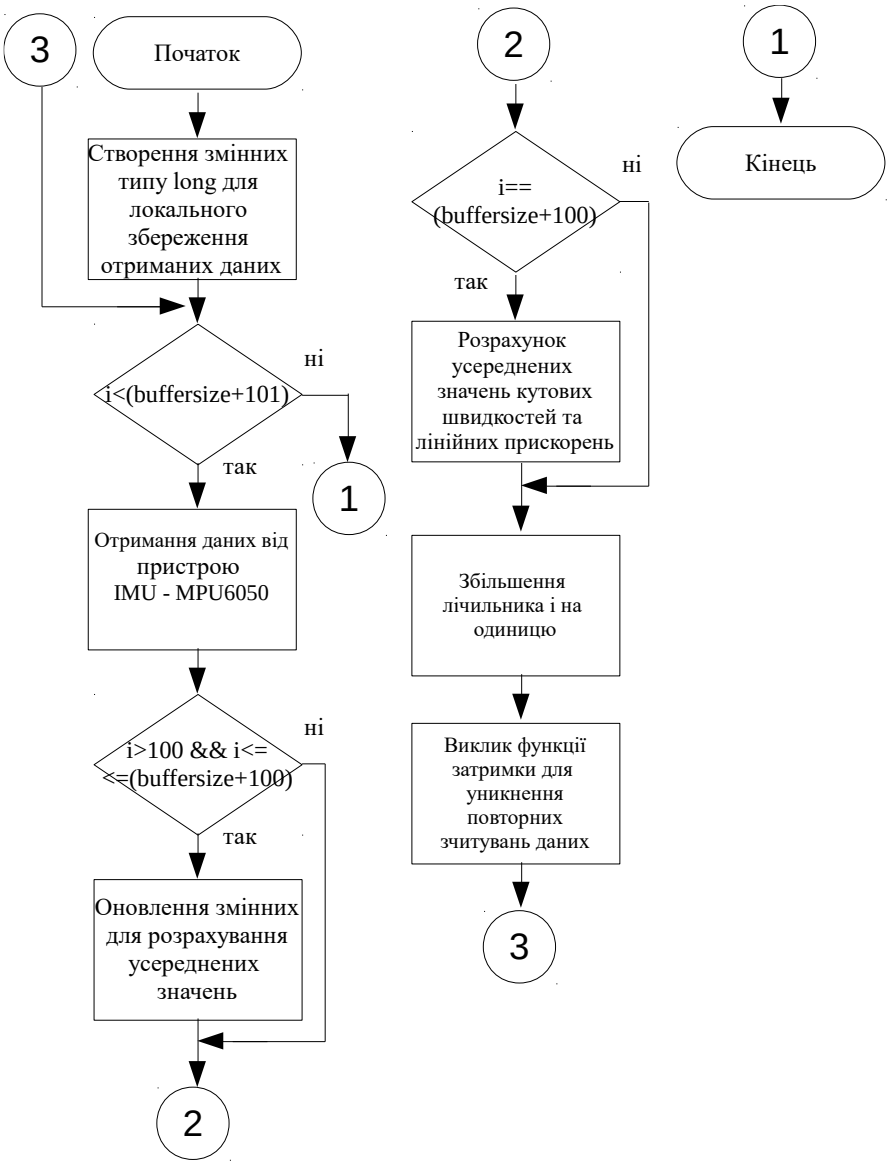


Рисунок 4.9 – Блок-схема алгоритму роботи функції meansensors()

В результаті скидання параметрів налаштувань пристрою IMU–MPU6050, перші дані (у середньому перші 100 вимірювань) мають високий рівень шумів, тому

алгоритмічно реалізовано їх програмне ігнорування. Наступні вимірювання матимуть дещо менший рівень шуму, тому відбувається їх усереднення та збереження у відповідні змінні для подальшого використання. Блок–схема алгоритму калібрування представлена на рис.4.10–4.11.

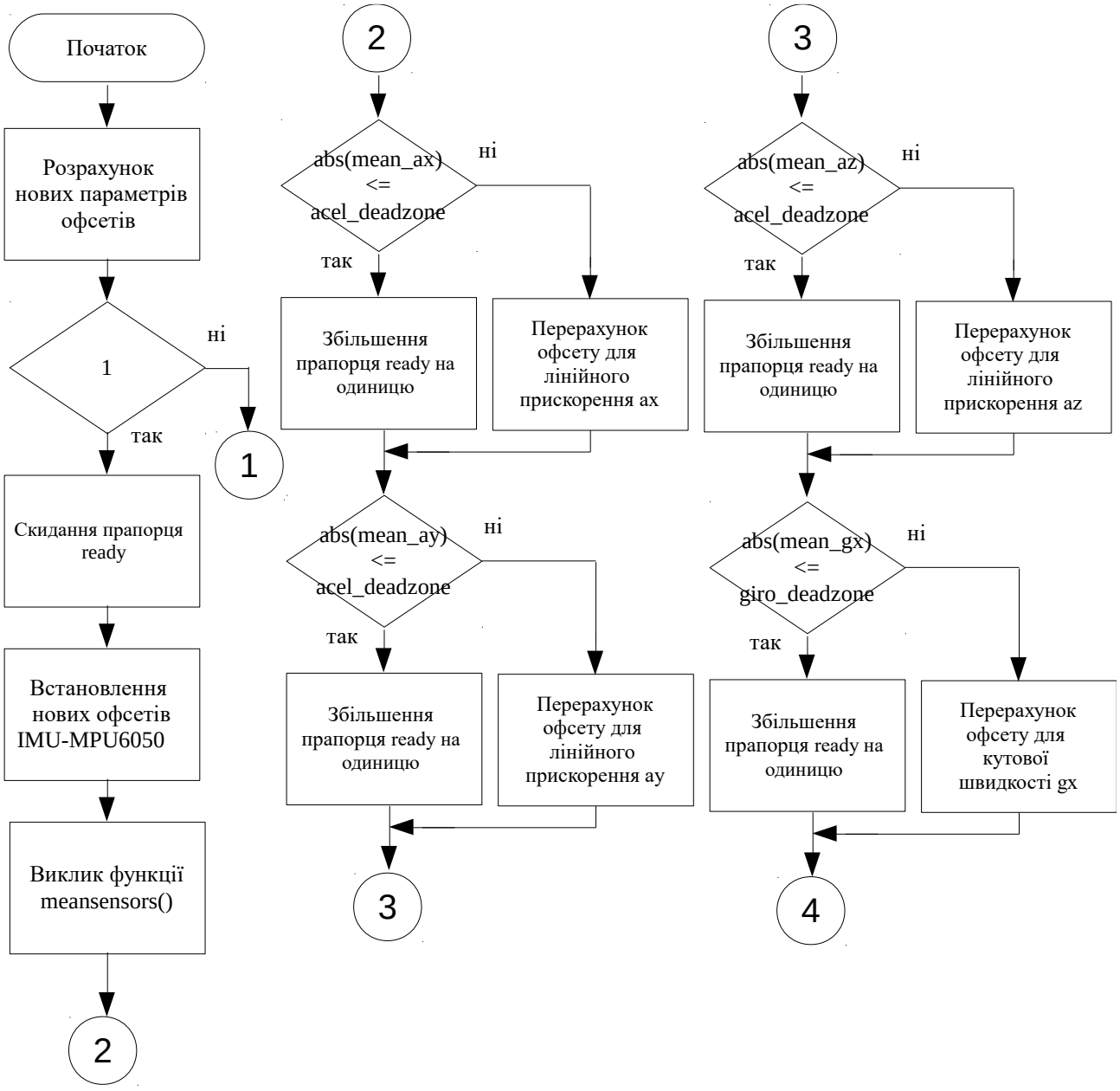


Рисунок 4.10 – Блок-схема алгоритму роботи функції calibration()

Процедура калібрування датчику IMU–MPU6050 передбачає перерахунок у циклі офсетів лінійних прискорень та кутових швидкостей у нескінченному циклі. Завершення виконання роботи алгоритму передбачено лише у тому випадку, коли нові дані будуть містити максимальне відхилення по кожній кутовій швидкості та по

кожному лінійному прискоренню в межах, програмно передбачених під час процедури ініціалізації роботи датчику IMU–MPU6050.

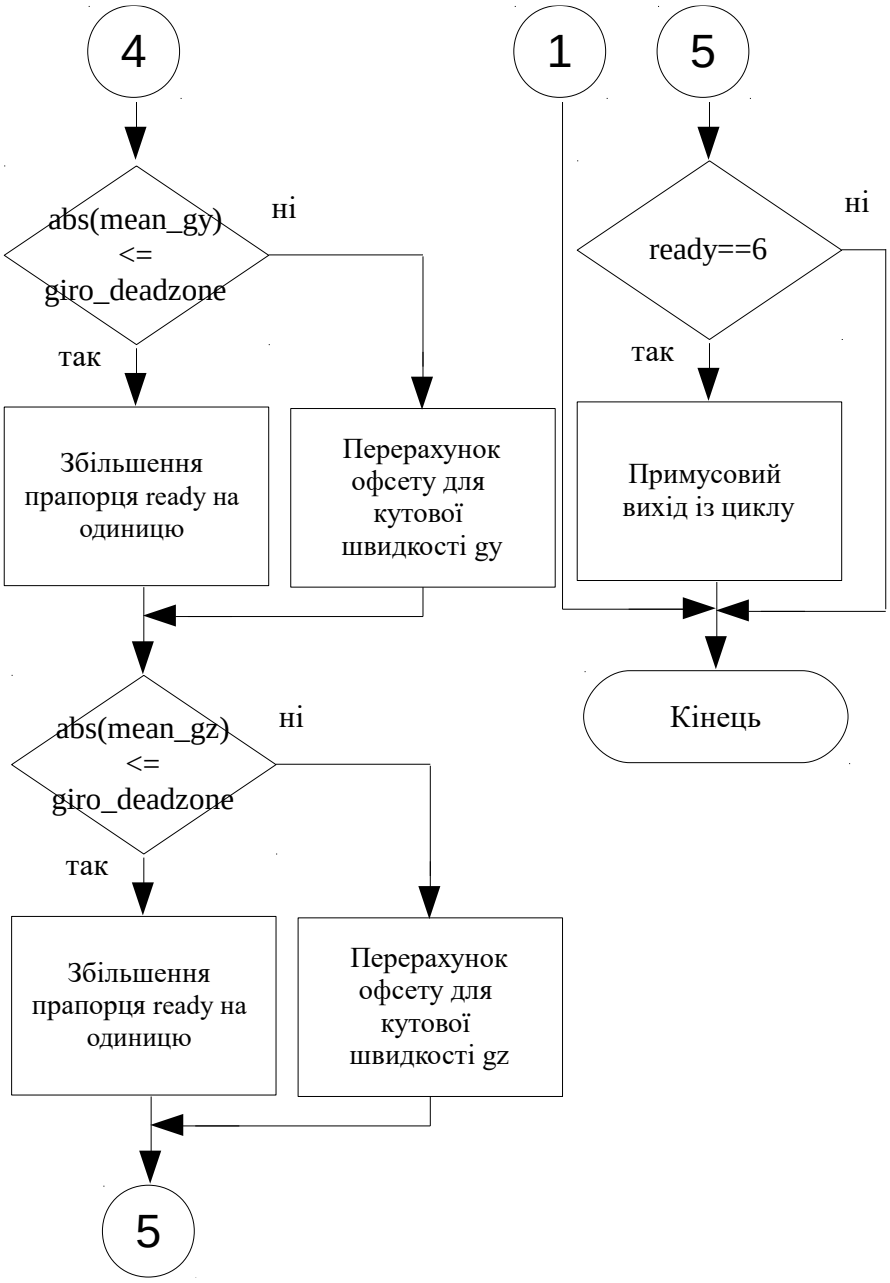


Рисунок 4.11 – Продовження блок-схеми алгоритму роботи функції calibration()

Вектори лінійних прискорень акселерометра нормалізуються для того, щоб мати вірне представлення дії сили тяжіння. Цей крок має вирішальне значення для запобігання впливу масштабування порахованих значень при їх подальшому використанні і шумів. Використовуючи поточну оцінку орієнтації кватерніона,

відновлюється напрямок вектора сили тяжіння. Далі із рис.4.13 видно, що виконується розрахунок вектора помилки між виміряним і оціненим напрямками сили тяжіння за допомогою перехресного множення. Результуючий вектор представляє кутову похибку між розрахунковою орієнтацією та еталонним значенням акселерометра (тобто фактичною силою тяжіння).

Далі реалізований алгоритм обчислення замкнутого механізму фільтру зворотного зв'язку. Пропорційний член (Kp) коригує дрейф гіроскопа на основі поточної похибки, тоді як інтегральний член (Ki) компенсує довгострокове зміщення показань гіроскопа. Ці коригування застосовуються до необроблених вимірювань гіроскопа. Наступна частина алгоритму відповідає за інтегрування кутової швидкості для оновлення стану кватерніону з часом. Кутові швидкості використовуються в кватерніонних диференціальних рівняннях, що моделюють кінематику обертання МБПЛА. Нарешті, через числове інтегрування та обмеження точності числа з плаваючою комою кватерніон може відхилятися від одиничної норми. Тому, перенормування гарантує, що кватерніон залишається дійсним одиничним кватерніоном, що важливо для збереження ортогональності та правильного відстеження просторової орієнтації.

Робота основного циклу програми реалізовано у функції loop(), блок–схема якої відображена на рис.4.12.

Із рис.4.12 видно, що функція loop() на початку своєї роботи вмикає світлодіод L2 контролера Arduino Due сигналізуючи про те, що розпочалось виконання основного циклу програми. Отримані з датчику MPU6050 дані лінійних та кутових прискорень обробляються функцією Mahony_update, яка використовується для оцінки орієнтації (положення) БПЛА. Нарешті після розрахунку кутів і кутових швидкостей просторової орієнтації квадрокоптера, відбувається підготовка та надсилання даних у вигляді масиву даних через шину I2C на контролер Arduino Nano.

Рисунок 4.12 – Блок-схема алгоритму роботи функції loop()

Алгоритм роботи функції Mahony_update() реалізовано у вигляді блок–схеми на рис. 4.13.

