



УДК 62.64

ТЕХНІЧНІ АСПЕКТИ РЕАЛІЗАЦІЇ АПАРАТНО-ПРОГРАМНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ ТЕСТУВАННЯ FPV ДРОНІВ МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПУ

TECHNICAL ASPECTS OF THE HARDWARE AND SOFTWARE COMPLEX IMPLEMENTATION FOR FPV MULTIROTOR DRONES TESTING

Нікулін С.С.¹, Заболотний О.В.²
Nikulin S.S.¹, Zabolotnyi O.V.²

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна

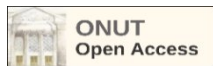
ORCID: ¹<https://orcid.org/0009-0003-7618-2330>, ²<https://orcid.org/0000-0001-8266-4481>

E-mail: ¹s.s.nikulin@khai.edu, ²o.zabolotnyi@khai.edu

Copyright © 2024 by author and the journal “Automation of technological and business – processes”.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0>



DOI: 10.15673/atbp.v%vi%i.3045

Анотація: Дана стаття присвячена розробці програмно-апаратного комплексу (АПК) для випробувань мультироторних FPV дронів. Основною метою дослідження було створення ефективного інструменту для оцінки динамічних характеристик дронів, включаючи аналіз крутного моменту, кутового прискорення та стабільності системи керування. В основі комплексу лежить тривісний підвіс, оснащений високоточним вимірювальним обладнанням, в тому числі оптичними енкодерами і інерційним блоком MinIMU-9. У статті описані конструктивні особливості підвісу, в тому числі його модульна архітектура, мінімізація вібрацій і забезпечення точності вимірювань. Запропоновані рішення дозволили проводити випробування дронів в умовах, наближених до реальних експлуатаційних, включаючи вплив вібрацій, вітру та інших зовнішніх факторів. Програмне забезпечення АПК збирає та обробляє дані, моделює ідеальні траєкторії та автоматично коригує параметри керування. Синхронізація кардана, датчиків і керуючого комп'ютера забезпечує високу точність вимірювань і дозволяє виявити можливі дефекти на ранній стадії. Отримані результати підтвердили ефективність розробленого комплексу для тестування FPV-дронів, що робить його перспективним інструментом для підвищення надійності та ефективності цих пристроїв у різних випадках використання, включаючи бойові завдання.

Abstract: This article is devoted to the development of a hardware and software complex (HMC) for testing multi-rotor FPV drones. The main goal of the study was to create an effective tool for assessing the dynamic characteristics of drones, including the analysis of torque, angular acceleration and stability of the control system. The complex is based on a three-axis gimbal equipped with high-precision measuring equipment, including optical encoders and a MinIMU-9 inertial unit. The article describes the design features of the suspension, including its modular architecture, vibration minimization and measurement accuracy. The proposed solutions made it possible to test drones in conditions close to real operating conditions, including the impact of vibrations, wind and other external factors. HMC software collects and processes data, simulates ideal trajectories, and automatically adjusts control parameters. The synchronization of the gimbal, sensors and control computer ensures high measurement accuracy and allows for early detection of possible defects. The results confirmed the effectiveness of the developed complex for testing FPV drones, making it a promising tool for improving the reliability and efficiency of these devices in various applications, including combat missions.

Ключові слова: FPV дрони, мультироторні дрони, апаратно-програмний комплекс, випробування БПЛА, інерційний блок, оптичні енкодера, стабілізація польоту, динамічна діагностика, моделювання траєкторій, алгоритми керування

Keywords: FPV drones, multi-rotor drones, hardware and software complex, UAV testing, inertial unit, optical encoders, flight stabilisation, dynamic diagnostics, trajectory modelling, control algorithms



Вступ. Застосування безпілотних літальних апаратів (БПЛА) у сучасних бойових умовах зумовлено їх здатністю виконувати широкий спектр завдань: від розвідки та спостереження до нанесення точкових ударів по супротивнику. Однак, зростаючі вимоги до надійності БПЛА, ефективності їх використання та спектру виконуваних завдань ставлять перед розробниками складні задачі по створенню БПЛА, здатних витримувати високі навантаження, працювати в екстремальних умовах і залишатися функціональними навіть за часткового пошкодження окремих систем.

Однією з головних проблем, що стоять перед розробниками бойових квадрокоптерів, є забезпечення довговічності та мінімізація відмов. Це особливо важливо в умовах експлуатації на пересіченій місцевості, під дією сильних вітрів, різких перепадів температур та підвищеного рівня вібрації. Крім того, сучасні бойові завдання вимагають високої точності керування, що потребує удосконалення наявних систем стабілізації та контролю польоту.

