ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
НАВЧАЛЬНО-НАУКОВИЙ ІНСТИТУТ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
Кафедра Мобільних та відеоінформаційних технологій

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

на тему: «Методи тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів»

на здобуття освітнього ступеня магістра
зі спеціальності 172 Телекомунікації та радіотехніка
освітньо-професійної програми Апаратура радіозв'язку, радіомовлення і телебачення

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



(підпис) Олександр ТОЛМАЧОВ (Ім'я, ПРІЗВИЩЕ)

Виконав: здобувач вищої освіти
групи АРДМ-62
Олександр ТОЛМАЧОВ

Керівник: Вікторія СКРИПНІК

Рецензент: В. Черевик

Київ – 2023

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
Навчально-науковий інститут телекомунікацій

Кафедра	Мобільних та відеоінформаційних технологій
Ступінь вищої освіти	Магістр
Спеціальність	172 Телекомунікації та радіотехніка
Освітньо-професійна програма	Апаратура радіозв'язку, радіомовлення і телебачення

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувачка кафедрою МВТ
_____ Наталія РУДЕНКО
« » _____ 2023 року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Толмачову Олександру Дмитровичу

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Методи тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів»,
керівник кваліфікаційної роботи Вікторія СКРИПНІК, PhD,
затверджені наказом Державного університету інформаційно-комунікаційних технологій від 19.10.2023 р. №145.

2. Строк подання кваліфікаційної роботи 25.12.2023 р.

3. Вихідні дані до кваліфікаційної роботи:
   1. Аналітичний огляд БПЛА;
   2. Динамічна модель БПЛА;
   3. Фільтр Калмана;
   4. Науково-технічна література.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити):
   1. Принцип роботи на класифікація БПЛА;
   2. Сфери застосування апаратури БПЛА;
   3. Принципи побудови та оптимізація ресурсів та параметрів безпілотного літального апарату;
   4. Новітній метод планування та використання БПЛА, його геопозиціювання.

5. Перелік ілюстративного матеріалу: презентація.

6. Дата видачі завдання _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Підбір науково-технічної літератури	19.10.23	Викон.
2.	Принцип роботи на класифікація БПЛА. Сфери застосування апаратури БПЛА	31.10.23	Викон.
3.	Принципи побудови та оптимізація ресурсів та параметрів безпілотного літального апарату	15.11.23	Викон.
4.	Новітній метод планування та використання БПЛА, його геопозиціювання	29.11.23	Викон.
5.	Висновки, вступ, реферат	11.12.23	Викон.
6.	Розробка презентації	18.12.23	Викон.

Здобувач вищої освіти _____ Олександр ТОЛМАЧОВ
(підпис) *(Ім'я, ПРІЗВИЩЕ)*

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Вікторія СКРИПНІК
(підпис) *(Ім'я, ПРІЗВИЩЕ)*

РЕФЕРАТ

Текстова частина кваліфікаційної роботи на здобуття освітнього ступеня магістра: 96 стор., 27 рис., 11 табл., 24 дж.

Мета роботи – дослідження інструментів та методів, що використовуються для визначення роботи безпілотних літальних апаратів при відсутності GPS-навігації.

Об'єкт дослідження - тривимірна навігація безпілотних літальних апаратів при відсутності GPS-навігації.

Предмет дослідження – методи побудови безпілотних літальних апаратів у тривимірному просторі.

Короткий зміст роботи: Для виконання поставленої мети, у магістерській роботі виконано аналіз принципів побудови та управління апаратом безпілотного літального пристрою. Проведено імітаційне моделювання роботи БПЛА в тривимірному просторі з використанням GPS-навігації та без неї. У практичній частині виконана реалізація роботи безпілотного літального апарату на тривимірній середі з певними умовами відсутності GPS-навігації. Отримані результати роботи та рекомендації можуть використовуватися як на етапі планування використання роботи БПЛА так і під час експлуатації для аналізу та виконання поставлених задач, а також виявлення найбільш пріоритетних проблем, що потребують вирішення за допомогою систем БПЛА.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: БЕЗПІЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, МУЛЬТИРОТОР, ПРОПЕЛЕР, НАВІГАЦІЯ, ШВИДКІСТЬ, ОРІЄНТАЦІЯ, ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ, EKF, UKF, GNSS-ВІДМОВЛЕННЯ, GPS-НАВІГАЦІЯ, БПЛА, RTK

ABSTRACT

Text part of the master's qualification work: 96 pages, 27 pictures, 11 table, 24 sources.

The purpose of the work - research of tools and methods used to determine the operation of unmanned aerial vehicles in the absence of GPS navigation.

Object of research – three-dimensional navigation of unmanned aerial vehicles in the absence of GPS navigation.

Subject of research – methods of building unmanned aerial vehicles in three-dimensional space.

Summary of the work: To fulfill the set goal, the master's work analyzed the principles of construction and control of an unmanned aerial device. Simulation modeling of UAV operation in three-dimensional space with and without GPS navigation was carried out. In the practical part, the implementation of the operation of an unmanned aerial vehicle on a three-dimensional environment with certain conditions of the absence of GPS navigation was carried out. The obtained work results and recommendations can be used both at the stage of planning the use of UAVs and during operation to analyze and fulfill the assigned tasks, as well as to identify the most priority problems that need to be solved with the help of UAV systems.

KEYWORDS: UNMANNED AIRCRAFT, MULTIROTOR, PROPELLER, NAVIGATION, SPEED, ORIENTATION, DYNAMIC MODEL, EKF, UKF, GNSS REJECTION, GPS NAVIGATION, UAV, RTK

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
Навчально-науковий інститут телекомунікацій

ПОДАННЯ
ГОЛОВІ ЕКЗАМЕНАЦІЙНОЇ КОМІСІЇ
ЩОДО ЗАХИСТУ КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ
на здобуття освітнього ступеня магістра

Направляється здобувач Толмачов О.Д. до захисту кваліфікаційної роботи
(прізвище та ініціали)

за спеціальністю 172 Телекомунікації та радіотехніка
освітньо-професійної програми Апаратура радіозв'язку, радіомовлення і телебачення

на тему: Методи тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів

Кваліфікаційна робота і рецензія додаються.

Директор ННІТ _____ Владислав КРАВЧЕНКО
(підпис) *(Ім'я, ПРІЗВИЩЕ)*

Висновок керівника кваліфікаційної роботи

Здобувач Толмачов Олександр Дмитрович показав гарну теоретичну та інженерну підготовку, уміння володіти технологіями нового покоління, вміло працювати з програмно-апаратними засобами мобільного зв'язку, довідковою і науково-технічною літературою. Працюючи над завданнями, які доручались керівником, проявив ініціативність, сумлінність та хист до інженерної роботи.

Все це дозволяє оцінити виконану кваліфікаційну роботу Толмачова Олександра Дмитровича на оцінку «відмінно» та присвоїти йому кваліфікацію «Магістр з телекомунікацій та радіотехніки».

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Вікторія СКРИПНІК
(підпис) *(Ім'я, ПРІЗВИЩЕ)*

" " _____ 2023 року

Висновок кафедри про кваліфікаційну роботу

Кваліфікаційна робота розглянута. Здобувач Толмачов О.Д.
(прізвище та ініціали)

допускається до захисту даної роботи в Екзаменаційній комісії.

Завідувачка кафедри
Мобільних та відеоінформаційних технологій _____ Наталія РУДЕНКО
(підпис) *(Ім'я, ПРІЗВИЩЕ)*

" " _____ 2023 року

ВІДГУК РЕЦЕНЗЕНТА

на кваліфікаційну магістерську роботу

здобувача вищої освіти Толмачова Олександра Дмитровича

на тему: «Методи тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів»

Актуальність:

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) входять до першого десятка найперспективніших винаходів людства минулого століття. Вартість години їх експлуатації у понад п'ять разів нижча, порівняно з вартістю години експлуатації пілотованих літаків і вертольотів. Слід взяти до уваги можливість проведення авіапатрулювання з використанням БПЛА за умов охорони лісів від пожеж, та додатково для проведення лісопатологічного моніторингу та контролю за можливими лісовими порушеннями. Це питання є предметом дослідження протягом багатьох років. Для вирішення цієї проблеми було розроблено ряд рішень. Одним із способів запобігання лісовим пожежам є розробка систем раннього виявлення пожежі в лісових масивах. Традиційні методи моніторингу та виявлення пожеж в час автоматизації та цифрової ери є малоефективними оскільки в даних методах все покладається на людську пильність. У зв'язку з цим тема роботи представляється актуальною.

Позитивні сторони:

Ця робота дозволяє достатньо повно оцінити загальні характеристики, характер і структуру поставлених цілей, отримані результати і зроблені рекомендації можуть бути використані на етапах планування та оптимізації використання БПЛА в якості апаратури в різних видах діяльності, що надає більш прості варіанти виконання тих чи інших задач в різних ситуаціях.

Недоліки:

1. Доцільним було б розглянути в роботі альтернативні методи оптимізації роботи БПЛА, що використовуються та тестуються на території України, та провести їх аналіз з порівнянням.
2. Не приділено належної уваги апаратній частині, на основі якої реалізовано досліджувані методики.

Висновок: кваліфікаційна робота заслуговує оцінку «відмінно», а здобувач Толмачов Олександр Дмитрович заслуговує присвоєння кваліфікації: «Магістр з телекомунікацій та радіотехніки».

Рецензент: к.т.н., доцент каф. КІ (науковий ступінь, вчене звання) (підпис) В. М. Черевик (Ім'я, ПРІЗВИЩЕ)

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ 9
ВСТУП 10
1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ЯК ЗАСОБІВ ЗВ'ЯЗКУ ТА РОЗВІДКИ 13
1.1 Принцип роботи та класифікація БПЛА 13
1.2 Конструкція та характеристики 17
1.3 Сфери застосування апаратури 21
2 ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ ДЛЯ НАВІГАЦІЇ БПЛА 30
2.1 Принципи навігації 30
2.2 Навігаційні характеристики БПЛА 33
2.3 Модель вимірювання 38
3 ФІЛЬТР КАЛМАНА ПІДХОДИТЬ ДЛЯ 3D-DMAN 41
3.1 Використання EKF 41
3.2 Динамічна модель пропелера 48
3.3 Перерахунок числа обертів в силу тяги і крутний момент 49
3.3 Неспіввісність датчиків 54
3.4 Результат оцінки ставлення 58
3.5 Обговорення результатів експерименту 61
ВИСНОВКИ 65
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ 67
ДЕМОНСТАЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ 71

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

GNSS - Global Navigation Satellite System

EKF - Extended Kalman filter

UKF - Unscented Kalman filter

IMU - Inertial measurement unit

AHRS - An attitude and heading reference system

TDM - Time Division Multiplexing

POTS - Plain old telephone service

PSTN - Public Switched Telephone Network

FDM - Frequency-Division Multiplexing

FXS - Foreign Exchange Station

FXO - Foreign eXchange Office

DID - Direct Inward Dialing

DOD - Direct Outward Dialing

GPS - Global Positioning System

ВСТУП

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) вперше з'явилися під час Другої світової війни. Згодом у кінці 1950-х років створюються безпілотні розвідники, а в 70-х починають проводитися науково-дослідні розробки в області бойових БПЛА, а також безпілотних літаків з великою висотою і тривалістю польоту, призначених для тривалого спостереження, збору і передачі розвідувальної інформації супротивника.

Згодом БПЛА знаходять широке застосування і в інших видах діяльності людини: в сільському господарстві для запилення рослин на полях; для доставки медикаментів і гуманітарних вантажів у важкодоступні райони; для перевірки ліній електропередачі трубопроводів і т.д. БПЛА можуть використовуватися і державною службою з надзвичайних ситуацій для моніторингу і прогнозування

В даний час малі БПЛА стали доступними для звичайних користувачів, причому вони мають досить складне обладнання, яке включає фото- і відеокамери, систему «автопілот» і навігації

Звідси випливає, що завдання виявлення БПЛА в повітрі, спостереження за еволюцією його руху, дозвіл декількох близько розташованих літаючих об'єктів є досить актуальною науково-прикладною задачею.

Одним з основних методів є виявлення БПЛА з використанням акустичного каналу.

Завдання виявлення і супроводу БПЛА вирішуються, як правило, з використанням методів радіолокаційної обробки сигналів, які засновані на лінійній фільтрації сигналів на тлі шумів і перешкод високої інтенсивності, В той же час, нелінійні методи стохастичною фільтрації на основі стохастичного резонансу відкривають широкі перспективи для виявлення сигналів, що генеруються БПЛА, і виділення їх на тлі акустичних шумів.

У магістерській роботі розглянутий метод стохастичної фільтрації та стохастичного резонансу як можливості швидкого та достовірного виявлення БПЛА.

Звідси випливає, що завдання виявлення БПЛА в повітрі, спостереження за еволюцією його руху, дозвіл декількох близько розташованих літаючих об'єктів є досить актуальною науково-прикладною задачею.

БПЛА є джерелом випромінювання як електромагнітних, так і акустичних коливань, тому інформація, що забезпечує виявлення і подальше пеленгацію БПЛА може бути отримана шляхом прийому радіолокаційними або радіоакустичного засобами відбитої і випромінюваної енергії у всіх діапазонах спектру електромагнітних і акустичних хвиль.

Одним з основних методів є виявлення БПЛА з використанням акустичного каналу. Сумарний спектр акустичного випромінювання тактичного БПЛА обумовлений гармонійними складовими випромінювання двигуна, шуму обертів гвинта, випромінюванням механічної природи, а також високочастотними і низькочастотними складові шуму двигуна з безперервними по частоті смугами.

Для прийому і обробки акустичних сигналів БПЛА використовуються грати мікрофонів, оскільки використання окремого мікрофону дасть лише грубу оцінку акустичного сигнал. Для БПЛА середнього розміру з двигуном внутрішнього згоряння дальність виявлення в п'ять разів перевищує цей же показник для безпілотника з електричним двигуном [2].

Характеристики спрямованості - один з найважливіших параметрів джерел шуму в авіації. Фактори спрямованості випромінювання різних джерел використовуються в класичних підходах авіаційної акустики для розрахунку очікуваних рівнів шуму літаків на місцевості. Ці методи розрахунку також входять в методику прогнозу кордонів чутності і помітності малорозмірних безпілотних літальних апаратів з гвинтокрилої установкою.

Навігація незамінна для автономного польоту безпілотні літальні апарати (БПЛА). Глобальна навігаційна супутникова система (GNSS), мікроелектромеханічні системи, система відліку курсу (MEMS AHRS), барометричний висотомір і камери були використані для навігації малих БПЛА. GNSS визначає місцезнаходження та швидкість а транспортний засіб і відіграє важливу роль разом із MEMS AHRS, в навігації БПЛА. Коли БПЛА потрапляє в

середовище, де GNSS заборонено, він покладається на MEMS AHRS або камеру для навігації, а помилка навігації швидко зростає з часом і відстанню. Ситуація ускладнюється, якщо немає альтернативного способу навігації. У магістерській роботі пропонується використовувати динамічну модель квадрокоптера для допомоги в навігації, коли прийом GNSS відсутній або ненадійний.

Мета роботи – розробка методів розрахунків тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів.

Об'єкт дослідження – є процес налаштування тривимірної навігації при відсутності системи глобального позиціонування.

Предмет дослідження – методи визначення ефективності навігації БПЛА за допомогою тривимірних моделей.

Методи дослідження. Для досягнення поставлених цілей в магістерській роботі використано: дослідження інструментів та методів, що використовуються для ви-значення роботи безпілотних літальних апаратів, методи теорії інформації та передавання сигналів; методи теорії розповсюдження електромагнітних хвиль; методи комп'ютерного моделювання; математичної статистики.

1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ЯК ЗАСОБІВ ЗВ'ЯЗКУ ТА РОЗВІДКИ

1.1 Принцип роботи та класифікація БПЛА

Безпілотний літальний апарат (БПЛА, англійський термін: Unmanned aerial vehicle – UAV) – багаторазово реалізовує своє функціональне призначення без безпосереднього розміщення людини на борту з метою управління. Загальноприйняте поняття має досить широкий, тому у даний клас не включаються безпілотні модифікації серійних літаків, використовувані як повітряні мішені, а також всі види балістичних і крилатих ракет.

Сучасні функціональні методи класифікації, використовувані зарубіжними військовими аналітиками, ґрунтуються на первинній різниці між бойовими безпілотними літальними апаратами і БПЛА забезпечення. (рис. 1.1)

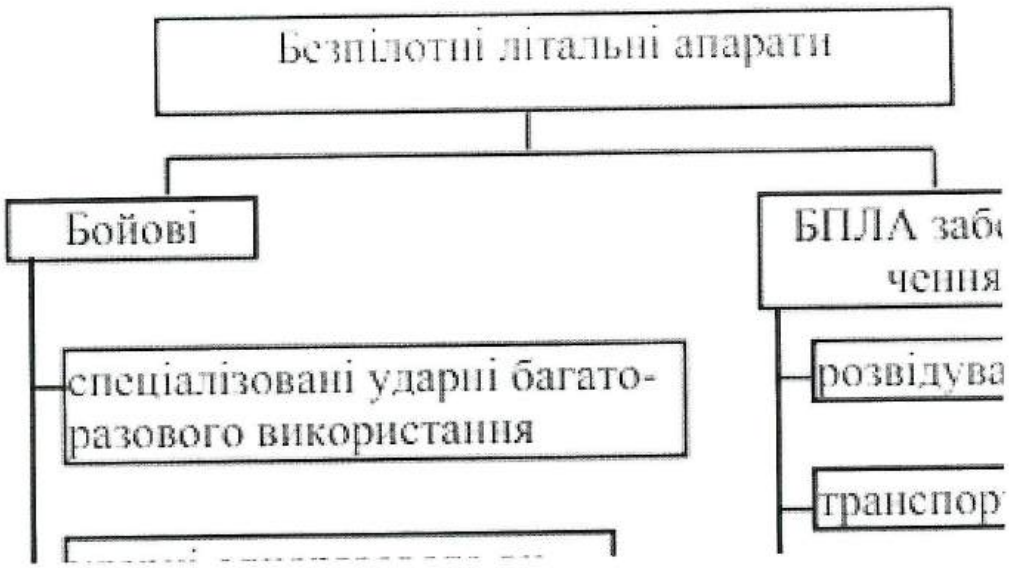


Рис. 1.1. Загальна класифікація БПЛА

Бойові БПЛА включають спеціалізовані ударні БПЛА багаторазового застосування та ударні апарати одноразового застосування. Найбільша увага при розробці бойових ударних БПЛА приділяється спеціалізованим ударним апаратам

багаторазового застосування, які за своїми тактико-технічними характеристиками наближаються до сучасних тактичних винищувачів [1].

Такі апарати входитимуть до складу першого ешелону повітряного удару і застосовуватимуться перед крилатими ракетами (КР) та бойовими літаками. До характерних представників спеціалізованих ударних систем БПЛА багаторазового використання відносяться: RQ-1A "Predator" і "Predator-B" (фірма "General Atomic Aeronautical SystemsInc", США), RQ-3 DarkStar ("Boeing, Lockheed Martin", США), UCAV-N ("Northrop-Grumman", США), UCAR і "Black UCAV" ("Lockheed-Martin", США), і деякі інші.

БПЛА забезпечення диференціюються як розвідувальні, цільові і транспортні платформи. Цільові і транспортні платформи по суті є наступниками розробок розвідувальних БПЛА



Рис. 1.2. Класифікація за організаційними ознаками

Тактичні розвідувальні БПЛА призначені для забезпечення розвідувальною інформацією частин і з'єднань сухопутних військ від корпусної ланки і нижче, а також частин і з'єднань військово-морських сил (ВМС). У ряді країн тактичні розвідувальні БПЛА застосовуються також на користь військово-повітряних сил (ВПС).

Існує також класифікація БПЛА за організаційними ознаками (рис. 1.2) та технічними ознаками (рис. 1.3). Проте сам перелік цих ознак не тільки показує унікальні можливості гнучкого використовування БПЛА, але і диктує необхідність мати комплексний набір систем.