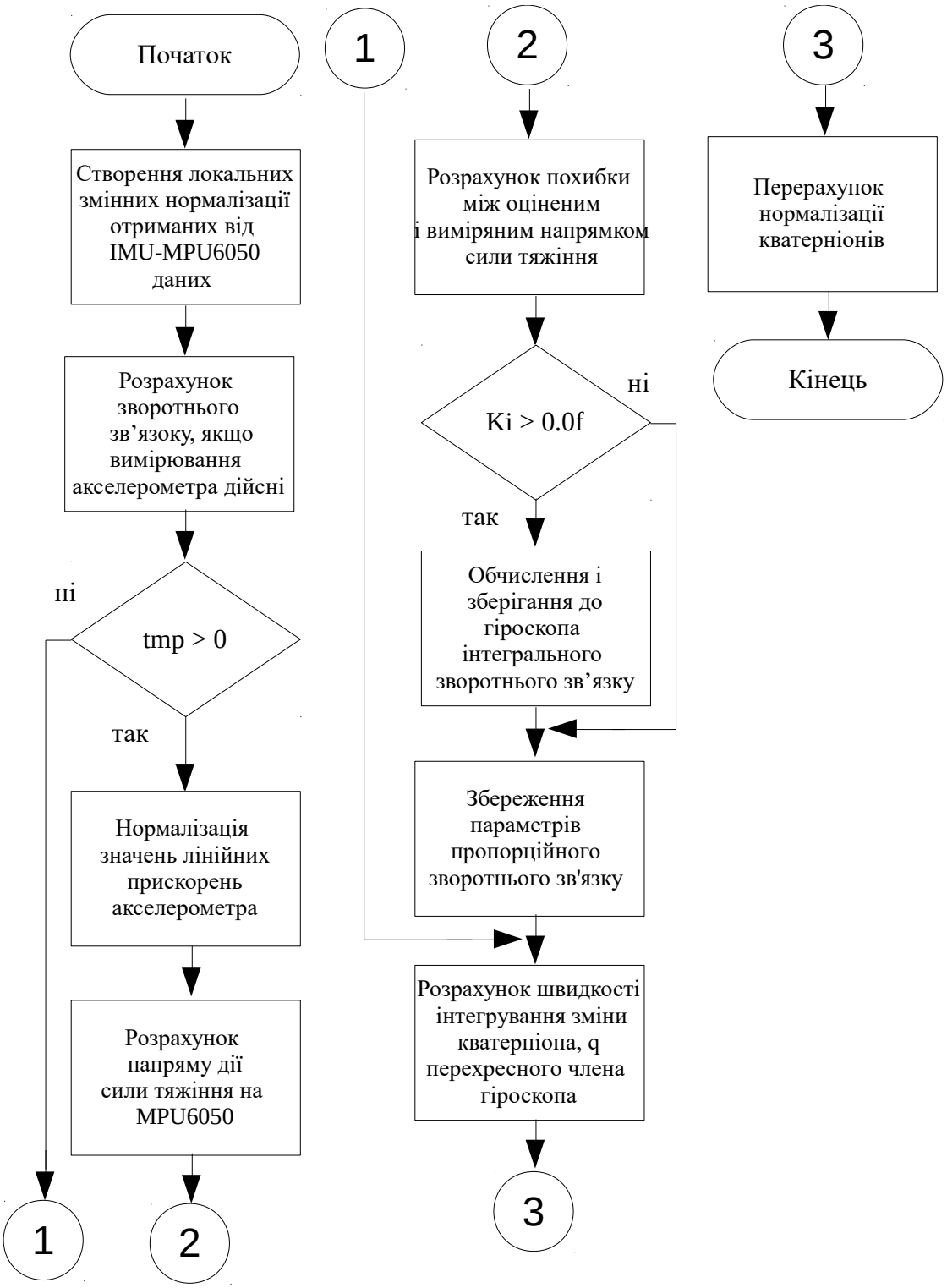


Рисунок 4.13 – Блок–схема алгоритму роботи функції Mahony_update()

Функція Mahony_update() реалізує алгоритм оцінки орієнтації в режимі реального часу із замкнутим контуром, поєднуючи дані акселерометра та гіроскопа для створення стабільної оцінки положення на основі кватерніонів. Цей фільтр

ідеально підходить для вбудованих платформ БПЛА завдяки низькому обчислювальному навантаженню на контролер, шумостійкості, а також покращеній корекції дрейфу порівняно з необробленою інтеграцією даних гіроскопа.

Файл збережених даних представлений на рис.4.15.

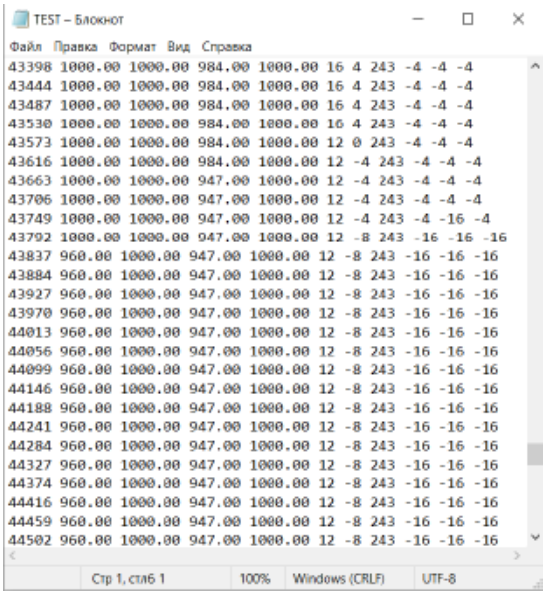


Рисунок 4.15 – Зовнішній вигляд файлу збереження польотних даних БПЛА

4.4 Використання експериментальних даних в модулі ідентифікації БПЛА

Підсистема для моделювання нелінійної математичної моделі створена в середовищі програмування та моделювання Scilab/Xcos. В моделі Ze (висота польоту БПЛА), Vb (івидкість у нерухомій системі координат тіла), gamma (кут крена), vartheta (кут танагажа), psi (кут рискання), wx (кутова швидкість крена), wz (кутова швидкість танагажа), wy (кутова швидкість рискання), U1_ZAD_P (ШІМ–сигнал заднього правого двигуна квадрокоптера), U2_Pered_P (ШІМ–сигнал переднього правого двигуна), U3_Pered_L (ШІМ–сигнал переднього лівого двигуна), U4_ZAD_L (ШІМ–сигнал заднього лівого двигуна) як вхідними параметрами моделі та Xe (координати БПЛА в системі координат WGS84, що представлена в декартових координатах), gamma, vartheta, psi, wx, wz, wy, Vb, TOTAL_SPEED (модуль повітряної швидкості БПЛА), ALFA (кут атаки БПЛА) та BETA (кут

бічного ковзання) як вихідними параметрами моделі (рис.4.16). Структурна схема підсистеми моделі БПЛА має кілька власних підсистем для представлення різних параметрів залежно від їхніх рівнянь.

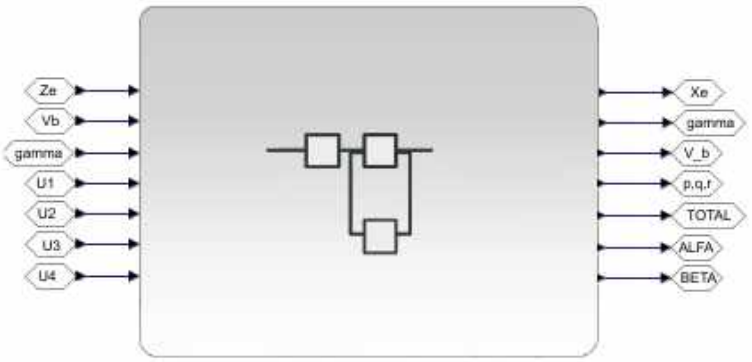


Рисунок 4.16 – Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми математичної моделі БПЛА в в Scilab/Xcos

Структурна схема підсистеми БПЛА квадрокоптера виглядає наступним чином (рис.4.17).

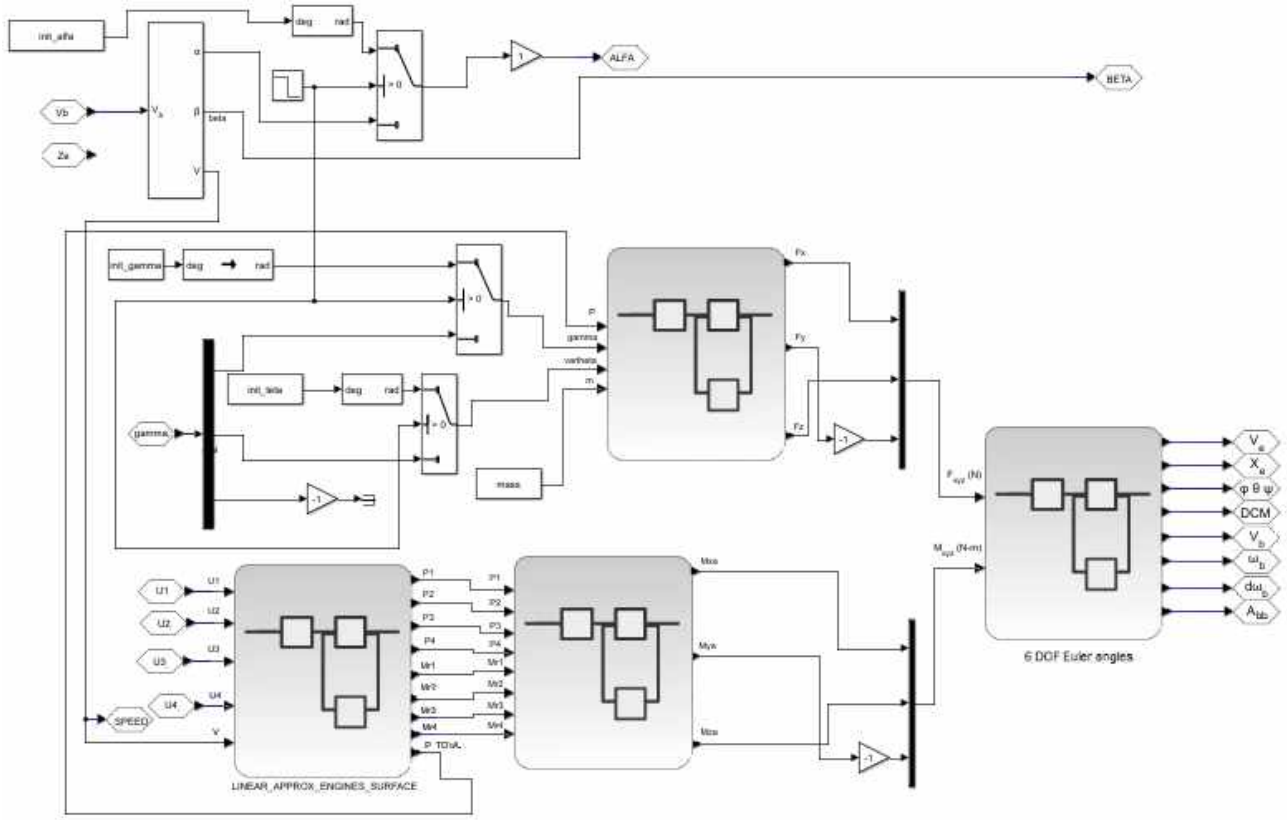


Рисунок 4.17 – Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми математичної моделі БПЛА в Scilab/Xcos

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми гвинтоморної групи зображений на рис. 4.18.

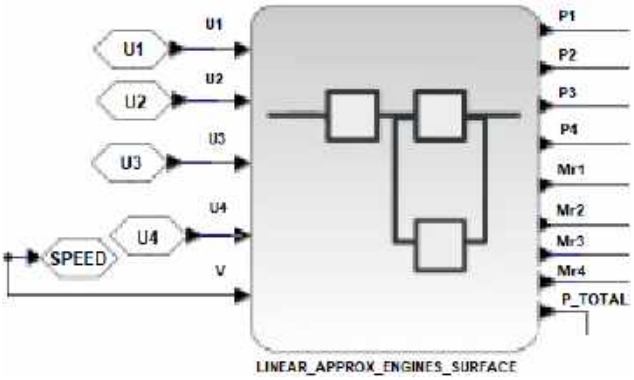


Рисунок 4.18 – Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми гвинтоморної групи БПЛА

Структурна схема підсистеми гвинтоморної групи БПЛА (рис.4.18) приймає ШІМ–сигнал сервоміксера та повітряної швидкості квадрокоптера, і перетворює їх на тягові сили з реактивними моментами для керування орієнтацією та висотою польоту літального апарату. «Speed» – це загальна повітряна швидкість польоту квадрокоптера; «P_TOTAL» – це загальна тяга. Пропелери обертаються попарно у протилежних напрямках, щоб збалансувати загальну кутову швидкість.

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми динаміки БПЛА представлено на рис. 4.19.

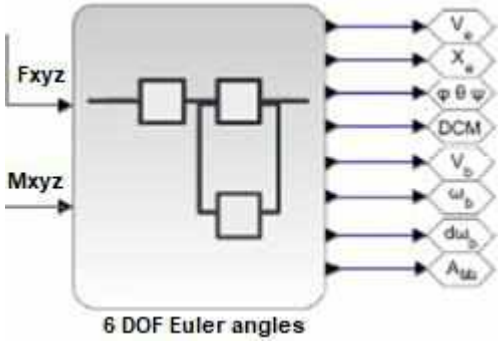


Рисунок 4.19 – Структурна схема підсистеми динаміки БПЛА

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми гвинтомоторної групи БПЛА зображено на рис. 4.20.

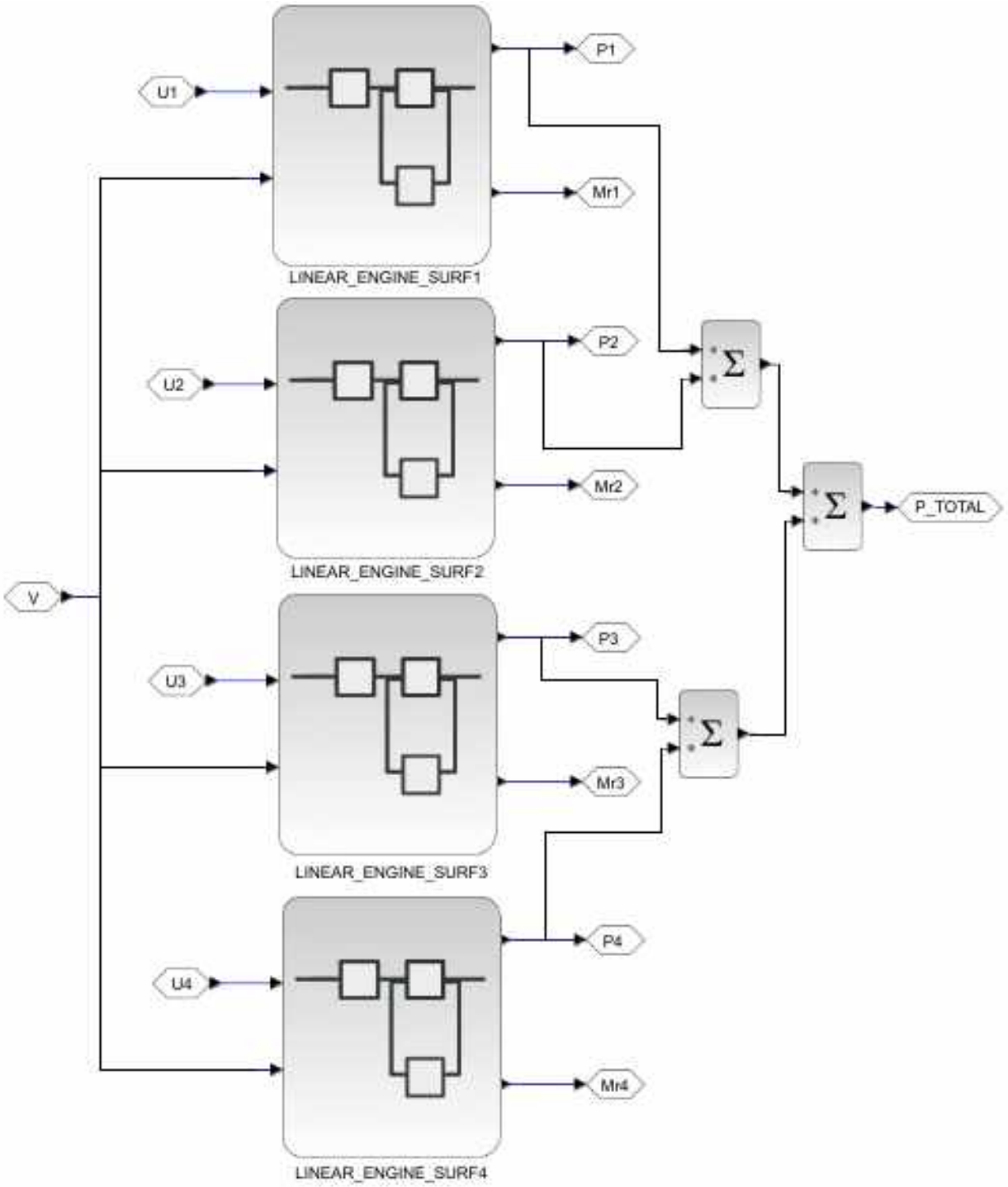


Рисунок 4.20 – Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми гвинтомоторної групи БПЛА

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми рівнянь сил, що діють на БПЛА зображено на рис. 4.21.

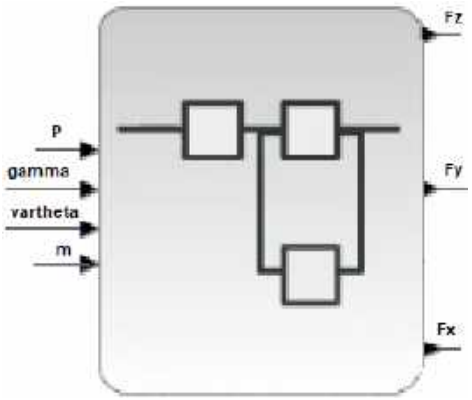


Рисунок 4.21 – Структурна схема підсистеми рівнянь сил БПЛА

Структурну схему підсистеми рівнянь моментів, що діють на БПЛА представлено на рис. 4.22.