Для вирішення цих завдань було розроблено апаратно-програмний комплекс (АПК) на базі три ступеневого карданного підвісу. Ключовою перевагою даного комплексу є здатність вимірювати та аналізувати динамічну реакцію мультироторного БПЛА в реальному часі. Це дозволяє виявляти потенційні дефекти та несправності на ранніх стадіях, коригувати параметри польоту та забезпечувати стабільність керування навіть у нестабільних умовах. Основою АПК є карданний підвіс, який забезпечує вільне пересування по трьох осях: нишпорення, тангаж і крен. Розміщення БПЛА в такому підвісі дає можливість комплексно тестувати роботу двигунів, пропелерів та електронних блоків квадрокоптера за різних кутів положень. Вбудовані акселерометри, гіроскопи та магнітометри відстежують зміни у положенні БПЛА та передають зібрану інформацію в блок обчислень, де її аналізують та обробляють з використанням спеціального програмного забезпечення.

Програмна частина реалізує низку важливих функцій, адже вона не тільки збирає та аналізує дані з виходів сенсорів, а також моделює ідеальні траєкторії польоту, порівнюючи їх із фактичними показниками. У разі виявлення відхилень програмне забезпечення може запропонувати коригувальні коефіцієнти налаштування двигунів або зміни параметрів системи керування, що має особливе значення для військових мультироторних БПЛА, коли будь-яка помилка може призвести до зриву місії або втрати апарату.

Аналіз літературних даних і постановка проблеми. Застосування безпілотних літальних апаратів (БПЛА) мультироторного типу активно досліджується у сучасній науковій літературі. Значна частина робіт присвячена розробці систем стабілізації, вдосконаленню алгоритмів керування, а також підвищенню надійності й ефективності роботи дронів у різних умовах. Проте, незважаючи на значний прогрес у цій сфері, залишаються актуальними питання, пов'язані з тестуванням і діагностикою мультироторних дронів.

Сучасні дослідження демонструють, що основними проблемами при експлуатації FPV-дронів є нестабільність польоту в умовах сильного вітру, вібрації, різких перепадів температур і механічних навантажень. Крім того, важливим аспектом є можливість своєчасного виявлення потенційних дефектів, які можуть вплинути на безпеку виконання польотних завдань. У багатьох роботах [1, 2] наголошується на необхідності вдосконалення методів тестування дронів, зокрема шляхом впровадження апаратно-програмних комплексів (АПК), що дозволяють проводити дослідження в умовах, наближених до реальних.

Огляд літератури свідчить, що більшість існуючих систем тестування фокусуються на окремих аспектах, таких як вимірювання вібрації чи моделювання траєкторій польоту. Наприклад, у роботах [3-5] розглядається використання інерційних сенсорів для аналізу динаміки польоту, але їх інтеграція з іншими елементами системи тестування залишається недостатньо розробленою. Деякі автори пропонують використовувати симулятори польоту, які є корисними для первинного тестування, але не враховують вплив зовнішніх факторів, таких як вібрація та пориви вітру [6].

Аналіз літературних джерел також показує, що більшість існуючих підходів до тестування FPV-дронів не враховують складність їх динамічної поведінки в умовах польоту. Наприклад, у роботах [7, 8] акцентується увага на покращенні стабілізаційних алгоритмів, але ці підходи не дозволяють комплексно оцінити роботу дронів за різних кутів положень та при зміні навантажень. Це створює потребу у розробці інтегрованих рішень, які б об'єднували в собі як апаратні, так і програмні компоненти для проведення всебічного аналізу роботи дронів.

На основі проведеного аналізу літературних джерел можна виділити кілька ключових проблем, які потребують вирішення:

- а) недостатній рівень інтеграції апаратних і програмних компонентів для проведення комплексного тестування;
- б) обмежені можливості існуючих систем тестування в умовах реальних польотів, зокрема при дії зовнішніх факторів;
- в) недостатня точність вимірювань динамічних характеристик дронів, що може призводити до помилкових висновків щодо їхньої ефективності.

Таким чином, розробка апаратно-програмного комплексу, який би забезпечував комплексний підхід до тестування мультироторних FPV-дронів, є актуальною науково-технічною задачею. Створення такого комплексу дозволить не лише підвищити точність діагностики дронів, а й сприяти їх вдосконаленню для виконання складних польотних завдань.