Принцип роботи БПЛА залежить від його конструктивних особливостей. Існує кілька компонувальних схем, яким відповідає більшість сучасних БПЛА:

- Фіксоване крило. У цьому випадку пристрої близькі до літакового компонування, мають роторні або реактивні двигуни. Такий варіант найбільш економічний за паливом і має великий радіус дії;

- Мультикоптер. Це гвинтові машини, оснащені не менш ніж двома моторами, здатні здійснювати вертикальний зліт / посадку, зависати у повітрі;

- Вертолітний тип. Компонування вертолітне, системи гвинтів можуть бути різними, наприклад, часто оснащуються співвісними гвинтами, що ріднить моделі з такими машинами, як «Чорна акула»;

- Конвертиплана. Це комбінація вертолітної та літакової схеми. Для економії простору піднімаються у повітря такі машини вертикально, у польоті змінюється конфігурація крила, і стає можливим літаковий метод пересування;

- Планери. В основному це пристрої без двигунів, які скидаються з більш важкої машини і рухаються по заданій траєкторії. Цей тип підходить для розвідувальних цілей [3].

Силова установка кріпиться у корпусі, тут же розміщується керуюча електроніка, засоби управління і зв'язку.

Найпростіший набір керуючих систем наступний:

• процесор;

• барометр для визначення висоти;

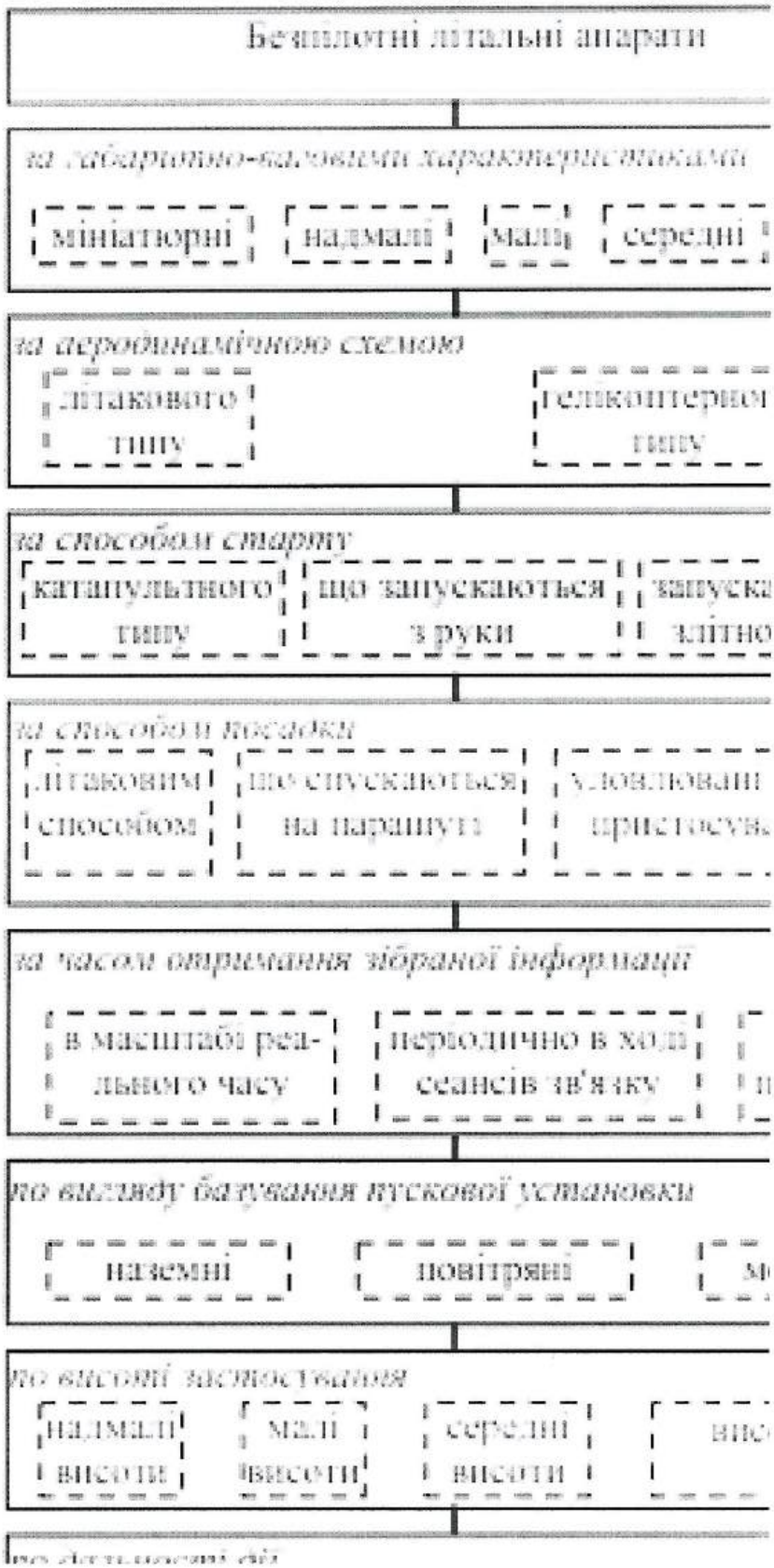


Рис. 1.3. Класифікація за технічними ознаками

• акселерометр;

• гіроскоп;

• навігатор;

• оперативний пристрій;

• приймач сигналу.

Збір інформації для оператора і програмного забезпечення самої машини надходить з датчиків різних типів. Використовуються лазерні, звукові, інфрачервоні і інші типи.

Навігація проводиться за рахунок GPS і електронних карт.

Вступники сигнали трансформуються контролером в команди, які передаються вже на виконуючі пристрої, наприклад, керма висоти.

1.2 Конструкція та характеристики

За конструкцією повітряні БПЛА можуть бути наступних видів:

• БПЛА з фіксованим крилом. До їх переваг можна віднести велику дальність і швидкість польоту.

• Мультикоптер. Вони можуть мати різну кількість пропелерів: від 2-х до 8-ми. Пропелери у деяких моделей можуть складатися.

• БПЛА вертолітного типу.

• Конвертоплан. Особливість таких моделей в тому, що вони злітають «по вертолітному», а в польоті пересуваються подібно літаку, спираючись на крила.

• Глайдер або планер. Ці пристрої можуть бути з двигуном або без двигуна. У більшості випадків їх використовують для розвідувальних операцій.

• Тейлсіттери. БПЛА для зміни режиму польоту повертає свою конструкцію у вертикальній площині.

• Екзотичні. Ці пристрої мають нетипову конструкцію, наприклад, апарати, здатні сідати на воду, злітати з неї і занурюватися в неї. Також це можуть бути пристрої, які приземляються на вертикальну поверхню і можуть дертися по ній.

- Прив'язні БПЛА. Їх особливість в тому, що енергія надходить до такого дрону по дроту.
- Мініатюрні.
- Модульні.
- Безпілотні літаючі пристрої в більшості випадків складаються з наступних основних елементів:
- Акумуляторна батарея.
- Пристрій регулювання обертів гвинта.
- Пропелер.
- Двигун.
- Польотний контролер.
- Рама.

Основою літаючого апарата є рама. Саме на неї встановлюються всі елементи. У більшості випадків її роблять з полімерів і різних сплавів металів. Польотний контролер управляє дроном. На нього приходять сигнали від пульта управління. У контролер входять процесор, барометр, який, визначає висоту, акселерометр, гіроскоп, GPS-навігатор, оперативний пристрій, пристрій прийому сигналу.

Двигуни, регулятори і пропелери відповідають за політ БПЛА. За допомогою регулятора задається швидкість літаючого апарата. Акумулятор є джерелом енергії для двигуна, а також інших елементів дрона. Комерційні і споживчі БПЛА управляються за допомогою пульта управління. Військові агрегати управляються як за допомогою пульта, так і супутникових систем [4].

Пристрій наземних БПЛА дещо відрізняється від літаючих. Велика частина розробників застосовує вже існуючі транспортні засоби, в які вбудовує засоби управління, камери, сенсори і датчики. За ступенем автоматизації це можуть бути повністю автономні пристрої або агрегати, які управляються частково або повністю людиною, але на відстані. Військові наземні БПЛА можуть бути мініатюрними у вигляді черв'яків і змій і величезними у вигляді танків, розміновують, десантних і піхотних машин.

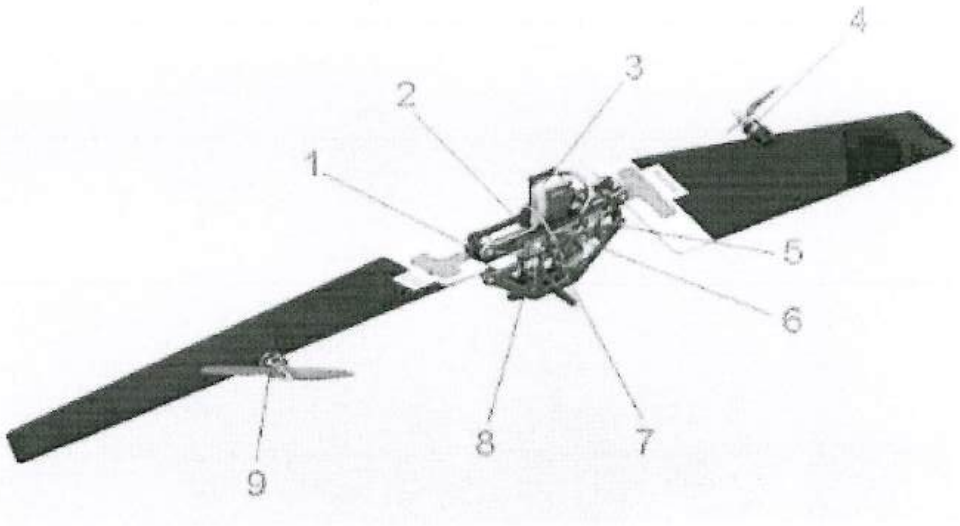


Рис. 1.4. Вид конструкції БПЛА типу THOR:

1 – підшипник; 2 – привід; 3 – акомулятор; 4,9 – мотори; 5 – електронний контроль стійкості (ESC); 6 – контролер політу; 7 – IMU; 8 – ESC - 2

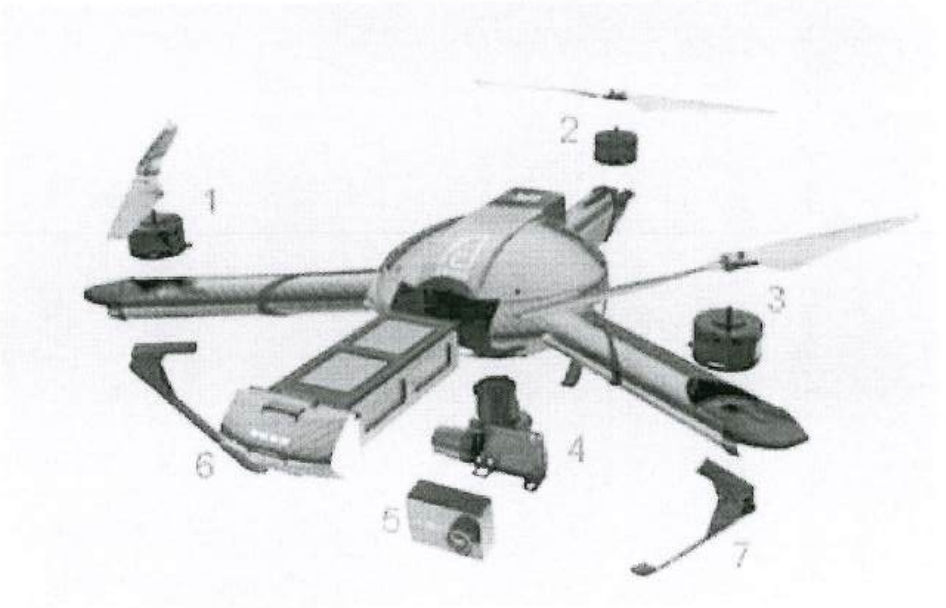


Рис. 1.5. Конструкція БПЛА у щалежності від типу має резні елементи:

1,2,3 – силові двигуни та гвинти; 4 – карданний підвіс; 5 – активна камера; 6 – відсік з батареєю живлення; 7 – лапа.

Пристрій цивільних машин виконана з урахуванням наступних елементів:

– Лазерні, звукові, інфрачервоні і інші датчики.

– Навігація, яка об'єднує електронні карти і GPS систему.

– Сервер з акумуляторами і ПЗ

– Автоматизовані органи управління, куди входять система управління двигуном, управління кермом, система гальм

– Трансмісія.

– Бездротова мережа, через яку може відбуватися управління, завантажуватися програми, карти та інші дані.

Безпілотний вертоліт SQ-4 Recon

Створений американцями вертоліт може помістится в долоні. Незважаючи на його габарити і вага, який становить всього 200 грам, апарат може стати вельми потужною зброєю.

Такий безпілотний апарат носить назву SQ-4 Recon і є одним з найменших серед літальних апаратів в світі. На думку військового керівництва США, SQ-4 Recon призначений для порятунку американських солдатів в Афганістані.

Мініатюрний вертоліт оснащений двома камерами, які дозволять виявити ворога віддалено. Солдати можуть перебувати в бункері за тисячі кілометрів, слухати скачаний збірник музики і керувати апаратом за допомогою 7-дюймового планшета.

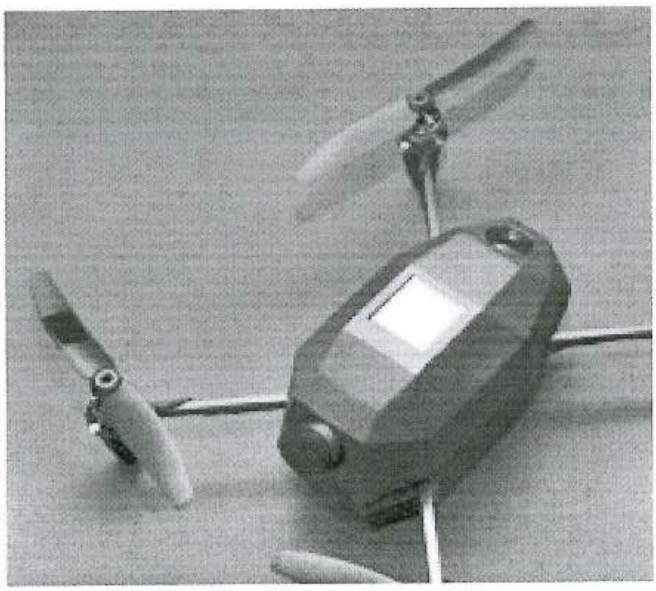


Рис. 1.6. Безпілотний вертоліт SQ - Recon

1.3 Сфери застосування апаратури

До особливостей безпілотних авіаційних комплексів можна віднести очікуване зниження вартості життєвого циклу такого комплексу в порівнянні з авіаційним комплексом, що включає пілотовані літаки, за рахунок:

– менших експлуатаційних витрат, особливо для БПЛА, які в мирний час не застосовуються, а знаходяться на базі зберігання;

– економії коштів на підготовку екіпажу і персоналу;

– значно меншої вартості самого безпілотного літака по

порівняно з пілотованим аналогом, за рахунок виключення ряду систем життєзабезпечення пілота, і відповідно меншої розмірності.

Основним недоліком безпілотних літаків в порівнянні з пілотуючими є менша гнучкість і автономність застосування, обумовлені недостатнім в Нині рівнем розвитку програмного забезпечення, що не завжди дозволяє повністю компенсувати відсутність екіпажу на борту.

З огляду на вищевикладені недоліки, слід позначити кілька завдань, повна автоматизація вирішення яких в найближчому майбутньому може бути ускладнена у силу певних причин:

– пасажирські перевезення, що вимагають підвищеної надійності, забезпечуються присутністю на борту екіпажу, здатного взяти на себе управління у випадку збою в роботі автоматичної системи управління, а також вжиті нестандартні дії з порятунку літака в критичній ситуації;

– застосування в якості літака поля бою для безпосередньої вогневої підтримки військ, коли потрібне ретельне візуальне дослідження складної і швидкоплинні наземної обстановки, що виключає нанесення удару по своїм військам;

– застосування в якості маневреного винищувача в надзвичайних ситуаціях, що характеризуються високою динамічністю, складністю, багатоваріантністю маневру, для досягнення успіху в яких не останню роль відіграє нестандартний підхід льотчика [5].

За рахунок виконання цих завдань БПЛА може бути альтернативним засобом, який забезпечує вирішення завдань, недоступних пілотованому аналогу.

До таких завдань відносяться, перш за все, дії, пов'язані з фізіологічними обмеженнями на організм людини. У числі таких обмежень можна відзначити:

– більшу тривалість польоту, несумісну з робото здатністю екіпажу;

– тривалий політ на великій швидкості з урахуванням рельєфу місцевості, пов'язаний з тривалою дією різних перевантажень. зазвичай льотчики;

– маневрування з перевантаженнями і кутовими швидкостями, що перевищують порогові значення, що переносяться організмом людини;

– застосування на борту літака радіоелектронних засобів, що створюють поля, негативно впливають на людину;

– застосування літального апарата в умовах хімічного або радіоактивного зараження.

В даний час широке застосування БПЛА знайшли для вирішення завдань силових структур. Перш за все, для пошуку і контролю ситуації, використовуючи мікролітаки і дрони, що запускаються з руки, і призначені для з'ясування тактичної обстановки, і закінчуючи стратегічними БПЛА, які курсують більше доби на висотах до 20 км і здійснюють моніторинг в залежності від поставленого завдання.

БПЛА літакового типу також можуть бути задіяні для:

– радіоелектронної боротьби;

– ретрансляції зв'язку, в тому числі і від інших БПЛА;

– лазерної «підсвічування» цілей;

– тренування персоналу комплексів протиповітряної оборони в якості авіаційних помилкових цілей або повітряних мішеней.

В цивільних цілях безпілотні літальні апарати знаходять основне застосування для різного моніторингу, з метою:

- спостереження за громадським порядком, транспортним рухом, державним кордоном, заповідниками і надання інформаційної допомоги у виявленні та затриманні правопорушників;

- контролю над станом доріг, транспортних розв'язок, залізничних вузлів, інженерних споруд, нафто- і газопроводів;

- екологічного моніторингу, науково-дослідних завдань, допомоги службам прогнозу погоди, інформаційного забезпечення при надзвичайних ситуаціях (лісові пожежі, техногенні катастрофи тощо.).

Крім цього, БПЛА можуть знайти застосування, як:

- літаки-ретранслятори систем зв'язку, з огляду на можливість тривалості баражування (в середньому 24-36 годин);

- сільськогосподарські літаки, які при проведенні авіахімічних робіт змушені виконувати польоти на висотах близько декількох метрів, що пов'язано з підвищеною вірогідністю зіткненні з землею та іншим перешкодами (наприклад, кроною або верхівками дерев електричними стовпами), а також для вивчення ґрунту, вологості, контролю агротехнічних операцій і т.п .;

- вантажні літаки (наприклад, компанія Газпром використовувала безпілотник для оперативної доставки вантажів в умовах Крайньої Півночі і високої непрохідності наземного транспорту на нафто- і газопромисли).

При виборі альтернативи між пілотованим і безпілотним літаком слід

проводити їх комплексне порівняння з урахуванням всієї сукупності гідностей і недоліків застосування БПЛА при вирішенні того чи іншого завдання.

БПЛА типу «дрон» або «квадрокоптер» широко застосовуються для доставки посилок, пошти і вантажів, для запилення і хімічної обробки в сільському господарстві, в туризмі та кіно- і телеіндустрії для зйомок, з боку поліції і МНС для моніторингу дорожньої або природної обстановки.

До особливостей безпілотних авіаційних комплексів можна віднести очікуване зниження вартості життєвого циклу такого комплексу в порівнянні з авіаційним комплексом, що включає пілотовані літаки, за рахунок:

- менших експлуатаційних витрат, особливо для БПЛА, які в мирний час не застосовуються, а знаходяться на базі зберігання;

- економії коштів на підготовку екіпажу і персоналу;

- значно меншої вартості самого безпілотного літака по

порівняно з пілотованим аналогом, за рахунок виключення ряду систем життєзабезпечення пілота, і відповідно меншої розмірності.

Основним недоліком безпілотних літаків в порівнянні з пілотуючими

є менша гнучкість і автономність застосування, обумовлені недостатнім нині рівнем розвитку програмного забезпечення, що не завжди дозволяє повністю компенсувати відсутність екіпажу на борту.

