

ХМЕЛЬНИЦЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет програмування та комп'ютерних і телекомунікаційних систем

Кафедра телекомунікацій та радіотехніки

**ДИПЛОМНА РОБОТА**

Другий ( Магістерський)

Освітній рівень

Галузь знань 17 Електроніка та телекомунікації

Шифр і назва спеціальності

Спеціальність 172 Телекомунікації та радіотехніка

Шифр і назва спеціальності

на тему Метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана

ДРТР. 2017047.02.13 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу, група ТР<sub>м</sub>-19-2

  
підпис

О.В. Червонецький

Ініціали, прізвище

Керівник: канд. техн. наук, доц.

  
підпис

Д.А. Макаришкін

Ініціали, прізвище

До захисту допускаю:

Зав. кафедри: д-р техн. наук, проф.

  
підпис

Ю.М. Бойко

Ініціали, прізвище

«15» грудня 2020 р.

Хмельницький, 2020

Хмельницький національний університет

Факультет програмування та комп'ютерних і телекомунікаційних систем

Кафедра телекомунікації та радіотехніки

Освітній рівень другий (магістерський)

Галузь знань 17 – Електроніка та телекомунікації

Спеціальність 172 – Телекомунікації та радіотехніка

Освітня-професійна програма Телекомунікації та радіотехніка

ЗАТВЕРДЖУЮ

Зав. кафедрою ТР

 Ю.М. Бойко

«07» вересня 2020р.

## ЗАВДАННЯ НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ

Червонецький Олексій Володимирович

1 Тема роботи: Метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана

керівник роботи Макаришкін Денис Анатолійович, к.т.н, доцент

Затверджено наказом по університету від «2» вересня 2019р. № 131.

2 Строк подання студентом роботи на кафедру: 29.11.2019р.

3 Вихідні дані (характеристика об'єкта, умов дослідження та ін.)

Мета роботи: розроблення методу вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

Об'єкт дослідження: процес процес вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

Предмет дослідження: методи та засоби вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що їх належить розробити)

Аналіз існуючих методів, способів та засобів для вимірювання параметрів безпілотного літального апарату. Модель вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана. Структура алгоритмічного забезпечення для вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана. Метод регулювання та керування для вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

Завдання отримав

 О.В. Червонецький

Науковий керівник

 Д.А. Макаришкін

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів (розділів) дипломної роботи	Строк виконання етапів дипломної роботи	Примітка
1	<i>Вибір тематики</i>	<i>до 1.09.20</i>	<i>обрано</i>
2	<i>Аналіз початкових даних</i>	<i>5.09.20-14.09.20</i>	<i>виконано</i>
3	<i>Написання вступу та 1 розділу (аналіз)</i>	<i>15.09.20-30.09.20</i>	<i>виконано</i>
4	<i>Написання 2 розділу (аналоги та моделі)</i>	<i>1.10.20-14.10.20</i>	<i>виконано</i>
5	<i>Оформлення та подання публікації</i>	<i>10.10.20-20.10.20</i>	<i>виконано</i>
6	<i>Написання 3 розділу (розробка моделей, моделювання)</i>	<i>15.10.20-30.10.20</i>	<i>виконано</i>
7	<i>Обробка експериментальних даних, оформлення текстової частини</i>	<i>1.11.20-14.11.20</i>	<i>виконано</i>
8	<i>Обробка експериментальних даних, оформлення графічної частини</i>	<i>10.11.20-20.11.20</i>	<i>виконано</i>
9	<i>Корекція зауважень наукового керівника, рецензування</i>	<i>20.11.20-30.11.20</i>	<i>виконано</i>
10	<i>Підготовка доповіді, контроль антиплагіату</i>	<i>27.11.20-3.11.20</i>	<i>виконано</i>
11	<i>Подіння готової роботи для доступу до захисту</i>	<i>1.12.20</i>	<i>виконано</i>
12	<i>Захист дипломної роботи магістра</i>	<i>1.12.20-14.12.20</i>	

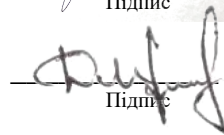
Студент

Керівник проекту (роботи)

  
Підпис

О. В. Червонецький

Ініціали, прізвище

  
Підпис

Д. А. Макаришкін

Ініціали, прізвище

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	5
1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ, СПОСОБІВ ТА ЗАСОБІВ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ 7	7
1.1. Методи, способи та засоби моделювання, керування, регулювання і вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотної літальної апарату.....	7
1.2. Програмне, технічне та алгоритмічне забезпечення систем визначення параметрів траєкторії руху безпілотної літальної апарату.....	<b>Ошибка! Закладка не определена.</b>
2 МОДЕЛЬ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА.....	20
2.1 Моделювання на основі технології лідар.....	20
2.2. Спрощення моделей вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотною літальною апарату.....	<b>Ошибка! Закладка не определена.</b>
3 СТРУКТУРА АЛГОРИТМІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА .....	31
3.1. Регулювання та керування положення траєкторії руху безпілотної літальної апарату на основі фільтра Калмана.....	31
3.2 Структура моделі регулювання та керування положення траєкторії руху безпілотної літальної апарату на основі фільтра Калмана фільтр.....	43
4 МЕТОД РЕГУЛЮВАННЯ ТА КЕРУВАННЯ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА .....	46
4.1 Метод керування параметрів стану і траєкторією руху безпілотної літальної об'єктів .....	46

4.2. Реалізація систем вимірювання та визначення параметрів траєкторії руху безпілотних літальних апаратів з використанням сучасних регуляторів.....	54
ВИСНОВКИ.....	64
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ .....	65
ДОДАТОК А Лістинг системи визначення та вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату .....	
ДОДАТОК Б Тези і стаття.....	
ДОДАТОК В Презентація .....	

## ВСТУП

**Актуальність теми.** Сучасний розвиток безпілотних літальних апаратів є надзвичайно важливим для обороноздатності, суверенітету та економіки України. Спектр практичного застосування безпілотних літальних апаратів є дуже широким. Найбільш важливі задачі безпілотних літальних апаратів пов'язані із їх застосуванням у військовій, цивільній (державній, приватній, комерційній) та антитерористичній галузі [1]. Безпілотні літальні апарати мають ряд переваг: висока маневреність, широко використовуються в усіх сферах людської діяльності, надійність та економічність. Безпілотні літальні апарати застосовуються у широкому спектрі додатків, таких як наукові дослідження, громадянське будівництво, воєнне використання, аерофотозйомка, пошуково-рятувальні операції, та огляди зони ризиків [2–5]. Одним з важливіших класів безпілотних літальних апаратів є Безпілотний літальний апарат, які мають значні переваги по багатьох параметрах, таких як, простота конструкції, швидке їх виготовлення та мала ціна [6,7]. В останні роки предметом багатьох наукових досліджень в області Безпілотний літальний апаратів було керування їх положенням, у частковому випадку висоти Безпілотний літальний апарата [6]. Під час проведення цих наукових досліджень було запропоновано багато алгоритмів для вирішення проблеми керування Безпілотний літальний апаратом.

### **Мета і задачі дослідження.**

Метою дипломної роботи магістра є розроблення методу вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

Поставлена мета досягається розв'язанням таких основних задач:

- аналіз існуючих методів, способів і засобів вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату;
- розробити метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

**Об'єкт дослідження** - процес вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

**Предмет дослідження** є метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

**Методи дослідження.** Для вирішення поставлених наукових завдань використовується методи інтегрального числення, диференціального числення, вимірювання, числові, моделювання, теорії електричних кіл, статистичної обробки, теорії похибок, цифрової обробки.

**Наукова новизна отриманих результатів:**

– набув подальшого розвитку метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана, який ефективно здійснює керування, регулювання та дистанційне керування швидкості безпілотного літального апарату, а також зменшує похибку відхилення від спочатку заданого маршруту.

**Практичне значення** одержаних результатів полягає у можливості використання структури вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана, яка базується на автономних систем визначення параметрів руху будь-якого безпілотного літального апарату.

**Публікації.** Результати дипломної роботи магістра опубліковані в одній статті у науковому журналі «Вісник хмельницького національного університету».

**Структура та обсяг магістерської атестаційної роботи.** Дипломна робота магістра складається із вступу, чотирьох розділів, висновків, переліку джерел посилання та додатків. Дипломна робота магістра має загальний обсяг 70 сторінок, з яких основний зміст викладений на 60 сторінках друкованого тексту, містить 29 рисунків та 3 таблиці. Перелік джерел посилання складається з 80 джерел.

# 1 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ, СПОСОБІВ ТА ЗАСОБІВ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

1.1 Методи, способи та засоби моделювання, керування, регулювання і вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотною літального апарату

Визначення координат безпілотною літального апарату в сфері авіації полягає у визначенні наступних величин: прискорення, швидкість та кутова швидкість, які вимірюються відносно літака. Фіксована декартова система координат для безпілотною літальних апаратів використовується для співставлення реальних вимірювань та оцінок на основі інерційної системи, при цьому в авіації це є декартова система координат Північ-Схід-низ, з віссю  $x$  та віссю  $Y$ , яка вказує на правий борт і  $Z$  вісь. Швидкість обертання повітряного судна вимірюється за допомогою кутових швидкостей  $p$  навколо осі  $X$ ,  $Q$  навколо осі  $Y$  і  $r$  навколо осі  $Z$ . Швидкості безпілотною літальних апаратів вздовж осей  $x$ ,  $y$  та  $z$  з наступними позначеннями  $u$ ,  $v$  та  $w$  відповідно, при цьому орієнтація локальної системи координат по відношенню до глобальної однієї, здійснюється за допомогою зв'язку, тобто кутів Ейлера крен ( $\phi$ ), тангаж ( $\theta$ ) і рискання ( $\psi$ ). Три обертання, є необхідними для перетворення глобальної системи координат  $[x\ y\ z]$  в локальну систему  $[X\ Y\ Z]$ . В результаті кожного обертання виникає нова декартова система координат, а дві проміжні системи координат позначаються  $[x'\ y'\ z']$  та  $[x''\ y''\ z'']$ , що у свою чергу  $[X\ Y\ Z]$  досягається шляхом повороту  $\psi$  навколо радіан  $z$ ,  $\theta$  радіан навколо  $y'$  і  $\phi$  радіан навколо  $x''$ . Положення і швидкість літака в глобальній системі координат позначаються  $[p_x\ p_y\ p_z]$  і  $[\dot{p}_x\ \dot{p}_y\ \dot{p}_z]$  відповідно. Швидкість може бути виражена за Нельсоном (1998) за допомогою матриці обертання  $R$  згідно

$$\begin{aligned} s_\phi &= \sin(\phi), \quad c_\phi = \cos(\phi), \\ s_\theta &= \sin(\theta), \quad c_\theta = \cos(\theta), \quad t_\theta = \tan(\theta) \\ s_\psi &= \sin(\psi), \quad c_\psi = \cos(\psi), \end{aligned} \tag{1.1}$$

$$\mathcal{R} = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\phi + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\phi + c_\psi c_\phi s_\theta \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\phi + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\phi + s_\psi c_\phi s_\theta \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix}, \quad (1.2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_x \\ \dot{p}_y \\ \dot{p}_z \end{bmatrix} = \mathcal{R} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}. \quad (1.3)$$

$$\mathcal{T} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & \frac{s_\phi}{c_\theta} & \frac{c_\phi}{c_\theta} \end{bmatrix}, \quad (1.4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \mathcal{T} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$

Цей вираз для похідних вимагає, щоб,  $\theta \neq \pi/2$ . Коли  $\phi$  і  $\theta$  близькі до 0, що відповідає беспелотному літальному апарату, який знаходиться близько до наведення,  $\mathcal{T}$  є приблизно одиничною матрицею. У цьому випадку співвідношення між кутами і кутовими швидкостями можна апроксимувати лінійно відповідно до

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (1.5)$$

Декартова система координат і кутові швидкості беспелотного літального апарата видно на рисунку 1.1.

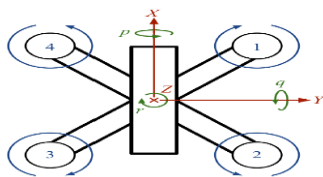


Рисунок 1.1 – Декартова система координат беспілотного літального апарату, його кутові швидкості, а також його положення та напрямки кожного електродвигуна

Безпелотний літальний апарат має чотири електродвигуна та типові типові ротори. Типовою конфігурацією, яка використовується на Безпелотний літальний апараті в цій дипломній роботі, є наявність двох електродвигунів, що обертаються за годинниковою стрілкою, і двох електродвигунів, що обертаються проти годинникової стрілки. Маючи електродвигуни безпілотно літального апарату по діагоналі, що обертаються в одному напрямку, можна керувати та регулювати кути нахилу відхилення і крок. Електродвигуни безпілотно літального апарату нумеруються від 1 до 4, і кожен електродвигуни безпілотно літального апарату має свій окремий сигнал для електродвигуни безпілотно літального апаратуа, позначений  $u_1, u_2, u_3, u_4$ , для кожного електродвигуни безпілотно літального апаратуа. Розташування та напрям кожного електродвигуни безпілотно літального апаратуа можна побачити на рисунку 1.1. Кожен сигнал електродвигуни безпілотно літального апаратуа знаходиться в діапазоні від 0 до 1, де 0 означає відсутність потужності, а 1 - максимальну потужність. Для керування та регулювання кутами та дросельною заслінкою використовуються сигнали керування та регулювання  $u_{throttle}, u_{roll}, u_{pitch}, u_{yaw}$ . В якості в якості прикладу, можна розглянути, можна реалізації співвідношення між сигналами електродвигуни безпілотно літального апаратуа та сигналами керування та регулювання виглядає як

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{throttle} \\ u_{roll} \\ u_{pitch} \\ u_{yaw} \end{bmatrix}. \quad (1.6)$$

Для реалізації швидкого та надійного регулятора необхідно знати динаміку між керуючими сигналами та кутовими швидкостями. Раніше була проведена

робота з оцінки цих взаємозв'язків за допомогою моделювання чорних ящиків. Часові дискретні моделі були оцінені для каналів нахилу, кроку та відхилення з наближенням, що коли безпелотного літального апарату знаходиться близько до зависання, кожен канал впливає лише на відповідну швидкість та кут. Моделі для кожного каналу, припускаючи, що Безпелотний літальний апарат знаходиться близько до наведення і що (2.5) є дійсним, мають вигляд

$$\begin{aligned} A_\phi(z)\phi[k] &= -A_{2,\phi}(z)p[k] + B_\phi(z)u_{roll}[k] + C_\phi(z)e_\phi[k], \\ A_p(z)p[k] &= -A_{1,p}(z)\phi[k] + B_p(z)u_{roll}[k] + C_p(z)e_p[k], \end{aligned} \quad (1.7)$$

$$\begin{aligned} A_\theta(z)\theta[k] &= -A_{2,\theta}(z)q[k] + B_\theta(z)u_{pitch}[k] + C_\theta(z)e_\theta[k], \\ A_q(z)q[k] &= -A_{1,q}(z)\theta[k] + B_q(z)u_{pitch}[k] + C_q(z)e_q[k], \end{aligned} \quad (1.8)$$

$$\begin{aligned} A_\psi(z)\psi[k] &= -A_{2,\psi}(z)r[k] + B_\psi(z)u_{yaw}[k] + C_\psi(z)e_\psi[k], \\ A_r(z)r[k] &= -A_{1,r}(z)\psi[k] + B_r(z)u_{yaw}[k] + C_r(z)e_r[k], \end{aligned} \quad (1.9)$$

$$\begin{aligned} A_x(z) &= a_{x,0} + a_{x,1}z^{-1} + \dots + a_{x,n}z^{-n}, \\ B_x(z) &= b_{x,1}z^{-1} + \dots + b_{x,n}z^{-n}, \\ C_x(z) &= c_{x,0} + c_{x,1}z^{-1} + \dots + c_{x,n}z^{-n}, \end{aligned} \quad (1.10)$$

де  $e_x$  - шум. Рівняння 2.10 описує форму багаточленів у моделях чорних ящиків. Використовуючи ці моделі кожен канал може бути змодельовані і регулятори для  $\phi$  і  $\theta$  кутів і швидкості  $r$  були визначені.