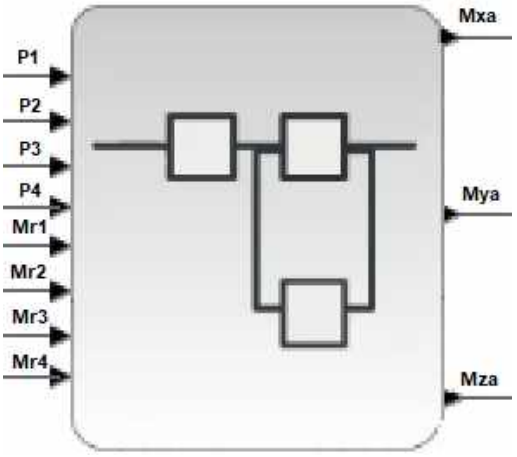


Рисунок 4.22 – Структурна схема підсистеми рівнянь моментів БПЛА

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми стабілізації кута тангажа БПЛА зображено на рис. 4.23.

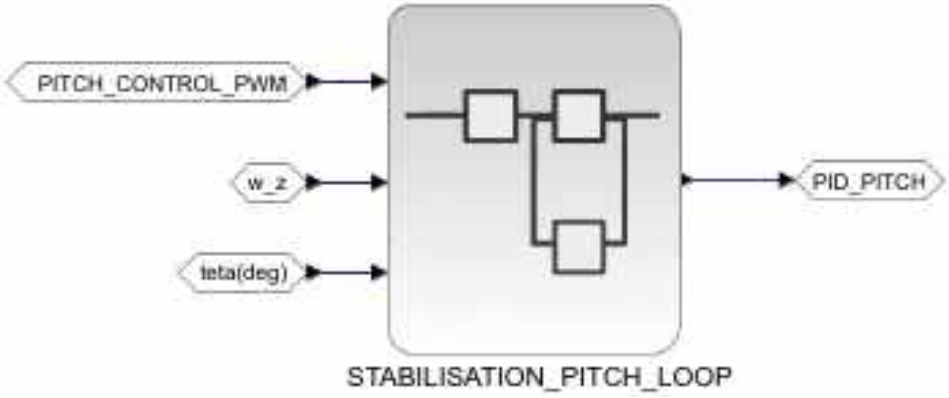


Рисунок 4.23 – Структурна схема підсистеми стабілізації кута тангажа БПЛА

Структурну схему підсистеми стабілізації кута тангажа БПЛА подано на рис. 4.24.

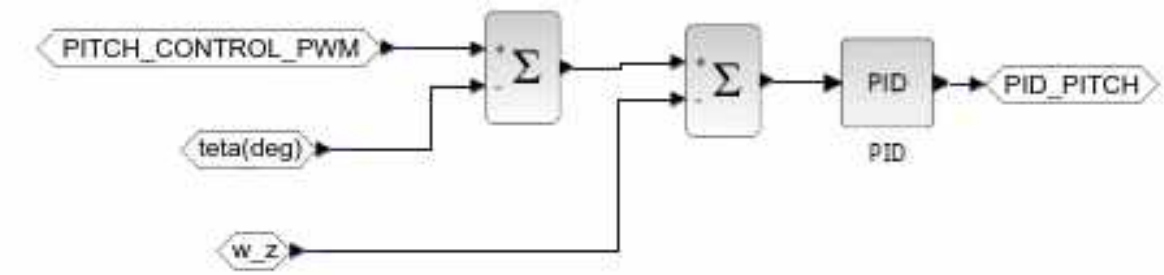


Рисунок 4.24 – Структурна схема підсистеми стабілізації кута тангажа БПЛА

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми стабілізації кута крену БПЛА продемонстровано на рис. 4.25.

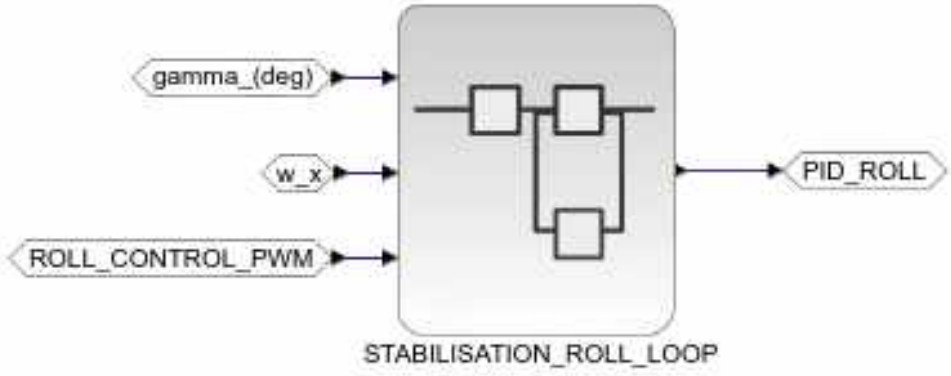


Рисунок 4.25 – Структурна схема підсистеми стабілізації кута крену БПЛА

Структурну схему підсистеми стабілізації кута крену БПЛА зображено на рис. 4.26.

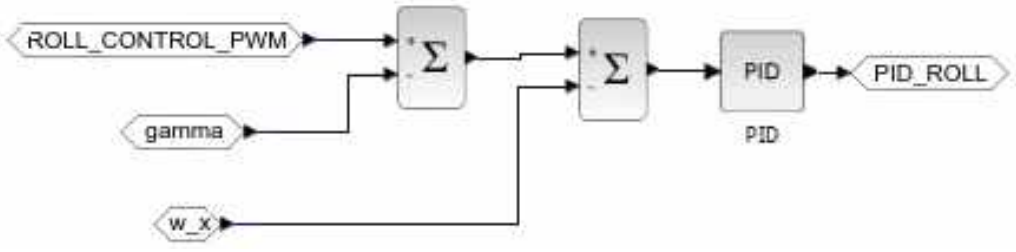


Рисунок 4.26 – Структурна схема підсистеми стабілізації кута крену БПЛА

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми стабілізації кута рискання БПЛА подано на рис. 4.27.

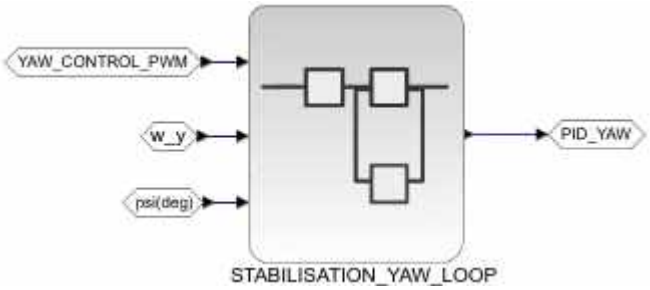


Рисунок 4.27 – Структурна схема підсистеми стабілізації кута рискання БПЛА

Структурну схему підсистеми стабілізації кута рискання БПЛА подано на рис. 4.28.

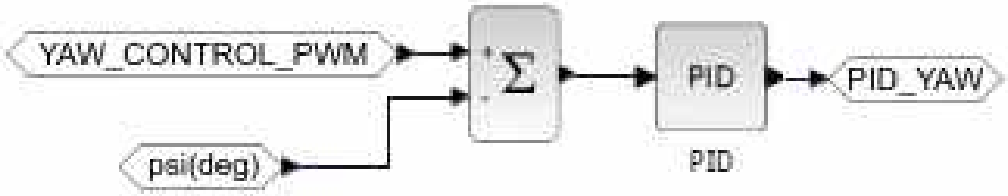


Рисунок 4.28 – Структурна схема підсистеми стабілізації кута рискання БПЛА

Зовнішній вигляд структурної схеми підсистеми сервоміксера БПЛА представлено на рис. 4.29.

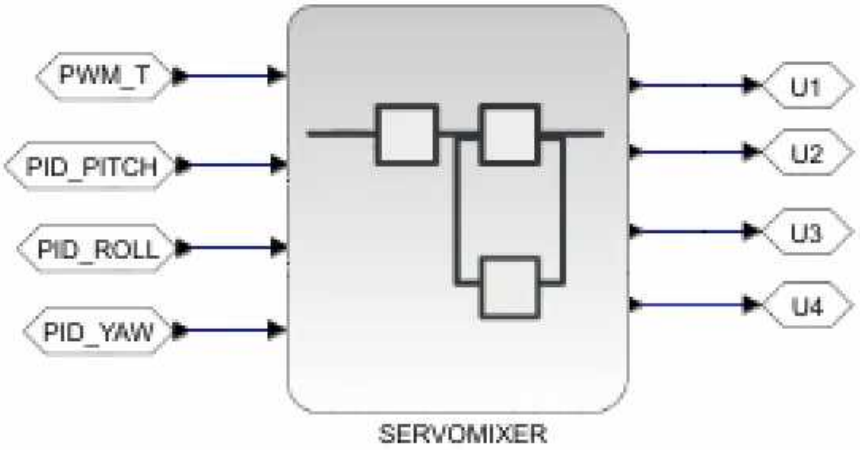


Рисунок 4.29 – Структурна схема підсистеми сервоміксера БПЛА

Зовнішній вигляд структурної схеми системи нелінійної математичної моделі БПЛА в Scilab/Xcos продемонстрований на рис.4.30.

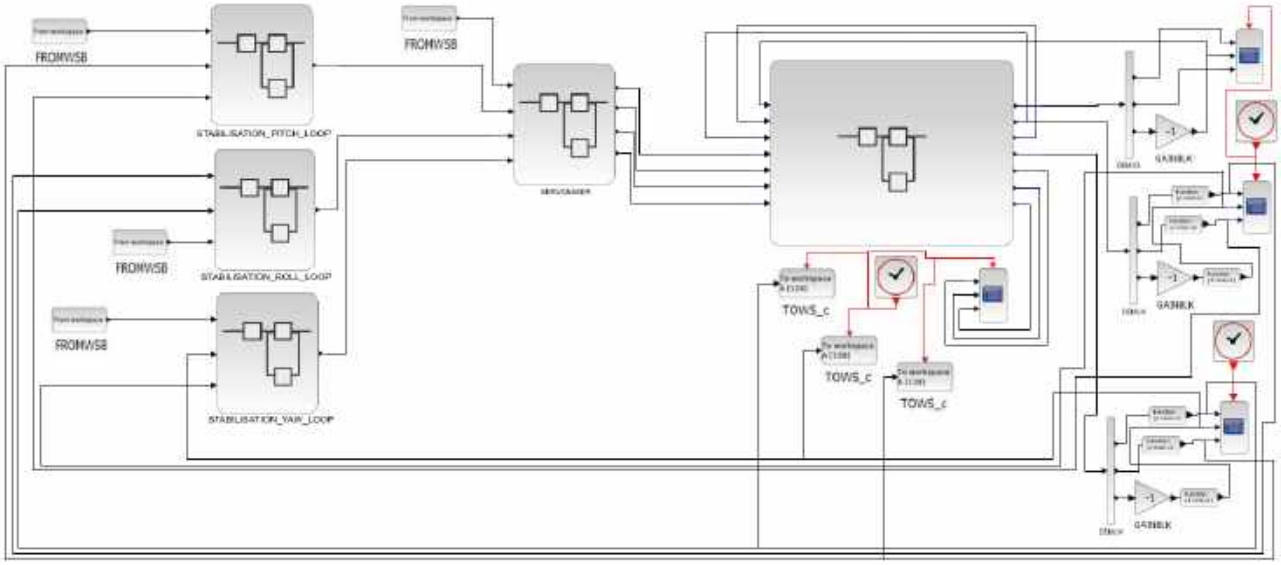


Рисунок 4.30 – Структурна схема системи нелінійної математичної моделі БПЛА коптерного типу в Scilab/Xcos

Із набору експериментальних даних було встановлено, що параметри ПІД–регуляторів у каналах керування БПЛА за креном, тангажем та рисканням мають значення, які відобрежені в таб. 4.5.

Таблиця 4.5 – параметри ПІД–регуляторів у каналах крену, тангажа та рискання

Канал керування	П–складова	І–складова	Д–складова
Крену	0.2	0.001	0.21
Тангажа	0.2	0.001	0.21
Рискання	0.15	0.004	0.1

Параметри ваги елементів бортового обладнання та рами БПЛА було встановлено та відображено в таб.4.6.

Відстань від центру ваги квадрокоптера до вісі обертання двигуна Larm складає 0.225 м. Відстань від центру ваги квадрокоптера до центру ваги батареї z_batt складає –0.1 м. Відстань від центру ваги квадрокоптера до центру ваги шасі z_gear складає –0.17 м. Параметри моментів інерції БПЛА як жорсткого тіла, відображено в таб.4.7.

Таблиця 4.6 – параметри ваги елементів бортового обладнання та рами БПЛА

Елемент бортового обладнання	Вага, кг
Двигун	0.68
Гвинт	0.032
Батарея	0.900
Шасі	0.120
З’єднувальні дроти	0.100
Рама F450	0.668
Загальна вага БПЛА	2.5

Таблиця 4.7 – Моменти інерції БПЛА квадрокоптерного типу

Моменти інерціїї	Величина, $kg*m^2$
Jxx	0.0319
Jyy	0.0389
Jzz	0.0319

Моменти інерції довкола осей X та Y ЗвСК мають однакові значення, оскільки БПЛА є симетричним, а бортове обладнання розміщено компактно біля центру ваги БПЛА.

Початкові значення параметрів математичної моделі для ідентифікації генетичним алгоритмом наведено в таблиці 4.8.

Таблиця 4.8 – Початкові значення параметрів для ідентифікації математичної моделі БПЛА

Параметр	Початкове значення параметра
Kp_eng1	0.001
Kp_eng2	0.001
Kp_eng3	0.001
Kp_eng4	0.001
Krpm	5
Kmr1	0.00002
Kmr2	0.00002
Kmr3	0.00002
Kmr4	0.00002
T_t1	0.001
T_t2	0.001
T_t3	0.001
T_t4	0.001
T_t11	0.001
T_t22	0.001
T_t33	0.001
T_t44	0.001

Де з таб.4.8 параметр Kp_eng1.. Kp_eng4 – коефіцієнт передавальної функції тяги гвинтомоторної установки, Krpm – коефіцієнт пропорційності величини ШІМ–сигналу до кутової швидкості обертання гвинтомоторної установки, Kmr1.. Kmr4 – коефіцієнт передавальної функції крутного реактивного моменту гвинтомоторної установки, T_t1.. T_t1 – постійна часу передавальної функції тяги гвинтомоторної установки, T_t11.. T_t22 – постійна часу передавальної функції крутного реактивного моменту гвинтомоторної установки.

Графіки ШІМ–сигналів керування БПЛА, які були забрані під час реального польоту квадрокоптера для проведення процедури ідентифікації наведено на рис. 4.31.

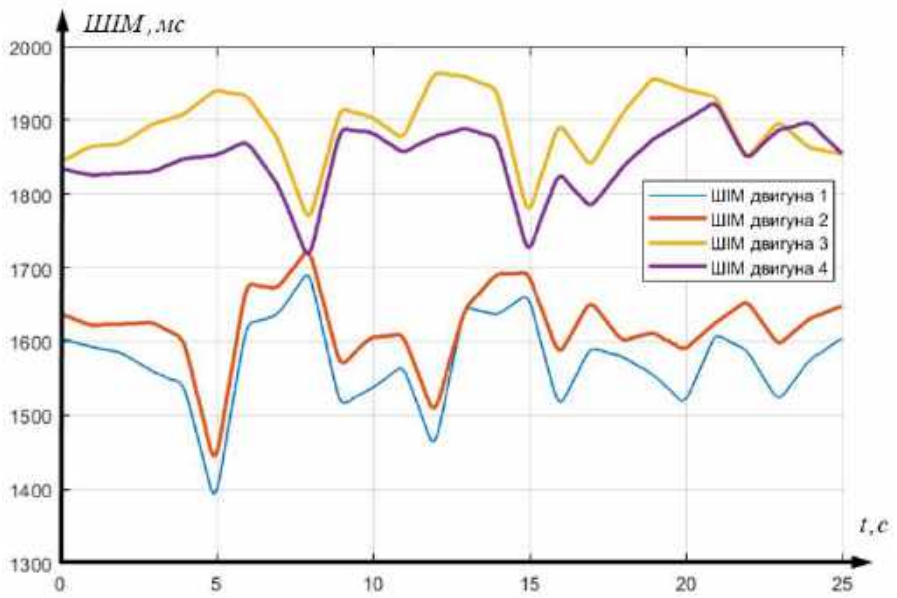


Рисунок 4.31 – Перехідні процеси сигналів керування двигунами квадрокоптера

Перехідні процеси неналаштованої нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю крену, тангажу та рискання зображені на рис.4.32 – 4.34.