З огляду на вищевикладені недоліки, слід позначити кілька завдань, повна автоматизація вирішення яких в найближчому майбутньому може бути ускладнена в силу певних причин [6]:

- пасажирські перевезення, що вимагають підвищеної надійності, забезпечувана присутністю на борту екіпажу, здатного взяти на себе управління у випадку збою в роботі автоматичної системи управління, а також вжити нестандартні дії по збереженню літака у критичній ситуації;

- застосування в якості літака поля бою для безпосередньої вогневої підтримки військ, коли потрібне ретельне візуальне дослідження складної і швидкоплинні наземної обстановки, що виключає нанесення удару по своїм військам;

- застосування в якості маневреного винищувача в надзвичайних ситуаціях, що характеризуються високою динамічністю, складністю,багатоваріантністю маневру, для досягнення успіху в яких не останню роль відіграє нестандартний підхід льотчика.

За виконуваних завдань БПЛА може бути альтернативним засобом, яке забезпечує вирішення завдань, недоступних пілотованого аналогу.

В останні десять років безпілотні літальні апарати придбали величезну популярність, особливо в найбільш розвинених державах світу. Область застосування безпілотників досить широка. Вони можуть моніторити дорожню ситуацію, як міську, так і на віддалених ділянках, вести контроль за пожежною обстановкою в лісах або за паводковими водами в регіонах і багато іншого. Несучи службу, безпілотники передають знятий матеріал на ноутбук, за допомогою якого можна управляти безпілотним засобом [7, 8].

Розглянемо області застосування БПЛА:

1) Спектрозональна зйомка Вид фотозйомки, в процесі якої відбувається одночасне отримання фотографічних зображень об'єкта в різних ділянках (зонах) спектра електромагнітних хвиль.

Наприклад, в сільському господарстві використання БПЛА дозволяє отримати модель місцевості з дозволом до 3 см. Знімки отримують у видимому і інфрачервоному діапазонах. Така зйомка дає вичерпну картину про стан ґрунтів, а детальність дозволяє контролювати посіви з точністю до 5 см. Широкий спектр одержуваних даних дозволяє оцінювати проблеми полів по сходам і виявляти причини найрізноманітніших проблем.

2) Аерофотозйомка місцевості Це комплекс робіт, що включає різні процеси від фотографування земної поверхні з літака до отримання аерофотознімків, фотосхем або фотопланів знятої місцевості. Всі аерофотознімальні матеріали використовуються для вирішення цілої низки питань в галузі лісового господарства та лісової промисловості.

При плановій зйомці камера направлена вертикально вниз, під прямим кутом до поверхні землі. На знімках ми бачимо плоску картину (ортогональна проекція), що нагадує зображення на географічних картах.

При перспективній (оглядової) зйомці камера направлена під кутом до горизонта. При перспективній аерофотозйомці на знімках ми бачимо об'ємну картину (аксонометрична проекція): не тільки даху споруд, а й бічні поверхні (стіни). Таким чином, ми можемо судити не тільки про взаєморозміщення об'єктів на площині, а й про їх формі.

3) Облік тварин з повітря за допомогою БПЛА При істотному зниженні витрачаються, на залучення пілотованої авіації стало рентабельним застосування безпілотних літальних апаратів для обліку тварин. Такий «повітряний облік» дозволяє точно визначити чисельність тварин в мисливському господарстві і виявити місця їх концентрації.

4) Дистанційний контроль стану нафтопроводів і газопроводів На сьогоднішній день застосування безпілотних літальних апаратів є найбільш

ефективним і економічно вигідним методом обстеження нафтопроводів і газопроводів. У режимі реального часу виходять якісні зображення, що дозволяють виявляти нафтові розливи, виявляти акти несанкціоновану діяльність (звалища, врізки, проведення робіт в охоронних зонах і т.д.). Аерофотознімки, отримані з борту БПЛА, дозволяють аналізувати і оцінювати технічний стан трубопроводів та околотрубному простору.

5) Аеро- і космозйомки місцевості. Застосовується як для безперервного одночасного контролю над забрудненням природного середовища (земної поверхні, водних акваторій і приземної атмосфери), так і для контролю технічного стану об'єктів на всьому протязі тисячокілометрових водних і наземних нафтових і газових трас. Крім того, дані дистанційного моніторингу дають можливість оперативно виявляти і точно визначати координати зон небезпечного прояву стихійних природних процесів, які можуть призвести до аварій, а також відстежувати і прогнозувати чреваті розривами магістральних трубопроводів повільні односпрямовані геодинамічні деформації земної поверхні [9]. Серед основних завдань, що вирішуються за допомогою аеро- і космозйомки, можна виділити наступні:

- виявлення порушень технічного стану об'єкта: розривів, тріщини, корозійних зон, пошкоджень гідро- і теплоізоляції та ін .;
- складання карт ґрунтів, зон підтоплень, обводнених ділянок, областей засолених, що промерзають і відтають ґрунтів та ін .;
- дослідження сучасних екзогенних процесів (зсуви, обвали та ін.).

6) Аерофотозйомка і геодезія надає матеріали аерофотозйомки, які можуть бути застосовані в наступних сферах діяльності:

- ведення державного кадастру нерухомості та контроль містобудівної діяльності в населених пунктах;
- реагування на надзвичайні ситуації;
- контроль снігового і льодового покриву, кромки льодоставу, прогноз стоків річок і моніторинг місць розливів річок;
- оновлення топографічних карт;

- моніторинг різних типів об'єктів;
- моніторинг стану сільськогосподарських угідь, в тому числі над цільовим використанням земель, оперативна оцінка стану і ступеня деградації земель, прогноз врожайності;
- створення географічних інформаційних систем.

7) Моніторинг і впізнання рухомих об'єктів Моніторинг проводиться в охоронюваних зонах в денний і нічний час.

8) Моніторинг лісових ресурсів Включає оцінку ступеня вирубки лісового масиву, визначення порід дерев, запобігання виникненню лісових пожеж (висохлий ліс, тліючі торфовища, виявлення малих вогнищ пожеж), оцінку збитку лісових ресурсів після пожеж або природних катаклізмів, виявлення несанкціонованих звалищ, з визначенням осіб і номерів машин порушників. Дрони з інфрачервоними датчиками застосовують для виявлення лісових пожеж на ранній стадії.

9) Моніторинг ремонтно-будівельних робіт Набагато прискорює і здешевлює роботу в порівнянні з традиційними методами. Він дозволяє оцінити ступінь готовності об'єкта; виявляти і аналізувати пошкодження, аварії; планувати ремонтні роботи; передбачати і моделювати природні впливу.

10) Безпілотна охорона Підвищує рівень безпеки, контролюючи об'єкти і людей на певних територіях. Велика частина часу у охоронця йде на патрулювання території підприємства, а у безпілотника це виходить набагато швидше і краще. Прикладів тому безліч: щоб уникнути несанкціонованих проникнень безпілотники патрулюють нафтогазопроводи, родовища корисних копалин, лінії електропередач від зняття ізоляторів, міста і міжміські траси під час проведення масштабних заходів.

11) Безпілотні прикордонники Спостерігають за кордоном за допомогою інфрачервоних і звичайних відеокамер з висоти до 6 км з оглядом в 50 км. Зображення з відеокамери виходить настільки деталізованим, що з висоти видно, що знаходиться за плечима у порушників.

12) Поліцейський спецназ Це безпілотні мікродрони, які можна запускати прямо з рук. Літають вони на висоті до 75 м, їх електромотори практично не чути з землі і здатний довше години протримати апарат в повітрі. Такі дрони є провісниками розвитку галузі надмініатюрних апаратів - настільки крихітних, що саме поняття літального апарату стосовно до них потребують деякого уточнення. Зараз розроблені безпілотники вагою всього в 10 грамів.

13) БПЛА для доставки вантажів клієнтам Система доставки за допомогою безпілотників запущена в тестовому режимі в американському онлайн-магазині Amazon, а також в поштовій службі Швейцарії. Ці безпілотники здатні перевозити вантажі вагою до 1 кг на відстань, що перевищує 10 км, без підзарядки батареї. Також почали роботу проекти по цілодобової доставки медикаментів, бакалії, а також по поверненню не підійшов товару.

14) Допомога в Екстрених ситуаціях Дрон для пошуку зниклих дітей - як і собаки, може відстежувати запах дитини. Дрони з термодатчиками використовуються для пошуку людей, завалених лавиною.

15) Дронь-офіціанти. В Європі та Азії з'явилися закусочні, які прославилися тим, що почали використовувати безпілотники для доставки замовлень до столиків: квадрокоптер з плоским верхом управляється офіціантом з iPad і може приносити відвідувачам їжу і напої зі швидкістю 40 км / год. Але те, що у Великобританії зроблено заради залучення уваги, в Сінгапурі - сурова необхідність. Тут дуже багато ресторанів, і персонал для них стає дефіцитною робочою силою, тому місцеві ресторатори ретельно експериментують з технологіями, які могли б вирішити проблему - від машин для смаження рису до міні-поїздів для доставки замовлень.

Дрони стали логічним наступним кроком, і мережа ресторанів Timbre ввела їх в штат: відвідувачі роблять замовлення за допомогою планшетного комп'ютера, закріпленого на столі, а їжа і напої прилітають з кухні на квадрокоптерах.

16) Дрон, що роздає Інтернет. Два гіганта IT-індустрії - компанії Google і Facebook, майже одночасно оголосили про свої плани зі створення мережі супутників і дронів, що утворюють інтернет-покриття по всій поверхні землі.

17) Пляжний рятувальник. Дрон - прекрасний аналог рятівнику, що сидить на вишці. Це довели в Австралії: місцева служба успішно протестувала

мультикоптер, налаштований на спостереження за прибережній зоні. Апарат не тільки може попередити відпочивальників про наближення акул - в разі необхідності він здатний кинути рятівний круг потопаючому [10-13].

2 ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ ДЛЯ НАВІГАЦІЇ БПЛА

2.1 Принципи навігації

Навігація незамінна для автономного польоту безпілотні літальні апарати (БПЛА). Глобальна навігаційна супутникова система (GNSS), мікроелектромеханічні системи, система відліку курсу (MEMS AHRS), барометричний висотомір і камери були використані для навігації малих БПЛА. GNSS визначає місцезнаходження та швидкість а транспортний засіб і відіграє важливу роль разом із MEMS AHRS, в навігації БПЛА. Коли БПЛА потрапляє в середовище, де GNSS заборонено, він покладається на MEMS AHRS або камеру для навігації, а помилка навігації швидко зростає з часом і відстанню. Ситуація ускладнюється, якщо немає альтернативного способу навігації. У цьому документі пропонується використовувати динамічну модель квадрокоптера для допомоги в навігації, коли прийом GNSS відсутній або ненадійний.

У більшості досліджень навігації в середовищах, де GNSS заборонено, використовуються альтернативні датчики, такі як камера та скануючий LIDAR. Однак ці датчики ускладнюють систему, що спричиняє високу вартість, і, що більш важливо, їх продуктивність залежить від умов навколишнього середовища.

Окрім великої ваги та апаратних і програмних складнощів, вони вимагають певних передумов щодо освітлення, видимості та текстури місцевості для належного функціонування. Наприклад, вони можуть не працювати вночі, в туман або екстремальні погодні умови, або над землею з однорідною структурою (рослинність, вода, сніг тощо). Досліджень DMAN, які не використовують інші датчики, небагато порівняно з методами, що використовують альтернативні датчики. У цьому документі пропонується метод DMAN і перевіряється його продуктивність шляхом порівняння результатів тестування з результатами інших методів [14, 16].

Іншим підходом для навігації в середовищах, де GNSS заборонено, є використання тісно пов'язаного навігаційного продукту GNSS/INS, такого як

NovAtel SPAN. Хоча NovAtel SPAN є рішенням, воно потребує надійного IMU та частково використовує сигнал GNSS, коли одного лише сигналу GNSS недостатньо для визначення швидкості та місцезнаходження. Його важко встановити на невеликому квадрокоптері, наприклад, квадрокоптері вагою 1,6 кг, який використовується в цьому дослідженні. Використовувати таку систему для квадрокоптера вартістю менше 1000 доларів США невигідно. DMAN є одним із можливих підходів для навігації та тимчасовою альтернативою GNSS без додаткових витрат та ваги.

Динамічна модель БПЛА була використана для наступних цілей: керування, покращення навігаційних характеристик, заміни інших датчиків, діагностика несправності датчика та вибір дій шляхом навчання. Ці моделі важливі та використовуються для цілей контролю. Martin and Salaün вивели динамічну модель для квадрокоптерного БПЛА та використовували її для керування. Динамічна модель також використовується як заміна інерціального вимірювального блоку (IMU) в інтегрованій навігації GNSS. За відсутності IMU динамічна модель також використовується для визначення ставлення. Лю використовував динамічну модель для діагностики помилок оцінки ставлення. Модель також використовується в навчанні з підкріпленням для вибору дій і планування БПЛА. Хоча багато методів навігації БПЛА було розроблено на основі моделі кінематичного процесу з використанням GNSS та IMU, деякі методи розглядають динамічну модель для навігації.

Дослідження DMAN можна класифікувати з точки зору наступних шести точок зору: навігаційний простір, представлення позиції в формулюванні проблеми, тип БПЛА для запропонованого методу, змінні оцінки, підходи до перевірки та додаткові датчики, необхідні для реалізації.

Махоні та ін. запропонований DMAN, який базується на нелінійному явному додатковому фільтрі, без перевірки. Нобахарі використовував динамічну модель для опису вплив сили тяги гвинта на землю для оцінки висоти без активних висотомірів, і перевірив його здійсненність за допомогою моделювання.

Бору використовував інтегровану динамічну модель із навігацією GNSS/INS для оцінки швидкості вітру.

Навігація з урахуванням динамічної моделі зазвичай застосовується до обмежених програм, наприклад, для навігації у двовимірному (2D) просторі, але не в 3D просторі. У зв'язку з цим метод, запропонований Абейвардена, далі буде називатися 2D-DMAN. 2D-DMAN формулює розширений фільтр Калмана (EKF), використовуючи представлення кута Ейлера для положення та оцінює крен, тангаж і двовимірну швидкість у системі координат системи. Оскільки 2D-DMAN не видає повороту, метод не міг забезпечити розташування навіть у 2D просторі. Тим не менш, метод перевіряє твердження про те, що прискорення транспортного засобу пов'язане зі швидкістю в системі координат транспортного засобу, а прискорення, виміряне за допомогою AHRS, також залежить від швидкості транспортного засобу в системі координат транспортного засобу.

Ми розширюємо твердження, підтверджене Абейварденою, для тривимірних космічних програм, використовуючи кватерніони замість кутів Ейлера. Надалі запропонований метод буде називатися 3D-DMAN. Просте розширення 2D-DMAN до 3D простору з використанням кутів Ейлера призводить до рівняння динаміки, в якому не розкривається зв'язок між швидкістю та поворотом. Тому 3D-розширення за допомогою кутів Ейлера не можна застосовувати для 3D-навігації [15].

Для тривимірної навігації з використанням динамічної моделі Хагані та Скалоуд представили метод, отриманий для БПЛА з нерухомим крилом, використовуючи представлення кута Ейлера. Метод було перевірено шляхом моделювання та експериментів, і було досягнуто покращення навігації на 1–2 порядки. Хоча метод був призначений для 3D-навігації за допомогою динамічної моделі, на відміну від нашого підходу, він використовує GNSS та IMU. Wang та ін. також використано динамічну модель для навігації багатороторних БПЛА в 3D просторі. Їхній метод заснований на тому, що швидкість тіла пов'язана з вимірюванням акселерометра. У порівнянні з нашим методом, вони використовували оптичний потік для альтернативного вимірювання швидкості

тіла, тоді як наш метод не вимагає ні датчиків, які вимірюють швидкість, ні GNSS.

Динамічна модель базується на моделях, запропонованих Лейшманом та ін., Махоні та ін., Мартіном і Салаюном та Абейвардена та ін.. Модель отримано з використанням подання кватерніонного відношення. 3D-DMAN було реалізовано на основі розширеного фільтра Калмана (EKF) і на основі фільтра Калмана без запаху (UKF). Експерименти підтверджують, що 3D-DMAN на основі EKF і 3D-DMAN на основі UKF можуть бути доступні для практичного використання. Динамічна модель гвинта, яка пов'язує швидкість обертання гвинта з силою тяги та крутним моментом, відіграє вирішальну роль у DMAN. У цій статті обговорюються та описуються підходи, що використовуються для динамічного моделювання гвинта.

2.2 Навігаційні характеристики БПЛА

Навігаційні характеристики 3D-DMAN порівнюються з характеристиками 2D-DMAN і методом, який широко використовується для навігації БПЛА з використанням GNSS та IMU, який називається ecl-EKF. Навігаційні дані кінематичної системи глобального позиціонування в реальному часі (RTK GPS) використовуються як еталон для порівняння. Оскільки ecl-EKF використовує GNSS, неправомірно порівнювати його продуктивність із запропонованим методом. Порівняння призначене для перевірки запропонованого методу [26]. 2D-DMAN забезпечує лише горизонтальну швидкість у системі координат автомобіля, а також крен і тангаж. Порівняння показує покращення навігаційних характеристик і придатність 3D-DMAN для практичного використання. Крім того, експерименти підтверджують, що якщо 3D-DMAN використовується з вимірюванням GNSS, він працює краще, ніж ecl-EKF в оцінці місцезнаходження та швидкості. Позначення, які використовуються в магістерській роботі, перераховані в (табл. 2.1)

Таблиця 2.1

Перелік умовних позначень та їх значення

$x(t)$	місцезнаходження в момент часу t у місцевій системі координат на північний схід вниз (NED); $x(t) = [x(t)\ y(t)\ z(t)]^T$
$v(t)$	швидкість у момент часу t у локальній координаті NED рамка; $v(t) = [v_x(t)\ v_y(t)\ v_z(t)]^T$
${}^b v(t)$	швидкість в момент часу t в системі координат автомобіля; ${}^b v(t) = [{}^b v_x(t)\ {}^b v_y(t)\ {}^b v_z(t)]^T$
$q(t)$	положення в момент часу t у локальній координаті NED кадр представлений кватерніоном $q(t) = [q_w(t)\ q_x(t)\ q_y(t)\ q_z(t)]^T = [q_w(t)\ \vec{q}_E(t)]^T$, де $\vec{q}E(t) = [q_x(t)\ q_y(t)\ q_z(t)]^T$
$q*(t)$	спряжене кватерніону q(t); $q*(t) = [q_w(t) - \vec{q}(t)]^T$
$\omega(t)$	кутова швидкість в момент часу t, в локальній системі координат датчика; $\omega(t) = [\omega_x(t)\ \omega_y(t)\ \omega_z(t)]^T$
g	гравітаційне прискорення (m/s^2)
Δt_i	різниця в часі між (i−1)-м та i-м часом послідовність; $\Delta t_i = ti - ti{-}1$
$r_k(t)$	швидкість обертання k-го гвинта в момент часу t, в обертах за хвилину (RPM)
$f_k(t)$	сила тяги, створювана k-м гвинтом, с швидкість обертання $r_k(t)$
$t_k(t)$	момент, створюваний k-м гвинтом, при цьому швидкість обертання $r_k(t)$
$a_r(t)$	підйом транспортного засобу в напрямку z, створений чотирма гвинтами в момент часу t; $a_r(t) = \left[0\ \ 0\ \ \frac{1}{m}\sum_{k=1}^{4} f_k(t)\right]^T$
$a(t)$	прискорення, виміряне за допомогою акселерометра IMU
$b(t)$	висота, виміряна за допомогою барометричного висотоміра
$P(ti)$	коваріаційна матриця помилок оцінок у дискретний час $t=t_i$

Оскільки 2D-DMAN не може надати місцезнаходження та швидкість у світовій системі координат, навігаційні дані із запропонованої 3D-DMAN

перетворюються на швидкість у системі координат автомобіля для порівняння. У цьому дослідженні світова система координат вказує на локальну система координат NED. Для зручності позначень час індекс ti в круглих дужках позначатиметься індексом t_i, якщо немає плутанини, наприклад, P_i замість P(ti), і $\hat{x}_{i|i-1}$ замість $\hat{x}(t_i|t_{i-1})$.