Якщо доступна лінійна модель простору станів системи, можна використовувати фільтр Калмана для отримання оптимальних оцінок станів за спостереженнями. Дискретна модель зі станами  $x$ , вхідними сигналами  $u$  і спостереженнями  $y$  може бути записана як

$$\begin{aligned} x[k+1] &= F[k]x[k] + G_u[k]u[k] + G_v[k]v[k], \\ y[k] &= H[k]x[k] + D[k]u[k] + e[k], \\ \text{cov}(e[k]) &= R[k], \text{cov}(v[k]) = Q[k], \end{aligned} \quad (1.11)$$

де  $e$  - шум у спостереженнях, що походить від датчиків, апаратних засобів та / або порушень навколишнього середовища, серед інших.  $v$  - це шум процесу, який є величиною змін у системі, які не описуються моделлю (Густафссон, 2012). Матриці  $F, G_u, G_v, H$  і  $D$  можуть змінюватися з плином часу, але в даній роботі вони є постійними і будуть записані як такі. Коваріації шуму  $R [k]$  і  $Q [k]$  також приймаються постійними. Використовуючи цю модель, державні оцінки  $x [K]$ , і стан коваріацій  $P [k]$  може бути отримано. Це робиться у два етапи - оновлення часу, яке оновлює оцінки стану відповідно до моделі, та оновлення вимірювань, яке оновлює оцінки стану за допомогою спостережень (Густафссон, 2012). Оновлення вимірювань спрощується за рахунок першого визначення інновацій, інновації коваріацій  $S$  і  $K$  підсилення Калмана як

$$\begin{aligned} \epsilon[k] &= y[k] - H\hat{x}[k|k-1] - Du[k], \\ S[k] &= HP[k|k-1]H^T + R, \\ K[k] &= P[k|k-1]H^T S^{-1}[k]. \end{aligned} \quad (1.12)$$

Оновлення вимірювань може бути розрахована відповідно до

$$\begin{aligned} \hat{x}[k|k] &= \hat{x}[k|k-1] + K[k]\epsilon[k], \\ P[k|k] &= P[k|k-1] - K[k]HP[k|k-1]. \end{aligned} \quad (1.13)$$

Час оновлення може бути виражена як

$$\begin{aligned} \hat{x}[k+1|k] &= F\hat{x}[k|k] + G_u u[k], \\ P[k+1|k] &= FP[k|k]F^T + G_v QG_v^T. \end{aligned} \quad (1.14)$$

Якщо модель замість цього нелінійна, описує, як можна використовувати розширений фільтр Калмана.

При керуванні системою з відомою лінійною структурою може бути реалізований лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням. Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням мінімізуються квадратичні витрати  $J$ , використовуючи закон керування та регулювання  $u = -Kx$ . Для системи безперервного часу з

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad (1.15)$$

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru) dt, \quad (1.16)$$

а для системи з дискретним часом с

$$x[k + 1] = Ax[k] + Bu[k], \quad (1.17)$$

$$J = \sum_{k=0}^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru), \quad (1.18)$$

за умови нескінченного часового горизонту і відсутність змішаних членів.  $Q$  і  $R$  - вагові матриці і, як правило, діагональні матриці. Коефіцієнт підсилення зворотного зв'язку  $K$ , який мінімізує  $J$ , знаходить вирішенням або алгебраїчного рівняння Ріккати безперервного часу, або алгебраїчного рівняння Ріккати з дискретним часом. Алгебраїчне рівняння Ріккати безперервного часу є

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0, \quad (1.19)$$

а алгебраїчне рівняння Ріккати з дискретним часом становить

$$A^T P A - P A^T P B (B^T P B + R)^{-1} B^T P A + Q = 0. \quad (1.20)$$

Для більших систем  $P$ , що розв'язує ці рівняння, зазвичай знаходить числові відповіді. Для системи безперервного часу коефіцієнт підсилення зворотного зв'язку, який мінімізує  $J$ , становить

$$K = R^{-1} B^T P, \quad (1.21)$$

а для дискретної системи це так

$$K = (B^T P B + R)^{-1} B^T P A. \quad (1.22)$$

1.2 Програмне, технічне та алгоритмічне забезпечення систем визначення параметрів траєкторії руху безпілотних літальних апаратів

В якості прикладу, можна розглянути платформу безпілотного літального апарату в її поточній конфігурації можна побачити на рисунку 1.2. алгоритмічне забезпечення позиціонування та керування і регулювання були реалізовані на комп'ютері, і цей комп'ютер використовує різні методи та протоколи для зв'язку з рештою апаратного забезпечення. У цьому розділі буде описано апаратне забезпечення та методи зв'язку, а також пояснена архітектура програми на комп'ютері.



Рисунок 1.2 – Приклад поточної конфігурації безпілотного літального апарату

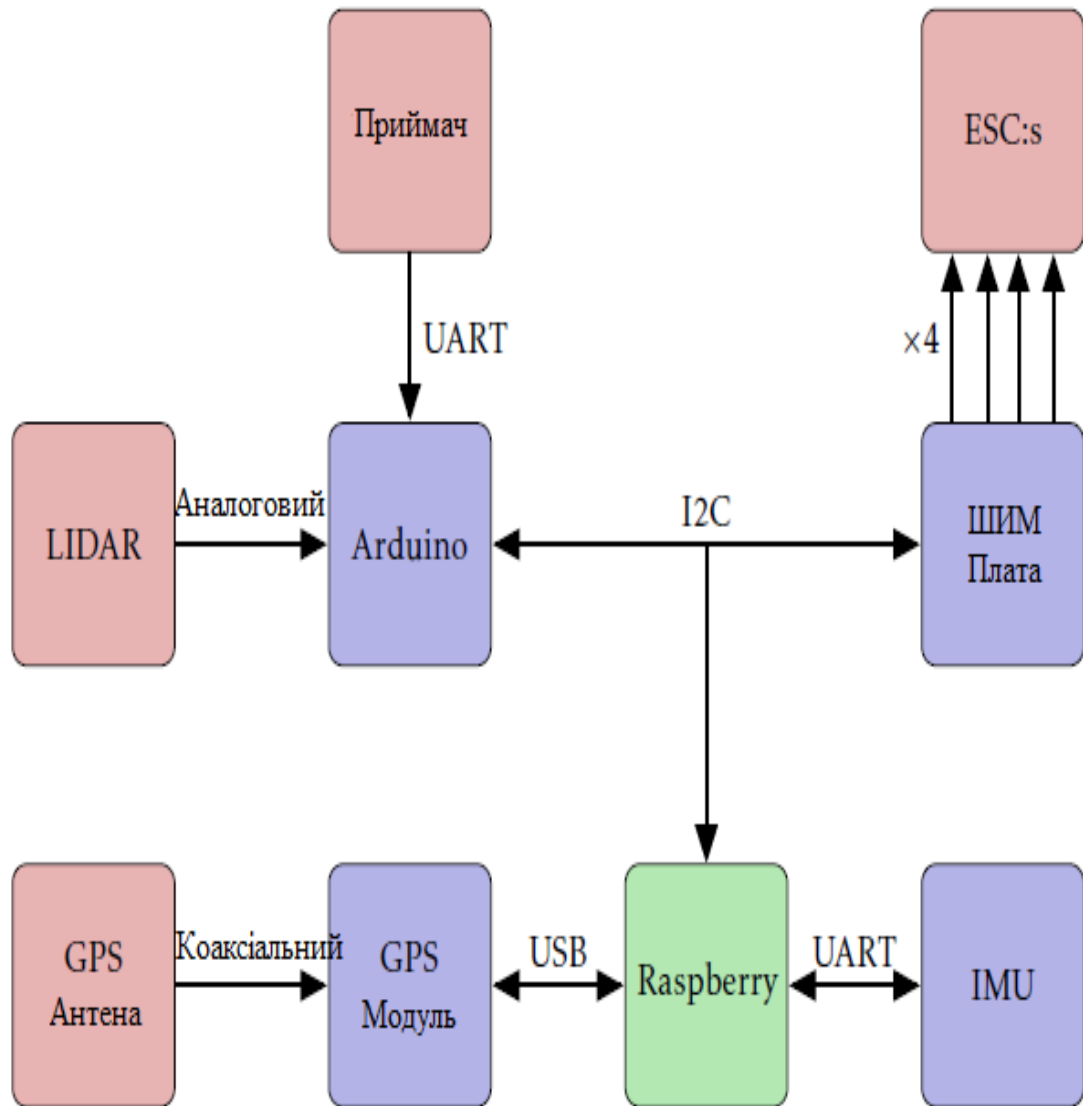


Рисунок 1.3 – Структурна схема апаратного забезпечення безпелотного літального апарату та методів передачі даних та інформації.

Безпелотний літальний апарат складається з карбонової рами з 4 електродвигуни безпілотного літального апаратуами, акумулятора та різних електронних плат. Загальна маса безпелотного літального апарату - 0,75 кілограма. Встановлена апаратура в даний час описана в таблиці 1.1. Компоненти використовують різні методи зв'язку, описані на рисунку 1.3.

Таблиця 1.1 – Короткий зміст програмно-апаратного забезпечення вимірювання параметрів траєкторії руху безпелотного літального апарату, разом з описом їх призначення та продуктивності

Мікроком'ютер Raspberry Pi	Мікрокомп'ютером для реалізації обчислень, є модель Raspberry Pi 3 B. Це мікрокомп'ютер із чотириядерним процесором 1,2 ГГц. Він взаємодіє з іншими модулями за допомогою I2C, usb та послідовного зв'язку
ESC	Кожен електродвигуни безпілотного літального апарату живиться і керується власним електронним регулятором швидкості, який забезпечує 3-фазний змінний струм.
ШИМ плата	ШИМ-регулятори та системи вимірювання, які використовують її налаштовані на передачу імпульсів кожному електродвигуну, довжина якого становить приблизно від однієї до двох мілісекунд. Імпульс в одну мілісекунду відповідає найнижчій швидкості, а дві мілісекунди - максимальній. ШИМ-регулятор використовує внутрішні тактові частоти 25 МГц для передачі цих імпульсів на частоті близько 400 Гц
Модуль приймача	Для дистанційного керування та регулювання безпелотний літальний апаратом модуль приймача X8R на безпелотний літальний апараті отримує дані, передані від пульта дистанційного керування X9D + Taranis. Приймач має дві антени і приймає дані через вісім каналів 2,4 ГГц

Продовження таблиця 1.1 – Короткий зміст апаратного забезпечення, наявного на Беспелотний літальний апараті, разом з описом їх призначення та продуктивності

Платформа Arduino	<p>Дані від приймача передаються за допомогою послідовного порту. Оскільки послідовний порт на Raspberry підключений до іму, натомість приймач підключений до Arduino Micro. Цей Arduino підключений до Raspberry за допомогою I2C, виконуючи роль підлеглого.</p> <p>Arduino також обробляє всі аналогові вхідні сигнали.</p>
IMU	<p>На беспелотному літальному апараті є Xsens MTi-3. Це плата з мікрокомп'ютером та датчиками, що складається з магнітометрів, гіроскопів та акселерометрів. Вони вимірюють магнітне поле, кутову швидкість та прискорення відповідно у трьох вимірах.</p> <p>Мікрокомп'ютер може виконувати різні алгоритми фільтрування, оцінку зміщення та калібрування магнітометра</p>
Модуль GPS	<p>До беспелотний літальний апарата приєднаний GPS-модуль M8Q та активна антена GPS-з'єднання. Антена приєднана до модуля M8Q коаксіальним кабелем, а M8Q - до Raspberry Pi за допомогою адаптера, який перетворює послідовний зв'язок TTL-232RG на usb-протокол.</p>

Кінець таблиці 1.1 – Короткий зміст апаратного забезпечення, наявного на Безпелотний літальний апараті, разом з описом їх призначення та продуктивності

Лідар	На передній частині безпелотний літальний апарата прикріплений лідар SF30-B, спрямований вниз. Це дозволяє проводити точні вимірювання висоти в реальному часі. Лідар здатний виводити вимірювання з роздільною здатністю три сантиметри при 286 Гц з порту microusb і навіть вищі швидкості за допомогою послідовного зв'язку. Він також має можливість аналогового виводу
-------	---

Таблиця 1.2 – Перелік програм, які зараз працюють на Raspberry, та опис їх завдань.

Приймач	Зчитує канали приймача з Arduino Micro. В даний час також зчитує вимірювання лідару.
ЕКФ	Зчитує дані з IMU та GPS та використовує розширений фільтр Калмана (ЕКФ) для оцінки стану та коваріантності Безпелотний літальний апарата.
ШИМ	Надсилає довжину необхідних імпульсів ШИМ на плату.
Log	Отримує структуру, що містить поточне значення різних станів, і записує у файл.

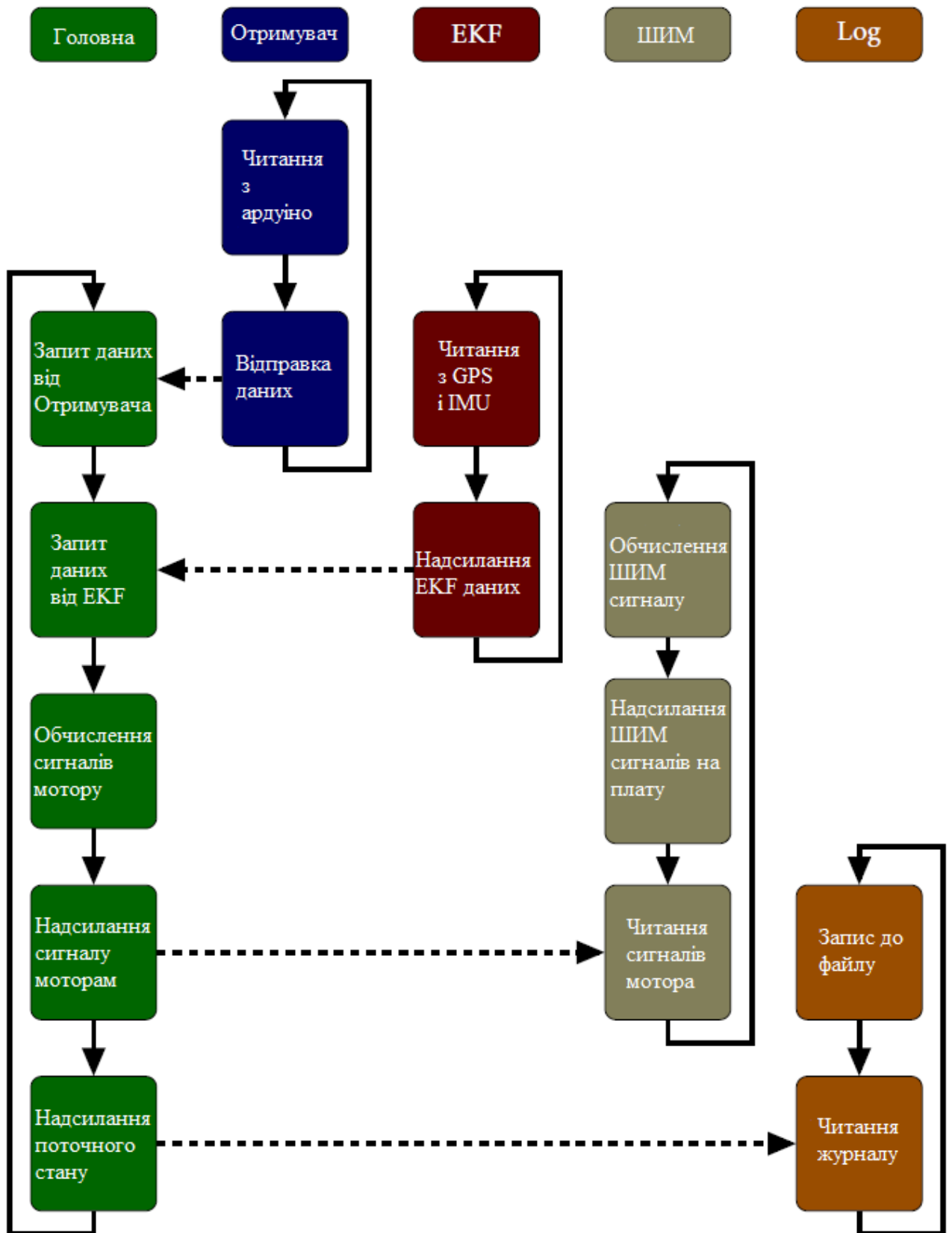


Рисунок 1.4 – Блок-схема, що описує зв'язок програм на Raspberry. Заповнені стрілки показують хід кожної програми. Штрихові лінії показують зв'язок у др, яка блокує.

Програми, що працюють на Raspberry, є центральною функцією, яку просто називають основною, і декількома меншими програмами, які називаються демонами. Демони працюють паралельно центральній функції і обробляють зв'язок із зовнішніми компонентами. У таблиці 1.2 наведено поточні демони, а на рисунку 1.3 показано взаємодію всіх програм.