Мета і завдання дослідження. Мета дослідження – розкрити технічні деталі реалізації проекту, а також продемонструвати практичну цінність розробленого комплексу в умовах реальної експлуатації.

Методи і матеріали досліджень. Апаратно-програмний комплекс (АПК) є складною системою, що поєднує апаратні та програмні компоненти. Кожен елемент конструкції відіграє важливу роль, забезпечуючи точність



вимірів, стабільність роботи та можливість аналізу у реальному часі. Розглянемо докладніше основні складові АПК. Ключовим елементом комплексу є карданний підвіс. Його трирамна структура забезпечує обертання навколо трьох осей: крену, тангажу та нишпорення. Можливість повного обертання на 360° по кожній осі дозволяє тестувати квадрокоптери в умовах, максимально наближених до реальних польотів. Така конструкція забезпечує повну свободу руху, що важливо для вивчення динаміки польоту, аналізу реакції системи управління на різні зовнішні впливи.

Ключовою особливістю карданного підвісу є висока механічна точність, яку було забезпечено за рахунок використання якісних підшипників та прецизійних механізмів. Висока механічна точність забезпечує мінімізацію вібрацій та спотворень, що важливо для роботи сенсорів.

Для оцінки орієнтації і руху квадрокоптера було використано незалежну вимірювальну систему, яка складається з прецизійних енкодерів та інерційного блоку (ІБ). Енкодери забезпечують високоточне визначення кутових переміщень, а ІБ, до якого входять акселерометри, гіроскопи та магнітометри, фіксує лінійні і кутові прискорення, а також зміни магнітного поля. Така система дозволяє отримувати дані про положення та орієнтацію квадрокоптера в режимі реального часу, що дає можливість моделювати різні сценарії польоту. Ця функція є корисною для виявлення слабких місць у конструкції чи програмному забезпеченні квадрокоптера.

Енергопостачання всіх компонентів комплексу здійснюється за допомогою блоку живлення, який спроектовано з урахуванням вимог щодо потужності та напруги. Блок живлення має захист від перевантажень та стрибків напруги, що забезпечує стабільну роботу системи протягом тривалого часу. Для підвищення автономності комплекс може бути оснащений резервною батареєю, що дозволяє проводити тести за відсутності зовнішнього джерела живлення.

Керуючий комп'ютер, є центральним елементом комплексу. Він відповідає за обробку даних, що надходять із вимірювальної системи, та за керування алгоритмами тестування. Програмне забезпечення комп'ютера дозволяє моделювати різні умови польоту, задавати параметри тестування та аналізувати результати. Він має інтерфейси для підключення додаткових модулів, таких як камери або зовнішні датчики. Це робить комплекс гнучким та придатним для адаптації під специфічні завдання.

Таким чином, спроектований АПК є комплексним рішенням, яке поєднує в собі високу точність, надійність і функціональність. Це дозволяє використовувати комплекс для детального аналізу роботи бойових квадрокоптерів та підвищення їх експлуатаційних характеристик.

Технічна реалізація АПК базується на сучасних інженерних рішеннях, спрямованих на досягнення високої точності вимірювань, надійності та довговічності. Кожен елемент комплексу був розроблений з урахуванням вимог до мінімізації ваги, оптимізації матеріалів та забезпечення сталої роботи у різних умовах. Основу системи становить карданний підвіс, виконаний з легких та міцних алюмінієвих сплавів.