Динамічна модель квадрокоптера потребує системи координат приладу. Необхідно виміряти прискорення та кутову швидкість системи координат транспортного засобу відносно фіксованої системи координат. Система координат приладу зазвичай встановлюється так, щоб вона збігалася з системою координат датчика, тому немає необхідності перетворювати вимірювання датчика на значення в системі координат прилада. Таким чином, система координат прилада змінюється залежно від кріплення датчика до квадрокоптера. Більшість квадрокоптерів встановлюють датчик в одну з двох конфігурацій, як показано на рис. 2.1.

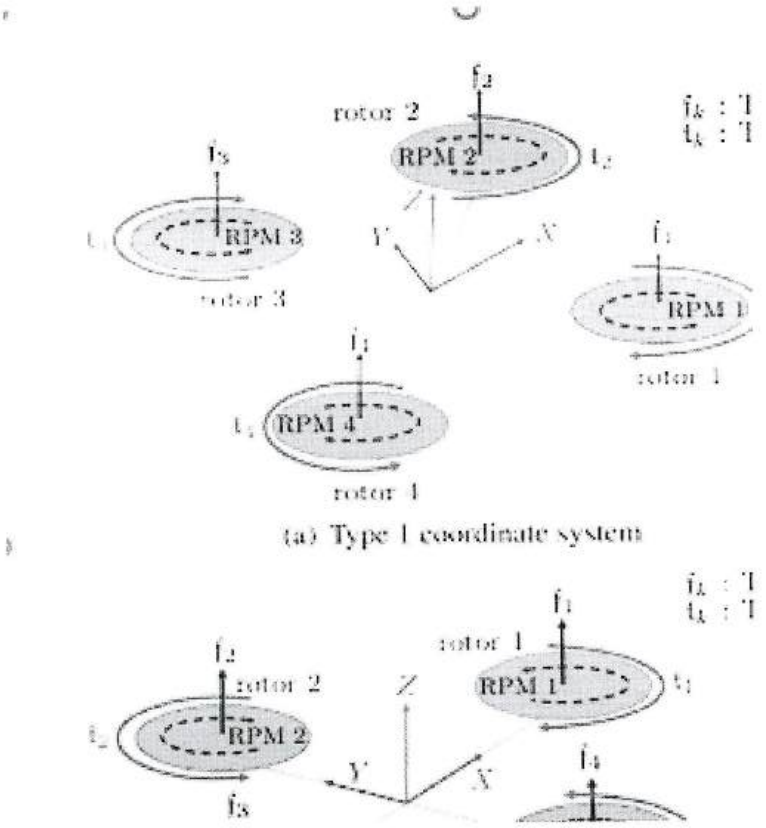


Рис. 2.1. Система координат для квадрокоптера

Динамічна модель залежить від типу системи координат, і для кожного типу потрібно отримати динамічну модель. Динамічна модель для квадрокоптера типу 1 буде отримана спочатку, а модель для типу 2 буде отримана пізніше.

Метод оцінює положення, швидкість і орієнтацію БПЛА. Для їх оцінки разом із кутовою швидкістю руху автомобіля вектор стану x(t) у момент часу t визначається як (1)

$$\mathbf{x}(t) = [\boldsymbol{x}(t) \quad \boldsymbol{v}(t) \quad q(t) \quad \boldsymbol{\omega}(t)\,]^T (1)$$

Модель процесу визначається як функція f (x(t), u(t)) у (2), яка описує похідну за часом стану як функцію стану.

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \boldsymbol{f}(\mathbf{x}(t), \boldsymbol{u}(t)\,), \quad (2)$$

де u(t) = [r1(t) r2(t) r3(t) r4(t)]^T. Функція моделі процесу f (x(t), u(t)) буде отримана в цьому розділі. Похідною за часом положення у світовій системі координат є швидкість у світовій системі координат, як показано в (3).

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{v}(t) (3)$$

Похідна швидкості включає силу тяги гвинтів $a_r(t)$ і силу опору $V(t)^b$ v(t).

$$\dot{\boldsymbol{v}}(t) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} + q(t) \otimes \boldsymbol{a}_r(t) \otimes q^*(t) + q(t) \otimes \begin{pmatrix} -k_l(t)\,{}^b v_x(t) \\ -k_l(t)\,{}^b v_y(t) \\ 0 \end{pmatrix} \otimes q^*(t) \quad (4)$$

$$= \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} + q(t) \otimes \boldsymbol{a}_r(t) \otimes q^*(t) + q(t) \otimes \{\boldsymbol{V}(t)\,{}^b \boldsymbol{v}(t)\,\} \otimes q^*(t) \quad (5)$$

$$= \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} + q(t) \otimes \boldsymbol{a}_r(t) \otimes q^*(t) + q(t) \otimes \{\boldsymbol{V}(t)\ (q^*(t) \otimes \boldsymbol{v}(t) \otimes q(t)\,)\} \otimes q^*(t) \quad (6)$$

У (4), (5) і (6) сила тяги ar(t), коефіцієнт опору матриця V(t) і коефіцієнт опору kl(t). як (7), (8) та (9) відповідно. Оператор ⊗ виконує добуток двох кватерніонів.

$$\boldsymbol{a}_r(t) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{m}\sum_{k=1}^{4} \mathrm{f}_k(t) \end{pmatrix} \tag{7}$$

$$V(t) = \begin{pmatrix} -k_l(t) & 0 & 0 \\ 0 & -k_l(t) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \tag{8}$$

$$k_l(t) = \frac{1}{m}\lambda_1 \sum_{k=1}^{4} r_k(t) \tag{9}$$

Сила опору V(t) b v(t) пропорційна швидкості b v(t) транспортного засобу в системі координат транспортного засобу із співвідношенням V(t) . λ1 – коефіцієнт лобового опору гвинта [17]. Сила опору відіграє головну роль в отриманні швидкості за допомогою вимірювання прискорення, як описано в розділі II-C2. Примітно, що похідна швидкості v˙(t) за часом є функцією положення q(t), як у (6), тоді як (5) у [18] не включає поворот. Ця функція робить модель корисною для 3D-оцінки.

Похідна кватерніона, що представляє положення транспортного засобу, описується як (10).

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{2} q(t) \otimes \boldsymbol{\omega}(t) \tag{10}$$

Порівняно з (6) [18], в якому не бере участь поворот, (10) показує, що похідна від положення q˙(t) є функцією q(t), яка включає поворот. Це також робить запропонований підхід ефективним для тривимірної навігації, на відміну від методів, які використовують кути Ейлера для виведення моделі процесу.

Похідна кутової швидкості руху транспортного засобу також пов'язана з силою тяги, fk (t), k = 1, · · · , 4, що діє гвинтами. Крім того, це функція крутного моменту fk (t), k = 1, · · · , 4, створюваного пропелерами, як показано в (11).

$$\dot{\omega}(t) = \begin{pmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \omega_y(t)\, \omega_z(t) \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \omega_x(t)\, \omega_z(t) \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \omega_x(t)\, \omega_y(t) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{\omega}_{xf}(t) \\ \dot{\omega}_{yf}(t) \\ \dot{\omega}_{zt}(t) \end{pmatrix} \qquad (11)$$

де,

$$\dot{\omega}_{xf}(t) = \frac{1}{I_{xx}} \{d_{23}(f_2(t) + f_3(t)) - d_{14}(f_1(t) + f_4(t))\}$$

$$\dot{\omega}_{yf}(t) = \frac{1}{I_{yy}} \{d_{34}(f_3(t) + f_4(t)) - d_{12}(f_1(t) + f_2(t))\}$$

$$\dot{\omega}_{zt}(t) = \frac{1}{I_{zz}} \{-t_1(t) + t_2(t) - t_3(t) + t_4(t)\}$$

У (11) Ixx , Iyy та Izz – моменти інерції в напрямках x, y та z відповідно. dij (ij $\in$ {12, 23, 34, 14}) – відстань від початку системи координат транспортного засобу до прямої, що з'єднує центр гвинтів i та j, спроектована на площину xy системи координат транспортного засобу.

Рівняння (3), (6), (10) і (11) складають модель процесу руху квадротора для застосування EKF і UKF. Динамічна модель, яка включає силу тяги та крутний момент гвинтів, включена в (6) і (11) і є ключовим компонентом, який допомагає навігації.

2.3 Модель вимірювання

Вимірювання складаються з прискорення та кутової швидкості, які вимірюються за допомогою акселерометра та гіроскопа IMU або AHRS, висоти, виміряної за допомогою барометричного висотоміра, а також крену та тангажу, які виводяться з вимірювання прискорення.

Прискорення $a(t) = [a_x(t)\ a_y(t)\ a_z(t)]^T$ пов'язане зі швидкістю квадротора та тяговою силою гвинтів, як зазначено в (15) і (16).

Крен φ(t) і тангаж θ(t) можна розрахувати за прискоренням сили тяжіння. Якщо величина власного прискорення квадротора не порівнянна з гравітаційним прискоренням g, прискорення, виміряне MEMS-акселерометром, вважається гравітаційним прискоренням. Оскільки власне прискорення невеликого квадротора зазвичай не є великим, щоб його можна було порівняти з гравітаційним прискоренням, крен і тангаж розраховуються з виміряного прискорення як (15) і (16) [19], [27].

$$\phi(t) = \operatorname{atan2}\left(-a_y(t), -a_z(t)\right) \tag{15}$$

$$\theta(t) = \operatorname{atan2}\left(a_x(t), \sqrt{a_y^2(t) + a_z^2(t)}\right) \tag{16}$$

Крен φ(t) і тангаж θ(t), отримані з (15) і (16), складаються разом у $^{\Theta(t)} = [\varphi(t)$ $\theta(t)]^T$, яке представлено як функція змінної стану q(t) як (17).

$$\Theta(t) = \begin{pmatrix} \phi(t) \\ \theta(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \operatorname{atan2}(q_s(t), q_c(t)) \\ \sin^{-1}(q_t(t)) \end{pmatrix} \tag{17}$$

де

$$q_s(t) = 2\left\{q_w(t)\, q_x(t) + q_y(t)\, q_z(t)\right\},$$

$$q_c(t) = 1 - 2\left\{q_x^2(t) + q_y^2(t)\right\},$$

$$q_t(t) = 2\left\{q_w(t)\, q_y(t) - q_x(t)\, q_z(t)\right\}$$

Крен і тангаж, описані (17), є частиною моделі вимірювання, яка використовується в цьому дослідженні. Кутова швидкість γ (t) і барометрична висота b(t) пов'язані зі змінними стану як (18) і (19).

$$\gamma(t) = \omega(t) \tag{18}$$

$$b(t) = z(t) \tag{19}$$

Враховуючи наведені вище описи, вимірювання z(t) складається з прискорення a(t), крену та тангажу $^{\Theta(t)}$, кутової швидкості γ (t) і висоти b(t), як зазначено в (20).

$$z(t) = \left[a(t) \;\; \Theta(t) \;\; \gamma(t) \;\; b(t)\right]^T \tag{20}$$

Вимірювання z(t) складається з 9 елементів. Модель вимірювання описує, як вимірювання z(t) пов'язане зі станом x(t) і вхідним сигналом u(t), як представлено (21).

$$z(t) = h(\mathbf{x}(t), \boldsymbol{u}(t)) \qquad (21)$$

Функції вимірювальної моделі h(x(t), u(t)) складаються з (12)–(14) та (17)–(19). Рівняння (12)–(14) передбачають унікальні особливості вимірювання прискорення у випадку літальних апаратів. Прискорення, виміряне в горизонтальній площині, пропорційне швидкості в системі координат транспортного засобу, як зазначено в (12) і (13). Крім того, (14) показує, що сила тяги вимірюється за допомогою прискорення у вертикальному напрямку, де прискорення не пов'язане з прискоренням сили тяжіння [21-23].

Розроблено моделі процесу та вимірювання для квадротора типу 2, показані на рис. 1(b). Рівняння похідної $x^{\cdot}(t)$, $v^{\cdot}(t)$ і $q^{\cdot}(t)$ такі ж, як і відповідні рівняння для квадротора типу 1. Лише рівняння для кутової швидкості $\omega^{\cdot}(t)$ модифікується до (22).

$$\dot{\omega}(t) = \begin{pmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \omega_y(t)\,\omega_z(t) \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \omega_x(t)\,\omega_z(t) \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \omega_x(t)\,\omega_y(t) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{I_{xx}} \{d_2 f_2(t) - d_4 f_4(t)\} \\ \frac{1}{I_{yy}} \{d_3 f_3(t) - d_1 f_1(t)\} \\ \frac{1}{I_{zz}} \{-t_1(t) + t_2(t) - t_3(t) + t_4(t)\} \end{pmatrix} \qquad (22)$$

di ($i \in \{1, 2, 3, 4\}$) – відстань між початком системи координат автомобіля та центром гвинта i, спроектована на площину xy системи координат автомобіля.

Модель процесу для квадротора типу 2 складається з (3), (6), (10) і (22). Модель вимірювання для квадротора типу 2 така ж, як і для квадротора типу 1, і визначається формулами (12)–(14) і (17)–(19).

3 ФІЛЬТР КАЛМАНА ПІДХОДИТЬ ДЛЯ 3D-DMAN

3.1 Використання EKF

Для застосування EKF з використанням моделей процесів і вимірювань, припускається, що невизначеності моделей є додатками, як показано в (23) і (24).

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}(t), \boldsymbol{u}(t)) + v(t), v(t) \sim \mathcal{N}(0, \boldsymbol{Q}(t)) \quad (23)$$

$$z(t) = \boldsymbol{h}(\mathbf{x}(t), \boldsymbol{u}(t)) + \boldsymbol{w}(t), \boldsymbol{w}(t) \sim \mathcal{N}(0, \boldsymbol{R}(t)) \quad (24)$$

У (23) і (24) Q(t) і R(t) є коваріаціями помилок адитивного шуму v(t) і w(t) у моделях процесу та вимірювання відповідно. Визначення адекватних параметрів налаштування Q(t) і R(t) EKF є критичним для використання динамічної моделі для навігації. У нашій заявці невизначеності для моделей (3) і (10) низькі порівняно з моделями (6) і (11). Це пов'язано з тим, що динамічні моделі в (6) і (11) мають більше невизначеностей через силу тяги та крутний момент, які чинить обертання гвинта. Це також стосується (12) і (13) у моделі вимірювання. Перетворення швидкості обертання в силу тяги та крутний момент передбачає невизначене зміщення та значні відхилення, де отримано модель перетворення.

Застосувати EKF просто за допомогою моделі процесу (23) і моделі вимірювання (24). Проте передбачення кватерніонів у реалізації з дискретним часом потребує уваги. Оскільки кватерніони як відношення становлять особливу ортогональну групу SO(3), передбачення кватерніонів має використовувати (25) замість наближеного кускового інтегрування (10) [28].

$$q(t_{i+1}) = q(t_i) \otimes \begin{bmatrix} \cos\left(\|\omega(t_i)\| \dfrac{\Delta t_{i+1}}{2}\right) \\ \dfrac{\omega(t_i)}{\|\omega(t_i)\|} \sin\left(\|\omega(t_i)\| \dfrac{\Delta t_{i+1}}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (25)$$

Наближене кускове інтегрування з використанням (10) призведе до прогнозованого кватерніону, який порушує обмеження одиничної норми, і, таким чином, помилка у передбаченні відношення накопичуватиметься під час повторення процедури фільтрації. Незважаючи на використання (25), норма оціненого кватерніона неминуче відхиляється від одиниці внаслідок чисельного округлення та застосування кроку поправки. Тому коригування кватерніона для нормалізації необхідне після кроку корекції за допомогою (26).

$$\hat{q}(t_{i+1}) \leftarrow \hat{q}(t_{i+1}) + \kappa \left(1 - \left\|\hat{q}(t_{i+1})\right\|^2\right) \hat{q}(t_{i+1}) \quad (26)$$

У нашому додатку поправочний коефіцієнт к встановлено на к = 1.

EKF, застосований до системи з нелінійними моделями процесу та вимірювання, страждає від проблеми стабільності через наближення нелінійної системи до лінійної. Помилки в оцінюваному стані та коваріація помилок попереднього етапу оцінювання підсилюють помилку передбачення. Крім того, приріст Калмана, заснований на неправильно передбаченому стані та коваріації помилок, може несприятливо оновити прогнозований стан і коваріацію помилок і призвести до нестабільних і розбіжних оцінок.

Щоб пом'якшити ефект дегенерації через нелінійність, для 3D-DMAN застосовано інший підхід фільтра Калмана без запаху (UKF). UKF у цьому дослідженні сформульовано на основі припущення про адитивний шум [20]. Оскільки процедура UKF добре відома та описана в [29], [30], описано лише частини, які потребують особливої уваги. Позначення, які використовуються для опису UKF, відповідають [22-25].

Прогнозування стану на основі попередньо оціненого стану та коваріації помилок вимагає зваженого середнього прогнозованих сигма-точок χ k i|i−1, k = 0, 1, · · · , 2L як (27).

$$\hat{\mathbf{x}}_{i|i-1} = \sum_{k=0}^{2L} \eta_k^m \boldsymbol{\chi}_{i|i-1}^k \quad (27)$$

У (27) η_k^m є зважуванням до прогнозованої сигма-точки $\chi_{i|i-1}^k$ для обчислення середнього сигма-точок $\chi_{i|i-1}^k$, k = 0, 1, · · · , 2L. L — розмірність коваріаційної матриці помилок P_i. Для станів положення, швидкості та кутової швидкості алгебраїчні розрахунки згідно з (27) забезпечують зважене середнє. Однак, оскільки кватерніони знаходяться під обмеженням одиничної норми, алгебраїчне додавання кватерніонів, які помножені на вагові коефіцієнти, не забезпечує середнього значення відношень, представлених кватерніонами. Нехай $\chi_{q,i|i-1}^k$ і $\hat{x}_{q,i|i-1}$ позначають кватерніонний компонент сигма-точки $\chi_{i|i-1}^k$ і середнє $\hat{\mathbf{x}}_{i|i-1}$ передбачених

сигма-точок відповідно. Потім процедура, яка обчислює зважене середнє $\bar{q}_{k|k-1}$ кватерніонів $\chi^k_{q,k|k-1}$, k = 0, 1, · · · , 2L, описується як алгоритм 1, де припускається, що ваги дорівнювати, тобто η^m_k =1 2L+1[31], [32]. Метод зберігає обмеження одиничної норми кватерніонів і забезпечує кватерніон, який представляє відносини, описані кватерніонами.

Введення:

- $\chi^k_{q,k|k-1}, k = 0, 1, \cdots, 2L$: одиничні кватерніони, які потрібно усереднити
- $\eta^m_k = \frac{1}{2L+1}, k = 0, 1, \cdots, 2L$:зважування
- ϵ: поріг для вектора корекції; Якщо норма в вектор $\vec{e}$ корекції менше ϵ, більше корекція не потрібна

Результат: - $\bar{q}$**:**зважене середнє кватерніонів

1. Встановити $\bar{q} = \chi^0_{q,k|k-1}$
2. При цьому $|\vec{e}| \leq \epsilon$ робить
3. Для $k = 0, \cdots, 2N$
4. $e_k = \chi^k_{q,k|k-1} \otimes \bar{q}^*$
5. Конвертуємо $e_к$ до еквівалентного вектора $\vec{e}_k$
6. Кінець для
7. $\vec{e} = \frac{1}{2L+1} \sum_{k=0}^{k=2L} \vec{e}_k$
8. Конвертуємо $\vec{e}$ до еквівалентного вектора e
9. $\bar{q} = e \otimes \bar{q}$
10. І тоді перетворюємо на $\bar{q}$

Обмеження одиничної норми на кватерніон як представлення ставлення вимагає особливої уваги при роботі з збуренням і коваріаційною матрицею помилок кватерніонів.