Зв'язок між програмами здійснюється за допомогою User Datagram Protocol (udp). Читання з буфера udp блокується, а це означає, що програма, яка намагається прочитати з буфера udp, зупиниться, поки не з'явиться повідомлення для читання. Це використовується для встановлення частоти, з якою працює основний. IMU працює на частоті 100 Гц, і демон EKF зчитує з нього за допомогою іншого протоколу, який також блокує. Як результат, main може зчитувати дані з демона EKF зі швидкістю 100 Гц, яка тоді є частотою основного.

В даний час usb і послідовний порт на лідарі пошкоджені, тому використовується аналоговий вихідний порт. В даний час максимальна дальність встановлена на 8 метрів. Аналого-цифровий перетворювач на Arduino Micro виводить цілі числа в діапазоні від 0 до 1023, що відповідає вимірній напрузі від 0 до 5 В. У свою чергу, лідар SF30-B видає аналогове значення від 0 до 2,56 В, що відповідає лінійно відстані від 0 до 8 метрів (LightWare Optoelectronics, 2016). В ідеалі перетворення з цілого числа на відстань тоді має бути

$$\text{distance} = \frac{\text{integer} \cdot 8 \cdot 5}{1023 \cdot 2.56}. \quad (1.23)$$

Важливою частиною розробки сучасного Безпелотний літальний апарата є вибір моделі вимірювання параметрів. Що забезпечує швидкий відгук на команди, ефективно слідування маршруту. Зараз основна задача розробника моделі вимірювання параметрів є створення ефективної системи контролю Безпелотний літальний апарата. Відтак основою для моделі можуть бути вже створенні системи.

## 2 МОДЕЛЬ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА

### 2.1 Моделювання на основі технології лідар

Моделі та регулятори можуть успішно слідувати опорним кутам. Однак все ще є помітні коливання, насамперед у регуляторі висоти, які було б вигідно усунути. Крім того, ступінчаста реакція моделей кутових швидкостей  $p$  і  $q$  призводила до коливань у напрямку до нескінченності, що не є реалістичною поведінкою і призводить до нереальної поведінки при моделюванні повної моделі. Ідеальне перетворення від вимірювання лідара до відстані описано в (3.1). Однак існує кілька проміжних етапів, що впливають на вимірювання, отримані Raspberry, які можуть вплинути на точність. Для дослідження цих можливих помилок ціле число, отримане в результаті аналогового перетворення в Arduino, реєструвалося на відстанях, виміряних вручну. Цілі числа, отримані на цих відстанях, можна побачити на рисунку 2.1. Відстані, розраховані за допомогою цих вимірювань за допомогою теоретичного методу, не відповідали справжнім відстаням. Однак вимірювання, здається, є лінійною функцією фактичної відстані, тому параметри лінійної функції оцінювали шляхом мінімізації суми квадратних помилок

$$\text{distance} = k \cdot \text{integer} + m. \quad (2.1)$$

Використання лінійних найменших квадратів дає значення  $k = 0.012686$  та  $m = -0.0931$ . Для перевірки функції було зібрано новий набір даних, а на рисунку 2.2 показані відстані, обчислені за допомогою теоретичного перетворення, та лінійну функцію, отриману з використанням найменших квадратів.

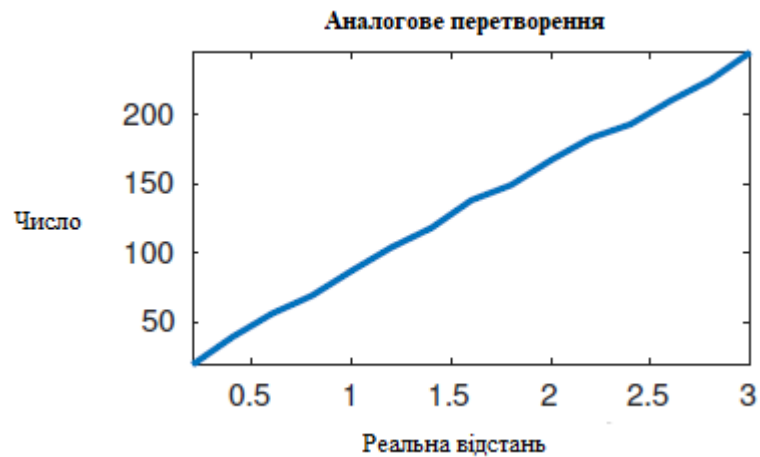


Рисунок 2.1 – Числа, які отримані підключенням аналогового порту лідар вимірювача до АЦП Arduino.

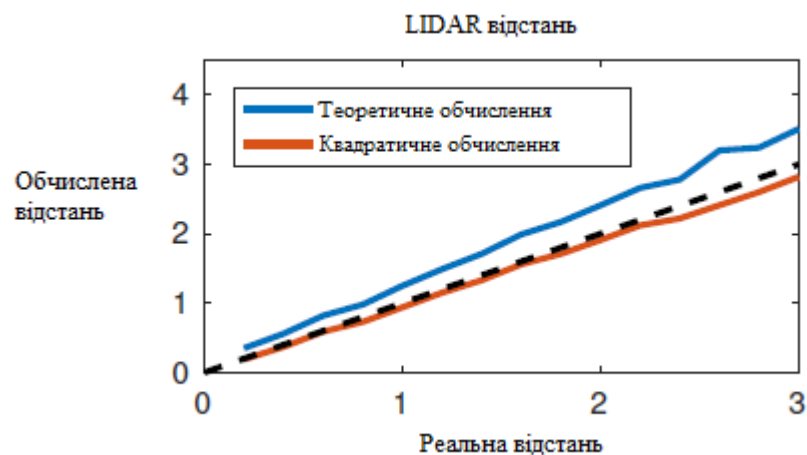


Рисунок 2.2 – Відстані, розраховані на основі вимірювань лідару з використанням різних лінійних параметрів, нанесені на графік щодо фактичної відстані, на якій вони були отримані. Здається, на відстані через 2 метри спостерігається невеликий, постійний зсув.

Щоб мати можливість керувати та регулювати положення Безпелотний літальний апарата, потрібен швидкий контроль кутів. Поточне пропорційно-інтегроване – диференційне регулювання призводять до деякої коливальної

поведінки, тому лінійно-квадратурним керуванням та регулюваннями були реалізовані з використанням моделей для кутових швидкостей. Часові дискретні моделі чорних ящиків у нахилі, кроці та похилі, наведені в (1.7), (1.8) та (1.9), можуть бути перетворені у функції безперервної передачі у формі

$$\begin{aligned}\phi(t) &= A_{p2\phi}(s)p(t) + B_{u2\phi}(s)u_{roll}(t) + C_{e2\phi}(s)e_{\phi}(t), \\ p(t) &= A_{\phi2p}(s)\phi(t) + B_{u2p}(s)u_{roll}(t) + C_{e2p}(s)e_p(t),\end{aligned}\quad (2.2)$$

$$\begin{aligned}\theta(t) &= A_{q2\theta}(s)q(t) + B_{u2\theta}(s)u_{pitch}(t) + C_{e2\theta}(s)e_{\theta}(t), \\ q(t) &= A_{\theta2q}(s)\theta(t) + B_{u2q}(s)u_{pitch}(t) + C_{e2q}(s)e_q(t),\end{aligned}\quad (2.3)$$

$$\begin{aligned}\psi(t) &= A_{r2\psi}(s)r(t) + B_{u2\psi}(s)u_{yaw}(t) + C_{e2\psi}(s)e_{\psi}(t), \\ r(t) &= A_{\psi2r}(s)\psi(t) + B_{u2r}(s)u_{yaw}(t) + C_{e2r}(s)e_r(t),\end{aligned}\quad (2.4)$$

$$\begin{aligned}\phi &= G_{\phi}(s)u_{roll}, & p &= G_p(s)u_{roll}, \\ G_{\phi}(s) &= \frac{15000}{s(s+30)(s+1)}, & G_p(s) &= \frac{15000}{(s+30)(s+1)},\end{aligned}\quad (2.5)$$

$$\begin{aligned}\theta &= G_{\theta}(s)u_{pitch}, & q &= G_q(s)u_{pitch}, \\ G_{\theta}(s) &= \frac{9000}{s(s+30)(s+1)}, & G_q(s) &= \frac{9000}{(s+30)(s+1)},\end{aligned}\quad (2.6)$$

$$\begin{aligned}\psi &= G_{\psi}(s)u_{yaw}, & r &= G_r(s)u_{yaw}, \\ G_{\psi}(s) &= \frac{750}{s(s+30)(s+0.7)}, & G_r(s) &= \frac{750}{(s+30)(s+0.7)}.\end{aligned}\quad (2.7)$$

де  $A_{x2y}, B_{x2y}$ , і  $C_{x2y}$  є передавальними функціями від  $x$  до  $y$ ,  $e_x$  - це шум, а  $u_{roll}, u_{pitch}$ , і  $u_{yaw}$  - керуючі сигнали.

На рис. 2.3 показані крокові реакції моделей чорної скриньки та теоретичні функції передачі для керуючого сигналу з амплітудою 0,1. Модель чорного ящика  $r$ , схоже, має динаміку, подібну до своєї теоретичної передавальної функції, тоді

як моделі чорної скриньки для  $p$  і  $q$  призводять до коливань з нескінченно зростаючою амплітудою. Оскільки кути можна обчислити з кутових швидкостей відповідно до (2.4), моделі для них не потрібні. Таким чином, необхідні лише моделі для кутових швидкостей, і відповідно до теоретичних моделей динаміка кутових швидкостей не повинна залежати від поточного кута. Якщо цю залежність від кутів усунути, і виконати крок у функції передачі від керуючого сигналу до кутових швидкостей, відгук є стабільним і має вигляд, який більше нагадує теоретичний відгук (див. Рисунок 4.4).

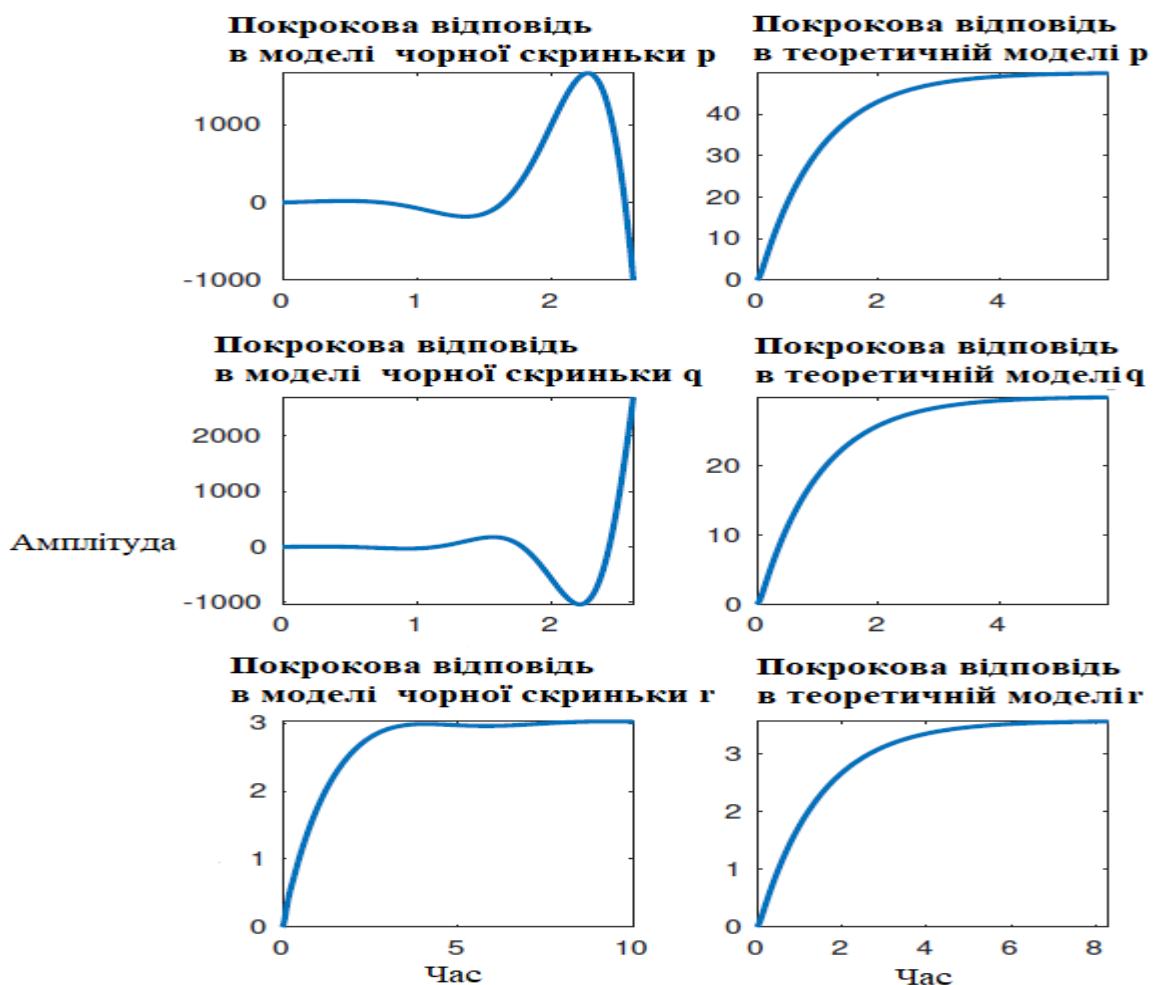


Рисунок 2.3 – Ступінчаста реакція, отримана з використанням теоретичних моделей та моделей чорного ящика для  $p$ ,  $q$  та  $r$ , з амплітудою кроку 0,1. Єдина модель чорного ящика з конвергентною реакцією на крок -  $r$ .

## 2.2 Спрощення моделей вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотним літальним апаратом

Передавальні функції для  $p$  і  $q$  мають один корінь і пару полюсів, близьких до уявної осі, тоді як передавальна функція для  $r$  має лише полюс, близький до уявної осі. Для  $p$  корінь і полюси дорівнюють  $-0,1824$  і  $-0.3397 \pm 4.7907i$ , а для  $q$  корінь і полюси становлять  $-0,2114$  і  $-0.1717 \pm 4.1681i$ . Використовуючи коефіцієнти, наведені в таблиці 1.1, статичний коефіцієнт підсилення для  $p$ ,  $q$  та  $r$  можна обчислити як 2.1154, 1.5584 та 26.9412 відповідно. Передавальну функцію зі статичним коефіцієнтом підсилення  $g$ , коренем  $r$  та полюсами в  $p_1$  та  $p_2$  можна обчислити відповідно до

$$\frac{\frac{g}{r}s + g}{\frac{1}{p_1 \cdot p_2}s^2 + (\frac{1}{p_1} + \frac{1}{p_2})s + 1} \quad (2.8)$$

Функція безперервної передачі часу на формі

$$y = \frac{a \cdot s + b}{c \cdot s^2 + d \cdot s + 1} u, \quad (2.9)$$

можна записати у формі простору стану як

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{d}{c} & \frac{1}{c} \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{a}{c} \\ \frac{b}{c} \end{bmatrix} u, \\ y &= x_1. \end{aligned} \quad (2.10)$$

Це призводить до моделей

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.6794 & 23.0661 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 267.4527 \\ 2.1154 \end{bmatrix} u_{roll}$$

(2.11)

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.3433 & 17.4029 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 128.2951 \\ 1.5584 \end{bmatrix} u_{pitch} \quad (2.12)$$

де і є стани, які не вимірюються. Використовуючи (4.11) та (4.12) і можна виразити як

$$\alpha = \int_0^t (2.1154u_p - p)dt, \quad (2.13)$$

$$\beta = \int_0^t (1.5584u_q - q)dt. \quad (2.14)$$

може бути виражена у формі простору станів як

$$y = \frac{a}{b \cdot s + 1} u, \quad (2.15)$$

може бути виражена у формі простору станів як

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -\frac{1}{b}x + \frac{a}{b}u, \\ y &= x, \end{aligned} \quad (2.16)$$

в результаті чого з'являється модель простору станів

$$\dot{r} = -0.8929r + 26.9412u_{yaw}. \quad (2.17)$$

На рис. 2.4 показані крокові реакції передавальних функцій із моделі чорної скриньки та спрощених моделей простору станів. На рисунку 2.4 видно, що вони майже однакові.