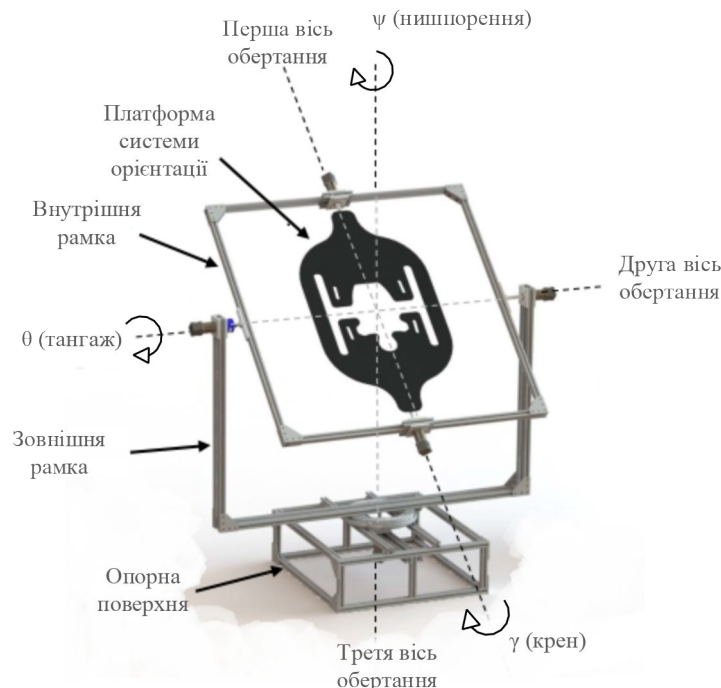


Рис. 1 – Прототип карданного підвісу, початкова версія
Fig. 1 – Gimbal prototype, initial version

Ці матеріали були обрані через оптимальне співвідношення маси і міцності з метою зниження загального навантаження на рухомі елементи. Конструкція підвісу передбачає високу жорсткість та стійкість до деформацій, що запобігає виникненню небажаних коливань під час тестування. Для мінімізації тертя у карданному підвісі використовуються якісні підшипники з низьким коефіцієнтом тертя. Це дозволяє зберігати плавність руху за



трьома кутами: крену, тангажу та нищпорення. Високоточні підшипники також сприяють довговічності системи, знижуючи зношування механічних частин.

На початковому етапі проектування та реалізації підвісу[9] була обрана конструкція з U-подібною рамкою в каналі нищпорення (рисунок 1).

Але, під час випробувань виникли складнощі з компенсацією підвищеної сили тертя і обертальних моментів в осі нищпорення, тому було прийнято рішення про модернізацію конструкції карданного підвісу (рисунок 2).

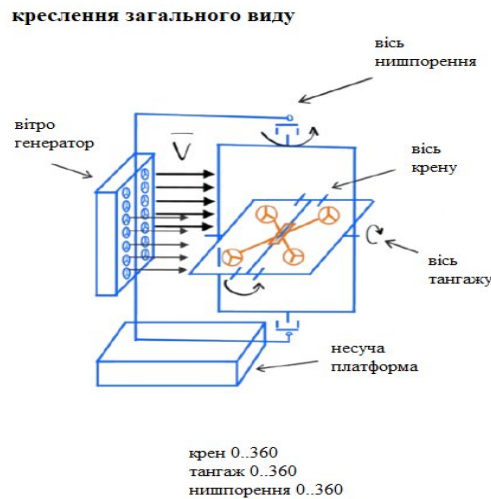


Рис. 2 – Прототип карданного підвісу, остаточної версії
Fig. 2 – Gimbal prototype, final version

В конструкції підвісу реалізовано модульну архітектуру (рисунок 3), що спрощує процес технічного обслуговування та заміни окремих елементів.

Конструкція несучої платформи карданного підвісу також має кріплення для модуля-імітатора вітрового навантаження, а для забезпечення точності вимірювань і запобігання додатковим вібраціям має висувні вантажі (рисунок 3, г), які дозволяють регулювати розподіл маси. Процес балансування включає попередню оцінку розподілу ваги дрону та підвісу з подальшим коригуванням за допомогою висувних вантажів. Після початкового налаштування система виконує повторну автоматичну оцінку, використовуючи дані сенсорів орієнтації та прискорення. Це дозволяє досягти високого ступеня точності навіть за зміни конфігурації навантаження, наприклад, при встановленні на дрон додаткового обладнання.



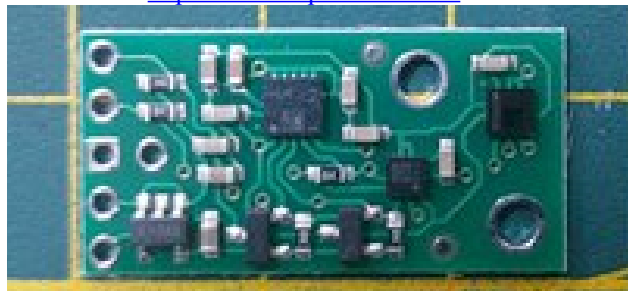
Рис. 3 – Шарнірні модулі карданного підвісу:

а) модуль ковзних контактів осі нищпорення та тангажу; б) модуль оптичного енкодера осі нищпорення та тангажу; в) модуль оптичного енкодера осі крену; г) висувні вантажі