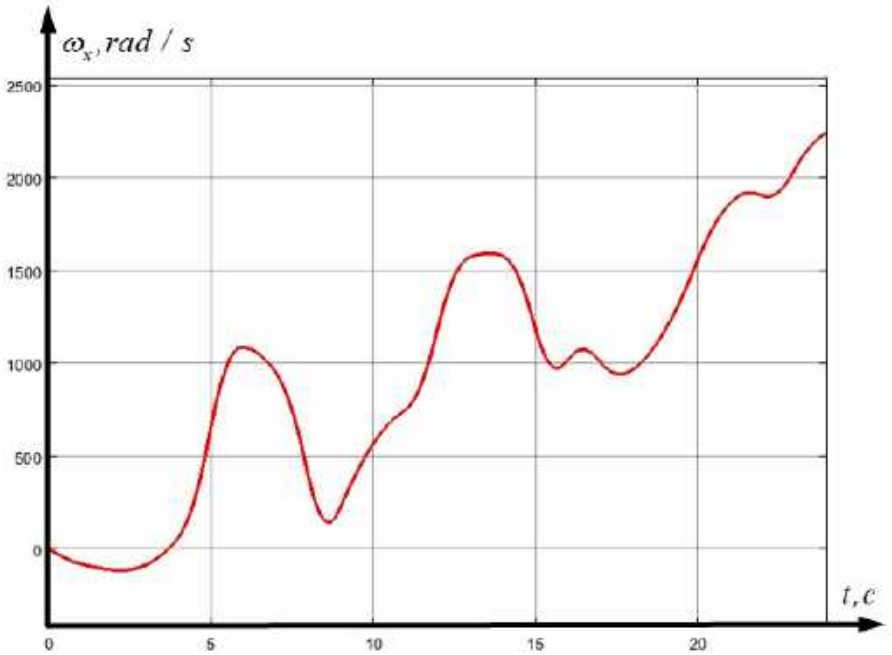


Рисунок 4.32 – Перехідний процес нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю крена

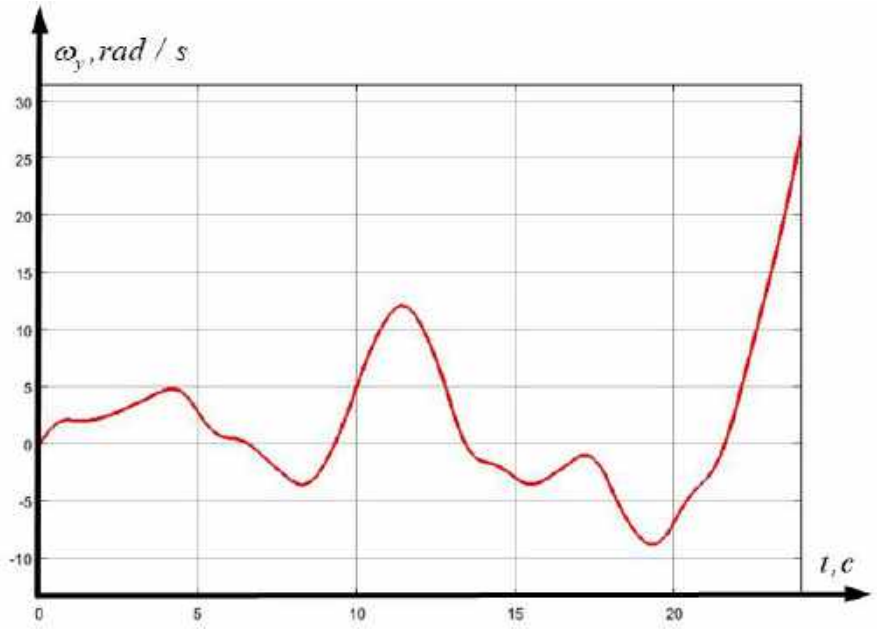


Рисунок 4.33 – Перехідний процес нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю рискання

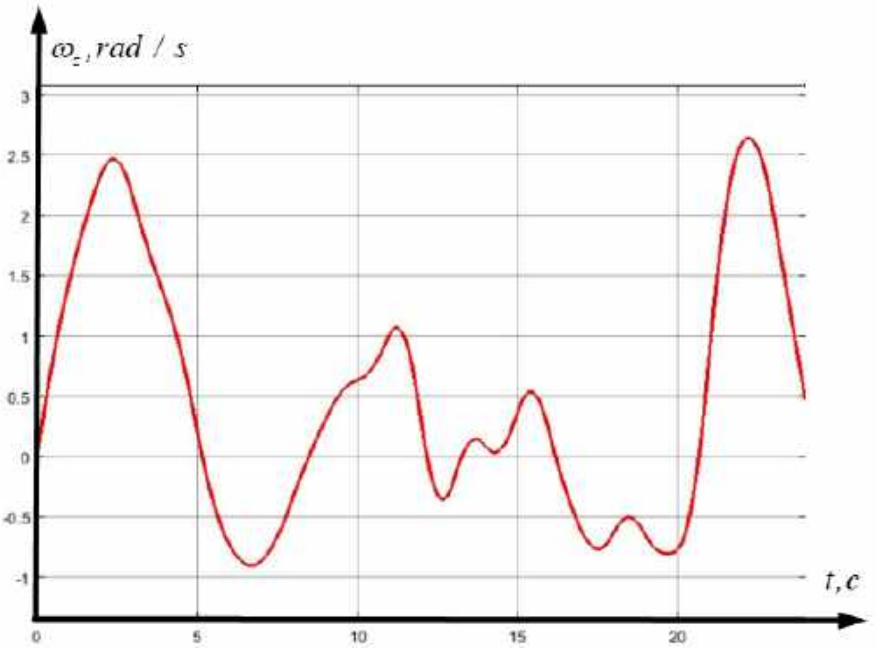


Рисунок 4.34 – Перехідний процес нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю кута тангажа

Для 17 налаштовуваних параметрів нелінійної математичної моделі БПЛА, експериментальним шляхом була встановлена кількість хромосом. Вона склала 342 одиниці. Для ідентифікації параметрів математичної моделі вихідними параметрами

моделі обрано кутові швидкості кутів просторової орієнтації БПЛА. Вхідними керуючими сигналами обрано ШІМ–сигнали керування двигунами, що надходять після блоку сервоміксера.

Кількість ітерацій роботи генетичного алгоритму для ідентифікації параметрів нелінійної математичної моделі квадрокоптера склала 68400. Крок модифікатора параметрів генетичного алгоритму являє собою випадкову величину в діапазоні [–0.0000015; 0.0000015]. Малий крок модифікатора зумовлений чутливістю параметрів математичної моделі квадрокоптера до великих значень, до яких відносяться: Kmr1.. Kmr4, T_t1.. T_t1та T_t11.. T_t22. В меншій мірі чутливими до випадкових значень модифікатора є наступні параметри математичної моделі: Kp_eng1.. Kp_eng4 та Krpm. Суттєві зміни значень параметрів ідентифікації математичної моделі БПЛА призводить до розрахунків великих (до 10^6 і більше) значень кутів просторового положення БПЛА та кутових швидкостей, що значною мірою уповільнює моделювання та інколи призводить до його раптового завершення. Час ідентифікації трьох каналів керування по кутовим швидкостям склав дев’ять діб. Кінцеві значення параметрів математичної моделі після ідентифікації генетичним алгоритмом наведено в таблиці 4.9.

Таблиця 4.9 – Кінцеві значення параметрів для ідентифікації математичної моделі БПЛА

Параметр	Налаштова не значення параметра
Kp_eng1	0.0012585
Kp_eng2	0.0012216
Kp_eng3	0.0010572
Kp_eng4	0.0010877
Krpm	5.32
Kmr1	2.0077e–05

Kmr2	2.013e–05
Kmr3	2.0094e–05
Kmr4	2.0125e–05
T_t1	0.0011675
T_t2	0.0010978
T_t3	0.0011394
T_t4	0.001291
T_t11	0.0011391
T_t22	0.0012132
T_t33	0.0010127
T_t44	0.0012473

Результат проведеної ідентифікації за кутовою швидкістю кута крену наведено на рис. 4.35.

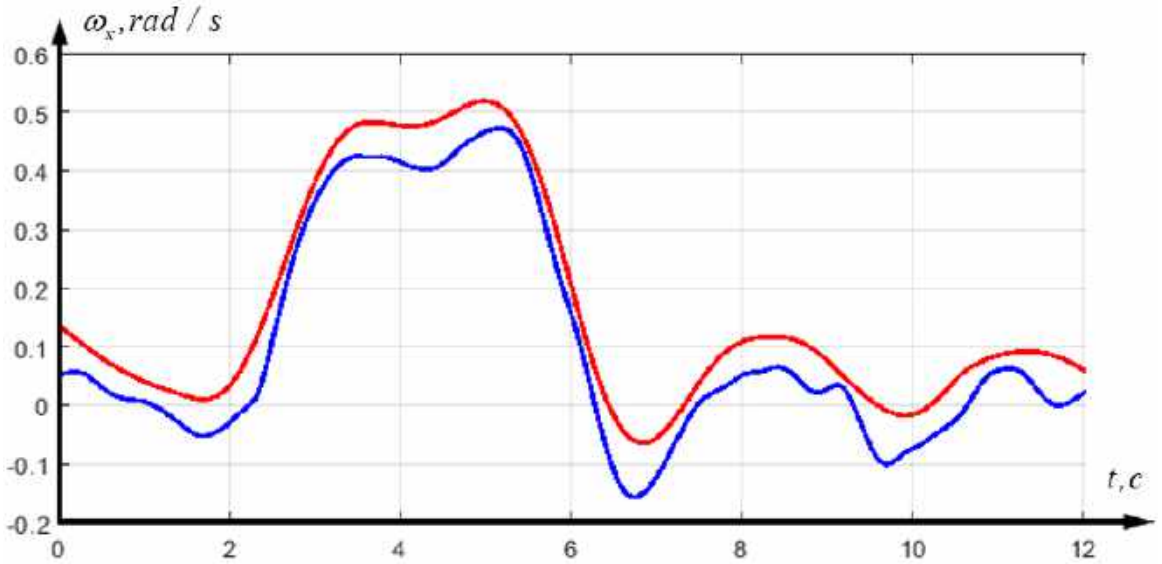


Рисунок 4.35 – Перехідні процеси нелінійної математичної моделі за кутовою швидкістю крену після налаштування генетичним алгоритмом (червоний), та реальних даних (синій)

Для детального аналізу показників якості результатів ідентифікації нелінійної математичної моделі БПЛА квадрокоптерного типу та її адекватності були обрані наступні метрики оцінювання відхилень, подібності та кореляції:

середньоквадратичне відхилення (MSE) [128], корінь із середньоквадратичного відхилення (RMSE) [129], середнє абсолютне відхилення (MAE) [130], максимальне відхилення (Max Error) [131], нормалізований корінь з середньоквадратичного відхилення RMSE (NRMSE) [132] та нормалізований корінь з середньоквадратичного відхилення за діапазоном [133], а також коефіцієнт кореляції Пірсона [134] з коефіцієнтом детермінації R^2 [135].

Аналізуючи дані рис.4.35 було встановлено наступне. Середньоквадратичне відхилення: 0.0035 рад²/с². Низьке значення вказує на загальну близькість, але воно чутливе до великих відхилень у пікових зонах.

Корінь з середньоквадратичного відхилення: 0.0592 рад/с. Порівняно за стандартним відхиленням реального сигналу (0.1874 рад/с), корінь з середньоквадратичного становить приблизно 31.6% від варіативності, що є прийнятним показником для динаміки БПЛА в каналі крену (найкращий результат <30–40% для прецизійних моделей, але >30% все ще адекватно, якщо немає систематичних зсувів).

Середнє абсолютне відхилення: 0.0564 рад/с. Менш чутливе до викидів; показує типове відхилення близько 12% від максимальної амплітуди реального сигналу.

Максимальне відхилення (Max Error): 0.1002 рад/с. Це найбільше відхилення в одній точці (ймовірно, біля мінімуму), що становить до 21.2% від максимального реального значення.

Нормалізована RMSE за стандартним відхиленням: 0.3162 (31.62% – середній рівень).

Нормалізована RMSE за діапазоном (max – min): 0.0943 (9.43% – добрий показник; відхилення помірне відносно повного розмаху сигналу, що робить модель придатною для симуляцій динаміки крена).

Ці метрики для каналу крену підтверджують адекватність математичної моделі: відхилення низькі відносно шкали сигналу, що означає, модель добре відтворює середню динаміку кутової швидкості крену, але може потребувати коригування для екстремальних режимів (наприклад, посилення моделі негативних

рухів у рівняннях Ейлера).

Коефіцієнт кореляції Пірсона: 0.9955 (дуже високий, близький до 1). Це вказує на сильну лінійну залежність між сигналами – форми хвиль подібні, модель захоплює фази зростання/спаду кутової швидкості крену. У контексті БПЛА це означає, що модель правильно реагує на керуючі сигнали.

Коефіцієнт детермінації (R^2): 0.9000. Модель пояснює 90.00% варіації реального сигналу; решта 10.00% – через невраховані фактори (наприклад, зовнішні збурення). Для математичних моделей квадрокоптерів $R^2 > 0.7$ вважається адекватним для кутової швидкості крену, де динаміка подібна до каналу тангажа і менш нелінійна, ніж для каналу рискання.

Математична модель є адекватною для кутової швидкості крена з високим ступенем відповідності. Вона добре відтворює загальну динаміку, синхронізацію та енергетичний спектр, що робить її придатною для таких задач, як симуляція стабілізації чи тестування алгоритмів керування.

Перехідний процес за кутовою швидкістю кута рискання після налаштування генетичним алгоритмом зображений на рис 4.36.

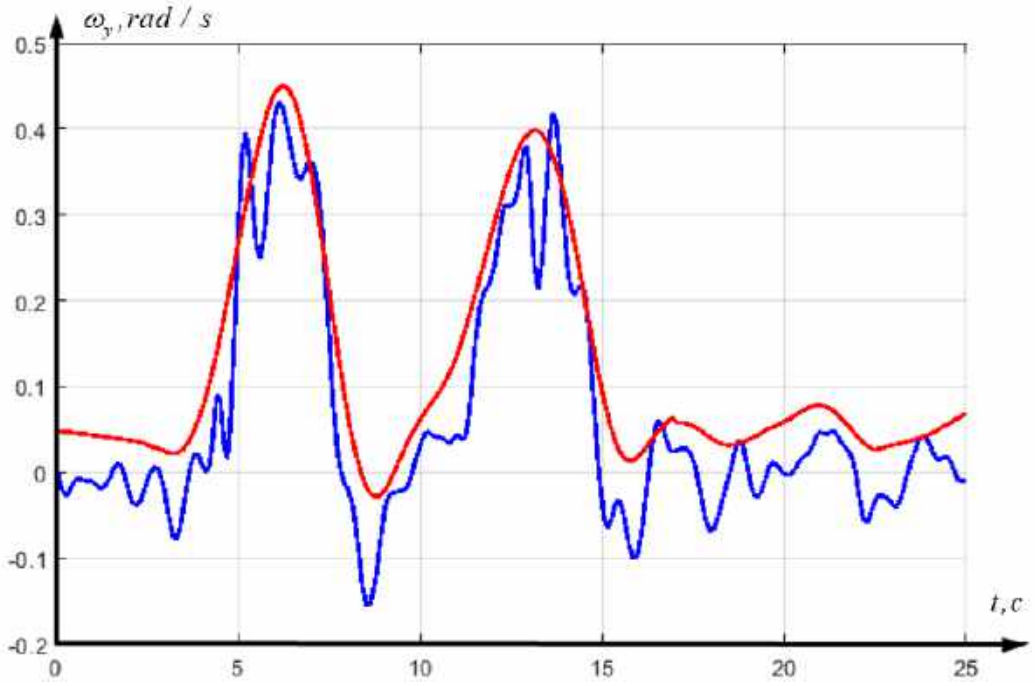


Рисунок 4.36 – Перехідний процес нелінійної математичної моделі за кутовою швидкістю кута рискання після налаштування генетичним алгоритмом

Середньоквадратичне відхилення: 0.00515 рад²/с². Низьке значення показника свідчить про загальну близькість змодельованого та експериментального значення кутової швидкості кута рискання. Показник є чутливим до локальних пікових відхилень, однак їх вплив не є домінуючим у загальній динаміці.