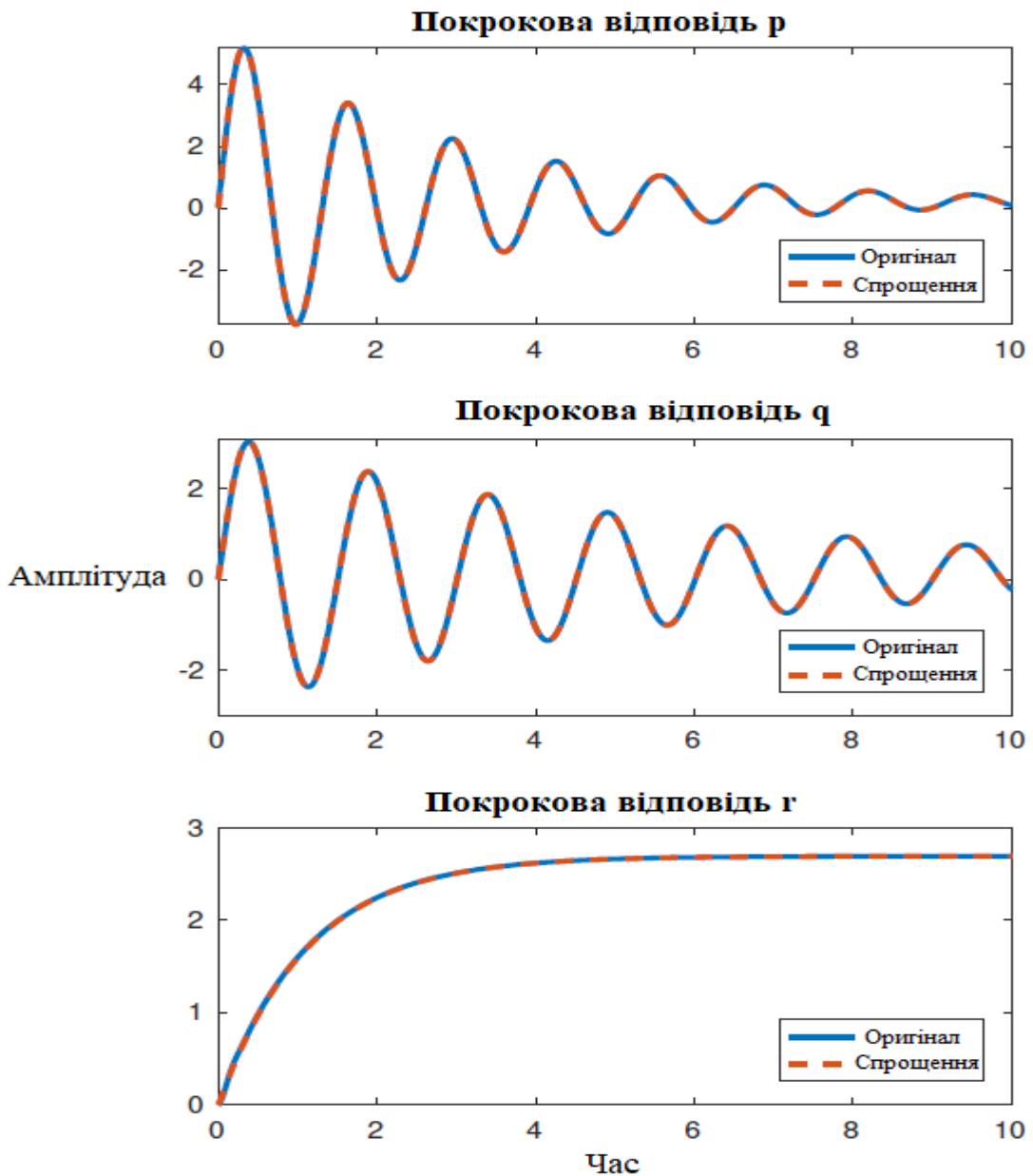


Рисунок 2.4 – Відповідь кроку з амплітудою 0,1 в сигналі керування електродвигуни безпілотного літального апаратуом як для оригінальної, так і для спрощеної моделі  $p$ ,  $q$  та  $r$  без кутових залежностей. Моделі для  $r$  мають меншу коливальну динаміку та вищі коефіцієнти підсилення, ніж моделі для  $p$  та  $q$ .

Припускаючи, що безпелотний літальний апарат близький до зависання, стани для кутів Ейлера реалізуються згідно

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & -0.6794 & 23.0661 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 267.4527 \\ 2.1154 \end{bmatrix} u_{roll}, \quad (2.18)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & -0.3433 & 17.4029 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ q \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 128.2951 \\ 1.5584 \end{bmatrix} u_{pitch}, \quad (2.19)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -0.8929 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 26.9412 \end{bmatrix} u_{yaw} \quad (2.20)$$

Різні регулятори LQ для  $[\phi \ p]$  і  $[\theta \ q]$  були розраховані шляхом вирішення алгебраїчного рівняння Ріккати безперервної роботи (2.19). Однак жоден із отриманих коефіцієнтів LQ не зміг стабілізувати контроль кутів під час практичних випробувань, а Безпелотний літальний апарат не зміг потрапити в повітря. Отже, старі регулятори піду були збережені для нахилу та кроку.

При реалізації регулятора LQ для  $[\psi \ r]$  було додано додатковий стан, що представляє інтегрування помилки,  $\int_0^t \psi \, dt = \Psi$ , в результаті чого отримана модель простору станів

$$\begin{bmatrix} \dot{\Psi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -0.8929 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Psi \\ \psi \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 26.9412 \end{bmatrix} u_{yaw}. \quad (2.21)$$

Для генерації коефіцієнта підсилення LQ використовувались (2.19) та (2.21) з моделлю у (4.21). Матриці Q і R

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix}, \quad R = 10, \quad (2.22)$$

були протестовані, в результаті чого з'явився регулятор LQ

$$K_r = [0.3162 \quad 0.4939 \quad 0.1903], \quad u_{yaw} = -K_r \begin{bmatrix} \Psi - \Psi_{ref} \\ \psi - \psi_{ref} \\ r \end{bmatrix}, \quad (2.23)$$

де  $\psi_{ref}$  - посилення на  $\psi$ , а  $\Psi_{ref} = \int_0^t \psi_{ref} dt$ . Діаграму Боде для цього регулятора можна побачити на рисунку 2.5.

Запас фази  $\phi_m$  дорівнює 72,258 градусів, а частота перехрещення - 5,36 рад/с. Цей регулятор LQ привів до стабільного контролю кута повороту і замінив попередній регулятор PI. Вимірний кут похилу та еталон під час тестового польоту можна побачити на рисунку 2.6.

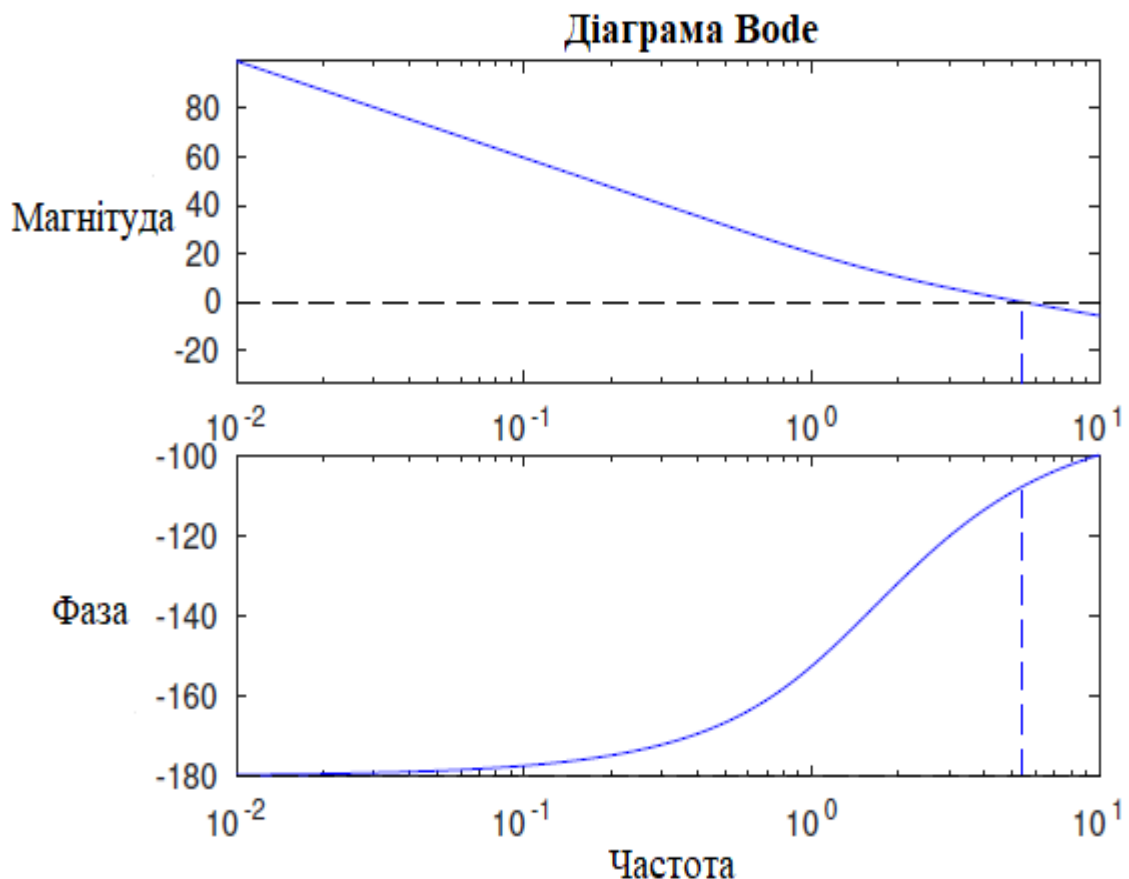


Рисунок 2.5 – Діаграма Боде

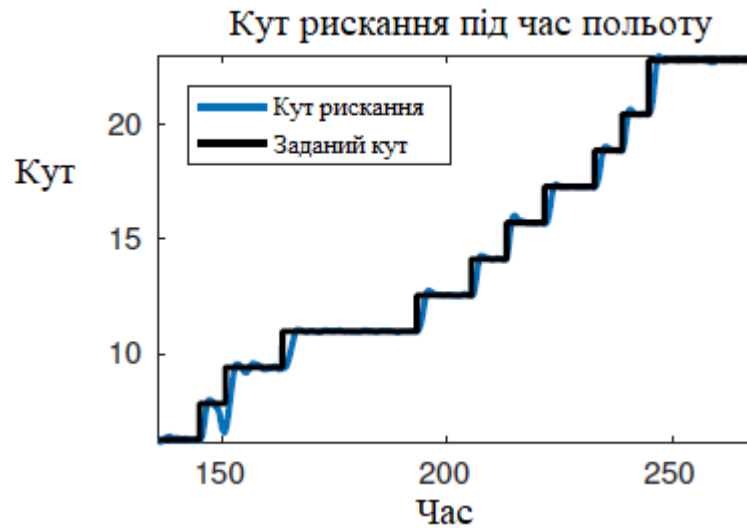


Рисунок 2.6 – Графік виміряного кута похилу при дотриманні заданого кута рискання за допомогою Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням.

Для тестування алгоритмів та регуляторів у Simulink була створена повна модель Безпелотний літальний апарата. Він містить усі моделі кутових швидкостей і визначає кути Ейлера за допомогою інтегрування та матриці обертання кутових швидкостей згідно (2.4).

$$\begin{aligned}
 a_x &= \frac{T_x - \alpha v_x^2}{m}, & v_x &= \int_0^t a_x dt, & p_x &= \int_0^t v_x dt, \\
 a_y &= \frac{T_y - \alpha v_y^2}{m}, & v_y &= \int_0^t a_y dt, & p_y &= \int_0^t v_y dt, \\
 a_z &= \frac{T_z + mg - \alpha v_z^2}{m}, & v_z &= \int_0^t a_z dt, & p_z &= \int_0^t v_z dt,
 \end{aligned} \tag{2.24}$$

де описується опору, а  $m$  - маса Безпелотний літальний апарата. Тяга  $T_x, T_y, T_z$ , - це величини тяги Безпелотний літальний апарата, паралельні різним координатним векторам. Кутова швидкість електродвигуни безпілотного літального апаратуів має час зростання за рахунок інерції та опору. Цей час підйому оцінюється приблизно в 33 мс і включається в моделювання. Кутові швидкості  $p, q$  і  $r$

обчислюються з використанням попередньо визначених моделей чорних ящиків. Кути Ейлера не обчислюються за допомогою моделей чорних ящиків, а замість цього обчислюються як інтегрування обертальних швидкостей відповідно до (2.4). Використовуючи цю структуру Simulink, можна перевірити та оцінити різні моделі безпілотний літальний апаратів та регулятори.

Запропоновано метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату. На базі цього методу було побудовано математичну модель, в основі якої лежить виконання вимог системи та особливості обраних засобів

Розроблений метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату представляється як комбінація вже відомих методів для компенсування їх недоліків. На відміну від існуючих методів вимірювання параметрів безпілотного літального апарату, розроблений метод має наступні переваги: швидкість реагування зменшена на 0.1 с; точність слідування за маршрутом збільшено на 17%; підвищено час роботи на 40 хвилин.

### **3 СТРУКТУРА АЛГОРИТМІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА**

#### **3.1 Регулювання та керування положення траєкторії руху безпілотною літальною апарату на основі фільтра Калмана**

Оцінка станів безпілотною літальною апарату вимагає впровадження алгоритмів синтезу датчиків. Доступна програма ЕКФ - це програма, написана на мові С, яка використовує вимірювання за допомогою ІМУ та, за бажанням, GPS для оцінки кутів та кутових швидкостей Ейлера, а також положення, швидкості та прискорення у трьох вимірах. Формат позиції - широта та довгота в радіанах, а також висота. Вихідні кути - це кути Ейлера, а кутові швидкості, швидкості та прискорення наведені у фіксованій системі координат Безпілотний літальний апарату. Вимірювати висоту безпілотний літальний апарату можна за допомогою акселерометрів та лідара. Обидва ці вимірювання вимагають знання поточної орієнтації безпілотний літальний апарату для отримання вертикальних складових вимірюваного прискорення та відстані. Якщо припустити, що вертикальні швидкості досить малі, щоб не можна було нехтувати ними, то вся динаміка є лінійною, і для оцінки вертикальної швидкості та згладжування вимірювань висоти можна використовувати фільтр Калмана. Цей фільтр Калмана використовує лідарові вимірювання та вихідні дані ЕКФ. Це означає, що прискорення вже піддалося фільтруванню, і якщо ЕКФ недостатньо швидкий, затримки часу можуть призвести до нестабільної системи.

На рисунку 3.1 неочікуване прискорення порівнюється з різницею між прискоренням необробленого та відфільтрованого, а перехресну коваріацію прискорення відфільтрованого та нефільтрованого можна побачити на рисунку 3.2. Дані необроблених акселерометрів не є вільним прискоренням, оскільки вони включають гравітаційне прискорення. Щоб отримати порівнянні сигнали, х-

компонент обертаного гравітаційного прискорення віднімають із вихідних вимірювань.

Оскільки різниця між прискоренням необробленого та відфільтрованого невелика, а кросковаріація має домінуючий пік при 0 затримках, здається, що затримки часу, викликані фільтром, коротші, ніж час вибірки регулятора. Отже, безпечно використовувати цей відфільтрований сигнал. Крім того, ЕКФ оцінює зміщення для всіх акселерометрів, що робить вимірювання більш точними.