Fig. 3 – Gimbal hinge modules: a) pitch and roll axis sliding contacts module; b) pitch and roll axis optical encoder module; c) roll axis optical encoder module; d) retractable loads

Для вимірювання вібрацій, прискорень та орієнтації використано сучасні сенсори, включаючи MEMS акселерометри. Ці сенсори мають високу чутливість до низькочастотних вібрацій, що дозволяє фіксувати найменші зміни положення системи. У конструкції карданного підвісу використано мініатюрний інерційний модуль на основі MinIMU-9 (рисунок 4), який поєднує в собі гіроскоп, акселерометр і магнітометр. Даний модуль, завдяки своїм компактним розмірам, використано як незалежний інерційний блок для карданного підвісу, який є другим після квадрокоптера каналом вимірювання.

Модуль MinIMU-9 оснащений такими основними компонентами: гіроскоп L3GD20H (діапазон вимірювань ± 245 , ± 500 , ± 2000 $^{\circ}/s$, роздільна здатність до 16 біт, частота оновлення до 800 Гц); акселерометр та магнітометр LSM303D (діапазон вимірювання прискорень: $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$, діапазон вимірювань магнітного поля ± 1.3 , ± 2.5 , ± 4.0 , ± 8.1 гауса, частота оновлення для акселерометра до 1600 Гц). Модуль MinIMU-9 має інтерфейс зв'язку I²C або SPI, підтримує частоту до 10 МГц для SPI і живиться від напруги 2.5-5.5 В.

**Рис. 4 – Зовнішній вигляд модуля MinIMU-9 v5****Fig. 4 – Exterior of the MinIMU-9 v5 module**

Як інерційний блок в карданному підвісі MinIMU-9 працює під керуванням мікроконтролера на базі Arduino і пов'язаний з ним за допомогою інтерфейсу IMU. Процес обробки даних, зібраних модулем MinIMU-9 є важливим етапом, який визначає точність роботи карданного підвісу. Він передбачає збір даних від сенсорів, обробку результатів вимірювань, фільтрацію шумів та перетворення інформації у зручну для керування форму. Дані з модуля, а саме 16-бітові цифрові значення від гіроскопа, акселерометра і магнітометра, потребують нормування з використанням заводських коефіцієнтів масштабування. Наприклад, якщо гіроскоп видає значення $raw_{gyro} = 16384$ для діапазону вимірювань ± 500 °/с, нормоване значення кутової швидкості дорівнюватиме:

$$w = \frac{raw_{gyro}}{scale} = \frac{16384}{32768} \times 500 = 250 \text{ } ^\circ/\text{с}.$$

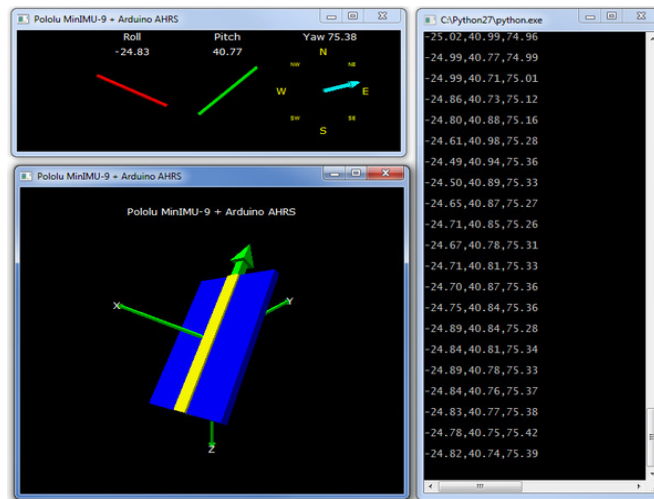
Частота опитування модуля MinIMU-9 складає 100 Гц, що забезпечило оптимальний баланс між точністю і навантаженням на процесор.

Для об'єднання даних від гіроскопа (швидко змінюваних, але з дрейфом) та акселерометра (повільно змінюваних, але відносно стабільних) було використано компліментарний фільтр комплементарний фільтр.

$$Q = (1 - a) \times (Q_{gyro} + \Delta t \times w) + a \times Q_{acc},$$

де a – коефіцієнт фільтрації.

Обмін даними між модулем MinIMU-9 і керуючим комп'ютером реалізовано через бездротовий інтерфейс Bluetooth. Програмне забезпечення АПК дозволяє відстежувати на дисплеї три індикатори, що показують кути крену, тангажу і нишпорення, а також тривимірне позионування плати MinIMU-9, де стрілка вказує позитивний напрямок X осі крену (рисунк 5).