Одиничний кватерніон, що представляє ставлення, має три ступені свободи, хоча він має чотири компоненти. Таким чином, збурення або шум одиничного кватерніону $q(t) = [q_w(t)\ q_x(t)\ q_y(t)\ q_z(t)]^T = [qw(t)\ \bar{q}E(t)]^T$ моделюється вектором $\delta n(t) = [\delta n_x(t)\ \delta n_y(t)\ \delta n_z(t)]^T$, яка має три елементи [32]. Вектор δn(t) збурює відношення. Щоб знайти кватерніон, який порушується вектором збурення δn(t) ,

вектор збурення δn(t) перетворюється на еквівалентний одиничний кватерніон δq(t) . Перетворення v2q(δn(t)) визначається як (28).

$$\delta q(t) = \text{v2q}(\delta \boldsymbol{n}(t)) \triangleq \begin{bmatrix} \delta q_w(t) \\ \delta \bar{q}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{\|\delta \boldsymbol{n}(t)\|}{2}\right) \\ \frac{\delta \boldsymbol{n}(t)}{\|\delta \boldsymbol{n}(t)\|} \sin\left(\frac{\|\delta \boldsymbol{n}(t)\|}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (28)$$

Перетворений одиничний кватерніон δq(t), який еквівалентний δn(t), множиться на вихідний одиничний кватерніон q(t), що призводить до збуреного одиничного кватерніону $q_n^+(t)$, як показано (29).

$$q_n^+(t) = q(t) + \delta \boldsymbol{n}(t) \triangleq q(t) \otimes \text{v2q}(\delta \boldsymbol{n}(t)) \quad (29)$$

Рівняння (29) визначає додавання вектора збурення δn(t) до кватерніона q(t) як множення δq(t) на q(t). Подібним чином, обернений еквівалентний одиничний кватерніон δq(t) множиться на вихідний одиничний кватерніон, q(t), що призводить до іншого збуреного одиничного кватерніону $q_n^-(t)$, як показано (30).

$$q_n^-(t) = q(t) - \delta \boldsymbol{n}(t) \triangleq q(t) \otimes (\text{v2q}(\delta \boldsymbol{n}(t)))^* \quad (30)$$

І навпаки, щоб обчислити коваріацію помилки, пов'язану з невизначеністю позиції, потрібно перетворити збурення кватерніону $\delta q(t) = [\delta q_w(t) \ \ \delta \bar{q}(t)]^t$ у вектор тривимірного збурення δn(t). Операція перетворення q2v(δq(t)) визначається як (31).

$$\delta \boldsymbol{n}(t) = \text{q2v}(\delta q(t)) \triangleq \boldsymbol{u}_{\delta q}(t)\, \theta_{\delta q}(t) \quad (31)$$

де,

$$\boldsymbol{u}_{\delta q}(t) = \frac{\vec{\delta q}(t)}{\left\| \vec{\delta q}(t) \right\|} \tag{32}$$

$$\theta_{\delta q}(t) = 2\,\mathrm{atan2}\left(\left\| \vec{\delta q}(t) \right\|, \delta q_w(t) \right) \tag{33}$$

Перетворення вектора збурення в еквівалентний кватерніон необхідне на двох етапах застосування UKF. По-перше, це необхідно під час обчислення матриці сигма-точок χ_{i-1} з розкладу Холеського $\sqrt{P_{i-1}}$ матриці коваріації помилок P_{i-1}, яка оцінюється на попередній ітерації UKF. Додавання та віднімання вектора збурення $\sqrt{L+\lambda}\sqrt{P_{i-1}}$ до та зі стану $\hat{\mathbf{x}}_{i-1}$, який оцінюється на попередній ітерації, вимагається як (34).

$$\chi_{i-1} = \left[\hat{\mathbf{x}}_{i-1} \hat{\mathbf{x}}_{i-1} + \sqrt{L+\lambda}\sqrt{\boldsymbol{P}_{i-1}} \right. \\ \left. \times \hat{\mathbf{x}}_{i-1} - \sqrt{L+\lambda}\sqrt{\boldsymbol{P}_{i-1}} \right] \tag{34}$$

У (34) λ є параметром, який регулює розкид векторів сигма-точок у χ_{i-1}. Матриця сигма-точок χ_{i-1} складається з 2L + 1 векторів сигма-точок. Кожен вектор сигма-точок має 13 компонентів як вектор стану x(t), який вказано в (1). Обчислення $\hat{\mathbf{x}}_{i-1} + \sqrt{L+\lambda}\sqrt{P_{i-1}}$ використовує (29), а обчислення $\hat{\mathbf{x}}_{i-1} - \sqrt{L+\lambda}\sqrt{P_{i-1}}$ використовує (30), щоб знайти кватерніонну частину точок сигми. По-друге, перетворення вектора в кватерніон використовується при оновленні прогнозованого стану з використанням підсилення Калмана та інновації вимірювання, як показано (35).

$$\hat{\mathbf{x}}_i = \hat{\mathbf{x}}_{i|i-1} + \boldsymbol{K}_i(z_i - \hat{z}_{i|i-1}) \tag{35}$$

У (35) підсилення Калмана, K_i, має розмірність 12 × 9, а $K_i(z_i - \hat{z}_{i|i-1})$ має 12 елементів. Щоб оновити кватерніон, $K_i(z_i - \hat{z}_{i|i-1})$ забезпечує лише три елементи вектора корекції. Тому поправковий вектор слід перетворити на еквівалентний

поправковий кватерніон згідно (28). Тоді (29) і (30) слід застосувати до оновлення вимірювань кватерніонної частини стану.

UKF вимагає перетворення кватерніона в тривимірний вектор у два етапи. По-перше, обчислення коваріації помилки $P_{i|i-1}$ прогнозованого стану з поширених сигма-точок $\chi^k_{i|i-1},\ k = 0, 1, \cdots, 2L$, як показано в (37), вимагає перетворення.

$$e\chi^k_{i|i-1} = \chi^k_{i|i-1} - \hat{\mathbf{x}}_{i|i-1}, \quad k = 0, 1, \cdots, 2L \tag{36}$$

$$\boldsymbol{P}_{i|i-1} = \boldsymbol{Q}_{i|i-1} + \sum_{k=0}^{2L} \eta^c_k \left(e\chi^k_{i|i-1}\right)\left(e\chi^k_{i|i-1}\right)^T \tag{37}$$

У (36) $\chi^k_{i|i-1}$ є k-им прогнозованим вектором сигма-точок стану x(t) при t = ti. Параметри $\eta^c_k,\ k = 0, \cdots, 2L$ є ваговими коефіцієнтами для обчислення коваріації помилки. В (36), обчислення вектора відхилення $e\chi^k_{q,i|i-1}$ кватерніона $e\chi^k_{q,i|i-1}$ від $\hat{\mathbf{x}}_{q,i|i-1}$ вимагає такої операції (38).

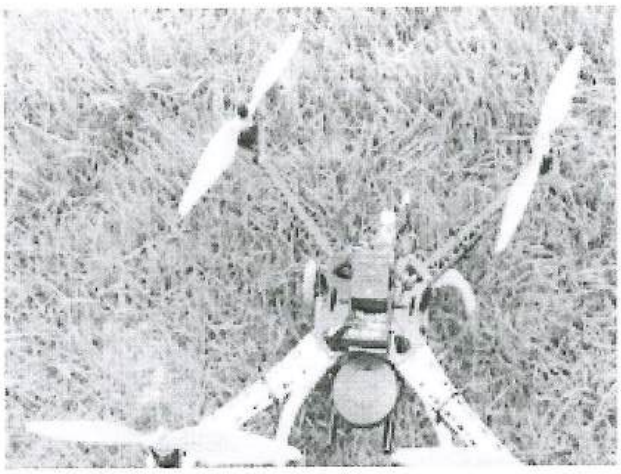


Рис 3.1. Квадрокоптер для експерименту

$$\begin{aligned} e\chi^k_{q,i|i-1} &= \chi^k_{q,i|i-1} - \hat{\mathbf{x}}_{q,i|i-1} \\ &\triangleq \mathrm{q2v}\left(\chi^k_{q,i|i-1} \otimes \hat{\mathbf{x}}^*_{q,i|i-1}\right) \end{aligned} \tag{38}$$

Другий етап, який вимагає перетворення кватерніонів у вектори, обчислює перехресну коваріацію P^{xz}_i між станом x_i та вимірюванням z_i, як показано (39).

$$P_i^{xz} = \sum_{k=0}^{2L} \eta_k^c \left(e\chi_{i|i-1}^k \right) \left(\Psi_{i|i-1}^k - \hat{z}_{i|i-1} \right)^T \qquad (39)$$

У (39) кватерніонна частина ${}^{e}\chi_{q,i|i-1}^k$ з ${}^{e}\chi_{i|i-1}^k$ обчислюється за (38). Прогнозовані вимірювання $\Psi_{i|i-1}^k$, k = 0, · · ·, 2L є вимірюваннями, розрахованими шляхом застосування моделі вимірювання (21) з використанням сигма-точок χ_{i-1}^k, k =0, · ·, 2L як вхідних даних , як показано в (40).

$$\Psi_{i|i-1}^k = \boldsymbol{h}(\chi_{i-1}^k, \boldsymbol{u}_{i-1}), \quad k = 0, \cdots, 2L \qquad (40)$$

Реалістичність 3D-DMAN перевіряється за допомогою експериментів з використанням невеликого квадрокоптера. Реалізації 3D-DMAN які використовують EKF та UKF, називаються 3D-DMAN-EKF та 3D-DMAN-UKF відповідно. Продуктивність обох вищезгаданих методів 3D-DMAN порівнюються з показниками 2D-DMAN та ecl-EKF [17], [24]. По-перше, функції які перетворюють частоту обертання гвинта в тягу силу та крутний момент, отримані експериментальним шляхом. Потім за допомогою дистанційного керування збираються дані вимірювань за допомогою дистанційно керованого польоту квадрокоптера. 3D-DAMN, ecl-EKF та 2D-DMAN застосовуються для оцінки положення, швидкості та відношення квадрокоптера. Нарешті, перевірено, що якщо 3D-DMAN-UKF використовує ГНСС, як це робить ecl-EKF, він працює краще, ніж ecl-EKF. На рис. 3.4 показано квадрокоптер, який використовувався для експерименту. Квадрокоптер має конфігурацію типу 1, і використовується модель в використовується модель.

3.2 Динамічна модель пропелера

Команда на обертання гвинта подається за допомогою тривалістю імпульсу (PW) в мкс. Команда PW - тривалість імпульсу, що керує двигуном в межах 2. 5 мс, який генерує сигнал широтно-імпульсної модуляції (ШІМ) частотою 400 Гц для приводу двигуна. Перетворення команди PW в число обертів необхідне тому,

що сила тяги і крутний момент зазвичай моделюються як функції від числа обертів. На рис. 3.5 показано обладнання та установку для проведення експерименту з для отримання динамічної моделі гребного гвинта.

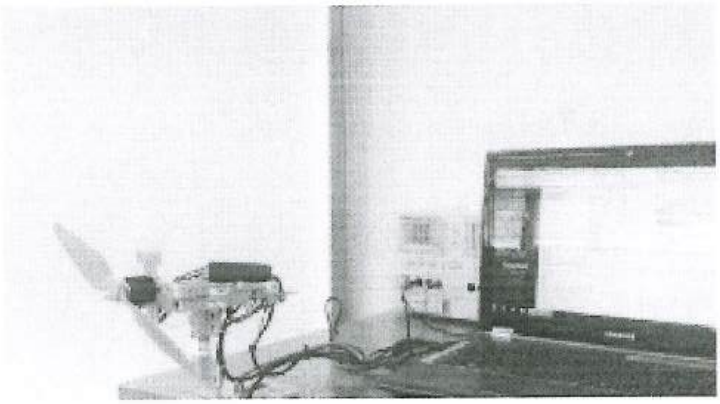


Рис 3.2. Тест для виведення динамічної моделі гвинта

На рис. 3.6 показано частоту обертання з PW 1-го гвинта. Використовуючи даних експерименту отримана таблиця перерахунку від отримана таблиця перерахунку від PW до RPM, яка використовується для перерахунку, замість того, щоб замість визначення явної функції від потужності до частоти обертання. Як показано на рис. 3.6, частота обертання зростає зі збільшенням PW до тих пір, поки PW не досягне 1544 мкс. PW зменшується зі збільшенням значення 1545 мкс. Область значень PW поділяється на шість діапазонів в залежності від значення PW та фази наростання та спаду PW. Якщо PW нижче 1140 мкс, пропелер не обертається.

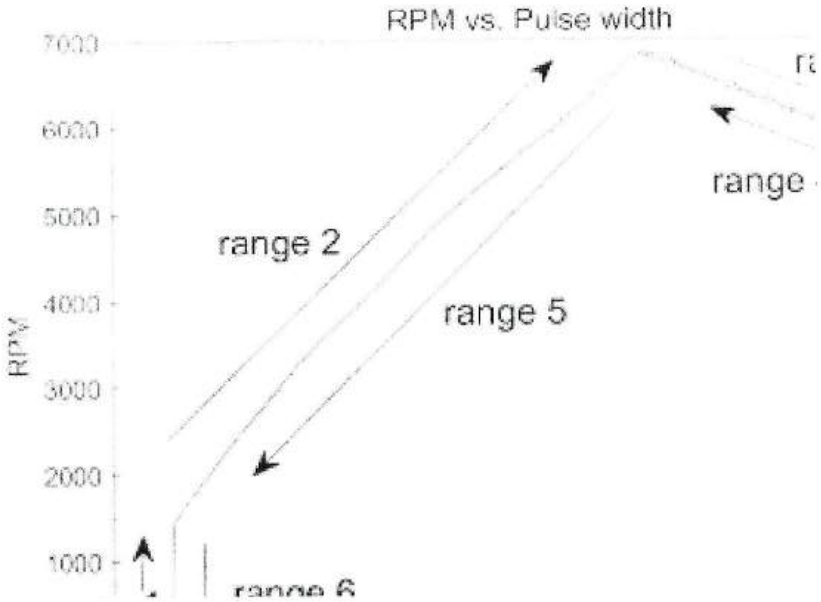


Рис 3.3. Залежність ширини імпульсу від частоти обертання гвинта

Під час льотних випробувань більшість команд PW потрапляють в діапазоні 900 мкс-1500 мкс, а команда PW надходить рідко і миттєво понад 1500 мкс. Тому діапазон PW 2 і 5 є кращим діапазоном для перетворення PW в число обертів. У діапазоні PW 2 і 5 перетворення є більш надійніше, ніж перетворення в діапазоні 3 і 4, як показано на рис. 3.6. Крім того, в діапазоні PW 2 і 5 тяга сила і крутний момент визначаються від числа обертів з меншою невизначеністю, ніж в інших діапазонах.

3.3 Перерахунок числа обертів в силу тяги і крутний момент

Сила тяги повітряного гвинта залежить від числа обертів і діапазону роботи. Прийнято вважати, що сила тяги k-го гвинта пропорційна квадрату частоти обертання з коефіцієнтом пропорційності α k, як показано в (41).

$$f_k(t) = \alpha_k r_k^2(t), \quad k = 1, \cdots, 4$$

Аналогічно, модель крутного моменту, який пропорційний квадрату квадрату частоти обертання з коефіцієнтом пропорційності β k як (42) є загальновживаною.

$$t_k(t) = \beta_k r_k^2(t), \quad k = 1, \cdots, 4 \qquad (42)$$

Значення коефіцієнтів α = (α 1 α 2 α 3 α 4)T і β = (β 1 β 2 β 3 β 4)T побудувати динамічну модель для гребного гвинта. В експериментах сила тяги та крутний момент вимірюються за допомогою приладу, зображеного на рис. 3.5. Залежність сили тяги від частоти обертання 1-го гвинта зображено на рис. 3.7. Одиниця виміру сили тяги - кгс. Сині точки на рис. 3.7 позначають силу тяги, отриману в результаті вимірювання, а червона лінія модель, отримана за результатами вимірювань.



Рис 3.4. Сила тяги в залежності від обертів і діапазону революції.

Залежність крутного моменту від частоти обертання показана на рис. 3.8. Величина крутного моменту, що створюється гвинтом, менша за сили тяги приблизно в 3 рази, тому вимірювання крутного моменту має більшу невизначеність, ніж сили тяги через низьку чутливість приладу, як показано на рис. 6. Через низьку якість приладу встановлено, що сила та крутний момент, виміряні обладнанням, є менші, ніж належні для польоту сила і момент. Сила тяги сила для зависання повинна дорівнювати вазі квадрокоптера; однак було встановлено, що сума сил тяги чотирьох гвинтів чотирьох гвинтів менша за вагу квадрокоптера. Тому моделі, отримані на рис. 3.7 і 3.8, не були використані, а застосовано інший метод знаходження динамічної моделі гвинта використано інший метод пошуку динамічної моделі гвинта.



Рис 3.5. Крутний момент залежності від частоти обертання та діапазону обертів.

Для моделі сили тяги оцінка методом найменших квадратів отримано методом найменших квадратів з використанням (14). Переписування (14) для часу t = ti з використанням (41) отримаємо (43).

$$r_1^2(t_i)\alpha_1 + r_2^2(t_i)\alpha_2 + r_3^2(t_i)\alpha_3 + r_4^2(t_i)\alpha_4 = ma_z($$

Під час польоту квадрокоптера реєструються частота обертання повітряних гвинтів rk(ti) , k = 1, - - - , 4, та прискорення за напрямком z az(ti) реєструються під час польоту квадрокоптера. Застосовуючи дані до (43) і збираючи результатів для часу ti, i = 1, - - - , N, дає (44) для підходу до розв'язання методом найменших квадратів.

$$\boldsymbol{R}_f \boldsymbol{\alpha} = \boldsymbol{f}_z$$

$$\boldsymbol{R}_f = \begin{pmatrix} r_1^2(t_1) & r_2^2(t_1) & r_3^2(t_1) & r_4^2(\\ r_1^2(t_2) & r_2^2(t_2) & r_3^2(t_2) & r_4^2(\\ \vdots & & & \vdots \\ r_1^2(t_N) & r_2^2(t_N) & r_3^2(t_N) & r_4^2(\end{pmatrix}$$

$$\boldsymbol{f} = \begin{pmatrix} ma_z(t_1) \\ ma_z(t_2) \end{pmatrix}$$

Розв'язання (44) для α методом найменших квадратів дає коефіцієнти сили тяги для гвинтів у вигляді (45).

$$\alpha = \left(R_f^T R_f\right)^{-1} R_f^T f_z$$

У випадку моделі крутного моменту остання складова ω z(t) в (11) має вигляд використовується для отримання методу найменших квадратів. Об'єднання (11) та (42) приводить до (46).

$$-r_1^2(t_i)\beta_1 + r_2^2(t_i)\beta_2 - r_3^2(t_i)\beta_3 + r_4^2(t_i)\alpha_4 = \tau_z($$

where,

Під час польоту квадрокоптера реєструються частота обертання повітряних гвинтів rk (ti) , k = 1, - - - , 4, та кутова швидкість ω (ti).

ω (ti) реєструються під час польоту квадрокоптера.

Застосовуючи дані до (46) і збираючи результати для часу ti , i = 1, - - - , N, дає (47) для застосування методу методу найменших квадратів.

$$R_i \beta = \tau_z$$

де,

$$R_i = \begin{matrix} -r^2_1(t_1) & r^2_2(t_1) & -r^2_3(t_1) & r^2_4(t_1) \\ -r1\,(t_2) & r^3_2(t_2) & -r3^2(t_2) & r^3_4(t_2) \\ -r^2_1(t_N) & r^2_2(t_N) & -r^2_3(t_N) & r^2_4(t_N) \\ I_{zz}\dot{\omega}(t_1) - (I_{xx} - I_{yy})\omega_y(t_1)\omega_x(t_1) \\ I_{zz}\dot{\omega}(t_2) - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x(t_2)\omega_y(t_2) \end{matrix}$$

Розв'язання (47) для β методом найменших квадратів дає (48) для коефіцієнтів крутного моменту гвинтів.

$$\beta = \left(R_i^T R\right)^{-1} R_i^T \tau_z$$

Для розрахунку коефіцієнтів було зібрано 10 000 даних. Дані розбиті на 100 наборів, кожен з яких має кількість даних N 100. Кожен набір даних використовується для застосування (45) і (48), і розраховується 100 наборів коефіцієнтів. Потім 100 наборів коефіцієнтів усереднюються для отримання

результату. Порівняння рис. 3.7 і рис. 3.8 свідчить про те, що невизначеність крутного моменту значно більша, ніж невизначеність сили тяги.