Корінь із середньоквадратичного відхилення: 0.0717 рад/с. Порівняно зі стандартним відхиленням реального сигналу (0.1400 рад/с), корінь із середньоквадратичного становить приблизно 51.3% від варіативності сигналу. Для каналу рискання квадрокоптера, який характеризується підвищеною нелінійністю та чутливістю до моментів опору і асиметрії тяги, такий рівень відхилень є прийнятним для інженерних і наукових задач моделювання.

Середнє абсолютне відхилення: 0.0591 рад/с. Менш чутливе до викидів, характеризує типовий рівень відхилень між сигналами та відповідає помірній частці від повної амплітуди експериментальної кутової швидкості рискання, що свідчить про коректне відтворення середньої динаміки.

Максимальне абсолютне відхилення: 0.1916 рад/с. Найбільше відхилення спостерігається в окремих локальних точках сигналу, ймовірно пов’язаних із перехідними процесами або швидкими змінами моментів від гвинтомоторної установки. Відсутність систематичного характеру таких піків свідчить про стабільність моделі в основному робочому діапазоні.

Нормалізована RMSE за стандартним відхиленням: 0.513 (51.3%). Показник відповідає середньому рівню адекватності. Для каналу рискання квадрокоптера значення близько 50% є типовим навіть для добре структурованих математичних моделей.

Нормалізована RMSE за діапазоном (max–min): 0.122 (12.2%). Нормальний показник, що вказує на помірні відхилення відносно повного розмаху сигналу. Це підтверджує здатність математичної моделі коректно відтворювати амплітудну структуру кутової швидкості рискання.

Коефіцієнт кореляції Пірсона: 0.9420. Дуже високий, близький до одиниці, що свідчить про сильну лінійну залежність між змодельованим та експериментальним сигналами. Форми хвиль є подібними, а модель коректно захоплює фази зростання

та спаду кутової швидкості кута рискання, що підтверджує правильну реакцію на керуючі впливи.

Коефіцієнт детермінації (R^2): 0.8874. Математична модель пояснює 88.74% варіації експериментального сигналу; решта зумовлена неврахованими ефектами, такими як стохастичні коливання тяги гвинтомоторної установки або зовнішні аеродинамічні збурення. Для каналу рискання квадрокоптера значення вважається високим і науково обґрунтованим.

Узагальнена оцінка адекватності. Отримані метрики підтверджують адекватність математичної моделі кутової швидкості кута рискання: відхилення є низькими відносно шкали сигналу, кореляція висока, а нормалізовані показники перебувають у допустимих межах. Модель добре відтворює загальну динаміку, фазову синхронізацію та амплітудні характеристики для каналу рискання, що робить її придатною для задач чисельного моделювання, аналізу динаміки та тестування алгоритмів керування квадрокоптером.

Перехідний процес за кутовою швидкістю кута тангажа після налаштування генетичним алгоритмом зображений на рис 4.37.

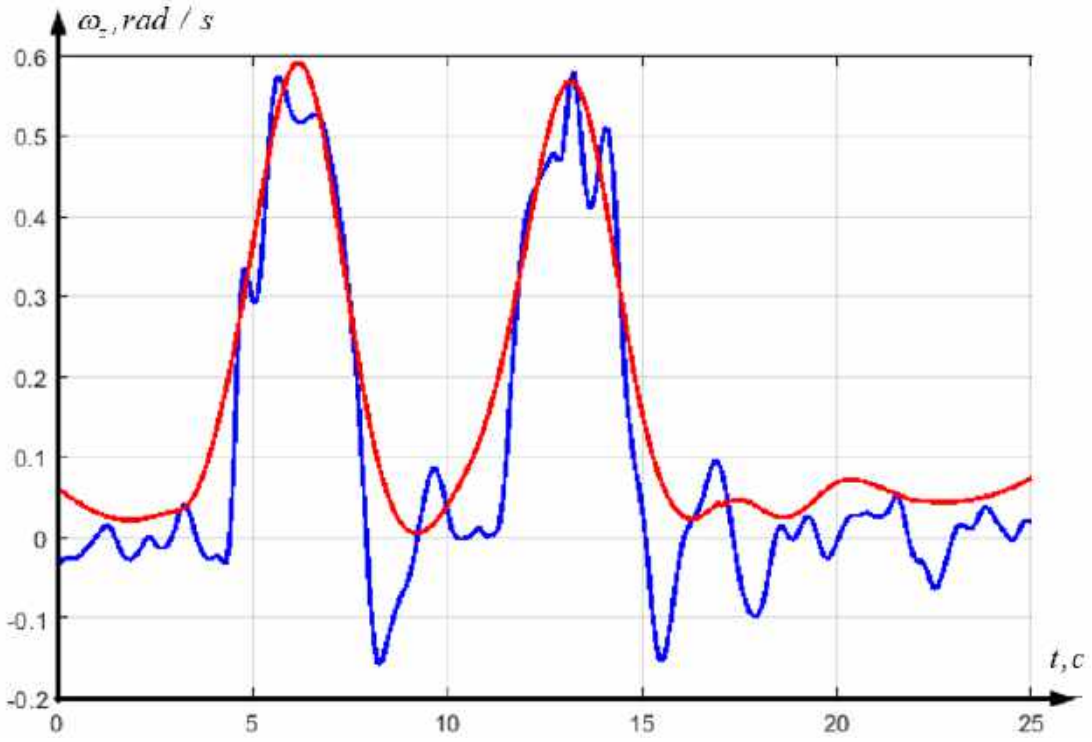


Рисунок 4.37 – Перехідний процес нелінійної математичної моделі за кутовою швидкістю кута танагажа після налаштування генетичним алгоритмом

Середньоквадратичне відхилення: 0.00708 рад²/с². Невелике значення свідчить про загальну близькість модельного та реального значень кутової швидкості тангажа, водночас цей показник залишається чутливим до локальних пікових відхилень у перехідних режимах.

Корінь із середньоквадратичного відхилення: 0.0841 рад/с. Порівняно зі стандартним відхиленням реального сигналу кутової швидкості тангажа, корінь із середньоквадратичного становить приблизно 42.2% від його варіативності, що є добрим показником для тангажної динаміки квадрокоптера (для високоточних моделей бажаним є рівень <30–40%, однак значення понад 40% вважається адекватним за відсутності систематичних зсувів).

Середнє абсолютне відхилення: 0.0650 рад/с. Цей показник менш чутливий до викидів і характеризує типовий рівень відхилень між модельним та реальним сигналами, що відповідає помірній частці від максимальної амплітуди кутової швидкості тангажа.

Максимальне відхилення (Max Error): 0.2529 рад/с. Найбільше відхилення спостерігається в окремих перехідних режимах і не має систематичного характеру; за величиною воно є типовим для нелінійних ділянок тангажної динаміки БПЛА.

Нормалізована RMSE за стандартним відхиленням: 0.422 (42.2% – середній рівень). Це свідчить про добру узгодженість масштабу змін модельного сигналу з реальною варіативністю кутової швидкості тангажа.

Нормалізована RMSE за діапазоном (max–min): 0.114 (11.4% – нормальний показник). Відхилення є помірними відносно повного розмаху сигналу, що підтверджує придатність моделі для симуляцій тангажної динаміки.

Сукупність наведених метрик підтверджує адекватність математичної моделі: відхилення є невеликими відносно шкали сигналу, що означає, що модель коректно відтворює середню динаміку кутової швидкості тангажа, хоча в екстремальних режимах можливе подальше уточнення нелінійних членів рівнянь обертального руху.

Коефіцієнт кореляції Пірсона: 0.947 (дуже високий, близький до 1). Це вказує на сильну лінійну залежність між модельним і реальним сигналами – форми хвиль

подібні, а модель коректно захоплює фази зростання та спаду кутової швидкості тангажа, що свідчить про правильну реакцію на керуючі дії.

Коефіцієнт детермінації (R^2): 0.822. Модель пояснює 82.2% варіації реального сигналу кутової швидкості тангажа; решта 17.8% пов'язана з неврахованими факторами, такими як аеродинамічні нелінійності, асиметрія сил тяги або зовнішні збурення.

Таким чином, математична модель є адекватною для кутової швидкості тангажа з високим ступенем відповідності. Вона добре відтворює загальну динаміку, часову синхронізацію та енергетичний спектр руху, що робить її придатною для задач комп'ютерного моделювання, аналізу стійкості та тестування алгоритмів керування квадрокоптером.

4.5 Верифікація результатів ідентифікації

Для перевірки адекватності ідентифікованої нелінійної математичної моделі БПЛА квадрокоптерного типу, були зібрані окремі логи польотних даних. Графіки ШІМ–сигналів керування квадрокоптера, представлено на рис. 4.38.

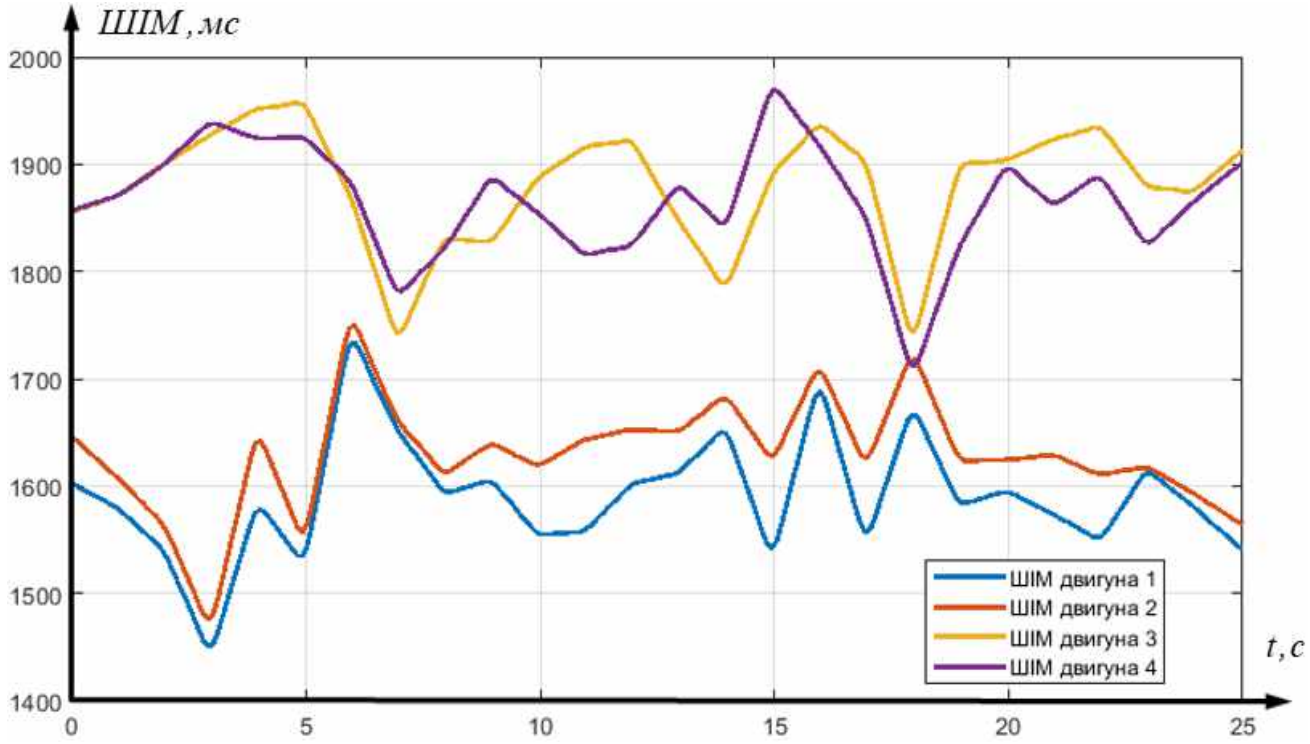


Рисунок 4.38 – Перехідні процеси сигналів керування двигунами квадрокоптера

Перехідний процес налаштованої нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю рискання продемонстровано на рис.4.39.

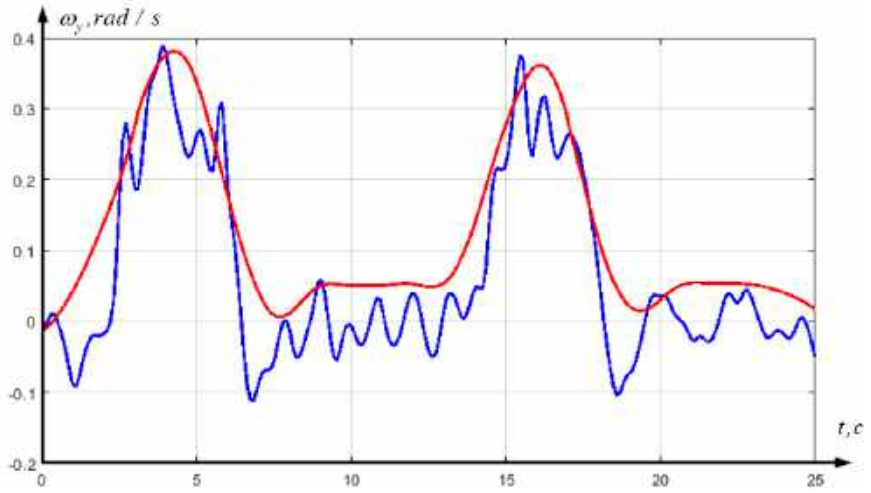


Рисунок 4.39 – Перехідний процес нелінійної математичної моделі за кутовою швидкістю кута рискання після налаштування генетичним алгоритмом

Проведемо аналіз адекватності нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю рискання. Середньоквадратичне відхилення: 0.0047 рад²/с². Низьке значення вказує на загальну наближеність до оригінального лога кутової швидкості, але залишається чутливим до великих відхилень у пікових зонах.

Корінь з середньоквадратичного відхилення: 0.0683 рад/с. Порівняно за стандартним відхиленням реального сигналу (0.1305 рад/с), корінь з середньоквадратичного становить приблизно 52.4% від варіативності, що є прийнятним показником для БПЛА в каналі рискання.

Середнє абсолютне відхилення: 0.0586 рад/с. Менш чутлива до викидів; показує типове відхилення близько 15.1% від максимальної амплітуди реального сигналу.

Максимальне відхилення: 0.1655 рад/с. Це найбільше відхилення в одній точці (ймовірно, біля максимуму), що становить до 42.6% від максимального реального значення.

Нормалізована RMSE за стандартним відхиленням: 0.5235 (52.35% — середній рівень).

Нормалізована RMSE за діапазоном (max – min): 0.1363 (13.63% — є

нормальним показником; відхилення помірне відносно повного розмаху сигналу, що робить модель придатною для симуляцій динаміки рискання).

Ці метрики підтверджують адекватність: відхилення низькі відносно шкали сигналу, що означає, модель добре відтворює середню динаміку кутової швидкості рискання.

Коефіцієнт кореляції Пірсона: 0.9526. Вказує на сильну лінійну залежність між сигналами — форми перехідних процесів подібні, модель захоплює фази зростання/спаду кутової швидкості рискання. У контексті БПЛА це означає, що модель правильно реагує на керуючі сигнали.

Коефіцієнт детермінації (R^2): 0.7259. Модель відтворює 72.59% варіації реального сигналу; решта 27.41% — через невраховані фактори (наприклад, зовнішні збурення). Для математичних моделей квадрокоптерів вважається адекватним для кутової швидкості рискання, де динаміка більш нелінійна, ніж для каналів крена чи тангажа.

Математична модель є адекватною для кутової швидкості рискання з високим ступенем відповідності. Вона добре відтворює загальну динаміку, синхронізацію та енергетичний спектр, що робить її придатною для таких задач, як симуляція стабілізації чи тестування алгоритмів керування.

Перехідний процес налаштованої нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю тангажу продемонстровано на рис.4.40.