**Рис. 5 – Візуалізація даних, що отримуються від модуля MinIMU-9****Fig. 5 – Visualization of data received from the MinIMU-9 module**

З іншого боку, для вимірювання кутових положень в конструкцію карданного підвісу було включено систему оптичних інкрементних енкодерів LPD3806 (рисунк 6).

Енкодери LPD3806 мають високу роздільну здатність, низький рівень шуму і спроможні працювати в режимі реального часу. Зазначені сенсори обертання в свою чергу мають два вимірювальні канали і генерують квадатурні сигнали для визначення напрямку та швидкості обертання.



Рис. 6 – Оптичний енкодер карданного підвісу
Fig. 6 – Optical gimbal encoder

Так, енкодери, використані в конструкції карданного підвісу, мають роздільну здатність 1000 імпульсів на оборот, що забезпечує роздільну здатність $0.36^\circ/\text{імпульс}$.

Результати досліджень. З використанням карданного підвісу було проведено низку тестових випробувань з метою оцінки алгоритмів обробки даних, отриманих з інерційного модуля MinIMU-9. Наприклад, одним з етапів випробувань було зняття контрольних даних при рівноприскореному обертанні карданного підвісу. Контрольну інформацію знімали протягом 5 секунд, а частота оновлення даних гіроскопа та акселерометра становила 100 Гц.

Таблиця 1 – Експериментальні дані, отримані за допомогою MinIMU-9

Час, с	Швидкість обертання за креном, $^\circ/\text{с}$	Швидкість обертання за тангажем, $^\circ/\text{с}$	Значення кута крену, $^\circ$	Значення кута тангажу, $^\circ$
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
0.01	0.0573	0.0286	0.00057	0.00029
0.02	0.1146	0.0573	0.00172	0.00086
0.03	0.1719	0.0859	0.00344	0.00172
0.04	0.2292	0.1146	0.00573	0.00286
0.05	0.2865	0.1432	0.00859	0.00430
0.06	0.3438	0.1719	0.01203	0.00602
0.07	0.4011	0.2005	0.01604	0.00802
0.08	0.4584	0.2292	0.02063	0.01031
0.09	0.5157	0.2578	0.02578	0.01289

В таблиці 1 наведено перші 10 рядків експериментальних даних.