Тому складові Q(t) і R(t), які відповідають крутному моменту, що створюється гвинтами, слід встановлювати більшими, ніж складові, що відповідають силі тяги. При перетворенні команди PW в силу тяги і крутний момент реалізуються ЕКФ і УКФ з використанням моделей процесу і забезпечення, представлених в роботі. Квадрокоптер здійснював політ на висоті 10 м по прямокутній траєкторії з підтриманням постійної висоти. Час польоту становив 45 с, а відстань польоту - 190 м. Квадрокоптер використовує блок управління польотом Pixhawk v2 (3DR, Берклі, Каліфорнія, США) [33], [34]. Pixhawk v2 має внутрішній акселерометр, гіроскоп, барометричний висотомір та виділений процесор. Гіроскоп вимірює кутову швидкість трьох осей до 2000 град/с, з максимальною частотою виводу даних 8000 Гц, середньоквадратичним шумом 0,1◦ /с, нелінійним ність 0,1%, а спектральна щільність шуму 0,01◦ /с/ Гц. Акселерометр вимірює прискорення трьох осей при максимальній частоті вихідних даних 4000 Гц, не лінійність ±0,5%, середньоквадратичне значення n√шуму 8.

N. Y. Ko та ін. : Тривимірний ДМАН багатороторних БПЛА ВИПУСК 7, 2019 170735 ± ± атмосферного тиску в діапазоні від 10 мбар до 1200 мбар, з точністю до 1,5 мбар при 25◦ C та атмосферному тиску 750 мбар. Роздільна здатність його вимірювань - до 10 см, а найнижча час перетворення - 1 мс. 3D-DMAN, 2D-DMAN та ecl-EKF застосовуються з використанням одних і тих же даних вимірювань. Квадрокоптер оснащений MEMS AHRS, барометричним висотоміром та GNSS. У випадку 2DDMAN та 3D-DMAN GNSS не використовується, тоді як ecl-EKF використовує GNSS для вимірювання швидкості та місцезнаходження. Навігаційні дані RTK GPS використовуються як еталон, на основі якого розраховуються похибки оціночних навігаційних даних. Всі вимірювання для 3D-DMAN схильні до впливу шумів. Вібрація квадрокоптера додає високочастотний шум до вимірювань прискорення та кутової швидкості. Частота обертання пропелера та висота, отримана за допомогою барометричного

висотоміра, також містять високочастотні шуми. Для зменшення впливу вібрації транспортного засобу на вимірювання датчик кріпиться до транспортного засобу з використанням демпфуючого матеріалу. Оскільки компенсація високочастотних шумів за допомогою демпферного механізму є недостатньою, для зменшення шумів використовується фільтр низьких частот.

2D-DMAN видає чотири оціночні значення: дві компоненти швидкостіb vx (t) ib vy (t) в горизонтальній площині системи координат квадрокоптера, крен φ(t) і тангаж θ (t). Оскільки 2D-DMAN не надає місцеположення та швидкість у світовій системі координат, результати не можна безпосередньо порівнювати з результатами методів 3D-DMAN та eclEKF, які дають місцеположення, швидкість та орієнтацію у світовій системі координат. Тому для порівняння трьох методів швидкості, отримані методами 3D-DMAN та ecl-EKF, конвертуються в квадроторну систему координат. Розрахункове місцезнаходження і швидкість у світовій системі координат та орієнтація, отримані за допомогою 3DDMAN та ecl-EKF, порівнюються для підтвердження того, що 3D-DMAN може бути альтернативою для навігації в умовах відсутності ГНСС.

3.3 Неспіввісність датчиків

Другий доданок q(t) ⊗ ar (t) ⊗ q ∗ (t) з (6) показує спектральна щільність 300 мкг/Гц в малошумному режимі, з що крен впливає на швидкість в напрямку y, а тангаж - на максимальний діапазон вимірювання16g, який залежить від налаштування параметрів. Барометричний висотомір вимірює x - швидкість у напрямку x. 3D-DMAN виводиться в припущенні, що система координат датчика однакова в якості системи координат транспортного засобу. Якщо між системою координат транспортного засобу та системою координат датчика, який вимірює прискорення та кутову швидкість, є неспіввісність, то розраховане положення відрізняється від положення транспортного засобу. Похибка в оцінці крену та тангажу спричиняє похибку в оцінці швидкості. Тому необхідне калібрування, яке перетворює прискорення та кутову швидкість, виміряні за допомогою датчика, у виміряні в системі координат транспортного засобу. Для визначення

розбалансування датчика за напрямками x та y здійснюється розрахунок крену та тангажу за формулами (15) та (16) у стані зависання, при якому крен та тангаж літального апарату дорівнюють нулю. Розраховані крен і тангаж є поворотом системи координат датчика в напрямку x і в напрямку y відносно системи координат транспортного засобу. На основі даних, виміряних у стані зависання, обчислюються крен і тангаж, які становлять 3 градуси і 0,5 градуса відповідно. Цей поворот використовується для перетворення прискорення і кутової швидкості, виміряних датчиком, в прискорення і кутову швидкість транспортного засобу. Датчик кріпиться до транспортного засобу за допомогою демпфірувального матеріалу, щоб зменшити вплив вібрації транспортного засобу на вимірювальний прилад. Тому невелике зусилля може змінити орієнтацію датчика. Перед використанням 3D-DMAN необхідно провести розрахунок неспіввісності та калібрування.

На рис. 3.9 та рис. 3.10 наведено порівняння розрахункових швидкостей в системі координат транспортного засобу та світовій системі координат відповідно. Порівнюються швидкості, отримані за допомогою 3DDMAN-EKF, 3D-DMAN-UKF, 2D-DMAN та ecl-EKF.

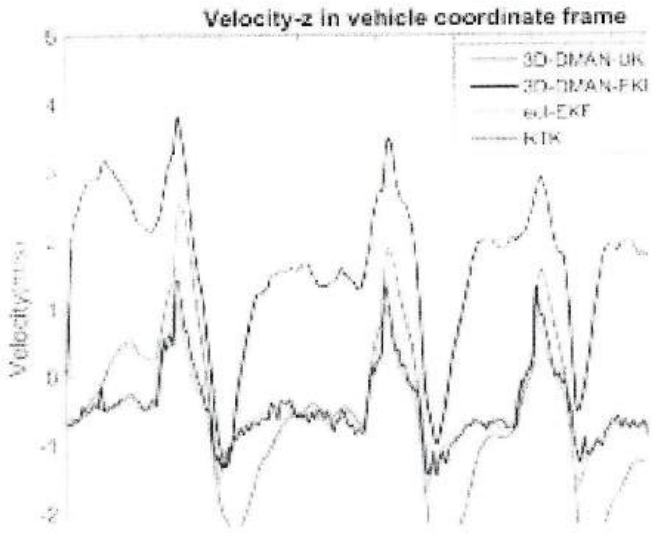


Рис. 3.6. Рахункові швидкості, представлені в координатах транспортних засобів.

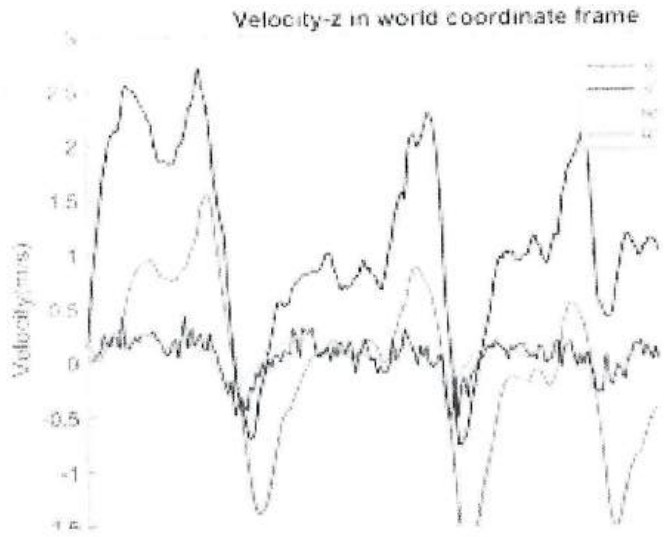


Рис 3.7. Розрахункові швидкості, представлені у світовій координаті.

Швидкості, отримані за допомогою RTK GPS, використовуються як еталонні, оскільки вони вважаються найбільш близькими до істинних значень швидкостей, доступних в нашому дослідженні. Статистичний аналіз похибки оцінки швидкості за допомогою RTK GPS. Для похибок наведено середнє значення (Mn), середнє значення абсолютної похибки (MnA), середньоквадратичне відхилення (Std) та середньоквадратичне відхилення (RMS). Іноді нижче середнє значення не означає кращу оцінку, оскільки Mn може стати низьким, якщо помилки з'являються в протилежних напрямках і компенсують одна одну, навіть якщо величина помилок є великою. Тому середньоквадратичне відхилення або MnA є більш прийнятним показником, ніж Mn, для порівняння ефективності методів через статистику помилок. На рис. 9 показано середньоквадратичну похибку швидкості в системі координат транспортного засобу. 3D-DMAN-UKF демонструє кращу оцінку порівняно з 2D-DMAN та 3D-DMAN-EKF.

Якщо 3D-DMAN-UKF використовує місцезнаходження та швидкість, виміряні за допомогою ГНСС, як гарантію, як і у випадку з eclEKF, він оцінює швидкість краще, ніж ecl-EKF, як показано на рис.3.11. Оцінки швидкості 3D-DMAN-EKF та 3D-DMAN-UKF є менш надійними, ніж оцінки ecl-EKF, але кращими, ніж оцінки 2D-DMAN. Крім того, 3D-DMAN оцінює швидкість у

повному тривимірному просторі. Оцінка швидкості є критичною проблемою, яка погіршує якість навігації, якщо відсутня ГНСС. Хоча існують певні помилки та упередження, швидкості, отримані за допомогою методів 3D-DAMN, є корисними, оскільки вони надають інформацію про рух за напрямком та відносною швидкістю.

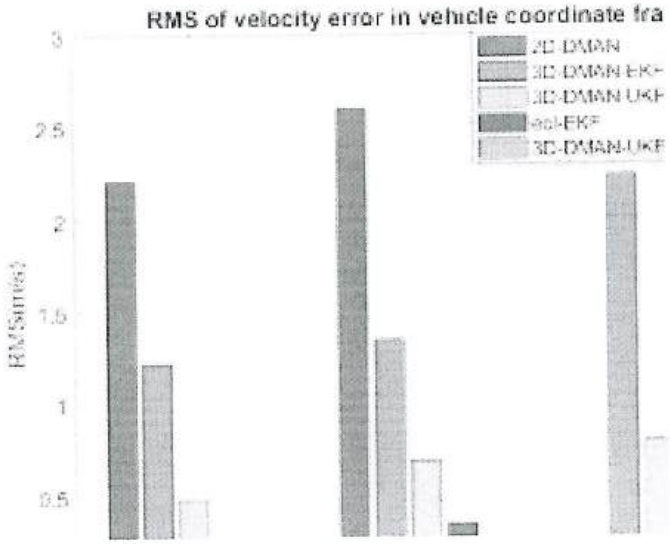


Рис. 3.8. Порівняння похибки оцінки швидкості координати транспортного засобу.

Крім того, 3D-DMAN-UKF оцінює швидкість краще, ніж 3D-DMAN-EKF та 2D-DMAN. Розрахована швидкість за допомогою 3D-DMAN-UKF є корисною для оцінки місцезнаходження, хоча похибка в оцінці місцезнаходження збільшується з часом і відстанню. На відміну від цього, швидкість, розрахована з використанням тільки вимірювання прискорення MEMS-акселерометра, становить практично не використовується для оцінки швидкості та визначення місцезнаходження. На рис. 8 показані розрахункові швидкості в світовій системі координат. Розрахункові швидкості порівнюються зі швидкостями, розрахованими за допомогою ecl-EKF. Швидкість у напрямку y, розрахована за допомогою 3D-DMAN-EKF, є більшою як за еталонну, так і за швидкість, розраховану за допомогою ecl-EKF.

N. Y. Ko та ін. : Тривимірний ДМАН багатороторних БПЛА ВИПУСК 7, 2019 170739 - - Це впливає на траєкторію, розраховану за допомогою 3D-DMAN-EKF. 3D-DMAN-UKF забезпечує кращі оцінки швидкості, ніж 3D-DMAN-EKF, і, таким чином, кращу траєкторію.

3.4 Результат оцінки ставлення

Крен і тангаж оцінюються за допомогою 2D-DMAN, 3D-DMAN-EKF, 3D-DMAN-UKF і ecl-EKF. Рискання оцінюється за допомогою 3D-DMAN-EKF, 3D-DMANUKF та ecl-EKF. Оскільки ecl-EKF використовує GNSS і широко використовується для навігації квадрокоптерів, ми розглядали ecl-EKF як найкращий оцінювач орієнтації серед усіх методів. Положення, оцінене за допомогою ecl-EKF, використовується як еталонне для порівняння похибки положення інших методів. На рис. 3.12 показано ставлення, оцінене за допомогою методів. На рис. 3.13 порівнюються середньоквадратичні похибки оцінювання відношення методами. 3D-DMAN-UKF демонструє найкращу оцінку крену, тангажу та рискання. Похибки оцінки крену та тангажу 2DDMAN менші, ніж у 3D-DMAN-EKF. Це пояснюється тим, що 2D-DMAN припускає, що висота польоту є постійною, тоді як 3D-DMAN-EKF оцінює фактичну висоту і курс одночасно без припущення про рівний політ. 3D-DMAN-UKF є кращим за 2D-DMAN щодо оцінки орієнтації, навіть без припущення про рівний політ. Азимут відіграє основну роль в оцінці швидкості квадрокоптера, оскільки швидкість залежить від азимута q(t), як показано в (6). Тому покращена оцінка кута нахилу за допомогою 3D-DMAN-UKF сприяє покращенню оцінки швидкостей за допомогою 3DDMAN-UKF.

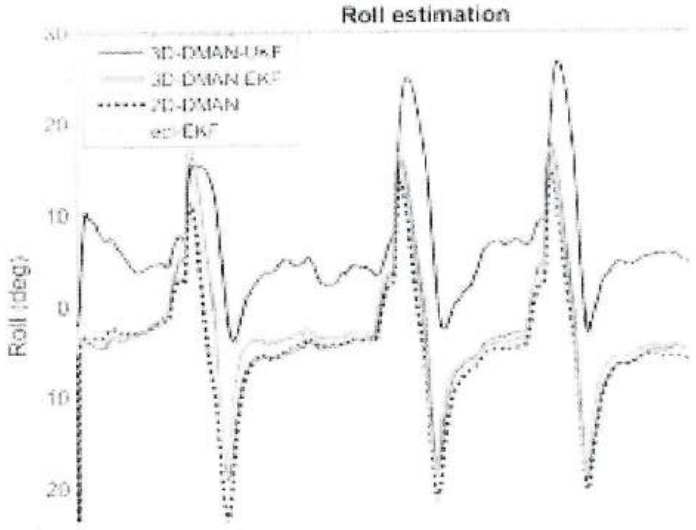


Рис. 3.9. Розрахункове ставлення

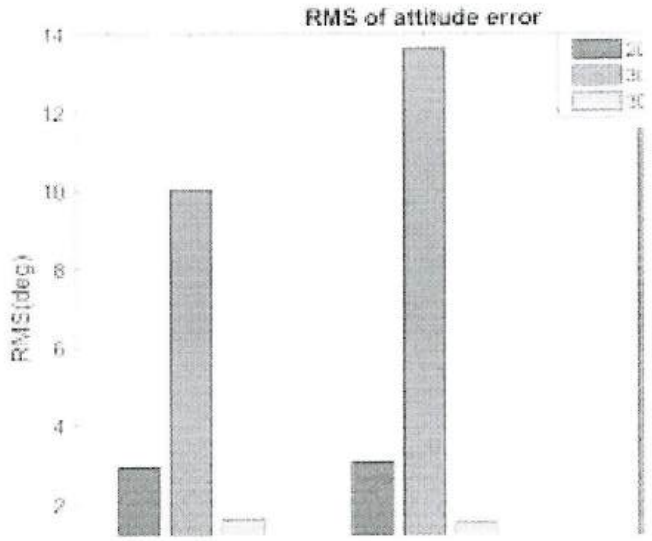


Рис 3.10. Порівняння похибок оцінки ставлення

На рис. 3.10 показані розрахункові траєкторії з використанням цих методів. Квадрокоптер пролітає 190 м за 45 с, в результаті чого виходить прямокутна траєкторія з чотирма прямими відрізками. Під час польоту по першій ділянці траєкторія, розрахована за допомогою 3D-DMAN-EKF, відхиляється від траєкторії, визначеної за допомогою RTK GPS.

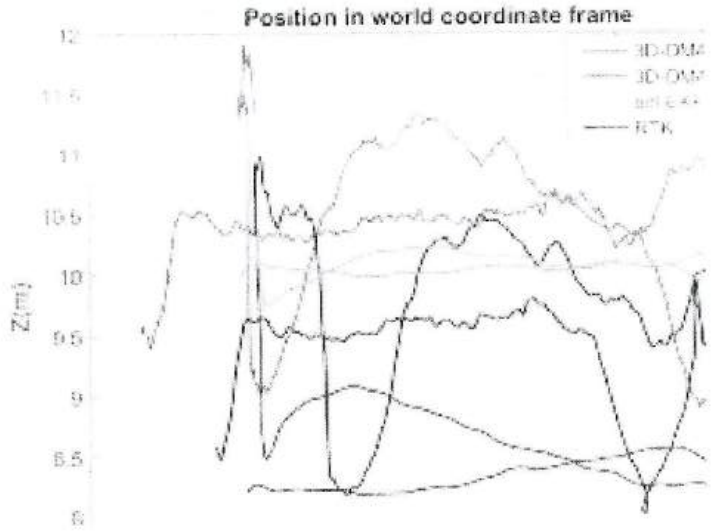


Рис 3.11. Траєкторії, оцінені за допомогою методів вимірювання.

Розрахункова траєкторія утворює прямокутник, нахилений проти годинникової стрілки від прямокутника, утвореного траєкторією, заданою RTK GPS. Нахил викликаний ненульовою швидкістю в напрямках x та y на відрізках, де швидкості повинні бути рівними нулю. Як показано на рис. 3.10, швидкість у напрямку x на першому та третьому відрізках та швидкість у напрямку y на другому та четвертому відрізках повинні бути приблизно рівними нулю, як визначено за допомогою RTK GPS. Однак, на рис. 8(а) показано, що швидкість у напрямку x становить приблизно від 1 м/с до 2 м/с та 2 м/с у першому та третьому сегментах, відповідно. Крім того, у другому і четвертому сегментах швидкість у напрямку y становить приблизно 2 м/с і 2 м/с, відповідно, як показано на рис. 3.10. Крім того, відстань переміщення, оцінена за допомогою 3D-DMAN-EKF, є більшою, ніж фактична відстань переміщення, визначена за допомогою RTK GPS.

Це узгоджується з результат оцінки швидкості x-направленої хвильової хвилі, отриманий за допомогою 3D-DMAN-EKF в системі координат автомобіля, який є більшим за фактичну швидкість, отриману за допомогою RTK GPS (рис. 3.9).