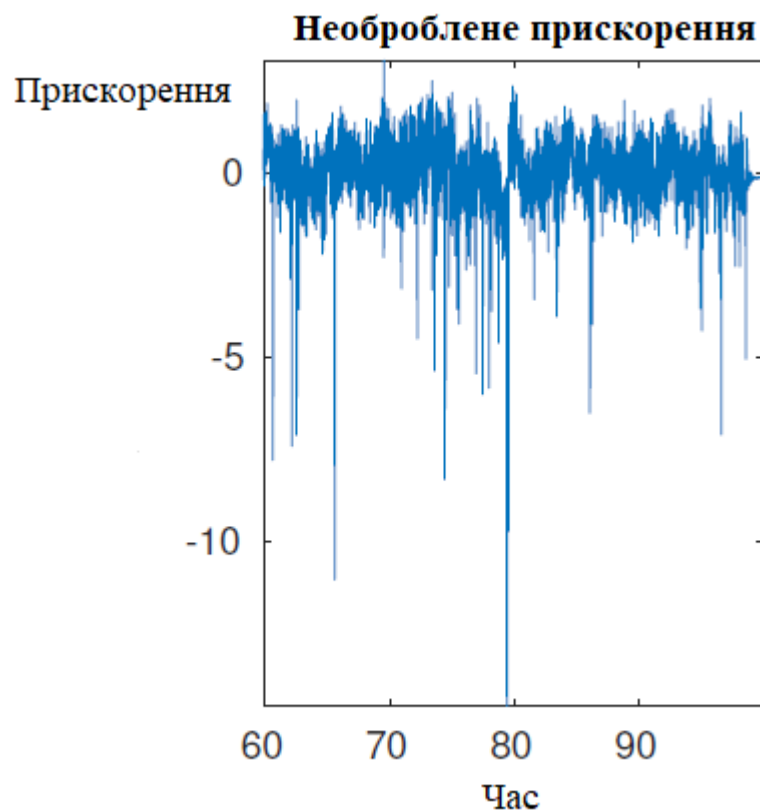


Рисунок 3.1 – необроблене прискорення, виміряне під час тестового польоту

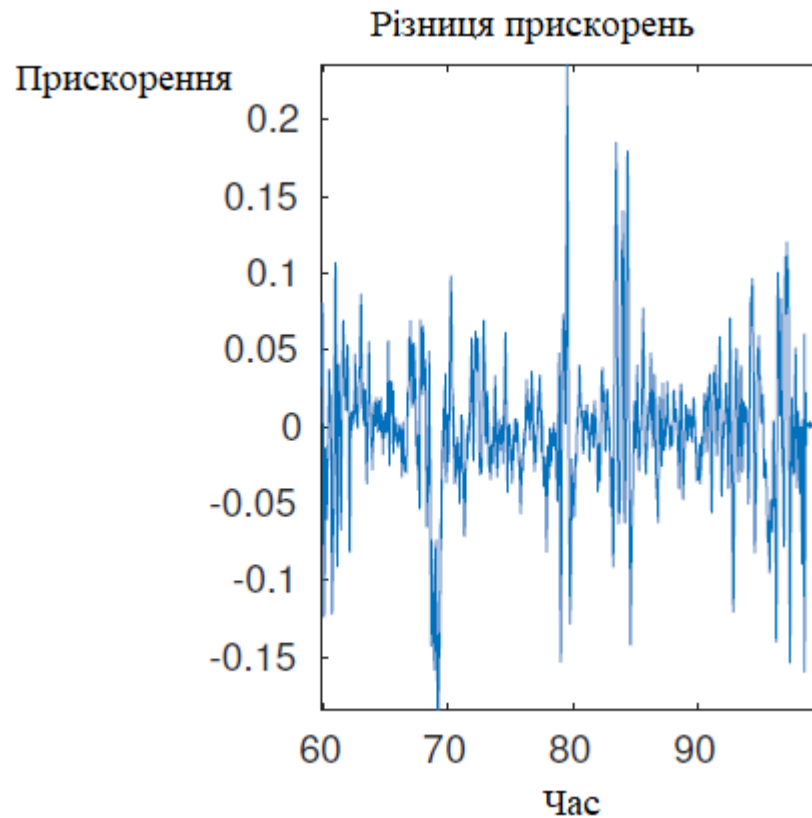


Рисунок 3.2 – різниця між необробленим та відфільтрованим прискоренням.

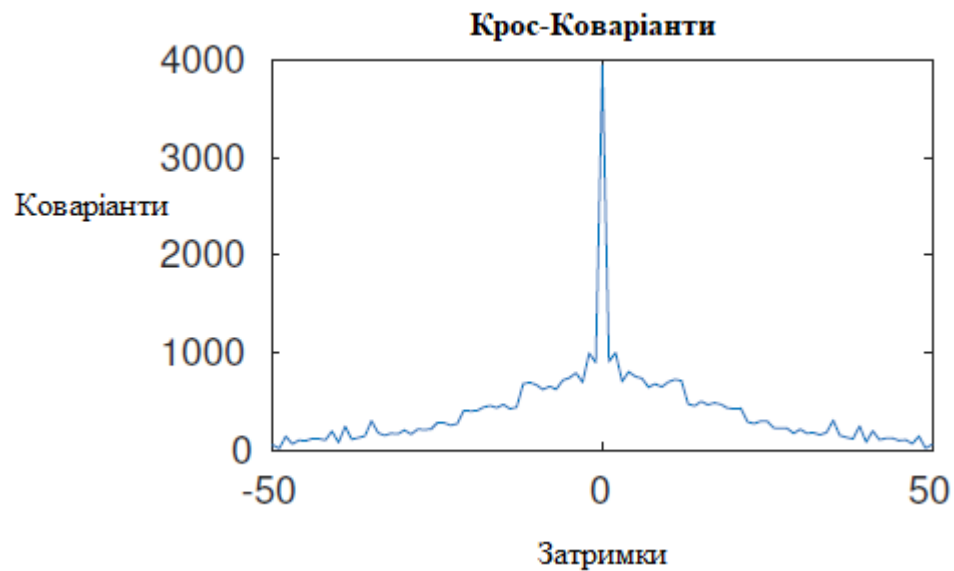


Рисунок 5.3 – Коваріація між відфільтрованим та необробленим прискореннями, показуючи чіткий пік при 0 затримках.

Для того, щоб отримати оцінку вертикальної швидкості  $v$ , згладжену оцінку висоти  $h$  та оцінку тяги, необхідної для зависання  $u_0$ , був застосований фільтр

Кальмана з використанням вимірювань на акселерометрах та лідарі. Виведено модель простору станів та проведено аналіз шуму для оцінки коваріації шуму.

Співвідношення між прискоренням  $a$ , швидкістю  $v$  і висотою  $h$  є лінійним. Зміна прискорення вважається технологічним шумом. Доступні вимірювання прискорення та висоти. Безперервну модель можна записати як

$$\begin{aligned} x &= [h \quad v \quad a]^T, \\ \dot{x}(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} v(t), \\ y(t) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} e_1(t) \\ e_2(t) \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (3.1)$$

де  $e_1(t)$  - шум вимірювання в лідарі,  $e_2(t)$  - шум вимірювання в акселерометрах, а  $v(t)$  - шум процесу. Перетворення цієї моделі на дискретний час призводить до

$$\begin{aligned} x &= [h \quad v \quad a]^T, \\ x[k+1] &= \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2} \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x[k] + \begin{bmatrix} \frac{T^3}{6} \\ \frac{T^2}{2} \\ T \end{bmatrix} v[k], \\ y[k] &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x[k] + \begin{bmatrix} e_1[k] \\ e_2[k] \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

де  $e_1[k]$  - шум вимірювання в лідарі,  $e_2[k]$  - шум вимірювання в акселерометрах, а  $v[k]$  - шум процесу (Густафссон, 2012). Вимірювання відстані та прискорення знаходяться в локальних координатах Безпелотний літальний апарата та повертаються у глобальну систему координат. Отже, шум вимірювань залежить від поточної орієнтації і буде змінюватися з часом. Для простоти передбачається, що вплив кутів незначний і що шум можна апроксимувати як гауссовий.

Лідар розташований на 0,122 метри перед центром ІМУ. Цю відстань і поточну орієнтацію Безпелотний літальний апарата потрібно враховувати при розрахунку висоти. Використовуючи матрицю обертання  $R$ , визначену в (2.2), одиничні вектори фіксованої системи координат Безпелотний літальний апарата  $[X_q Y_q Z_q]$  та одиничні вектори глобальної системи координат  $[x_g y_g z_g]$  можуть бути виражені як

$$\begin{aligned} x_g &= [1 \ 0 \ 0]^T, \quad y_g = [0 \ 1 \ 0]^T, \quad z_g = [0 \ 0 \ 1]^T, \\ X_Q &= \mathcal{R}x_g, \quad Y_Q = \mathcal{R}y_g, \quad Z_Q = \mathcal{R}z_g. \end{aligned} \quad (3.3)$$

Висоту  $h$  можна обчислити з відстані до лідару  $d$  як

$$h = d(Z_Q \bullet z_g) + 0.122(X_Q \bullet z_g), \quad (3.4)$$

де скалярний добуток використовується для визначення косинуса кута між векторами. Вертикальне прискорення  $a$  у глобальних координатах аналогічним чином отримується обертанням вимірювань з Безпелотний літальний апарата відповідно до

$$\begin{aligned} a_Q &= [a_x \ a_y \ a_z]^T, \\ a &= -\mathcal{R}a_Q \bullet z_g, \end{aligned} \quad (3.5)$$

де  $a_x$   $a_y$  і  $a_z$  - вимірювання акселерометра в Безпелотний літальний апараті. Знак перевернутий, оскільки прискорення Безпелотний літальний апарата вимірюється, а висота вимірюється вгору від землі. LiPo-акумулятор, що використовується зараз, може жити Безпелотний літальний апарат приблизно протягом десяти хвилин під час польоту. Було виявлено, що в міру розрядження батареї сигнал тяги, необхідний для постійної висоти, і, отже, точка, навколо якої повинен працювати регулятор висоти, збільшується. Ця статична тяга також відрізняється для різних акумуляторів і змінюватиметься, якщо з Безпелотний літальний

апарата буде додано або видалено вагу. Хоча інтегруюча дія в регуляторі дозволяє уникнути стаціонарних похибок висоти, ефективніше постійно знати поточну робочу точку. Отже, у фільтр Кальмана включено стан, який оцінює поточну статичну тягу.

Існують різні методи оцінки тяги, що генерується від електродвигуни безпілотного літального апаратуів. Тяга може бути виражена як пропорційна квадрату кутової швидкості електродвигуни безпілотного літального апаратуа, або як функція різних факторів, таких як відносна швидкість повітря. Попередні моделі платформи безпелотний літальний апарата передбачали, що тяга пропорційна сигналу електродвигуни безпілотного літального апаратуа, маючи на увазі, що квадрат об / хв пропорційний сигналу електродвигуни безпілотного літального апаратуа. Це припущення буде використано і в цій дипломній роботі. При сигналі електродвигуни безпілотного літального апаратуа 0 загальна тяга також дорівнює 0, а при сигналі електродвигуни безпілотного літального апаратуа  $u_0$  -  $mg$ . Таким чином, співвідношення між  $u_{throttle}$  каналу керування та регулювання дросельною заслінкою та зусиллям тяги електродвигуни безпілотного літального апаратуа  $F_{Thrust}$  можна записати як

$$F_{Thrust} = \frac{u_{throttle}mg}{u_0}. \quad (3.6)$$

Вертикальне прискорення  $a$  у глобальних координатах може бути виражене як

$$a = \frac{mg - F_{Thrust}c_{\phi}c_{\theta}}{m} = g\left(1 - \frac{u_{throttle}c_{\phi}c_{\theta}}{u_0}\right) \quad (3.7)$$

а  $u_0$  можна виразити як

$$u_0 = \frac{u_{throttle}c_{\phi}c_{\theta}}{1 - \frac{a}{g}}. \quad (3.8)$$

Цей вираз буде корисним лише до тих пір, поки існує деяка кількість тяги, спрямованої вгору. Якщо це не так, програмні сейфи були включені для запобігання оновленню стану статичної тяги в оновленні вимірювань. Однак перебування у вільному падінні - це не ситуація, яка повинна відбуватися під час нормальної роботи. Прогресування цього стану під час тестового польоту, ініційоване значенням 0,7 та невизначеністю 0,0009, можна побачити на рисунку 3.3.

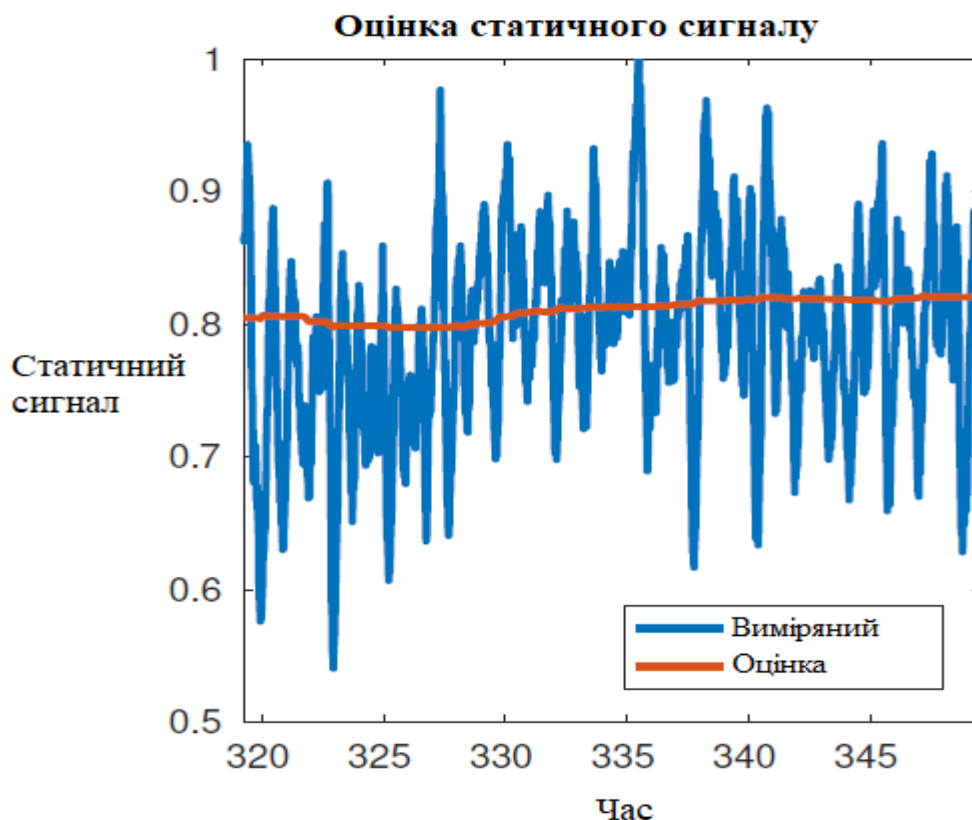


Рисунок 3.4 – Вимірювання статичного сигналу тяги порівняно з відфільтрованою оцінкою під час тестового польоту.

Використовуючи модель у (3.2) та вимірювання в (3.4), (3.5) та (3.8), повна модель, використана у фільтрі Кальмана

Оновлення статичної тяги є умовним. Близько до землі безпелотний літальний апарат піддається дії, яке називається ефектом наземного руху, що збільшує підйом. Отже, перша умова полягає в тому, що Безпелотний літальний апарат повинен знаходитися на висоті понад 0,3 метра над землею. Другою умовою, щоб

уникнути ділення на 0, тобто  $a \neq g$ . Нарешті, Безпелотний літальний апарат повинен бути близьким до зависання, тому останньою умовою є те, щоб кути та кутові швидкості кроку та крену знаходились у певних інтервалах. Ці інтервали  $|\phi| < 0.2, |\theta| < 0.2, |p| < 0.5, |q| < 0.5$ . Якщо ці умови не виконуються, вимірювання  $u_0$  і остаточного рядка в  $N$  встановлюється на 0. Для отримання матриці коваріації  $R$  коваріацію вимірювань оцінювали індивідуально. Безпелотний літальний апарат у польоті, коливання висоти означає, що Безпелотний літальний апарат не підтримує висоту, постійну, достатню для оцінки коваріації шуму. Таким чином, оцінка шуму при вимірюванні висоти була зроблена, коли Безпелотний літальний апарат стояв на землі. Дані, що використовуються для оцінки шуму вимірювання при прискоренні та статичній тязі, були зроблені в польоті.

$$\begin{aligned}
 x &= [h \quad v \quad a \quad u_0]^T, \\
 y &= \begin{bmatrix} d(Z_Q \bullet z_g) + 0.122(X_Q \bullet z_g) \\ -z_g \bullet Ra_Q \\ \frac{u_{Thrust} \epsilon_\phi \epsilon_\theta}{1 - \frac{a}{g}} \end{bmatrix}, \\
 x[k+1] &= \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2} & 0 \\ 0 & 1 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x[k] + \begin{bmatrix} \frac{T^3}{6} & 0 \\ \frac{T^2}{2} & 0 \\ T & 0 \\ 0 & T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1[k] \\ v_2[k] \end{bmatrix}, \\
 y[k] &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x[k] + \begin{bmatrix} e_1[k] \\ e_2[k] \\ e_3[k] \end{bmatrix}.
 \end{aligned} \tag{3.9}$$