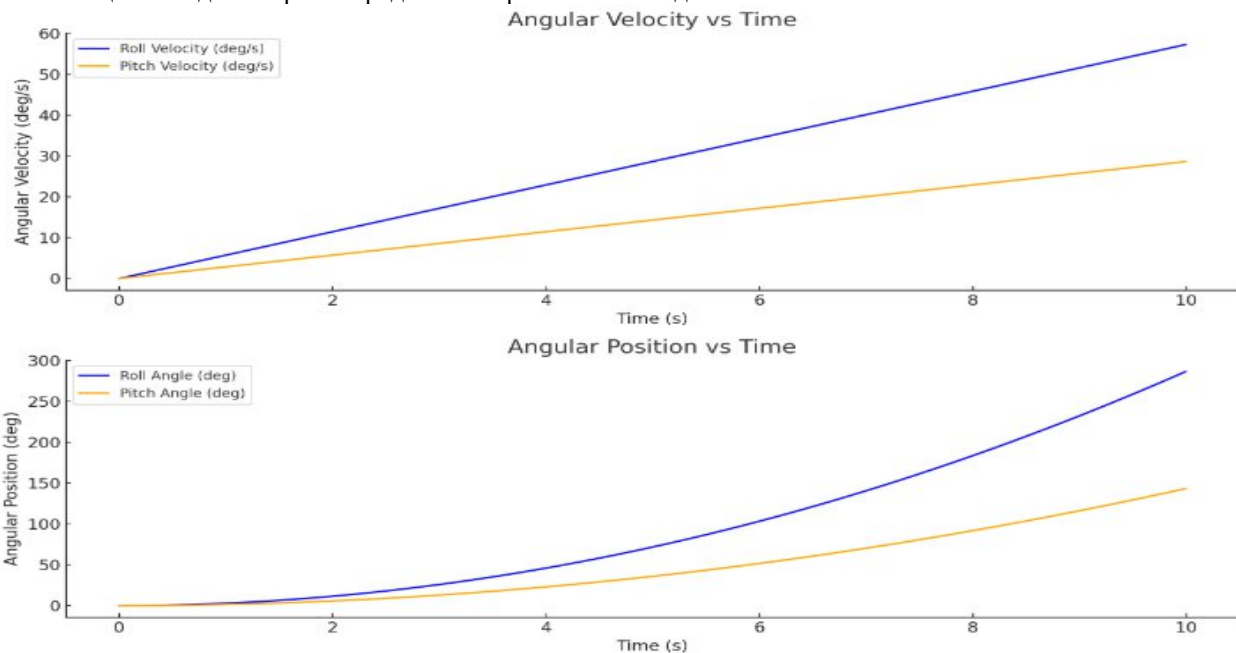


Рис. 7 – Графік рівноприскореного обертання карданного підвісу по кутах крену (roll) та тангажу (pitch) на основі даних, отриманих від модуля MinIMU-9

Fig. 7 – Graph of equally accelerated gimbal rotation by roll and pitch angles based on data received from the MinIMU-9 module

Для мінімізації шумів та об'єднання даних гіроскопа та акселерометра використовувався фільтр Калмана.



На графіках (рисунок 7) наведено результати моделювання рівноприскореного обертання карданного підвісу за кутами крену (roll) та тангажу (pitch).

Завдяки сталим значенням кутових прискорень в обох каналах (крен та тангаж), кутова швидкість лінійно зростає з часом. Це підтверджується формою графіків кутової швидкості залежно від часу. Кутове положення змінюється нелінійно, за квадратичною залежністю від часу, що є наслідком інтегрування кутової швидкості, яка лінійно зростає. Цей ефект проявляється у прогресивному збільшенні кутів крену та тангажу на подальших етапах експерименту. Оскільки кутове прискорення для крену (0.1 рад/с^2) є вдвічі більшим, ніж для тангажу (0.05 рад/с^2), кутові швидкості і кутові позиції каналу крену також вдвічі перевищують відповідні показники для тангажу. Цей результат підтверджує коректність роботи модуля MinIMU-9 в умовах рівноприскореного обертання, оскільки ці результати відповідають теоретичним очікуванням. Використання кроку зміни інтервалу часу із значенням 0.01 с дозволило забезпечити високу роздільну здатність, що важливо для точної оцінки динамічних характеристик. Моделювання продемонструвало плавні зміни параметрів без різких стрибків, що відповідає реальній фізичній картині обертання.

Обговорення результатів. Отримані результати підтверджують, що модуль MinIMU-9 спроможний вимірювати кутові прискорення, швидкості та положення з високою точністю, а керуючий комп'ютер зможе моделювати оптимальну траєкторію польоту на основі цих даних. Балансування платформи забезпечило стабільність за умов динамічного навантаження.

Висновки

Для керування апаратно-програмного комплексу розроблено зручний інтерфейс, який дозволяє задавати параметри тестування, контролювати положення карданного підвісу та змінювати конфігурацію сенсорів. Уся система інтегрована з керуючим комп'ютером, який здійснює обробку даних і візуалізацію результатів на екрані в реальному часі.

Інтеграція компонентів апаратно-програмного комплексу та використання алгоритмів автоматизованої обробки даних значно підвищують точність та ефективність тестування. Синхронізована робота сенсорів, карданного підвісу та керуючого комп'ютера дозволяє отримувати необхідні дані з високою точністю, що є основою для коригування та оптимізації режимів роботи мультироторних БПЛА.

Таким чином, технічна реалізація АПК поєднує в собі сучасні матеріали, прецизійні сенсори та передові алгоритми обробки даних. Це забезпечує його високу точність, стабільність і універсальність, роблячи розроблений АПК перспективним інструментом для тестування мультироторних БПЛА.