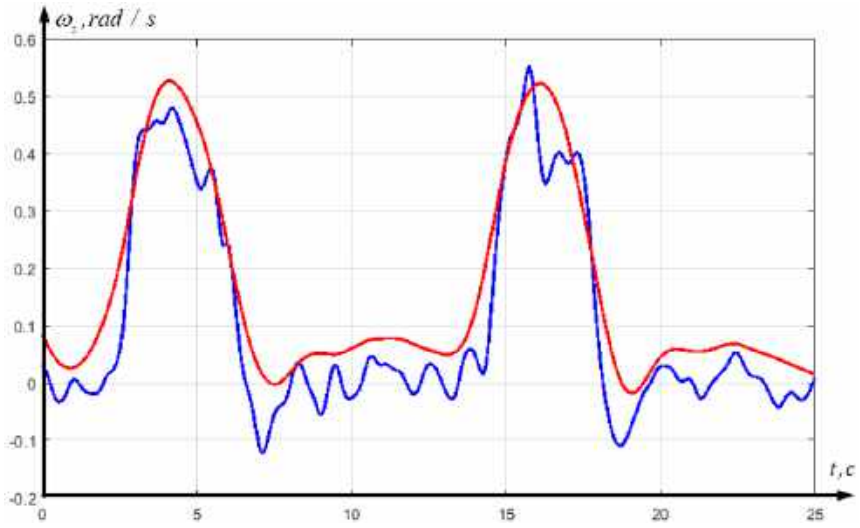


Рисунок 4.40 – Перехідний процес нелінійної математичної моделі за кутовою швидкістю кута тангажа після налаштування генетичним алгоритмом

Проведемо аналіз адекватності нелінійної математичної моделі квадрокоптера за кутовою швидкістю тангажу. Середньоквадратичне відхилення : 0.0050 рад²/с². Низьке значення вказує на загальну наближеність перехідного процесу моделі до логу реального польоту, але залишається чутливим до великих відхилень у пікових зонах.

Корінь з середньоквадратичного відхилення: 0.0709 рад/с. Порівняно за стандартним відхиленням реального сигналу (0.1806 рад/с), корінь з середньоквадратичного становить приблизно 39.3% від варіативності, що є прийнятним показником для динаміки БПЛА в каналі керування тангажем.

Середнє абсолютне відхилення: 0.0599 рад/с. Показує типове відхилення близько 10.8% від максимальної амплітуди реального сигналу.

Максимальне відхилення: 0.1810 рад/с. Це найбільше відхилення в одній точці (ймовірно, біля максимуму), що становить до 32.7% від максимального реального значення.

Нормалізована RMSE за стандартним відхиленням: 0.3926 (39.26% — добрий рівень).

Нормалізована RMSE за діапазоном (max – min): 0.1047 (10.47% — нормальний показник; відхилення помірне відносно повного розмаху сигналу, що робить модель придатною для симуляцій динаміки тангажа).

Ці метрики підтверджують адекватність: відхилення низькі відносно шкали сигналу, що означає, модель добре відтворює середню динаміку кутової швидкості тангажа, але може потребувати коригування для екстремальних режимів (наприклад, посилення моделі позитивних рухів у рівняннях Ейлера).

Коефіцієнт кореляції Пірсона: 0.9701 (дуже високий, близький до 1). Це вказує на сильну лінійну залежність між сигналами — форми перехідних процесів подібні, модель захоплює фази зростання/спаду кутової швидкості тангажа. У контексті БПЛА це означає, що модель правильно реагує на керуючі сигнали.

Коефіцієнт детермінації (R^2): 0.8459. Модель пояснює 84.59% варіації реального сигналу; решта 15.41% — через невраховані фактори (наприклад, зовнішні збурення). Для математичних моделей квадрокоптерів вважається

адекватним для кутової швидкості тангажа, де динаміка подібна до каналу крена і менш нелінійна, ніж для каналу рискання.

Математична модель є адекватною для кутової швидкості тангажа з високим ступенем відповідності (висока кореляція, $R^2 > 0.84$, низька NRMSE за діапазоном, ідентичні частоти). Вона добре відтворює загальну динаміку, синхронізацію та енергетичний спектр, що робить її придатною для таких задач, як симуляція стабілізації чи тестування алгоритмів керування.

4.6 Висновки до розділу

У розділі проведено експериментальну перевірку математичної моделі БПЛА коптерного типу. Обрано раму F450 як тестову платформу. Описано структурні та механічні характеристики рами. Наведено порівняльну таблицю параметрів рам. Вибрано двигуни, регулятори струму, батарею, пропелери, IMU та бортовий контролер. Розроблено систему збору, обробки та збереження даних на базі Arduino Due та Nano. Реалізовано алгоритми калібрування та основного циклу. Зібрано польотні дані для ідентифікації. Інтегровано дані в модуль ідентифікації в Scilab/Xcos. Описано структуру нелінійної моделі. Проведено ідентифікацію параметрів генетичним алгоритмом. Оцінено адекватність моделі метриками MSE, RMSE, MAE, Max Error, NRMSE та кореляцією Пірсона. Виконано верифікацію на нових даних. Отримані результати дозволяють вирішити задачі дослідження. Розроблено засоби ідентифікації параметрів нелінійної моделі БПЛА. Синтезовано інтелектуальні алгоритми керування.

Розроблено прототип програмно-апаратного комплексу для ідентифікації та синтезу систем керування. Використано комплексні моделі руху, алгоритми машинного навчання. Модель точно відтворює динаміку БПЛА. Забезпечено автоматизацію ідентифікації та адаптацію до змінних режимів польоту.

Науково-практична новизна полягає в спрощенні проектування БПЛА. Зменшено час налаштування законів керування. Знижено сукупні витрати на розробку.

ВИСНОВКИ

У дисертаційному дослідженні розв’язано низку задач, пов’язаних з удосконаленням методів ідентифікації параметрів повних математичних моделей просторового руху БПЛА та алгоритмів синтезу законів керування. Зокрема, проаналізовано сучасні розробки БПЛА з інтелектуальними моделями та адаптивними алгоритмами, розроблено повну нелінійну математичну модель руху БПЛА, синтезовано інтелектуальні алгоритми САК та методики їх налаштування, удосконалено алгоритм ідентифікації математичної моделі, створено прототип програмно-апаратного комплексу для ідентифікації параметрів та синтезу моделей, а також досліджено його можливості. В результаті була вирішена актуальна задача ефективного синтезу інтелектуальних систем керування БПЛА з використанням методів машинного навчання та нейронних мереж.

За результатами дисертаційної роботи можна зробити наступні висновки:

1. Проведено аналіз розробок БПЛА з інтелектуальними моделями та адаптивними алгоритмами керування, що дозволило визначити найбільш перспективні рішення. Встановлено, що традиційні методи часто не враховують нелінійності, невизначеності та мультимодальну поведінку БПЛА, а впровадження методів машинного навчання забезпечує автоматизацію ідентифікації та адаптацію до змінних режимів польоту. Це стало підставою для вибору квадрокоптерної схеми як об’єкта дослідження та формування задач дисертації.

2. Розроблено повну нелінійну математичну модель просторового руху БПЛА на базі рівнянь Ейлера-Лагранжа, включаючи моделі підсистем (гвинтомоторної групи, виконавчих механізмів). Модель враховує нелінійності та залежності від зовнішніх факторів, таких як вітер та швидкість обертання гвинтомоторної групи, з апроксимацією коефіцієнтів тяги та моменту поліномами. Реалізовано імітаційне моделювання в середовищі Scilab + Xcos, що забезпечує високу точність відтворення динаміки руху.

3. Синтезовано інтелектуальні алгоритми систем автоматичного керування БПЛА на основі нечіткої логіки та нейронних мереж, а також методики їх

налаштування. Розроблено нефункціональні та функціональні вимоги до програмного модуля, включаючи структурованість, повноту та простоту. Це дозволило забезпечити баланс між обчислювальною ефективністю, стійкістю до збурень та масштабованістю для різних типів БПЛА.

4. Удосконалено алгоритм ідентифікації повної нелінійної математичної моделі БПЛА з використанням генетичного алгоритму для обробки експериментальних даних. Алгоритм враховує шум датчиків, що підвищує точність ідентифікації параметрів та забезпечує адекватність моделі за метриками MSE, RMSE, MAE, NRMSE та кореляцією Пірсона ($R^2 > 0.84$).

5. Розроблено прототип програмно-апаратного комплексу для ідентифікації параметрів та синтезу математичних моделей БПЛА на базі рами F450, контролерів Arduino Due та Nano, з інтеграцією мови Wiring для реалізації алгоритмів керування. Комплекс включає нелінійну модель, інтерфейс користувача, генетичний алгоритм та алгоритми керування, що забезпечує сумісність з C/C++ та можливість експериментів у реальному часі.

6. Досліджено можливості прототипу програмно-апаратного комплексу з ідентифікації та синтезу САК БПЛА шляхом збору та обробки польотних даних, верифікації моделі на нових наборах даних. Підтверджено високу кореляцію (0.9701) між моделлю та реальними сигналами, що робить комплекс придатним для моделювання алгоритмів стабілізації, уникнення перешкод та наведення на ціль. Це сприяє спрощенню процесів проектування БПЛА, зменшенню часу налаштування законів керування та зниженню сукупних витрат на розробку.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Best drone manufacturers // Propelrc.com. URL: https://www.propelrc.com/best-drone-manufacturers/ (дата звернення: 19.12.2025).
2. El Adawy M., Abdelhalim E. H., Mahmoud M., Abo zeid M. A., Mohamed I. H., Othman M. M., ElGamal G. S., ElShabasy Y. H. Design and fabrication of a fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV) // Ain Shams Engineering Journal. 2023. Vol. 14, iss. 9. P. 102094. ISSN 2090-4479. DOI: https://doi.org/10.1016/j.asej.2022.102094.
3. Ahmed E. A., Hafez A., Ouda A. N., Ahmed H., Abd-Elkader H. Modelling of a small unmanned aerial vehicle, partly funded by Innovation Fund Denmark // Advances in Robotics and Automation. 2015. Vol. 4, iss. 1. P. 126. DOI: https://doi.org/10.4172/2168-9695.1000126.
4. Firsov S., Kulik I. Compact vertical take-off and landing aerial vehicle for monitoring tasks in dense urban areas // Transport Problems : an International Scientific Journal. 2015. Vol. 10. P. 29–34. DOI: https://doi.org/10.21307/tp-2015-031.
5. Zhu W., Xu Y., Du H., Li J. Thermal performance of high-altitude solar powered scientific balloon // Renewable Energy. 2019. Vol. 135. P. 1078–1096. ISSN 0960-1481. DOI: https://doi.org/10.1016/j.renene.2018.12.083.
6. Manikandan M., Pant R. S. Research and advancements in hybrid airships—A review // Progress in Aerospace Sciences. 2021. Vol. 127. P. 100741. ISSN 0376-0421. DOI: https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100741.
7. Carichner G. E., Nicolai L. M. Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Volume 2-Airship Design and Case Studies. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. DOI: https://dx.doi.org/10.2514/4.868986.
8. He M., He J., Scherer S. Model-based real-time robust controller for a small helicopter // Mechanical Systems and Signal Processing. 2021. Vol. 146. P. 107022. ISSN 0888-3270. DOI: https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2020.107022.
9. Ricerca // Enac.gov.it. URL: https://www.enac.gov.it/en/ricerca?search=drones&sort_by=search_api_relevance&items_per_page=10 (дата звернення: 19.12.2025).

10. Ducard G. J. J., Allenspach M. Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible VTOL UAVs // Aerospace Science and Technology. 2021. Vol. 118. P. 107035. ISSN 1270-9638. DOI: https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107035.
11. Łusiak T., Korzec I., Novak A., Kowalik R. Initial analysis of the aerodynamic characteristics of the rotorcraft model // Transportation Research Procedia. 2021. Vol. 59. P. 203–213. ISSN 2352-1465. DOI: https://doi.org/10.1016/j.trpro.2021.11.112.
12. Chen G., Ma D., Jia Y., Xia X., He C. Comprehensive sizing and optimization method for series-hybrid unmanned convertiplane // Chinese Journal of Aeronautics. 2021. Vol. 34, iss. 4. P. 387–402. ISSN 1000-9361. DOI: https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.07.016.
13. Zhou Y., Zhao H., Liu Y. An evaluative review of the VTOL technologies for unmanned and manned aerial vehicles // Computer Communications. 2020. Vol. 149. P. 356–369. ISSN 0140-3664. DOI: https://doi.org/10.1016/j.comcom.2019.10.016.
14. Chovancová A., Fico T., Chovanec Ľ., Hubinsk P. Mathematical Modelling and Parameter Identification of Quadrotor (a survey) // Procedia Engineering. 2014. Vol. 96. P. 172–181. ISSN 1877-7058. DOI: https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.139.
15. Gonzalez Rot A., Hasan A., Manoonpong P. Robust Actuator Fault Diagnosis Algorithm for Autonomous Hexacopter UAVs∗∗This work was supported by the Free the Drones (FreeD) project, partly funded by Innovation Fund Denmark, at Center for Unmanned Aircraft Systems, Mærsk Mc-Kinney Møller Institute, University of Southern Denmark, project number 5156-00008B // IFAC-PapersOnLine. 2020. Vol. 53, iss. 2. P. 682–687. ISSN 2405-8963. DOI: https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2020.12.815.
16. Abara D., Kannan S., Lanzon A. Development and stabilization of a low-cost single-tilt tricopter∗∗This work was supported by the Nigerian Petroleum Technology Development Fund (PTDF) and by the Engineering and Physical Sciences Research Council (EPSRC) [grant number EP/R008876/1]. All research data supporting this publication are directly available within this publication // IFAC-PapersOnLine. 2020. Vol. 53, iss. 2. P. 8897–8902. ISSN 2405-8963. DOI: https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2020.12.1411.
17. Cedro L., Wieczorkowski K. Optimizing PID controller gains to model the performance of a quadcopter // Transportation Research Procedia. 2019. Vol. 40. P. 156–169. ISSN 2352-1465. DOI: https://doi.org/10.1016/j.trpro.2019.07.026.

18. Жежера И., Тревого И. Прикладное использование гексакоптера aibot // Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва. 2017. № 2. С. 36–40.
19. Foerderprogramm Air Mobility // Iabg.de. URL: https://www.iabg.de/en/leistungen/projekttraegerschaft/foerderprogramm-air-mobility (дата звернення: 19.12.2025).
20. Класифікація БПЛА НАТО // Ukrmilitary.com. URL: https://www.ukrmilitary.com/2020/03/nato-uav-standart.html (дата звернення: 19.12.2025).
21. Dalamagkidis K. Classification of UAVs // Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. 2014. P. 83–91. DOI: https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_94.
22. Про затвердження Правил виконання польотів безпілотними авіаційними комплексами державної авіації України від 08.12.2016 № 661: наказ МО України // Zakon.rada.gov.ua. URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z0031-17#Text (дата звернення: 19.12.2025).
23. Tuğrul M., Koç. Drone Technologies and Applications // Drones - Various Applications [Working Title]. IntechOpen, 2023. DOI: https://doi.org/10.5772/intechopen.1001987.
24. Types of Drones // Tytorobotics.com. URL: https://www.tytorobotics.com/blogs/articles/types-of-drones (дата звернення: 19.12.2025).
25. Types of Drones // Auav.com.au. URL: https://www.auav.com.au/articles/drone-types/#:~:text=Multi-Rotor%20Drones,-Multi-rotor%20drones&text=By%20far%2C%20quadcopters%20are%20the,rotor%20drones%20flying%20at%20height (дата звернення: 19.12.2025).
26. Drone Types // Jouav.com. URL: https://www.jouav.com/blog/drone-types.html (дата звернення: 19.12.2025).
27. Scilab/Xcos: Numerical Computation Software // Scilab.org. URL: https://www.scilab.org/ (дата звернення: 19.12.2025).
28. MATLAB // Mathworks.com. URL: https://www.mathworks.com/products/matlab.html?s_tid=hp_ff_p_matlab (дата звернення: 19.12.2025).