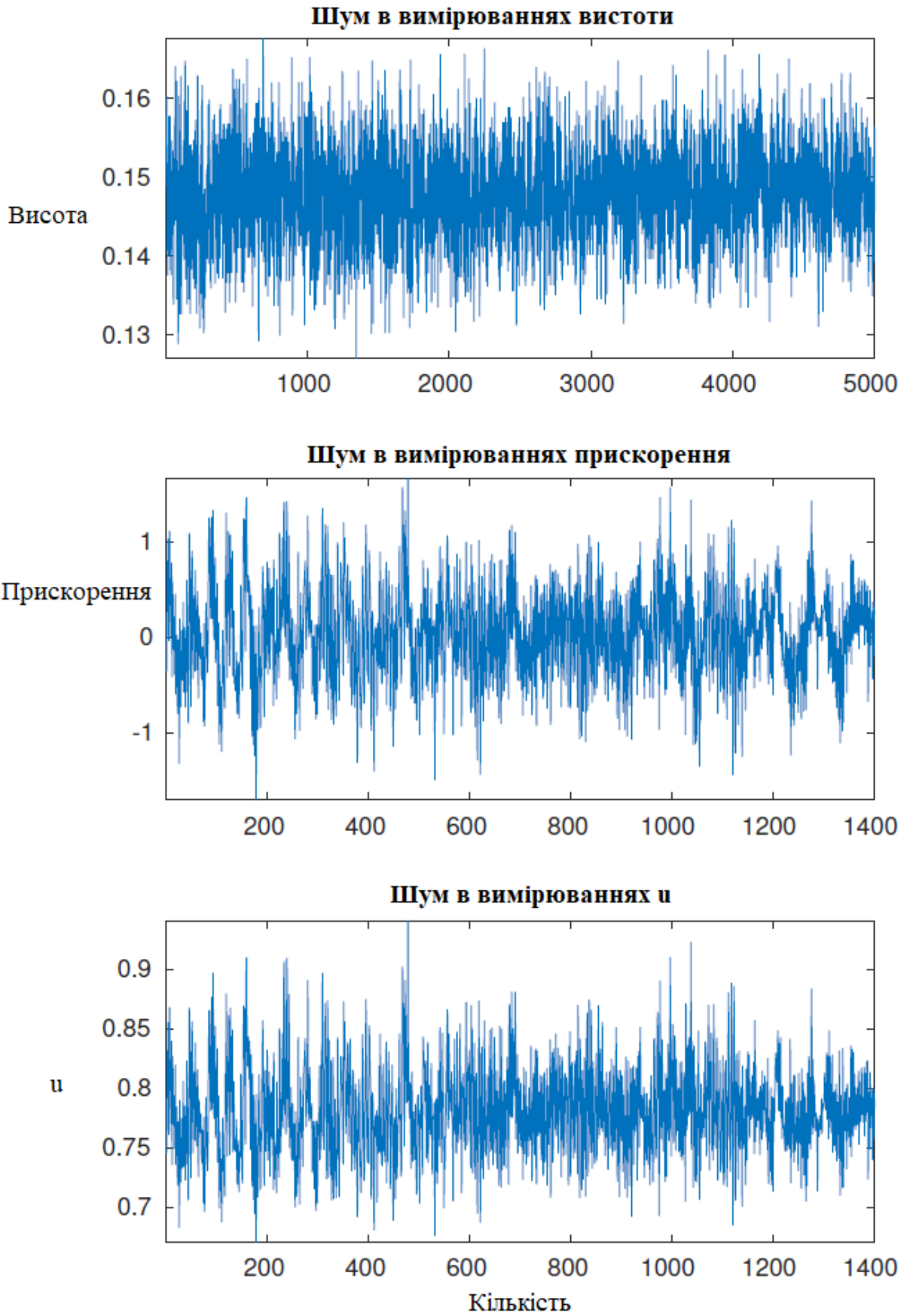


Рисунок 3.5 – Дані, що використовуються для оцінки коваріантності вимірювань шуму. Деякі коливальні елементи присутні в вимірах прискорення та  $u$ .

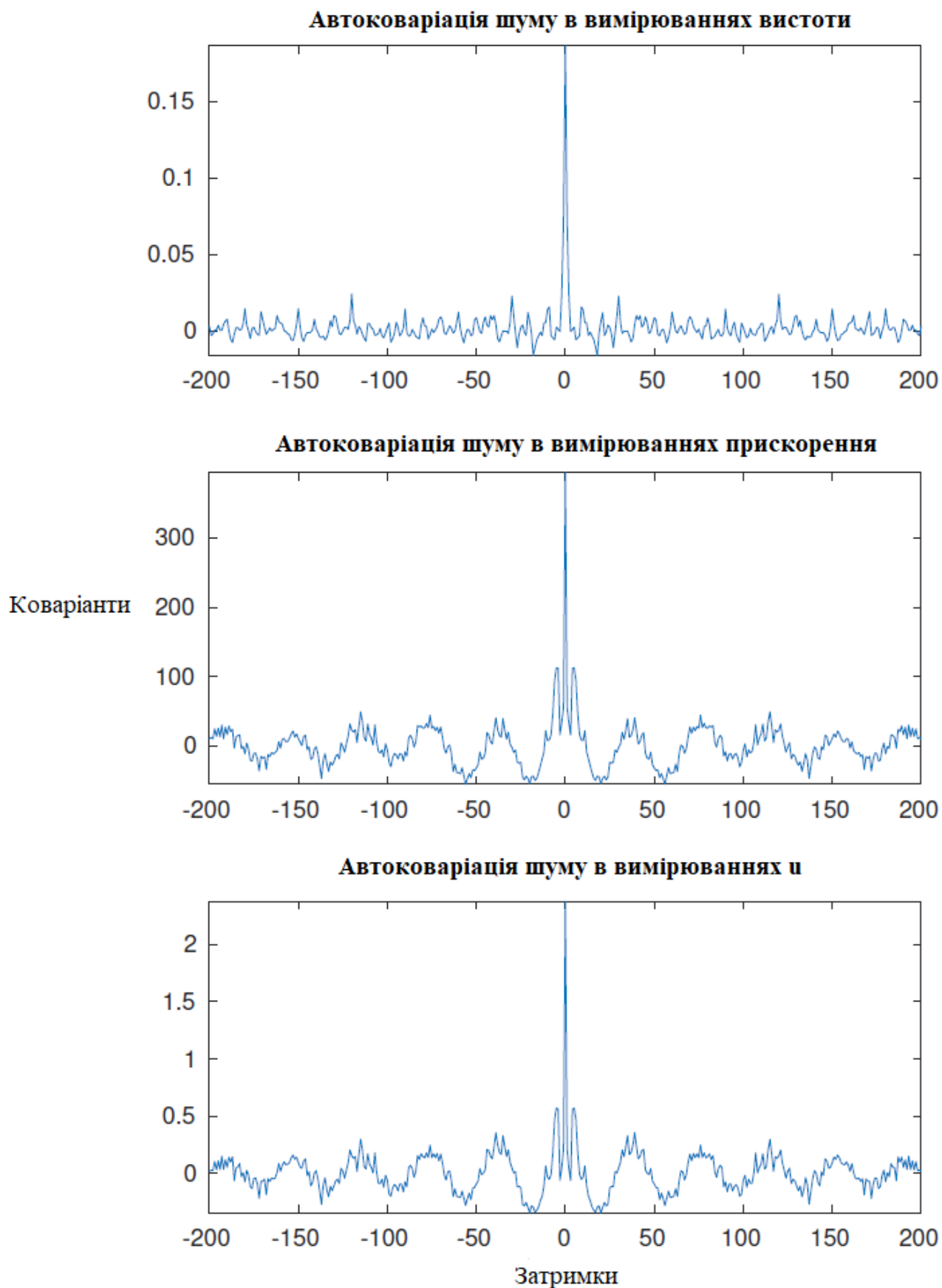


Рисунок 3.6– Автоковаріація даних, що використовується для оцінки коваріацій вимірювання шуму.

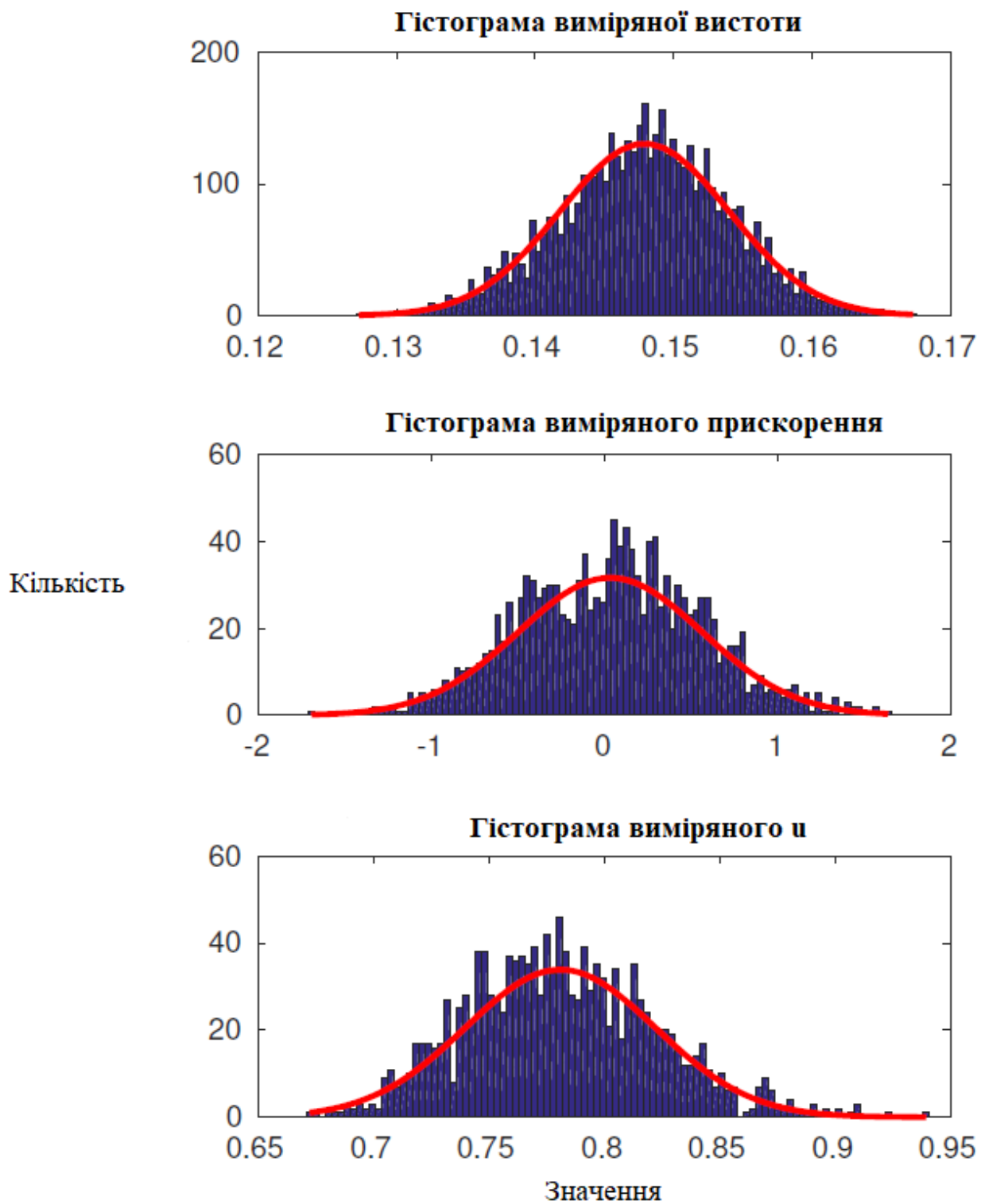


Рисунок 3.7 – Гістограми вимірювань та криві дзвона, розраховані з використанням розрахункової дисперсії та середнього значення вимірювань. Криві дзвону були масштабовані, щоб бути порівнянними з гістограмами.

Статичну тягу можна розрахувати лише під час польоту Безпелотний літальний апарата, а вібрації від електродвигуни безпілотно літального апаратуів призведуть до шуму, який присутній лише під час польоту.

Сегмент даних, коли Безпелотний літальний апарат залишався стабільним протягом приблизно 14 секунд, використовувався для оцінки коваріації шуму при прискоренні та статичній тязі, а 50 секунд записаних даних використовувався для оцінки коваріації шуму при вимірюванні висоти. Автоковаріація цих сегментів була оцінена, щоб визначити, кольоровий чи білий шум. За допомогою гістограм сегментів визначали, чи є шум гауссовим. Дані можна побачити на рисунку 3.4, автоковаріація даних - на рисунку 3.5, а гістограми - на рисунку 3.6.

За даними Густафссона та співавт. (2001), автоковаріація білого шуму повинна дорівнювати 0, за винятком піку при 0 лагах. Автоковаріація вимірювань висоти - це шум з малою дисперсією, за винятком піку при 0 лагах, і, отже, шум вимірювань висоти називається білим. Однак в автоковариантностях вимірювань прискорення та  $u_0$  є повторювані піки, що свідчить про забарвлення шуму. Однак, оскільки піки з відставанням 0 домінують над повторюваними піками, шум у цих вимірах все ще апроксимується як білий. Коваріації шуму, отримані в результаті оцінок, є

$$\text{cov}(e_1) = 3.7268 \cdot 10^{-5}, \text{cov}(e_2) = 2.8153 \cdot 10^{-1}, \text{cov}(e_3) = 1.6978 \cdot 10^{-3}. \quad (3.10)$$

Порівняння гістограм із кривими Гаусса, розрахованими за допомогою коваріацій та засобів сигналів, показує, що шум у вимірах висоти дуже нагадує Гауссовий шум, а шум при прискоренні та  $u_0$  приблизно Гауссовий.

Таким чином, очікується, що шум у вимірах висоти можна буде досить точно апроксимувати як білий Гауссовий шум.

Розрахункові коваріації використовуються як діагональні елементи в матриці R фільтра Калмана, описаному в (2.11). Коваріація технологічного шуму не визначалася за допомогою вимірювань, а замість цього була обрана як величина, яка призвела до хороших оцінок стану під час подальшої обробки

вимірювань. Встановлення діагональних значень матриці  $Q$  у фільтрі Калмана у (2.11) на  $[10\ 0: 00001]$  призводить до задовільних оцінок

3.2 Структура моделі регулювання та керування положення траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана

Для отримання оцінки кута повороту, який не зміщується з часом, використовуються магнітометри. Однак вони чутливі до збурень від магнітних сплавів та магнітних полів від проводів або електромагнітів. Магнітометри можуть бути відкалібровані для компенсації цих збурень, якщо вони залишаються нерухомими щодо магнітометрів.

На магнітометри все одно впливатимуть порушення, не розташовані на Безпелотний літальний апараті, але ці ефекти незначні при польоті у відкритому полі.



Рисунок 3.8 – Порівняння фактичного гвинта та замітника, який використовувався під час калібрування.

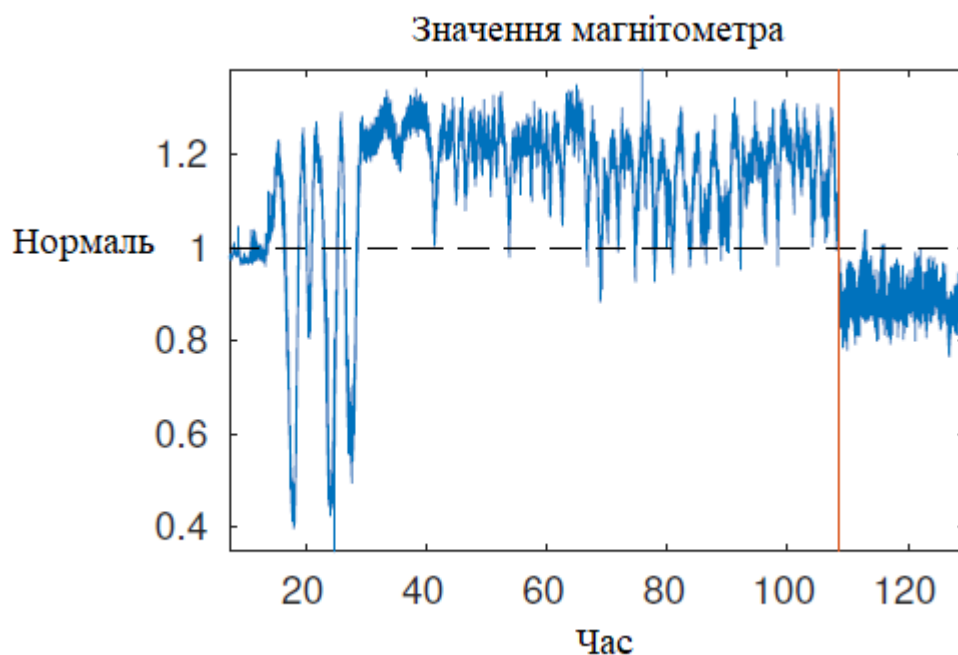


Рисунок 3.9 – Магнітна норма при зміні орієнтації Безпелотний літальний апарата до та після калібрування. Калібрування набирає чинності приблизно 108,47 секунди.