Перелік використаних джерел

1. Raffa G. V., Ortega M. G., Rubio F. R. An integral predictive/nonlinear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter. *Automatica*. 2010. Vol. 46, no. 1. P. 29–39. URL: <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2009.10.018> (date of access: 10.01.2025)
2. Mahony R., Kumar V., Corke P. Multirotor aerial vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor. *IEEE robotics & automation magazine*. 2012. Vol. 19, no. 3. P. 20–32. URL: <https://doi.org/10.1109/mra.2012.2206474> (date of access: 10.01.2025)
3. Kendoul F. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems. *Journal of field robotics*. 2012. Vol. 29, no. 2. P. 315–378. URL: <https://doi.org/10.1002/rob.20414> (date of access: 20.01.2025)
4. Alexis K., Tzes A., Nikolakopoulos G. Model predictive quadrotor control: attitude, altitude and position experimental studies. *IET control theory & applications*. 2012. Vol. 6, no. 12. P. 1812–1827. URL: <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2011.0348> (date of access: 20.01.2025)
5. Singh B. K., Kumar A. Attitude and position control with minimum snap trajectory planning for quadrotor UAV. *International journal of dynamics and control*. 2023. URL: <https://doi.org/10.1007/s40435-022-01111-3> (date of access: 10.01.2025)
6. Toward a fully autonomous UAV: research platform for indoor and outdoor urban search and rescue / T. Tomic et al. *IEEE robotics & automation magazine*. 2012. Vol. 19, no. 3. P. 46–56. URL: <https://doi.org/10.1109/mra.2012.2206473> (date of access: 10.01.2025)
7. Quantitative stability of quadrotor unmanned aerial vehicles / Y. Liu et al. *Nonlinear dynamics*. 2016. Vol. 87, no. 3. P. 1819–1833. URL: <https://doi.org/10.1007/s11071-016-3155-9> (date of access: 20.01.2025)
8. Design of hardware-in-loop simulation system for unmanned aerial vehicle / C. C. Hao et al. *Advanced materials research*. 2011. Vol. 317-319. P. 667–671. URL: <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/amr.317-319.667> (date of access: 10.01.2025)
9. Zabolotnyi O. V., Siroklyn V. P., Nikulin S. S. Development of a hardware-software complex for combat quadcopters testing: improving reliability and efficiency in modern military technology. *Scientific notes of taurida national V.I. vernadsky university. series: technical sciences*. 2024. No. 4. P. 83–90. URL: <https://doi.org/10.32782/2663-5941/2024.4/13> (date of access: 21.01.2025).



Reference

1. Raffo G. V., Ortega M. G., Rubio F. R. An integral predictive/nonlinear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter. *Automatica*. 2010. Vol. 46, no. 1. P. 29–39. URL: <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2009.10.018> (date of access: 10.01.2025)
2. Mahony R., Kumar V., Corke P. Multirotor aerial vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor. *IEEE robotics & automation magazine*. 2012. Vol. 19, no. 3. P. 20–32. URL: <https://doi.org/10.1109/mra.2012.2206474> (date of access: 10.01.2025)
3. Kendoul F. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems. *Journal of field robotics*. 2012. Vol. 29, no. 2. P. 315–378. URL: <https://doi.org/10.1002/rob.20414> (date of access: 20.01.2025)
4. Alexis K., Tzes A., Nikolakopoulos G. Model predictive quadrotor control: attitude, altitude and position experimental studies. *IET control theory & applications*. 2012. Vol. 6, no. 12. P. 1812–1827. URL: <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2011.0348> (date of access: 20.01.2025)
5. Singh B. K., Kumar A. Attitude and position control with minimum snap trajectory planning for quadrotor UAV. *International journal of dynamics and control*. 2023. URL: <https://doi.org/10.1007/s40435-022-01111-3> (date of access: 10.01.2025)
6. Toward a fully autonomous UAV: research platform for indoor and outdoor urban search and rescue / T. Tomic et al. *IEEE robotics & automation magazine*. 2012. Vol. 19, no. 3. P. 46–56. URL: <https://doi.org/10.1109/mra.2012.2206473> (date of access: 10.01.2025)
7. Quantitative stability of quadrotor unmanned aerial vehicles / Y. Liu et al. *Nonlinear dynamics*. 2016. Vol. 87, no. 3. P. 1819–1833. URL: <https://doi.org/10.1007/s11071-016-3155-9> (date of access: 20.01.2025)
8. Design of hardware-in-loop simulation system for unmanned aerial vehicle / C. C. Hao et al. *Advanced materials research*. 2011. Vol. 317-319. P. 667–671. URL: <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/amr.317-319.667> (date of access: 10.01.2025)
9. Zabolotnyi O. V., Siroklyn V. P., Nikulin S. S. Development of a hardware-software complex for combat quadcopters testing: improving reliability and efficiency in modern military technology. *Scientific notes of taurida national V.I. vernadsky university. series: technical sciences*. 2024. No. 4. P. 83–90. URL: <https://doi.org/10.32782/2663-5941/2024.4/13> (date of access: 21.01.2025).

Отримана в редакції 13.01.2025. Прийнята до друку 03.02.2025. Received 12 January 2025. Approved 03 February 2025. Available in Internet 28 March 2025.