29. Mathcad Capabilities // Mathcad.com. URL: https://www.mathcad.com/en/capabilities (дата звернення: 19.12.2025).
30. Simulation is a Superpower // Ansys.com. URL: https://www.ansys.com/company-information/simulation-is-a-superpower (дата звернення: 19.12.2025).
31. X-Plane // X-plane.com. URL: https://www.x-plane.com/ (дата звернення: 19.12.2025).
32. Murariu G., Mahu R., Murariu A., Dragu M., Georgescu L., Carp G. B. Using Ansys for Design and Numerical Study of a Specific Fixed Wing UAV // Materiale Plastice. 2018. Vol. 55. P. 652–657. DOI: https://doi.org/10.37358/MP.18.4.5095.
33. Rajan S., Vasist A., Dhaduk D., Deshmukh S., Sahoo S., Munianjanappa R. DESIGN AND DEVELOPMENT OF A FLYING WING RECONNAISSANCE UAV // Journal of Engineering Science and Technology. 2023. Vol. 18. P. 2615–2630.
34. Михальов Д. В., Сокол Г. І. Розрахунок характеристик акустичного поля гвинтів бпла // Перша науково-практична Інтернет-конференція «Космічні горизонти» : матеріали конф. Дніпро, 2021. Вип. 1. С. 17.
35. Castillo Zamora J. de J. Design, Modeling and Control of a Multi-Drone System for Aerial Manipulation : дис. ... Automatic Control Engineering. Université Paris-Saclay, 2021.
36. Ezzyana N., Shamsudin S., Pairan M., Yaakub M., Ramli M. The Design of an Automatic Flight Control System and Dynamic Simulation for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV) using X-Plane and LabVIEW // Progress in Aerospace and Aviation Technology. 2021. Vol. 1. P. 56–69. DOI: https://doi.org/10.30880/paat.2021.01.01.007.
37. Do M.-H., Lin C.-E., Lai Y.-C. Validation of the Flight Dynamics Engine of the X-Plane Simulator in Comparison with the Real Flight Data of the Quadrotor UAV Using CIFER // Drones. 2023. Vol. 7. P. 548. DOI: https://doi.org/10.3390/drones7090548.
38. Aláez D., Olaz X., Prieto M., Porcellinis P., Villadangos J. HIL Flight Simulator for VTOL-UAV Pilot Training Using X-Plane // Information. 2022. Vol. 13. P. 585. DOI: https://doi.org/10.3390/info13120585.
39. Hong K. Simulation and analysis of stability of UAV control system based on PID control under different wind forces // Journal of Physics: Conference Series. 2023. Vol. 2649. P. 012011. DOI: https://doi.org/10.1088/1742-6596/2649/1/012011.

40. Fan Y. Flight Control System Simulation for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicle (UAV) based on Matlab Simulink // Journal of Physics: Conference Series. 2022. Vol. 2283. P. 012011. DOI: https://doi.org/10.1088/1742-6596/2283/1/012011.
41. Quadcopter Flight Control // YouTube.com. URL: https://www.youtube.com/watch?v=oTKABMVlaCw&t=84s (дата звернення: 19.12.2025).
42. Quadcopter Simulator // Copter.csail.mit.edu. URL: http://copter.csail.mit.edu (дата звернення: 19.12.2025).
43. SNE 28.2.10413 // Sne-journal.org. URL: https://www.sne-journal.org/fileadmin/user_upload_sne/SNE_Issues_OA/SNE_28_2/articles/sne.28.2.10413.tn.OA.pdf (дата звернення: 19.12.2025).
44. Semanticscholar PDF // Pdfs.semanticscholar.org. URL: https://pdfs.semanticscholar.org/c072/02c4b469b80cbe54df3b593d9388168283fe.pdf (дата звернення: 19.12.2025).
45. MCSI-34 // Inase.org. URL: https://inase.org/library/2014/books/bypaper/MCSI/MCSI-34.pdf (дата звернення: 19.12.2025).
46. ACM DOI PDF // Dl.acm.org. URL: https://dl.acm.org/doi/pdf/10.5555/3275382.3275393 (дата звернення: 19.12.2025).
47. Panigrahi S., Krishna Y. S. S., Thondiyath A. Design, Analysis, and Testing of a Hybrid VTOL Tilt-Rotor UAV for Increased Endurance // Sensors. 2021. Vol. 21, no. 18. P. 5987. DOI: https://doi.org/10.3390/s21185987.
48. Chung P.-H., Ma D.-M., Shiau J.-K. Design, Manufacturing, and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV // Applied Sciences. 2019. Vol. 9, no. 15. P. 3043. DOI: https://doi.org/10.3390/app9153043.
49. Dobrokhodov V. Kinematics and Dynamics of Fixed-Wing UAVs // Handbook of Unmanned Aerial Vehicles / Valavanis K., Vachtsevanos G. (eds). Dordrecht : Springer, 2015. DOI: https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_53.
50. Jenie Y., Fathurrahman A., Arifianto O., Sasongko R. Mathematical modelling and simulation of a quadrotor unmanned aerial vehicle with automatic altitude and speed

control // AIP Conference Proceedings. 2020. Vol. 2226. P. 020011. DOI: https://doi.org/10.1063/5.0002805.

51. Hossain N. U. I., Lutfi M., Ahmed I., Akundi A., Cobb D. Modeling and Analysis of Unmanned Aerial Vehicle System Leveraging Systems Modeling Language (SysML) // Systems. 2022. Vol. 10, no. 6. P. 264. DOI: https://doi.org/10.3390/systems10060264.
52. Hritonenko N., Yatsenko Y. Introduction: Principles and Tools of Mathematical Modeling // Mathematical Modeling in Economics, Ecology and the Environment. Springer Optimization and Its Applications, vol. 88. Boston, MA : Springer, 2013. DOI: https://doi.org/10.1007/978-1-4614-9311-2_1.
53. Kowalik R., Łusiak T., Novak A. A Mathematical Model for Controlling a Quadrotor UAV // Transactions on Aerospace Research. 2021. Vol. 2021, no. 3. P. 58–70. DOI: https://doi.org/10.2478/tar-2021-0017.
54. Kramar V., Kabanov A., Dudnikov S. A Mathematical Model for a Conceptual Design and Analyses of UAV Stabilization Systems // Fluids. 2021. Vol. 6. P. 172. DOI: https://doi.org/10.3390/fluids6050172.
55. Muraleedharan N., Cohen D. S., Estrela V. V., Hemanth J., Saotome O., Nikolakopoulos G., Sabatini R., Wackett L. Modelling and simulation of UAV systems // Imaging and Sensing for Unmanned Aircraft Systems. Volume 1: Control and Performance (Control, Robotics and Sensors). 2020. Chap. 5. P. 101–121. DOI: https://doi.org/10.1049/PBCE120F_ch5.
56. Mishra V., Sharma P., Kumar A., Akashe S. Design, Development, and Mathematical Modelling of Hexacopter // Micro-Electronics and Telecommunication Engineering. ICMETE 2023. Lecture Notes in Networks and Systems, vol. 894 / Sharma D. K., Peng S. L., Sharma R., Jeon G. (eds). Singapore : Springer, 2024. DOI: https://doi.org/10.1007/978-981-99-9562-2_65.
57. Zulu A., John S. A Review of Control Algorithms for Autonomous Quadrotors // Open Journal of Applied Sciences. 2014. 10 c.
58. Jiang B., Li B., Zhou W., Lo L.-Y., Chen C.-K., Wen C.-Y. Neural Network Based Model Predictive Control for a Quadrotor UAV // Aerospace. 2022. Vol. 9. P. 460. DOI: https://doi.org/10.3390/aerospace9080460.

59. Sanchez-Rivera L. M., Lozano R., Arias-Montano A. Development, Modeling and Control of a Dual Tilt-Wing UAV in Vertical Flight // Drones. 2020. Vol. 4. P. 71. DOI: https://doi.org/10.3390/drones4040071.
60. Gibiansky A. Quadcopter Dynamics, Simulation, and Control. URL: https://andrew.gibiansky.com/downloads/pdf/Quadcopter%20Dynamics,%20Simulation,%20and%20Control.pdf (дата звернення: 19.12.2025).
61. Rauf M. N., Khan R. A., Shah S. I. A. et al. Design and analysis of stability and control for a small unmanned aerial vehicle // Int. J. Dynam. Control. 2024. Vol. 12. P. 1801–1816. DOI: https://doi.org/10.1007/s40435-023-01322-2.
62. Ромасько Ю. А. Интегрирование уравнений математической модели беспилотного летательного аппарата // Вісник Дніпропетровського університету. Серія “Ракетно-космічна техніка”. 2017. Вип. 20. С. 85–91. ISSN 2409-4056.
63. Проєктування малогабаритних безпілотних літальних апаратів : навч. посіб. / Кочук С. Б., Нікітін А. О., Жежера І. В. Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2024. 101 с.
64. Проєктування малогабаритних безпілотних літальних апаратів : навч. посіб. / Кочук С. Б., Нікітін А. О., Жежера І. В. Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2024. 101 с.
65. Hajiyev C., Soken H. E., Vural S. Y. Equations of Motion for an Unmanned Aerial Vehicle // State Estimation and Control for Low-cost Unmanned Aerial Vehicles. Springer, Cham, 2015. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-319-16417-5_2.
66. Westphal L. C. Linearization methods for nonlinear systems // Handbook of Control Systems Engineering. 2001. P. 745–806. DOI: https://doi.org/10.1007/978-1-4615-1533-3_33.
67. Chovancová A., Fico T., Chovanec E., Hubinský P. Mathematical modelling and parameter identification of quadrotor (a survey) // Procedia Eng. 2014. Vol. 96, no. October. P. 172–181.
68. Lee D., Kim H. J., Sastry S. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter // Int. J. Control. Autom. Syst. 2009. Vol. 7, no. 3. P. 419–428.

69. Aslanyan A. E. Aircraft Automatic Flight Control Systems, Part I. Kiev : Kiev Military Aviation Technical Academy, 1984.
70. Stevens B. L., Lewis F. L. Aircraft Control and Simulation. Wiley-Interscience, 2003. Etkin B., Reid L. D. Dynamics of Flight: Stability and Control. Wiley, 1995. Linearize Nonlinear Simulink Models // MATLAB & Simulink Documentation. MathWorks.
71. PD-1 Fixed Wing UAV: technical description. URL: https://www.unmannedsystemstechnology.com/wp-content/uploads/2016/06/PD-1-Fixed-Wing-UAV.pdf (дата звернення: 19.12.2025).
72. Nugroho H. A., Tahrova H. A. et al. Trajectory Tracking Control of UAV Bicopter using Linear. URL: https://arxiv.org/pdf/2309.08226 (дата звернення: 19.12.2025).
73. Maity R., Mishra R., Patnaik P. K., Sain M. Design and Analysis of Hybrid Fixed-Wing Type Flying Robot. 2022. URL: https://doi.org/10.1155/2022/3978898 (дата звернення: 19.12.2025).
74. Febrianto R., Yeoh J. C., Putra I. G. A. K. et al. Design and Development of a Hybrid Tricopter Fixed-Wing UAV for Precision Agriculture. 2024. URL: https://ijcs.net/ijcs/index.php/ijcs/article/view/4489?utm_source=chatgpt.com (дата звернення: 19.12.2025).
75. Tricopter Build Guide / Flite Test. 2012. URL: http://assets.flitetest.com/article_files/TRICOPTER-FALL2012_1364524711.pdf (дата звернення: 19.12.2025).
76. Nikitin A., Kochuk S., Firsov S. Algorithmic Support of the System of Automatic Control of Longitudinal Movement of the Small Unmanned Aerial Vehicle Vertigo // Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol. 1113 / Nechyporuk M., Pavlikov V., Kritskiy D. (eds). Cham : Springer, 2020. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_8.
77. Step Response of Linear System Computed from Nonlinear Simulink Model // Mathworks.com. URL: https://www.mathworks.com/help/slcontrol/ug/linearstepresponseplot.html (дата звернення: 19.12.2025).

78. Zhao X., Xu Z., Fu Y., Xu S., Xiong S. Motion Control and Tracking Control of UAV Based on Adaptive Sensor // Journal of Sensors. 2023. Vol. 2023. P. 1–7. DOI: https://doi.org/10.1155/2023/7936019.
79. Aniruth A., Satpathy C., Jothika K., Nitteesh M., Gokulraj M., Venkatram K., Harshith G., Shristi S., Vani A., Spurgeon J. Autonomous Multi-Rotor UAVs: A Holistic Approach to Design, Optimization, and Fabrication // arXiv. 2024. arXiv:2401.02541. DOI: https://doi.org/10.48550/arXiv.2401.02541. URL: https://arxiv.org/pdf/2401.02541 (дата звернення: 19.12.2025).
80. Zhukevych A., Dzhulgakov V., Zhukevych O. Study of mutual influence between control channels of the quadcopter due to the low maneuverability of the UAV // Aerospace Technic and Technology. 2022. № 5. P. 68–81. DOI: https://doi.org/10.32620/aktt.2022.5.06.
81. Ларьков С. М. Математична модель гвинтомоторної установки БПЛА для моделювання в реальному масштабі часу = Mathematical model of the UAV motor for real time simulation // Technique and technology of the future 2023 : conference proceedings. 2023. October. P. 11–16. DOI: https://doi.org/10.30987/2701-1783.2023.29-01-013. URL: https://www.proconference.org/index.php/ttf/article/view/29-01-013 (дата звернення: 19.12.2025).
82. PER3_9x47SF.dat: APC Propellers Performance Data. URL: https://www.apcprop.com/files/PER3_9x47SF.dat?v=3943d8795e03 (дата звернення: 19.12.2025).
83. Zuo Z., Liu C., Han Q.-L., Song J. Unmanned Aerial Vehicles: Control Methods and Future Challenges // IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica. 2022. Vol. 9, no. 4. P. 601–614. DOI: https://doi.org/10.1109/JAS.2022.105410.
84. Hakeem B., Taimoor M., Tahir M. A. A Review of Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicles: Control Methodologies for Rejecting Unwanted Disturbances during Landing // 2024 4th International Conference on Digital Futures and Transformative Technologies (ICoDT2). Islamabad, Pakistan, 2024. P. 1–8. DOI: https://doi.org/10.1109/ICoDT262145.2024.10740194.

85. Bezvitniy S. A. Control Systems for Unmanned Aerial Vehicles // 2019 Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF). St. Petersburg, Russia, 2019. P. 1–4. DOI: https://doi.org/10.1109/WECONF.2019.8840657.
86. Beard R. W., McLain T. W. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice. Princeton : Princeton University Press, 2012. DOI: https://doi.org/10.1515/9781400840601.
87. Lukyanov O. E., Barcenas O. U. E., Zolotov D. V. Experimental Model of an Electric Power Plant for Small UAV's Automatic Control Systems // 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC). Samara, Russian Federation, 2021. P. 1–4. DOI: https://doi.org/10.1109/EC52789.2021.10016802.
88. Elkaim G. H., Lie F. A. P., Gebre-Egziabher D. Principles of Guidance, Navigation, and Control of UAVs // Handbook of Unmanned Aerial Vehicles / Valavanis K., Vachtsevanos G. (eds). Dordrecht : Springer, 2015. DOI: https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_56.
89. Chen K. The design of longitudinal autonomous landing control for a fixed wing unmanned aerial vehicle // 2021 4th World Conference on Mechanical Engineering and Intelligent Manufacturing (WCMEIM). 2021. P. 120–127.
90. Qayyum N., Bhatti A. I., Liaquat M. Landing control of unmanned aerial vehicle using continuous model predictive control // 2017 29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC). 2017. P. 1804–1808.
91. Lungu M. Backstepping and dynamic inversion control techniques for automatic landing of fixed wing unmanned aerial vehicles // Aerospace Science and Technology. 2022. Vol. 120. P. 107261.
92. Sabour M. H., Jafary P., Nematiyan S. Applications and classifications of unmanned aerial vehicles: A literature review with focus on multi-rotors // The Aeronautical Journal. 2023. Vol. 127, no. 1309. P. 466–490. DOI: https://doi.org/10.1017/aer.2022.75.
93. Kurnaz S., Çetin O. Autonomous navigation and landing tasks for fixed wing small unmanned aerial vehicles // Acta Polytechnica Hungarica. 2010. Vol. 7, no. 1. P. 87–102.
94. Xia K., Li X., Li K., Zou Y. Distributed Predefined-Time Control for Cooperative Tracking of Multiple Quadrotor UAVs // IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica. 2024. Vol. 11, no. 10. P. 2179–2181.