В даний час калібрування виконується користувачем, утримуючи Безпелотний літальний апарат вручну, для досягнення більш екстремальних кутів. Електродвигуни безпілотного літального апарату генерують помітне магнітне поле під час роботи, тому процедура калібрування виконується, коли електродвигуни безпілотного літального апарату працюють з частотою обертання в хвилину, близькій до того, що потрібно для зависання. Однак електродвигуни безпілотного літального апарату потребують меншої потужності і генерують слабше магнітне поле без приєднаних гвинтів. Отже, під час калібрування під час калібрування кріпляться чотири пластикові бруски з формою та вагою, подібними до гвинтів, як більш безпечна альтернатива, ніж використання власне гвинтів. За допомогою цих макетних гвинтів та працюючих електродвигуни безпілотного літального апаратуів умови під час калібрування подібні до умов під час польоту.

Для аналізу результату калібрування можна вивчити магнітну норму. В ідеалі норма магнітних вимірювань завжди повинна бути 1 незалежно від орієнтації (База знань Xsens, 2017). Якщо магнітометри правильно відкалібровані,

норма не повинна суттєво відхилятися від 1 при переміщенні Беспелотний літальний апарата через різні орієнтації. Норму магнітометрів при зміні орієнтації Беспелотний літальний апарата до та після калібрування можна побачити на рисунку 3.8.

На рисунку 3.9 показано норму магнітометра під час роботи електродвигуни безпілотного літального апаратуів як до, так і після калібрування. Видно, що норма норми магнітометра має зміщення до та після калібрування. Однак після калібрування величина цього зсуву зменшується, а зміна норми при зміні орієнтації значно зменшується. Побічним ефектом є те, що магнітометри неправильно відкалібровані, коли електродвигуни безпілотного літального апарату вимкнені, і це може призвести до неправильної оцінки курсу, коли електродвигуни безпілотного літального апарату неактивні. Однак, поки заголовок оцінюється точно, поки беспелотний літальний апарат перебуває в польоті, на показники продуктивності це не впливає.

Удосконалено метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана. В основі запропонованого методу лежить математична модель запропонована та структура у вигляді алгоритмічного забезпечення, дозволяє повністю реалізувати математичну модель.

## 4. МЕТОД РЕГУЛЮВАННЯ ТА КЕРУВАННЯ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА

4.1 Метод керування параметрів стану і траєкторією руху безпілотних літальних об'єктів

Керування та регулювання стану розділено на дві частини - горизонтальну і вертикальну. Для керування та регулювання вертикальним станом використовується пропорційно-інтегровано-диференційного регулятора і лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням. Для горизонтального переміщення – регулятор позиції, який підтримує постійне положення і регулятор траєкторії, що підтримує постійну швидкість. Регулятори які відповідають за вертикальний стан генерують сигнал, що управляє тягою, а горизонтальний регулятори генерує відповідні кути, які використовуються регулятором кутів. Загальна схема роботи регуляторів наведена на рис 4.1. Для підтримки заданої висоти були реалізовані два різних регулятора: лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням і пропорційно-інтегровано-диференційне регулювання. Обидва регулятора використовують два компоненти із прямою передачею: статичної тяги і кута безпілотний літальний апарата. Пряма передача статичної тяги означає, що регулятори не повинні компенсувати гравітаційне прискорення а лише управляти відхиленнями від заданої висоти. Щоб залишатися в повітрі при збільшенні куту нахилу або кроку потрібно використовувати більше тяги. Пряма передача цього кута означає, що регулятори не повинні компенсувати ці зміни.

Сигнал, що генерується регуляторами,  $u_{controller}$  додається до сигналу, який відповідає за прискорення,  $u_0$ . Потім генерується сигнал керування та регулювання акселератором,  $u_{throttle}$  шляхом компенсації поточних кутів нахилу і кроку відповідно до

$$u_{throttle} = \frac{u_0 + u_{controller}}{z_g \cdot Z_Q},$$

де  $z_g$  і  $Z_Q$  описані в (3.3).

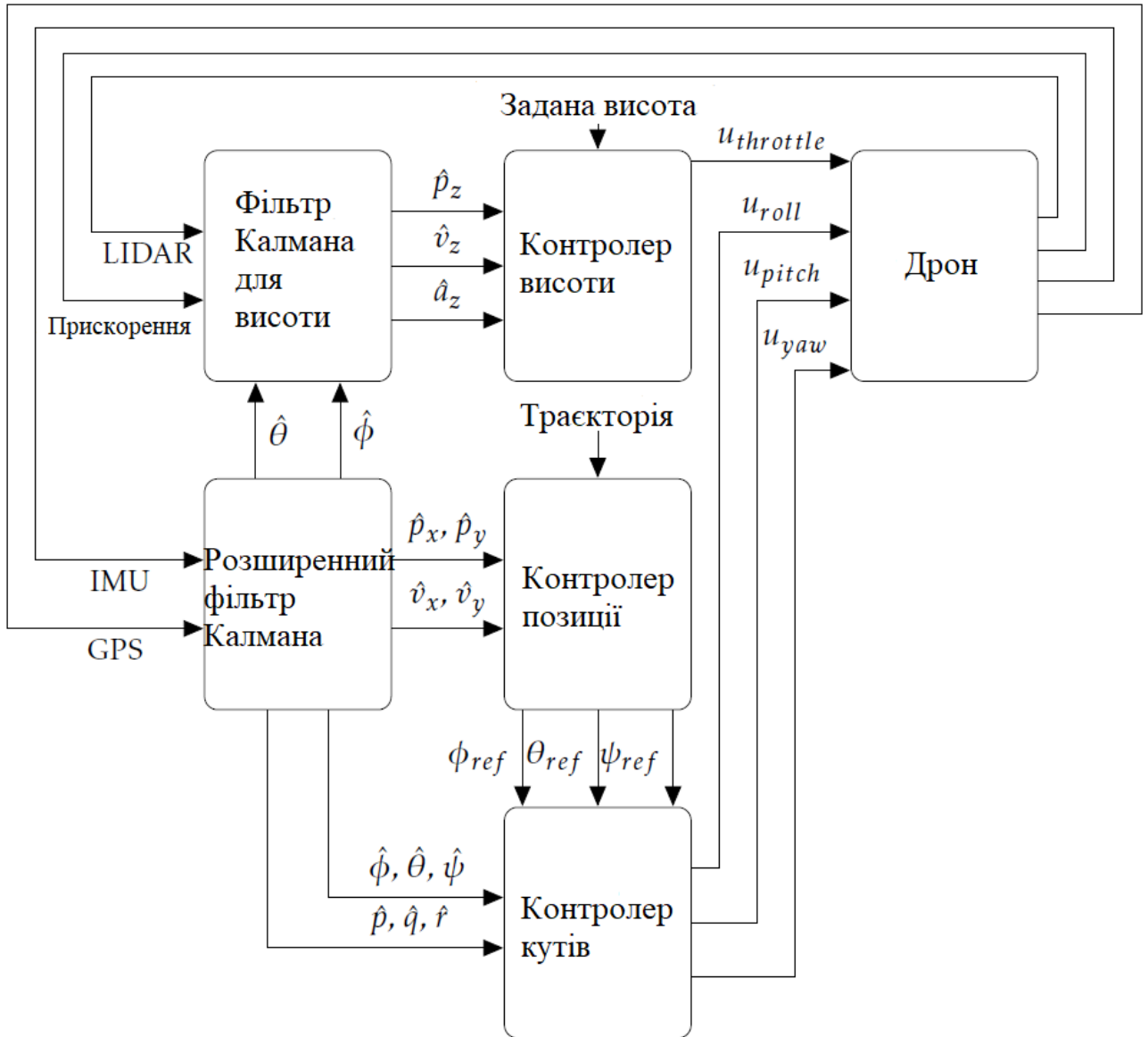


Рисунок 4.1 – Блок-схема, що показує, як вимірювання використовуються для генерації поточного стану, які, використовуються для генерації опорних кутів і керуючі сигнали.

Використовуючи висоту та вертикальну швидкість, оцінені фільтром Калмана, наведені в (3.9), був реалізований пропорційно-інтегровано-диференційного регулятора висоти відповідно до

$$e = h_{ref} - h, \quad (4.2)$$

$$u_{PID} = K_P e + K_I \int_0^t (e) dt - K_D v. \quad (4.3)$$

Для запобігання перевантаження пристрою, використовується умовна інтеграція. Умовою об'єднання є те, що  $u_{throttle}$  повинен знаходитися в інтервалі  $u_0 \pm 0.25$ . Цей інтервал був обраний, оскільки  $u_0 \approx 0.75$ , а  $u_{throttle}$  знаходиться в межах  $[0; 1]$ , а інтервал, де дозволено об'єднання, повинен бути приблизно симетричним до  $u_0$ , щоб однаково обробляти додатні та від'ємні відхилення висоти. Для того, щоб визначити стабільність системи, співвідношення між  $u_{throttle}$  і висотою  $h$  було визначено. Наступні обчислення зроблені в припущенні, що значення  $\phi$  і  $\theta$  є маленьким, і що кут прямої передачі буде обробляти кутові відхилення. Якщо припустити, що тяга від електродвигуни безпілотного літального апарату є лінійною функцією сигналу керування та регулювання, сила тяги дорівнює  $F_{throttle} = K_t u_{throttle}$ , для деякого параметра  $K_t$ . При наведенні пари  $u_{throttle} = u_0$  і  $F_{throttle} = mg$ . Отже,

$$K_t u_0 = mg \implies K_t = \frac{mg}{u_0}. \quad (4.4)$$

Крім того, використовуючи (6.1) та  $F = ma$

$$a = \frac{F}{m} = \frac{K_t u_{throttle} - mg}{m} = \frac{K_t u_0 + K_t u_{PID} - mg}{m} = \frac{K_t u_{PID}}{m} = \frac{u_{PID} g}{u_0}. \quad (4.5)$$

Використовуючи  $u_{PID}$ , описану в (6.3), диференціальне рівняння можна записати як

$$\begin{aligned}
 a = \ddot{h} &= \frac{g}{u_0} (K_P(h_{ref} - h) + \int_0^t (h_{ref} - h) dt - K_D \dot{h}) \implies \\
 \frac{u_0}{g} \ddot{h} + K_P h + K_I \int_0^t h dt + K_D \dot{h} &= K_P h_{ref} + K_I \int_0^t h_{ref} dt.
 \end{aligned}
 \tag{4.6}$$

Цей вираз можна переписати для функції яка здійснює вибір напрямку в такий вигляд

$$\begin{aligned}
 \left( \frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_P s + K_I \right) h &= (K_P s + K_I) h_{ref} \implies \\
 h &= \frac{K_P s + K_I}{\frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_P s + K_I} h_{ref}.
 \end{aligned}
 \tag{4.7}$$

$u_0$  не має постійного значення, але зазвичай знаходиться в інтервалі 0,7-0,8. Функція вибору напрямку в (6.7) можна використовувати для визначення полюсів системах замкненого циклу, а також для моделювання покрокових відповідей для різних значень  $u_0$ . Було здійснено випробовування з різними параметрами, і змодельована покрокова відповідь зі значеннями  $K_P = 0.2$ ,  $K_I = 0.05$  та  $K_D = 0.2$ . Яка привела до одномоментної відповіді, яка має достатню швидкою з мінімальним перевищенням. Покрокові відповіді для різних значень  $u_0$  можна побачити на рисунку 4.3, а Bode діаграми можна бачити на рисунку 4.2.

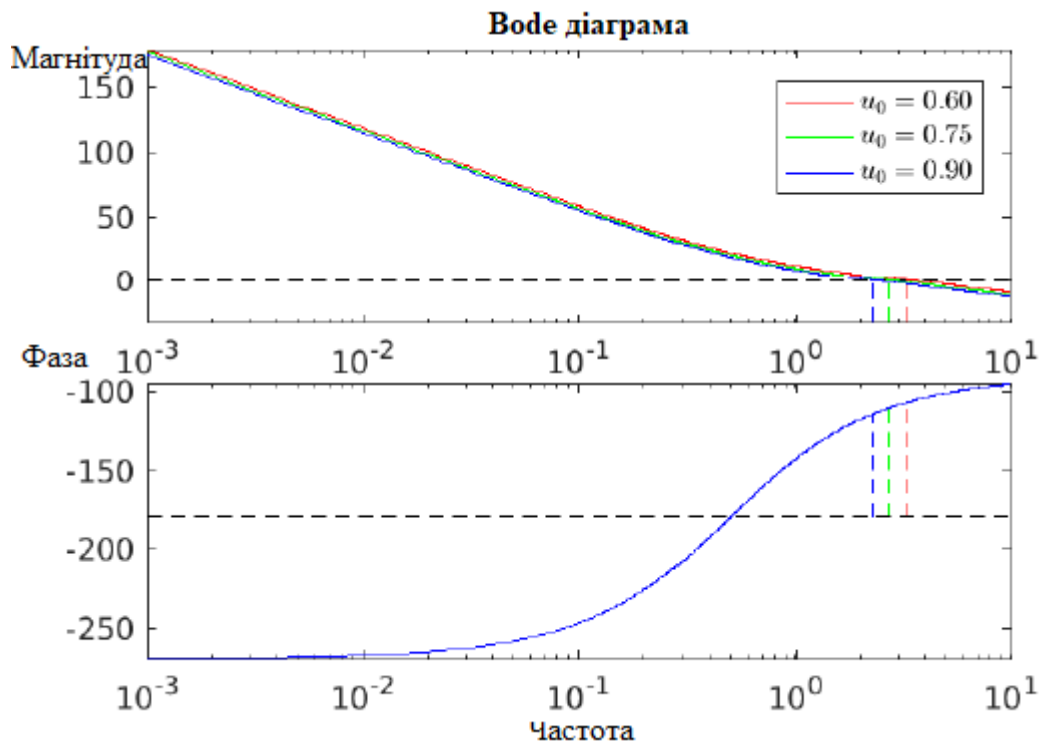


Рис. 4.2 – Bode діаграма пропорційно-інтегровано-диференційного регулятора для різних значень  $u_0$ . При збільшенні  $u_0$  фаза є постійною, а магнітуда зменшується, зменшуючи різницю фази.

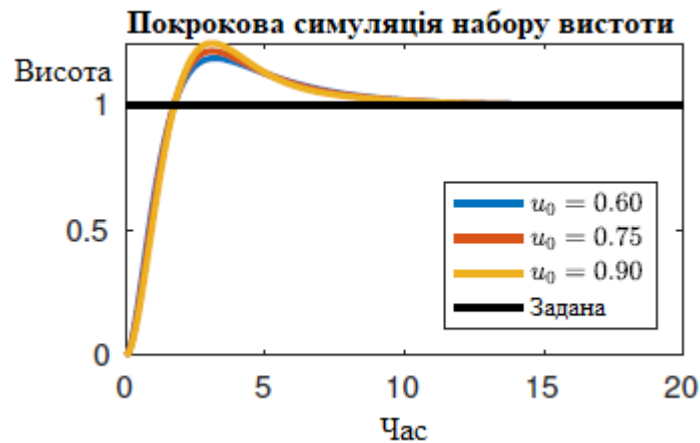


Рис. 4.3 – Змодельована покрокова відповідь після переміщення в задану висоту з використанням пропорційно-інтегровано-диференційного регулятора для різних значень  $u_0$ . Зі збільшенням  $u_0$  час набору висоти зменшується, але збільшується похибка.

Різниця по фазі  $\phi_m$  і перехідна частота  $w_c$  для різних значень  $u_0$  можна побачити в таблиці 2.1. У той час як різниця по фазі зменшується в міру збільшення  $u_0$ , розмір різниці по фазі дозволяє компенсувати відхилення для тимчасових затримок.

Результат випробувального польоту з використанням цих параметрів можна побачити на рисунку 4.4.



Рис. 4.4 – Виміряна висота при дотриманні якої використовують пропорційно-інтегровано-диференційного регулятора, кути нахилу безпелотного літального апарата регулювалися вручну, щоб підтримувати постійне положення.