3D-DMAN-UKF забезпечує прямокутну траєкторію, яка не має нахилу, на відміну від 3D-DMAN-EKF. Оцінка крену 3D-DMAN-UKF має меншу похибку, ніж 3D-DMAN-EKF. Таким чином, оцінка крену по осі Y швидкість в системі

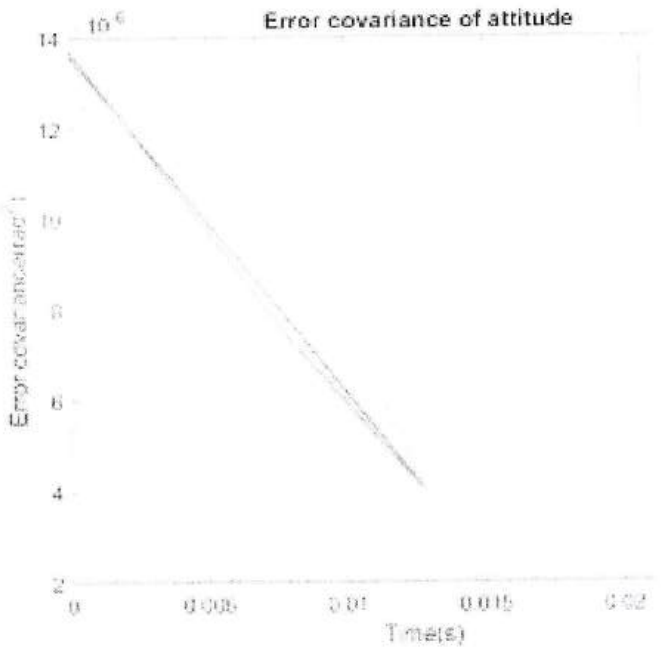
координат автомобіля за допомогою 3D-DMAN-UKF є більш достовірною, ніж за допомогою 3D-DMAN-EKF. Дрейф у напрямку у в системі координат транспортного засобу зменшується при використанні 3D-DMAN-UKF. На краях траєкторії розрахункова траєкторія не слідує за фактичним поворотом відразу. Затримка і повільний поворот частково пояснюється затримкою оцінки 3D-DMAN, яка використовує відфільтровані дані вимірювань для зменшення високочастотного шуму. Відфільтровані вимірювання демонструють затримку, і оцінка напрямку руху на основі відфільтрованих вимірювань також страждає від затримки. У пункті призначення місця розташування, оцінені за допомогою 3D-DMAN-EKF, 3D-DMAN-UKF і ecl-EKF, становлять 11,64 м, 22,3 м та 1,92 м від місця розташування, визначеного за допомогою RTK GPS, відповідно. Хоча відхилення 3DMAN-UKF є більшим, ніж у 3D-MAN-EKF в пункті призначення, результати 3D-DMAN-UKF демонструють кращу оцінку місцезнаходження, ніж 3DDMAN-EKF. На прямих ділянках польоту 3D-DMANUKF дає оцінку траєкторії з меншим відхиленням, ніж 3D-DMAN-EKF.

Якщо в якості оцінок для 3D-DMAN-UKF використовуються швидкість та місцезнаходження з ГНСС, то похибка оцінки зменшується до величини, меншої за похибку оцінки за ecl-EKF.

3.5 Обговорення результатів експерименту

Одним з найбільш важливих внесків динамічної моделі в 3D-DMAN є те, що вона оцінює швидкість у світовій системі координат, яка інтегрується з оціненим положенням для оцінки траєкторії. Без допомоги динамічної моделі недорога навігація на основі МЕМСАГРС неминуче призводить до серйозних розбіжностей у швидкості. Аналіз похибки оцінки ставлення (Одиниця виміру: градус). Порівняння похибок оцінок ставлення. Аналіз похибок оцінки траєкторії (Одиниця виміру: м). максимум за кілька десятків секунд. Загальновизнано, що прискорення, розраховане за допомогою недорогого МЕМС AHRS, не є адекватним для розрахунку швидкості. Хоча швидкість, розрахована за

допомогою 3D-DMAN, не настільки надійна, як швидкість, розрахована за допомогою ecl-EKF або GNSS, вона корисна для тимчасової навігації, щоб впоратися з несподіваною втратою GNSS. Коваріація похибки та інновація вимірювань свідчать про збіжність 3D-DMAN-UKF. Коваріація похибки кута місця та кутової швидкості 3D-DMAN-UKF показана на рис. 3.12.



(a) Error covariance of the attitude in Euler

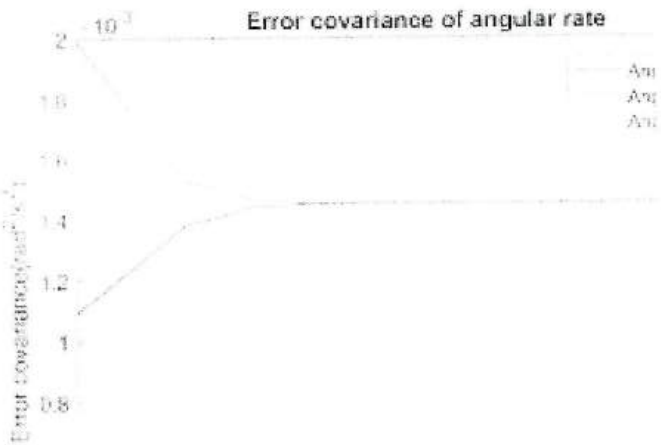


Рис 3.12. Помилка коваріації орієнтації та кутової швидкості.

На рис. 3.13 показана інноваційність вимірювання крену та тангажу. Коваріація похибки визначення кута місця наближається за 0,015 с до значення 4 10−6 рад2 для всіх кутів крену, тангажу та рискання. Коваріація похибки кутової

швидкості навколо осей x та y сходиться до однакового значення 1,45 10−3 0 рад2 /сек2, за 0,04 сек, а коваріація похибки кутової швидкості навколо осі z сходиться до 0,2 10−3 рад2 /сек2, за 0,04 сек.

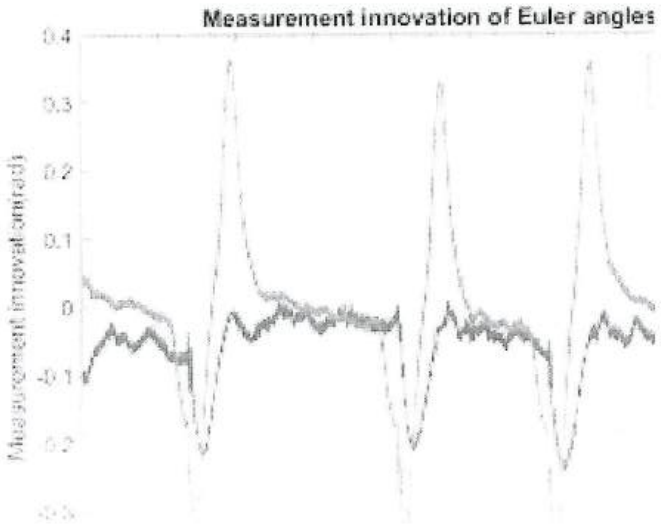


Рис. 3.13. Інновація вимірювання ориентації в кутах Ейлера

Інновації у вимірюванні крену та тангажу змінюється кожного разу, коли квадрокоптер змінює курс, а потім знову сходиться нижче 0,1 градуса за абсолютною величиною. Це свідчить про те, що 3DDMAN є стійким до зміни відношення. 2D-DMAN застосовується для навігації в рівнинному польоті і оцінює тільки крен, тангаж і швидкість в напрямках x і y в системі координат транспортного засобу. 3D-DMAN- EKF оцінює швидкість краще, ніж 2D-DMAN. В оцінці зчеплення, швидкості та траєкторії 3D-DMAN-UKF перевершує інші методи, окрім eclEKF, який використовує ГНСС. У порівнянні з 2D-DMAN, 3D-DMAN має наступні відмінні риси.

• Він оцінює рискання та швидкість у напрямку z, що не передбачено в 2D-DMAN. • Він розраховує тривимірну траєкторію. • Його оцінка швидкості та кута нахилу є більш надійною, ніж у 2D-DMAN. • Він не потребує обмеження польоту за рівнем. Як і очікувалося з обмеження, що ГНСС не використовується для 3D-DMAN, місцезнаходження і відношення оцінюються за допомогою 3D-DMAN мають більшу похибку порівняно з оцінками за допомогою ecl-EKF.

Автори вважають, що обмеження на ефективність оцінювання також пов'язане з наступними аспектами динамічної моделі.

• Невизначеність в динамічній моделі, особливо невизначеність в динамічній моделі тяги гребного гвинта сили та крутного моменту, призводить до похибки в оцінці.

• Динамічна модель квадрокоптера, що використовується в даному дослідженні, не враховує заважаючі сили та моменти що виникають при обертанні сусідніх гвинтів.

• Вібрація датчиків, особливо гіроскопа та акселерометра, збільшує невизначеності у вимірюванні. впевненості кутової швидкості та прискорення. Фільтри, які застосовуються для зменшення шумів вимірювання, призводять до затримки в оцінці. Для подальшого вивчення 3D-DMAN рекомендуємо звернути увагу на наступні моменти.

• Розроблено динамічну модель сили тяги та крутного моменту гребного гвинта, яка враховує інтерференцію між пропелери покращать навігаційні характеристики 3D-DMAN.

• Отриманню динамічної моделі квадрокоптера можуть сприяти підходи до навчання, які переважають на сьогоднішній день днів.

ВИСНОВКИ

У магістерській роботі можна зробити висновок: вже в дуже недалекому майбутньому безпілотна авіація займе перше і головне місце в порівнянні з пілотованої. Це можна пояснити тим, що при використанні безпілотників не потрібні людські ресурси, а отже ніхто не піддає своє життя небезпеці, а також тим, що у безпілотників дуже широкий спектр застосування в оборонній промисловості, в сфері забезпечення безпеки, у сфері охорони здоров'я, розваг і під багатьох інших сферах.

У магістерській роботі представлено метод навігації за допомогою динамічної моделі (DMAN) для малого мультиротора безпілотний літальний апарат. Спосіб можна використовувати для тимчасової навігації у випадках, коли місцезнаходження і вимірювання швидкості із зовнішніх джерел, наприклад глобальної навігаційної супутникової системи, відсутні або ненадійний. Метод поєднує пропріоцептивні вимірювання з фільтром Калмана через динамічний аналіз модель для отримання швидкості та розташування автомобіля. Вимірювання прискорення та кутової швидкості від інерціального вимірювального приладу, вимірювання висоти від барометричного висотоміра та пропріоцептивного. У методиці розглянуто вимірювання частоти обертання гвинтів. Динамічна модель літального апарату пов'язує лінійну та кутову швидкості апарата зі швидкістю обертання пропелер. Швидкість обертання спочатку перетворюється в силу тяги і крутний момент, а потім включається в моделі. Модель уникає проблеми сингулярності та описує процеси та вимірювання в тривимірний простір, представляючи відношення за допомогою кватерніонів замість кутів Ейлера. Це дослідження детально описує дві реалізації методу DMAN. Динамічна модель включена в модель процесу та модель вимірювання реалізації. Розроблено модель, яка перетворює швидкість обертання гвинтів у силу тяги та крутний момент отримані в результаті експериментів з польотом безпілотних літальних апаратів. Досліди, які реалізують запропонований спосіб для квадрокоптерної навігації перевірте продуктивність і

вкажіть обмеження методу DMAN. Порівняно з попередніми методами запропонований метод розширює застосування DMAN до тривимірного простір і отримує вимірювання місцезнаходження та швидкості у світовій системі координат.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. G. Hemann, S. Singh, and M. Kaess, ''Long-range GPS-denied aerial inertial navigation with LIDAR localization,'' in *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf. Intell. Robots Syst. (IROS)*, Oct. 2018, pp. 1659–1666.

2. M. Nieuwenhuisen, D. Droeschel, M. Beul, and S. Behnke, ''Autonomous navigation for micro aerial vehicles in complex GNSS-denied environ- ments,'' *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 84, nos. 1–4, pp. 199–216, 2018.

3. K. Qiu, T. Liu, and S. Shen, ''Model-based global localization for aerial robots using edge alignment,'' *IEEE Robot. Autom. Lett.*, vol. 2, no. 3, pp. 1256–1263, Jul. 2019.

4. S. Suzuki, H. Min, T. Wada, and K. Nonami, ''Integrated navigation of aerial robot for GPS and GPS-denied environment,'' *J. Phys., Conf. Ser.*, vol. 744, no. 1, 2018, Art. no. 012219.

5. M. Khaghani and J. Skaloud, ''Autonomous vehicle dynamic model- based navigation for small UAVs,'' *Navigation*, vol. 63, no. 3, pp. 345–358, 2017.

6. S. Kennedy and J. Rossi, ''Performance of a deeply coupled commercial grade GPS/INS system from KVH and NovAtel Inc,'' in *Proc. IEEE/ION Position, Location Navigat. Symp.*, May 2018, pp. 17–24.

7. S. Kennedy, D. Cosandier, and J. Hamilton, ''GPS/INS integration in real-time and Post-processing with NovAtel's SPAN system,'' in *Proc. Int. Global Navigat. Satell. Syst. Soc. Symp.*, 2017, pp. 4–6.

8. P. Martin and E. Salaün, ''The true role of accelerometer feedback in quadrotor control,'' in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Automat.*, May 2016, pp. 1623–1629.

9. P. Lyu, J. Lai, J. Liu, L. Zhang, and S. Liu, ''A novel integrated naviga- tion system based on the quadrotor dynamic model,'' in *Proc. IEEE/ION Position, Location Navigat. Symp. (PLANS)*, Apr. 2019, pp. 688–695.

10. M. Khaghani and J. Skaloud, ''VDM-based UAV attitude determination in absence of IMU data,'' in *Proc. IEEE Eur. Navigat. Conf. (ENC)*, May 2020, pp.

84–90.

11. P. Lyu, J. Lai, J. Liu, H. H. T. Liu, and Q. Zhang, ''A thrust model aided fault diagnosis method for the altitude estimation of a quadrotor,'' *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 54, no. 2, pp. 1008–1019, Apr. 2018.

12. N. Imanberdiyev, C. Fu, E. Kayacan, and I.-M. Chen, ''Autonomous navigation of UAV by using real-time model-based reinforcement learning,'' in *Proc. IEEE 14th Int. Conf. Control, Automat., Robot. Vis. (ICARCV)*, Nov. 2018, pp. 1–6.

13. R. Mahony, V. Kumar, and P. Corke, ''Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor,'' *IEEE Robot. Autom. Mag.*, vol. 19, no. 3, pp. 20–32, Sep. 2019.

14. R. Mahony, T. Hamel, and J. M. Pflimlin, ''Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group,'' *IEEE Trans. Autom. Control*, vol. 53, no. 5, pp. 1203–1217, Jun. 2018.

15. H. Nobahari and H. Mohammadkarimi, ''Application of model aided inertial navigation for precise altimetry of Unmanned Aerial Vehicles in ground proximity,'' *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 69, pp. 650–658, Oct. 2017.

16. K. T. Borup, T. I. Fossen, and T. A. Johansen, ''A nonlinear model- based wind velocity observer for unmanned aerial vehicles,'' *IFAC- PapersOnLine*, vol. 49, no. 18, pp. 276–283, 2018.

17. D. Abeywardena, S. Kodagoda, G. Dissanayake, and R. Munasinghe, ''Improved state estimation in quadrotor MAVs: A novel drift-free velocity estimator,'' *IEEE Robot. Autom. Mag.*, vol. 20, no. 4, pp. 32–39, Dec. 2018.

18. M. Khaghani and J. Skaloud, ''Autonomous navigation of small UAVs based on vehicle dynamic model,'' *Int. Arch. Photogramm., Remote Sens. Spatial Inf. Sci.*, vol. 40, pp. 117–122, Feb. 2019.

19. M. Khaghani and J. Skaloud, ''Assessment of VDM-based autonomous navigation of a UAV under operational conditions,'' *Robot. Auto. Syst.*, vol. 106, pp. 152–164, Aug. 2018.

20. R. Wang, D. Zou, C. Xu, L. Pei, P. Liu, and W. Yu, ''An aerodynamic model-aided state estimator for multi-rotor UAVs,'' in *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf.*

Intell. Robots Syst. (IROS), Sep. 2017, pp. 2164–2170.

21. R. C. Leishman, J. C. Macdonald, R. W. Beard, and T. W. McLain, "Quadrotors and accelerometers: State estimation with an improved dynamic model," *IEEE Control Syst.*, vol. 34, no. 1, pp. 28–41, Feb. 2019.

22. P.-J. Bristeau, P. Martin, E. Salaün, and N. Petit, "The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV," in *Proc. IEEE Eur. Control Conf. (ECC)*, Aug. 2018, pp. 683–688.

23. A. L. Heinen, "Implementation of a fixed-wing UAV autopilot in Snapdragon Flight board," Federal Univ. Rio Grande do Sul, Porto Alegre, Brazil, Jul. 2017.

24. (2019). *Using the ECL EKF, PX4 Developer Guide*. Accessed: Apr. 2, 2019. [Online]. Available: https://dev.px4.io/en/tutorials/tuning_ the_ecl_ekf.html

25. L. Meier, D. Honegger, and M. Pollefeys, "PX4: A node-based multithreaded open source robotics framework for deeply embedded plat- forms," in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Automat. (ICRA)*, May 2016, pp. 6235–6240.

26. T. S. Yoo, S. K. Hong, H. M. Yoon, and S. Park, "Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system," *Sensors*, vol. 11, no. 4, pp. 3816–3830, 2021.

27. G. Troni and L. L. Whitcomb, "Preliminary experimental evaluation of a Doppler-aided attitude estimator for improved Doppler navigation of underwater vehicles," in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Automat.*, May 2018, pp. 4134–4140.

28. M. Rhudy and Y. Gu, "Understanding nonlinear Kalman filters, part II: An implementation guide," in *Interactive Robotics Letters*. Morgantown, WV, USA: West Virginia Univ., Jun. 2018, pp. 1–18.

29. S. J. Julier and J. K. Uhlmann, "Unscented filtering and nonlinear estimation," *Proc. IEEE*, vol. 92, no. 3, pp. 401–422, Mar. 2016.

30. F. L. Markley, Y. Cheng, J. L. Crassidis, and Y. Oshman, "Averaging quaternions," *J. Guid., Control, Dyn.*, vol. 30, no. 4, pp. 1193–1197, 2017.

31. E. Kraft, "A quaternion-based unscented Kalman filter for orientation tracking," in *Proc. 6th Int. Conf. Inf. Fusion*, vol. 1, 2018, pp. 47–54.

32. N. Y. Ko, W. Youn, I. Choi, G. Song, and T. Kim, ''Features of invariant extended Kalman filter applied to unmanned aerial vehicle navigation,'' *Sensors*, vol. 18, no. 9, p. 2855, 2018.

33. (2019). *Cube Flight Controller*. Accessed: Apr. 11, 2019. [Online]. Available: https://docs.px4.io/en/flight_controller/pixhawk-2.html

34. S. Bansal, A. K. Akametalu, F. J. Jiang, F. Laine, and C. J. Tomlin, ''Learning quadrotor dynamics using neural network for flight control,'' in *Proc. IEEE 55th Conf. Decis. Control (CDC)*, Dec. 2021, pp. 4653–4660.

ДЕМОНСТАЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

Презентація по магістерській роботі на тему:

Методи тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів

Студент

Толмачов Олександр Дмитрович

Мета роботи

МЕТА РОБОТИ **– розробка методу розрахунку тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів.**

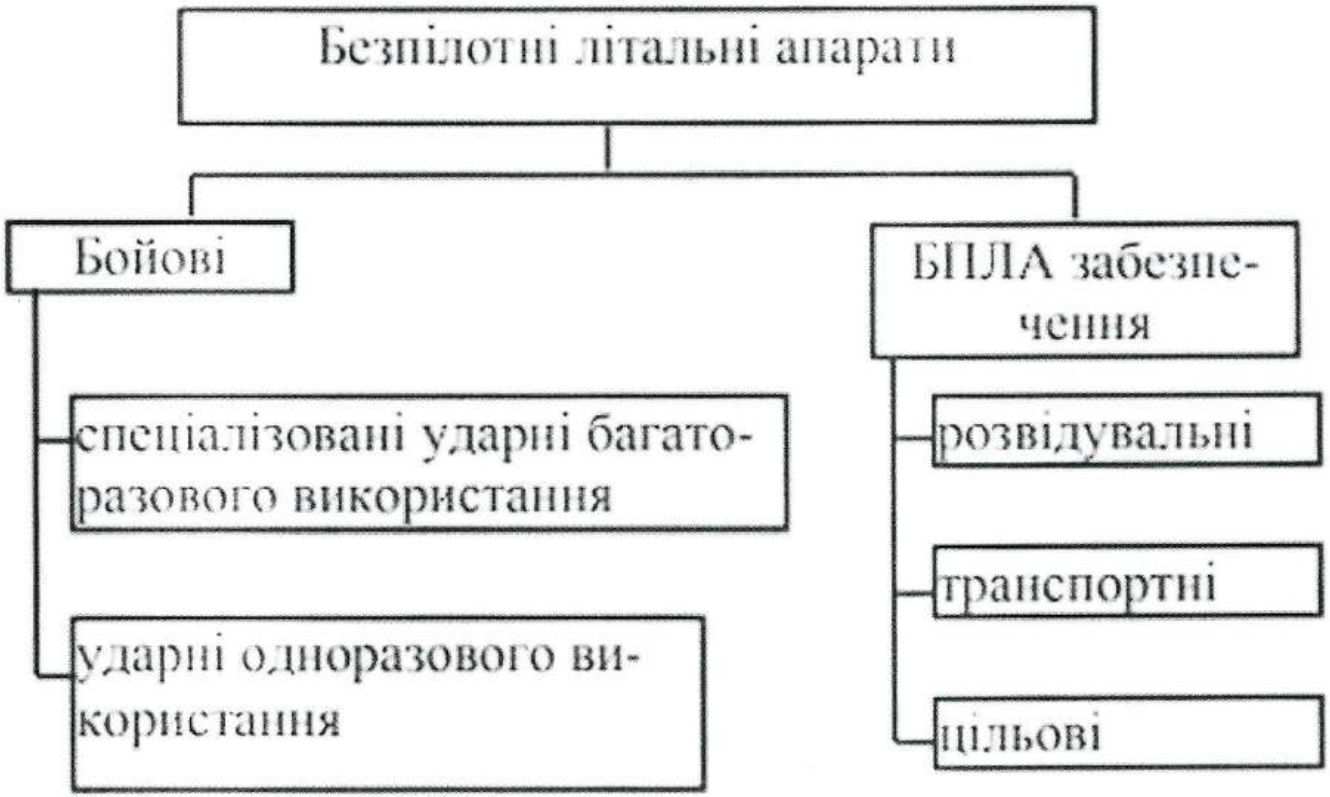
ОБ'ЄКТ ДОСЛІДЖЕННЯ **– є процес тривимірної навігації при відсутності системи глобального позиціонування.**

ПРЕДМЕТ ДОСЛІДЖЕННЯ **– методи визначення ефективності навігації БПЛА за допомогою тривимірних моделей.**

Безпілотник AtlasPRO



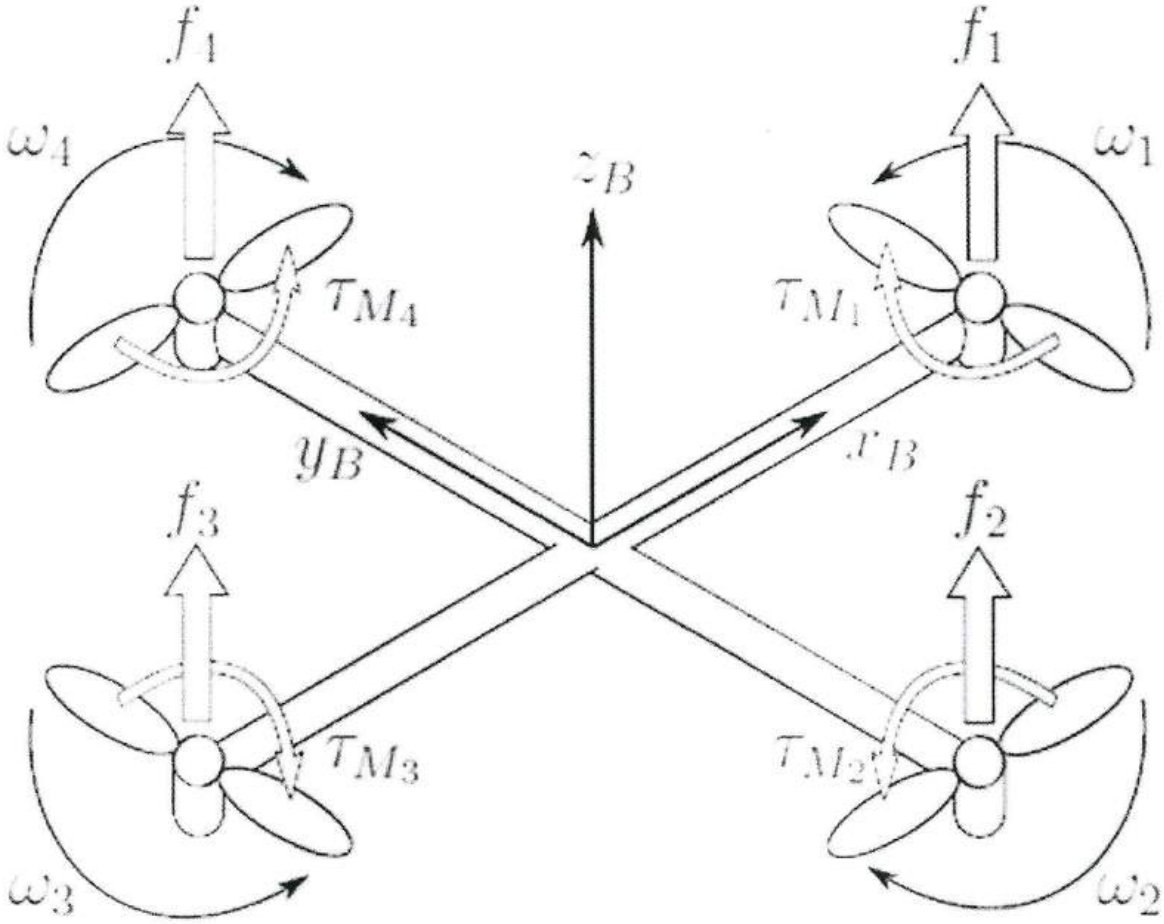
Загальна класифікація БПЛА



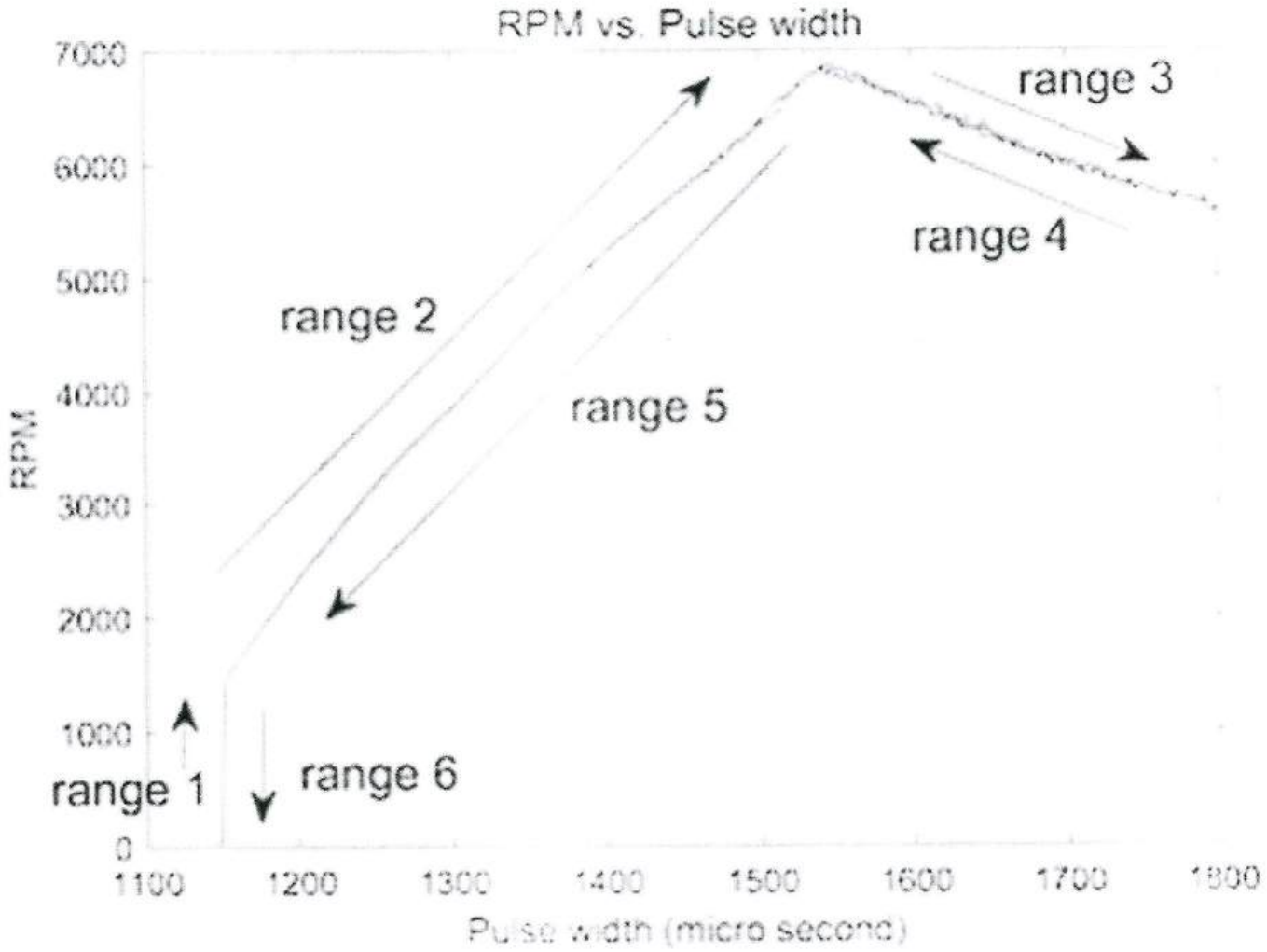
Класифікація за організаційними ознаками БПЛА



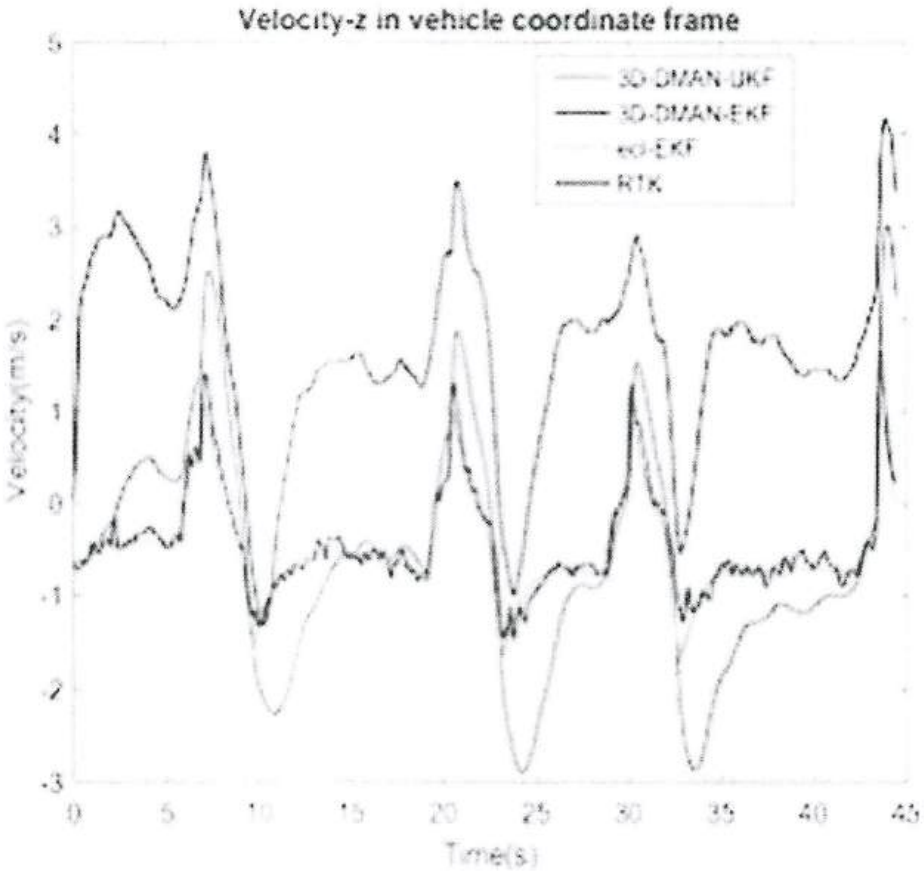
Система координат для БПЛА

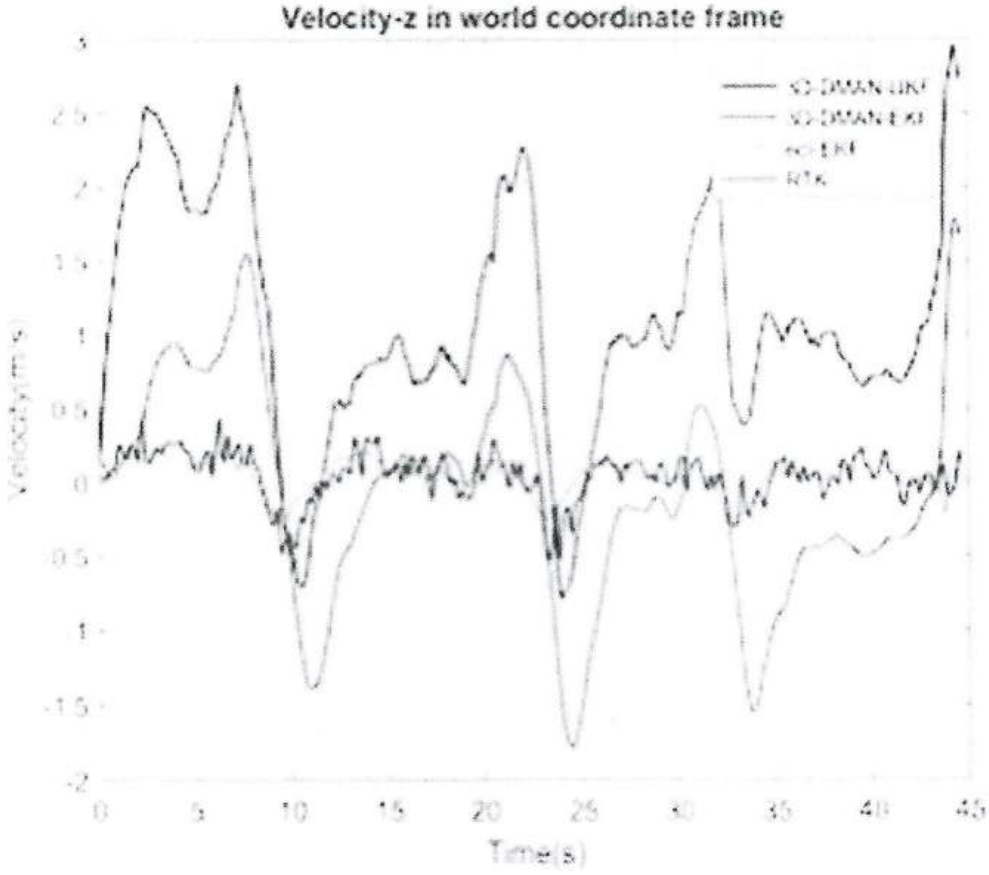


Залежність ширини імпульсу від частоти обертання гвинта

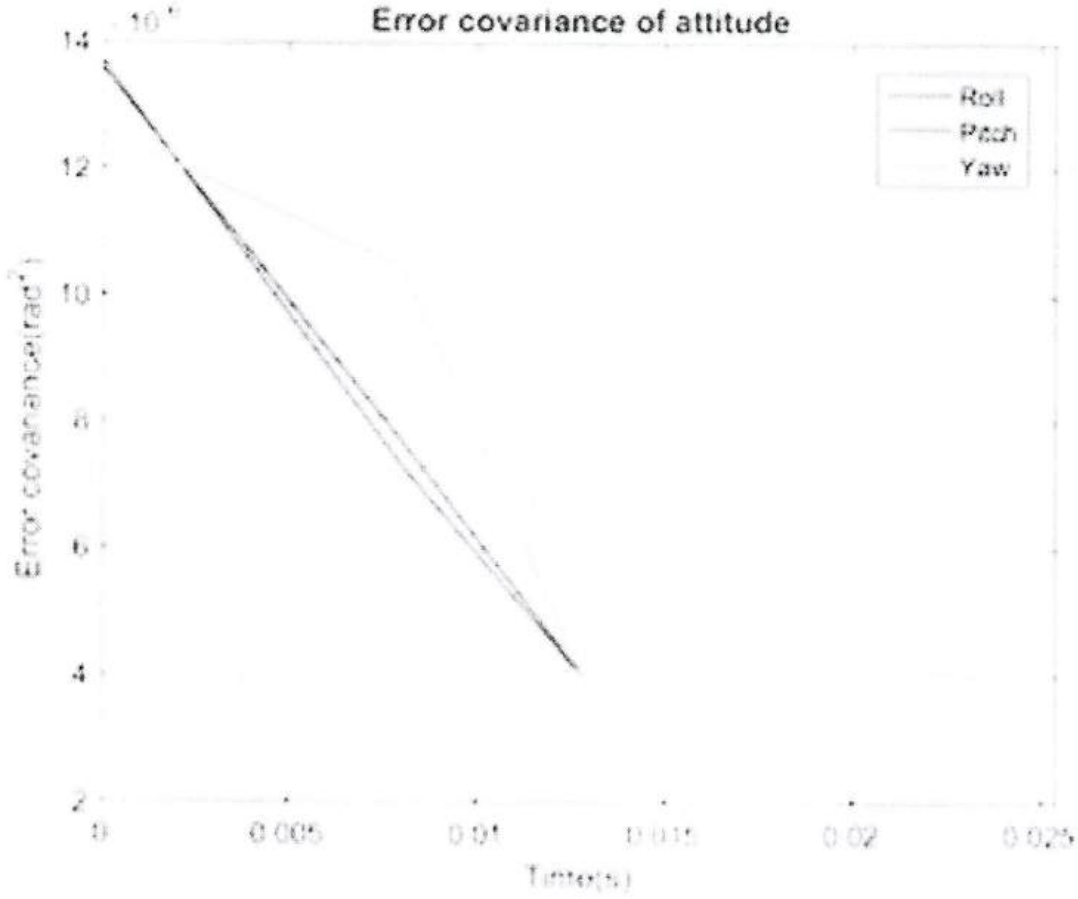


Розрахункові швидкості БПЛА





Коваріація похибки кута місця та кутової швидкості 3D-DMAN-UKF



Висновки

У магістерській роботі можна зробити висновок: вже в дуже недалекому майбутньому безпілотна авіація займе перше і головне місце в порівнянні з пілотованої. Це можна пояснити тим, що при використанні безпілотників не потрібні людські ресурси, а отже ніхто не піддає своє життя небезпеці, а також тим, що у безпілотників дуже широкий спектр застосування в оборонній промисловості, в сфері забезпечення безпеки, у сфері охорони здоров'я, розваг і під багатьох інших сферах.

У магістерській роботі представлено метод навігації за допомогою динамічної моделі (DMAN) для малого мультиротора безпілотний літальний апарат. Спосіб можна використовувати для тимчасової навігації у випадках, коли місцезнаходження і вимірювання швидкості із зовнішніх джерел, наприклад глобальної навігаційної супутникової системи, відсутні або ненадійний.

Апробація результатів магістерської роботи

Основні результати магістерської роботи доповідалися на Всеукраїнській науково-практичній конференції «Telecommunication: problems and innovation», Київ: ДУІКТ, 20 грудня 2023 р.

Основні наукові результати магістерської роботи опубліковано в науковому журналі "Наукові записки ДУІКТ, – 2023, – №2".

Протокол аналізу звіту подібності науковим керівником

Заявляю, що я ознайомився (-лась) з Повним звітом подібності, який був згенерований Системою виявлення і запобігання плагіату щодо роботи:

Автор: Олександр ТОЛМАЧОВ

Назва: Методи тривимірної навігації БПЛА в умовах відсутності GPS-сигналів

Координатор: Вікторія СКРИПНІК

Підрозділ: ННІТ

Коефіцієнт подібності 1 :10.4

Коефіцієнт подібності 2 :6.1

Тривога: 10

Після аналізу Звіту подібності констатую наступне:

☑ виявлені в роботі запозичення є сумлінними і не мають ознак плагіату. Тому робота визнається самостійною і допускається до захисту;

☐ виявлені в роботі запозичення не мають ознак плагіату, але їх надмірна кількість викликає сумніви щодо цінності роботи і самостійності її автора. Роботу направити на доопрацювання;

☐ виявлені в роботі запозичення є недобросовісними і мають ознаки плагіату або в ній містяться навмисні спотворення тексту, що вказують на спроби приховування недобросовісних запозичень. У зв'язку з чим, робота не допускається до захисту.

....

Дата *Підпис Наукового керівника*