95. Hwangbo J., Sa I., Siegwart R., Hutter M. Control of a quadrotor with reinforcement learning // IEEE Robotics and Automation Letters. 2017. Vol. 2, no. 4. P. 2096–2103.
96. Lopes G. C., Ferreira M., SimOes A. da S., Colombini E. L. Intelligent control of a quadrotor with proximal policy optimization reinforcement learning // 15th Latin American Robotics Symposium 6th Brazilian Robotics Symposium and 9th Workshop on Robotics in Education. 2018. P. 503–508.
97. Hua H., Fang Y., Zhang X., Qian C. A new nonlinear control strategy embedded with reinforcement learning for a multirotor transporting a suspended payload // IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. 2021. Vol. 27, no. 2. P. 1174–1184.
98. Bijjahalli S., Sabatini R., Gardi A. Advances in intelligent and autonomous navigation systems for small UAS // Prog. Aerosp. Sci. 2020. Vol. 115. P. 100617. DOI: https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100617.
99. Li Y., Aghvami A. H., Dong D. Intelligent Trajectory Planning in UAV-Mounted Wireless Networks: A Quantum-Inspired Reinforcement Learning Perspective // IEEE Wirel. Commun. Lett. 2021. Vol. 10. P. 1994–1998.
100. Aleryani A. Analyzing Data Flow: A Comparison between Data Flow Diagrams (DFD) and User Case Diagrams (UCD) in Information Systems Development // European Modern Studies Journal. 2024. Vol. 8, no. 1. P. 313–320. DOI: https://doi.org/10.59573/emsj.8(1).2024.28.
101. Koc H., Erdoğan A., Barjakly Y., Peker S. UML Diagrams in Software Engineering Research: A Systematic Literature Review // Proceedings. 2021. Vol. 74. P. 13. DOI: https://doi.org/10.3390/proceedings2021074013.
102. Application of UML Use Case Diagrams in Agile Methodologies. URL: https://agilemodeling.com/artifacts/usecasediagram.htm (дата звернення: 19.12.2025).
103. Alterkawi L., Migliavacca M. Parallelism and partitioning in large-scale GAs using spark // Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference. 2019. P. 736–744.
104. Case B., Lehre P. K. Self-adaptation in non-Elitist Evolutionary Algorithms on Discrete Problems with Unknown Structure // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2020.

105. Chen J. et al. POBA-GA: Perturbation optimized black-box adversarial attacks via genetic algorithm // Computers & Security. 2019. Vol. 85. P. 89–106.

106. Chung H., Shin K.-S. Genetic algorithm-optimized multi-channel convolutional neural network for stock market prediction // Neural Computing and Applications. 2020. Vol. 32, no. 12. P. 7897–7914.

107. Lacerda M. G. P. et al. A Systematic Literature Review on General Parameter Control for Evolutionary and Swarm-based Algorithms // Swarm and Evolutionary Computation. 2020. P. 100777.

108. Real E., Liang C., So D., Le Q. AutoML-zero: evolving machine learning algorithms from scratch // International Conference on Machine Learning. 2020. P. 8007–8019.

109. Suganuma M., Shirakawa S., Nagao T. A genetic programming approach to designing convolutional neural network architectures // Proceedings of the genetic and evolutionary computation conference. 2017. P. 497–504.

110. Tanabe R., Ishibuchi H. A Review of Evolutionary Multimodal Multiobjective Optimization // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2020. Vol. 24, no. 1. P. 193–200. DOI: https://doi.org/10.1109/TEVC.2019.2909744.

111. Introduction to genetic algorithms and their optimization capabilities // MathWorks documentation. URL: https://www.mathworks.com/help/gads/genetic-algorithm.html (дата звернення: 19.12.2025).

112. Sharafi Z. A Systematic Analysis of Software Architecture Visualization Techniques // IEEE International Conference on Program Comprehension. 2011. P. 254–257. DOI: https://doi.org/10.1109/ICPC.2011.40.

113. Shahin M., Liang P., Babar M. A. A systematic review of software architecture visualization techniques // Journal of Systems and Software. 2014. Vol. 94. P. 161–185. ISSN 0164-1212. DOI: https://doi.org/10.1016/j.jss.2014.03.071.

114. Dashuber V., Philippsen M. Static and Dynamic Dependency Visualization in a Layered Software City // SN Computer Science. 2022. Vol. 3. DOI: https://doi.org/10.1007/s42979-022-01404-6.

115. Fairbanks G. Software Architecture is a Set of Abstractions // IEEE Software. 2023. Vol. 40, no. 4. P. 110–113. DOI: https://doi.org/10.1109/MS.2023.3269675.

116. Krause-Glau A., Hansen M., Hasselbring W. Collaborative Design and Planning of Software Architecture Changes via Software City Visualization // ArXiv. 2024. abs/2408.16777.

117. Gallagher K., Hatch A., Munro M. A Framework for Software Architecture Visualisation Assessment. 2005. P. 1–6. DOI: https://doi.org/10.1109/VISSOF.2005.1684309.

118. Fruncillo F., Federico L., Cicala M., Citarella R. Development and Validation of an Aeropropulsive and Aeroacoustic Simulation Model of a Quadcopter Drone // Drones. 2022. Vol. 6. P. 143. DOI: https://doi.org/10.3390/drones6060143.

119. Hussain R., Zielinska T., Hexel R. Finite state automaton based control system for walking machines // International Journal of Advanced Robotic Systems. 2019. Vol. 16, no. 3. DOI: https://doi.org/10.1177/1729881419853182.

120. Hanžič F., Jezernik K. Finite–state machine control of mechatronic systems // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I. 2012. Vol. 226, no. 10. P. 1394–1409. DOI: https://doi.org/10.1177/0959651812450972.

121. Finite State Machine on an Arduino // Instructables.com. URL: https://www.instructables.com/Finite–State–Machine–on–an–Arduino/ (дата звернення: 19.12.2025).

122. Using Finite State Machines to Design Software // Embedded.com. URL: https://www.embedded.com/using–finite–state–machines–to–design–software (дата звернення: 19.12.2025).

123. Solov'ev V. V. Implementation of finite–state machines based on programmable logic ICs with the help of the merged model of Mealy and Moore machines // J. Commun. Technol. Electron. 2013. Vol. 58. P. 172–177. DOI: https://doi.org/10.1134/S106422691302006X.

124. Garcia–Vargas I., Senhadji–Navarro R. A New Approach for Implementing Finite State Machines with Input Multiplexing // Electronics. 2023. Vol. 12. P. 3763. DOI: https://doi.org/10.3390/electronics12183763.

125. Rafla N. I., Davis B. L. A Study of Finite State Machine Coding Styles for Implementation in FPGAs // 49th IEEE International Midwest Symposium on Circuits and Systems. 2006. P. 337–341. DOI: https://doi.org/10.1109/MWSCAS.2006.382066.

126. Finite State Machine Arduino // Luisllamas.es. URL: https://www.luisllamas.es/en/finite–state–machine–arduino/ (дата звернення: 19.12.2025).

127. Lima A., Trevisan D. G. Challenges and Opportunities in Using Electronic Prototyping as a Maker Tool // Proceedings of the XXIII Brazilian Symposium on Human Factors in Computing Systems (IHC '24). New York, NY, USA : Association for Computing Machinery, 2024. Article 53. P. 1–15. DOI: https://doi.org/10.1145/3702038.3702092.

128. Silpa K., Mastani S. A. Comparison of image quality metrics // International Journal of Engineering Research and Technology. 2012. Vol. 1, no. 4. P. 1–5.

129. Chai T., Draxler R. R. Root mean square error (RMSE) or mean absolute error (MAE)? // Geoscientific Model Development. 2014. Vol. 7. P. 1247–1250. DOI: https://doi.org/10.5194/gmd–7–1247–2014.

130. Botchkarev A. Performance metrics (error measures) in machine learning regression // Forecasting. 2019. Vol. 1. P. 45–55. DOI: https://doi.org/10.3390/forecast1010004.

131. Ljung L. Perspectives on system identification // Annual Reviews in Control. 2010. Vol. 34. P. 1–12. DOI: https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2009.12.001.

132. Bishop C. M. Pattern Recognition and Machine Learning. Springer, 2006. 738 p.

133. Bennett N. F. et al. Characterising performance of environmental models // Environmental Modelling & Software. 2013. Vol. 40. P. 1–20. DOI: https://doi.org/10.1016/j.envsoft.2012.09.011.

134. Montgomery D. C., Runger G. C. Applied Statistics and Probability for Engineers. Wiley, 2014. 784 p.

135. Kutner M. H. et al. Applied Linear Statistical Models. McGraw–Hill, 2005. 1396 p.

ДОДАТОК А.
СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА

Статті у наукових періодичних виданнях:

1. S. KOCHUK, NGUYEN DINH DONG, ARTEM. NIKITIN, Rafael TrujiIlo Torres IDENTIFICATION OF UAV MODEL PARAMETERS FROM FLIGHT AND COMPUTER EXPERIMENT DATA. Aerospace Technic and Technology, № 4 (172), 71 – 82

2. Kochuk, Sergii & PANDA, ANTON & Trishch, Roman & Nikitin, Artem & Torres, Rafael. (2025). APPLICATION OF GENETIC ALGORITHM FOR MODELING AND IDENTIFICATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE MOTION. MM Science Journal.

3. Kochuk, S., Rafael TrujiIlo Torres, Nikitin, A. Requirements Analysis for VTOL Fixed-Wing UAVs in Photogrammetric Applications. Open Information and Computer Integrated Technologies, № 105, pp. 58-76.

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

1. Artem Nikitin, Sergii Firsov, Sergii Kochuk Algorithmic Support of the System of Automatic Control of Longitudinal Movement of the Small Unmanned Aerial Vehicle Vertigo. Springer Nature Switzerland AG 2020 M. Nechyporuk et al. (Eds.): Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering, AISC 1113, 1–12.

2. Fedorovich, O., Lutai, L., Trishch, R., Zabolotnyi, O., Khomiak, E., Nikitin, A. (2024). Models for Reducing the Duration and Cost of the Aviation Equipment Diagnostics Process Using the Decomposition of the Component Architecture of a Complex Product. In: Faure, E., et al. Information Technology for Education, Science, and Technics. ITEST 2024. Lecture Notes on Data Engineering and Communications

Technologies, vol 221. 108-125

3. Kochuk, S., Trishch, R., Nikitin, A., Zhezhera, I., Cherniak, O., Khomiak, E. (2025). Algorithmic Provision of Contours Guidance of Unmanned Systems. In: Lytvynov, O., Pavlikov, V., Krytskyi, D. (eds) Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering - 2024. ICTM 2024. Lecture Notes in Networks and Systems, vol 1473. Springer, Cham. 16–29

4. Застосування нейромережевих алгоритмів у задачах ідентифікації та моделювання систем автоматичного керування безпілотних літальних апаратів, С. Б. Кочук, А. О. Нікітін Сучасні інформаційні та комунікаційні технології на транспорті, в промисловості і освіті: Тези XIV Міжнародної науково-практичної конференції (Дніпро, 15-16 грудня 2020 р.). – Д.: ДІІТ, 2020. – С. 93.

5. Методи ідентифікації малогабаритних безпілотних літальних апаратів А. О. Нікітін, Т.Т. Торрес The XVII International Scientific and Practical Conference «Multidisciplinary academic notes. Theory, methodology and practice»: Тези доп. – Tokyo, 2022.

6. Reliability of drone delivery mission for VTOL concept, Nikitin A.O., Rafael Trujillo Torres XXXI Міжнародна науково-практична конференція “Trends in the development of modern scientific”: Тези доп.

7. PARAMETER IDETNIFICATION VERTIGO, Nikitin A.O., Rafael Trujillo Torres XXXI Міжнародна науково-практична конференція “Trends in the development of modern scientific”: Тези доп.

8. Р.М. Тріщ, О.В. Заболотний, Е.А. Хом’як, А. О. Нікітін. Моделювання оптимального процесу обслуговування авіаційної техніки з використанням декомпозиції компонентної архітектури складного виробу. Тези доповідей VII Міжнародної науково-практичної конференції «Інформаційні технології в освіті, науці і техніці», ЧДТУ, 2024. С 47 – 49.

9. АВТОМАТИЗАЦІЯ ПРОЕКТУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ / С.Б. Кочук, А.О. Нікітін // Якість, стандартизація та метрологічне забезпечення: [матеріали II міжнародної науково-практичної конференції, Харків - 14-15 березня 2023 року] / за заг. ред. д.т.н., проф. Р. М. Тріща, к.т.н., доц. Г. С. Грінченко. Українська інженерно-педагогічна академія. Харків: УІПА, 2023. - С. 86-87

10. МЕТОДИ ВИМІРЮВАНЬ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТУ БПЛА / С.Б. Кочук, А.О. Нікітін // Якість, стандартизація та метрологічне забезпечення: [матеріали II міжнародної науково-практичної конференції, Харків - 14-15 березня 2023 року] / за заг. ред. д.т.н., проф. Р. М. Тріща, к.т.н., доц. Г. С. Грінченко. Українська інженерно-педагогічна академія. Харків: УІПА, 2023. - С. 96-97

ДОДАТОК Б.
АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ

ЗАТВЕРДЖУЮ
Проректор з науково-педагогічної роботи
Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут»
_____ Андрій ГУМЕННИЙ
«__» _____ 2025 р.

АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ
результатів наукових досліджень дисертаційної роботи
Нікітіна Артема Олексійовича
в навчальному процесі кафедри мехатроніки та електротехніки (305)

Комісія у складі:

голови - завідувача кафедри кафедри мехатроніки та електротехніки, доктора технічних наук, професора Тріща Р. М.;

членів комісії: доцента каф., к.т.н., доцента Бурдейни В. М.; доцента каф., к.т.н., доцента Лутай Л. М.; доцента каф., к.т.н., доцента Кочука С. Б., встановила, що результати наукових досліджень Нікітіна А. О. запроваджені у навчальному процесі «ХАІ» у вигляді:

- теоретичних матеріалів при вивченні навчальних дисциплін: «Ідентифікація об'єктів автоматизації», «Інтелектуальні системи керування», «Методи проєктування та моделювання безпілотних систем», «Сучасні безпілотні системи», «Мікропроцесорні системи на базі Arduino», «Проектування МБПЛА»;
- лабораторних робіт з дисциплін: «Ідентифікація об'єктів автоматизації», «Інтелектуальні системи керування», «Методи проєктування та моделювання безпілотних систем»;
- при виконанні курсових та дипломних проектів магістрів для спеціальності 174 «Автоматизаці-, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка» освітньо-професійної програми «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва».

Голова комісії
_____ Роман ТРІЩ

Члени комісії
_____ Вікторія БУРДЕЙНА
_____ Людмила ЛУТАЙ
_____ Сергій КОЧУК

"ЗАТВЕРДЖУЮ"
Голови наглядової ради
ТОВ НВК "СКАЙ АССИСТ"
_____ Ігор КРИНИЧКО
"_____" _____2025 р.

АКТ
впровадження результатів наукових досліджень
дисертаційної роботи Нікітіна Артема Олексійовича

Ми, представники ТОВ НВК "СКАЙ АССИСТ ТОВ НВК "СКАЙ АССИСТ": Криничко Ігор Володимирович, голова наглядової ради, Жежера Іван Володимирович, провідний інженер систем керування літальних апаратів, та здобувач Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» (ХАІ) – Нікітін Артем Олексійович, склали цей акт про те, що відповідно до угоди про науково-технічне співробітництво між ТОВ НВК "СКАЙ АССИСТ" та ХАІ, ТОВ НВК "СКАЙ АССИСТ" впровадило в виробничий процес прототип програмно-апаратного комплексу з відкритою архітектурою для створення демонстраційних зразків БПЛА нових типів, тестування бортових систем, налаштування систем навігації та керування.

Програмно-апаратний комплекс застосовується для створення демонстраційних зразків БПЛА, полунатурного моделювання роботи бортового обладнання в польоті на налагодження автономних систем навігації та керування.

Від ТОВ НВК "СКАЙ АССИСТ"

_____ Ігор КРИНИЧКО

_____ Іван ЖЕЖЕРА

Від ХАІ

_____ Артем НІКІТІН