Пропорційно-інтегровано-диференційного регулятора успішно утримує задану висоту, хоча він страждає від великого перевищення висоти при зльоті. Це може бути викликано ефектом впливу землі, що спричиняє несподівано потужний підйом до того, як безпелотний літальний апарат покине стартову площадку. Для того, щоб створити лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням висоти, потрібна модель станів простору. У цій моделі нехтують силою тертя, а вхідним сигналом є сила, а не керуючий сигнал. Причиною цього є те, що оскільки  $u_0$  не є постійним, зв'язок між станами та керуючим сигналом не є лінійним. Проте, співвідношення між станами і утвореною силою є лінійним. Модель задана як

$$\begin{bmatrix} \dot{I}_h \\ \dot{h} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_h \\ h \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{m} \end{bmatrix} F_d, \quad (4.8)$$

де  $F_d$  - відхилення від сили тяги яка достатня для зависання, а  $I_h$  - інтеграл  $h$ . Коефіцієнт підсилення зворотного зв'язку  $K_{F_d}$  для LQR можна розрахувати після вибору відповідних  $Q$  і  $R$  матриць відповідно до розділу 2.4. Використовуючи (6.4),  $u_{LQR}$  може бути обчислена як

$$F_d = \frac{u_{LQR}mg}{u_0} \implies u_{LQR} = \frac{F_d u_0}{mg}, \quad (4.9)$$

що дає

$$u_{LQR} = -K_{LQR} \begin{bmatrix} I_h \\ h \\ v \end{bmatrix} = -\frac{u_0}{mg} K_{F_d} \begin{bmatrix} I_h \\ h \\ v \end{bmatrix}. \quad (4.10)$$

Щоб знайти відповідну матрицю для коефіцієнта підсилення, було змодельовано покрокову відповідь для різних  $R$  і  $Q$  матриць. Оскільки керуючий сигнал генерується з використанням зворотного зв'язку від швидкості, висоти та поточної висоти, отриманий Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням в основному є пропорційно-інтегровано-диференційного регулятора з  $K_P = K_{LQR}(2)$ ,  $K_I = K_{LQR}(1)$  і  $K_D = K_{LQR}(3)$ . Отже, функцію для передачі, задану (6.7), можна використовувати для імітації покрокової відповіді. Оскільки  $K_{LQR}$  пропорційний  $u_0$ , відповідь кожного кроку буде однаковою незалежно від значення  $u_0$ .

Використовуючи  $Q$  матрицю з діагональними елементами  $[5 \ 100 \ 10]$  і  $R = 5$  призвело до отримання матриці коефіцієнта підсилення  $K_{F_d} = [1 \ 5.1239 \ 3.1270]^T$ , і була отримана покрокова відповідь на рисунку 4.5. Bode діаграму, можна побачити на рисунку 4.6. Запас по фазі  $\phi_m$  був 68.99 градусів а перехресні

частоти  $w_c$  були 4,34 рад / с, які виступили в протизагу часовим затримкам, які не змінюються в залежності від  $u_0$

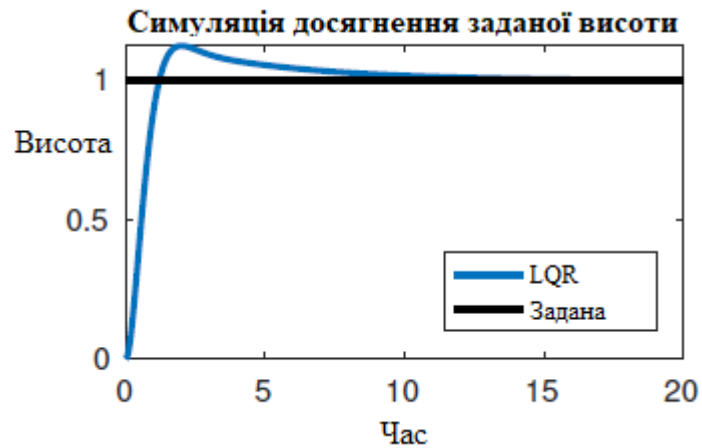


Рис. 4.5 – Змодельована покрокова відповідь після кроку на заданій висоті за допомогою Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням.

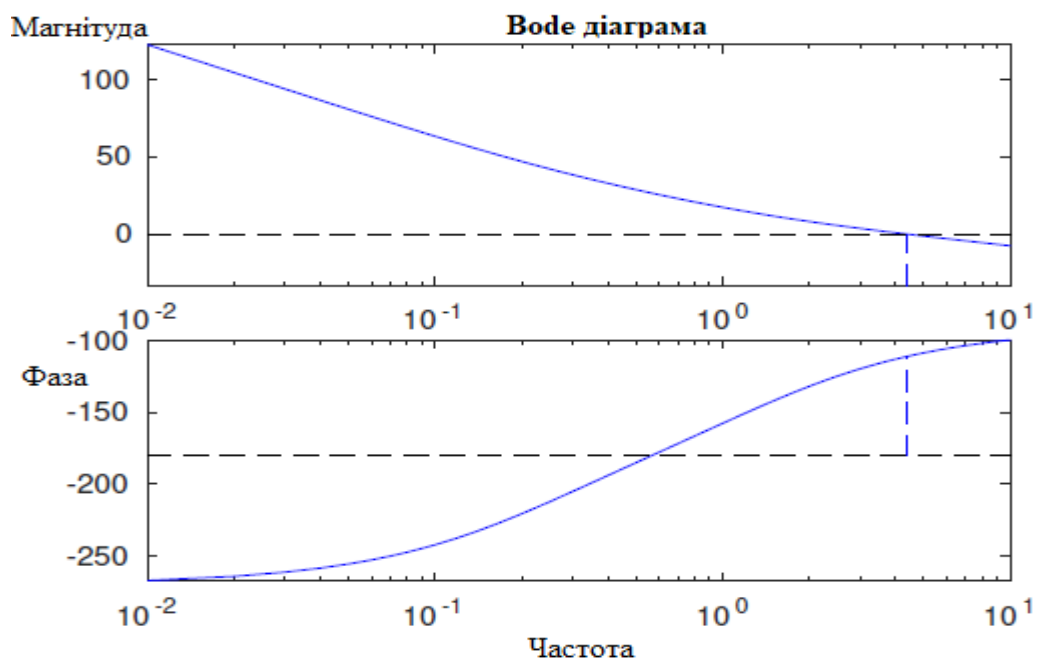


Рис. 4.6 – Bode діаграма для Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням. Ця діаграма і запас по фазі не залежать від  $u_0$ .



Рис. 4.7 – Виміряна висота при дотриманні заданої висоти за допомогою лінійно-квадратурним керуванням та регулюванняма. Кути нахилу регулювалися вручну, щоб підтримувати постійне положення.

Порівнюючи змодельовані покрокові відповіді лінійно-квадратичного та пропорційно-інтегровано-диференційного регуляторів, лінійно-квадратичний є швидшим і має менший відхилення. Незважаючи на те, що цей регулятор має більший час встановлення, на нього не впливають зміни в  $u_0$ . Залежно від  $u_0$ , пропорційно-інтегровано-диференційного регулювання має вищу або нижчу різницю по фазі лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням. Виміряну та задану висоту під час випробувального польоту можна побачити на рисунку 4.7. У порівнянні з пропорційно-інтегровано-диференційного регуляторів, лінійно-квадратичним регулятором здається має менше відхилення при зльоті, а після зльоту, показує кращу швидкість.

4.2. Реалізація систем вимірювання та визначення параметрів траєкторії руху безпілотних літальних апаратів з використанням сучасних регуляторів

Регулювання та керування горизонтального положення Безпілотний літальний апарата здійснюється шляхом обчислення заданих кутів, необхідних для ввімкнення тяги, яка спрямовує Безпілотний літальний апарат у потрібне положення. Вимірювання разом із значеннями довготи та широти

використовуються для обертання Беспелотний літальний апарата навколо себе. Взаємодія регуляторів з рештою системи показано на рисунку 4.1. При розробці моделей та математичних виразів для поступальної руху Беспелотний літальний апарата було зроблено ряд спрощень та припущень.

Передбачається, що беспелотний літальний апарат завжди достатньо близько до стартового майданчика, щоб мінімізувати початковий кут нахилу. За допомогою цього можна наблизити кути довготи і широти до декартових координат. Також передбачається, що Беспелотний літальний апарат рухається досить повільно, щоб можна було нехтувати ефектом впливу землі. Щоб зробити розрахунки щодо напрямку тяги Беспелотний літальний апарата простішим, передбачається, що вся тяга спрямована вздовж осі  $Z$  яка інверсна Беспелотний літальний апарату. А також що величина тяги разом з глобальною інверсною осею  $Z$  дорівнює  $mg$ , де  $m$  - маса Беспелотний літальний апарата . За допомогою GPS отримуються значення широти та довготи. Широта - це кут від екватора до поточного положення, а довгота - це кут від лінії широти, що проходить через Грінвіч, до поточної позиції. Коло, паралельне екватору на поточній широті, називається паралеллю. Окружність паралелей зменшується ближче до полюсів. Хоча вимірянні значення широти та довготи є сферичними координатами, на досить невеликій ділянці їх можна апроксимувати як декартові координати, використовуючи малокутове наближення. Однак при цьому наближенні потрібно враховувати дві речі: радіус у вихідному положенні та співвідношення між довготою та широтою.

Поточний радіус обчислюється з використанням початкової широти та довготи  $LAT_s$  і  $LON_s$ . Припускаючи, що Земля є еліпсоїдом з полярним радіусом  $r_{po}$  та екваторіальним радіусом  $r_{eq}$  що приблизно дорівнює 6356,8 км та 6378,1 км відповідно, поточний радіус обчислюється як

$$r = \sqrt{(r_{eq} \cos(LAT_s))^2 + (r_{po} \sin(LAT_s))^2}. \quad (4.11)$$

Перетворення довготи в положення залежить від поточної широти. У вищих широтах не залежно від збільшення або зменшення довготи відстані менші ніж на низьких широтах, оскільки ці паралелі мають меншу окружність. Визначаючи систему координат з початком у вихідному положенні Беспелотний літальний апарата, з вісь  $x$  яка спрямована на північ, і віссю  $y$  у направлену на схід. Малокутове наближення може бути використано для перетворення різниці між поточною широтою  $LAT$  і  $LAT_s$  як  $x$  положення, і різниц. між поточною довготою  $LON$  і  $LON_s$  як  $y$  у положенням. Радіус паралелі, по якій рухається  $LON$ , дорівнює  $r \cos(LAT)$ , тому положення Беспелотний літальний апарата можна виразити як

$$p_x = r(LAT - LAT_s), \quad (4.12)$$

$$p_y = r \cos(LAT)(LON - LON_s), \quad (4.13)$$

де  $LAT$  та  $LON$  - поточні значення широти та довготи.

Регулювання та керування положення виконується в два етапи. Спочатку, лінійно-квадратурним керуванням та регулюваннями використовуються для обчислення тяги в напрямках  $x$  та  $y$  локальної карти для підтримання позиції. Потім, використовуючи припущення, що на локальній карті завжди існує сила величиною  $mg$ , спрямована вгору, можна розрахувати керуючі кути для бажаного значення тяги в напрямках  $x$  та  $y$ .

Моделі просторовий станів для горизонтального руху квадрокоптера, нехтуючи силами тертя, є

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{p}_x \\ \dot{v}_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_x \\ v_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix} u_x, \\ \begin{bmatrix} \dot{p}_y \\ \dot{v}_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_y \\ v_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix} u_y, \end{cases} \quad (4.14)$$

де  $u_x$  та  $u_y$  - значення тяги у напрямку  $x$  та  $y$  відповідно, нормалізовані за допомогою підйомної сили, так що  $u = 1$  відповідає силі тяги  $mg$ . Різні коефіцієнти підсилення отриманні від Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням були реалізовані використовуючи модель у (6.14) та різні  $R$ ,  $Q$  матриці. Після оцінки роботи цих регуляторів було встановлено, що використання  $Q$  матриці з діагональними елементами  $[1 \ 0: \ 5]$  та  $R = 20$  призвело до того, що регулятор мав бажану поведінку. За допомогою цих матриць, регулятори Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням є

$$\begin{aligned} u_x &= - \begin{bmatrix} 0.2236 & 0.2657 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_x \\ v_x \end{bmatrix}, \\ u_y &= - \begin{bmatrix} 0.2236 & 0.2657 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_y \\ v_y \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (4.15)$$

Для того, щоб дозволити оператору керувати та регулювати положення Безпелотний літальний апарата, лінійно-квадратурним керуванням та регулюваннями були модифіковані таким чином, що вони слідуєть за заданою точкою замість того, щоб підтримувати положення  $[0 \ 0]$ , згідно

$$u_x = - \begin{bmatrix} 0.2236 & 0.2657 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_x - r_x \\ v_x \end{bmatrix}, \quad (4.16)$$

$$u_y = - \begin{bmatrix} 0.2236 & 0.2657 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_y - r_y \\ v_y \end{bmatrix}. \quad (4.17)$$

Початкове положення  $[r_x \ r_y]$  змінюється за допомогою лівого джойстика на пульті дистанційного керування. Вертикальне положення джойстика керує та регулює швидкість  $r_x$ , а горизонтальне положення - швидкість  $r_y$ . Максимальна швидкість  $r_x$  і  $r_y$  - 1 м/с. Воде діаграму слідування заданого значення регулятором позиції, можна побачити на рисунку 4.11.

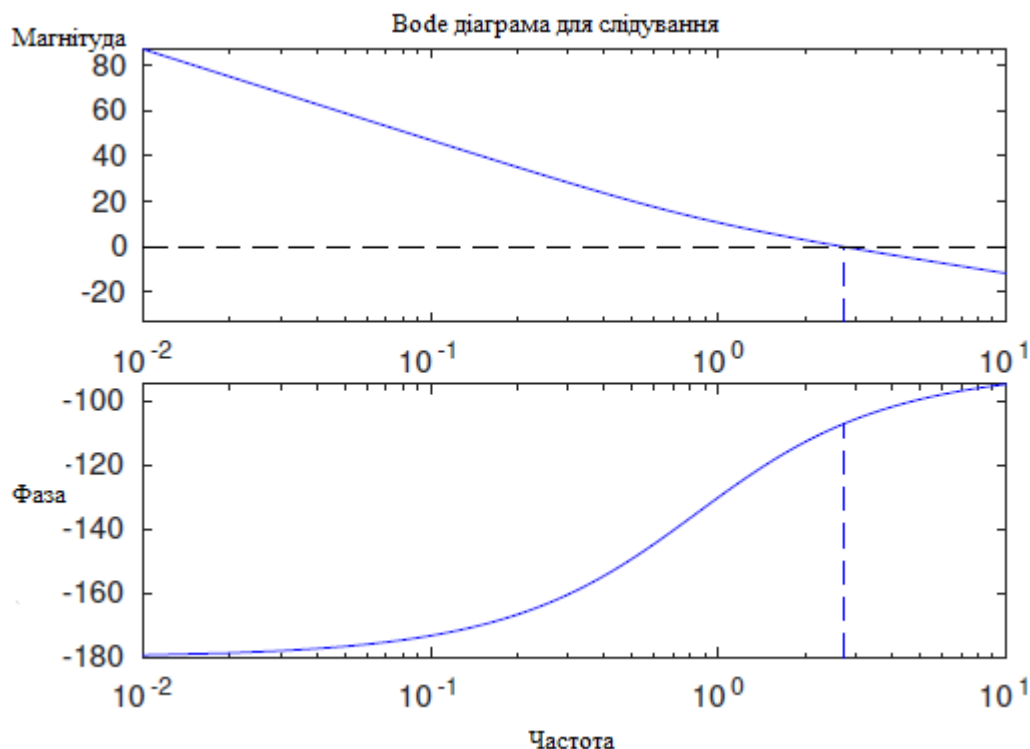


Рисунок 4.8 – Bode діаграма регулятора позиції з слідування заданого значення.

Зсув по фазі становить 72,4 градусів, а виявлена частота - 2,63 рад/с

Регулятор положення також може слідувати по маршруту, визначивши список координат. Безпілотний літальний апарат буде рухатися до кожної координати, встановивши її в якості заданої позиції, починаючи з першої координати в списку. Безпілотний літальний апарат знаходиться на певній відстані від поточної вихідної позиції, наступна координата у списку встановлюється як задана позиція. Щоб проілюструвати це, був створений шлях в формі вісімки. Відстань між координатами становила приблизно 0,1 метра, а відстань де оновлюється задане положення, встановлено на 1 метр. Виміряне положення та швидкість руху за цим маршрутом можна побачити на рисунку 4.12 та 4.13 відповідно.



Рисунок 4.9 – Вимірне положення при дотриманні заданих точок, розташованих приблизно на відстані 0,1 метра, приблизно за формою нагадує вісімку. Часті відхилення свідчать про наявність вітру з північно-західного напрямку.

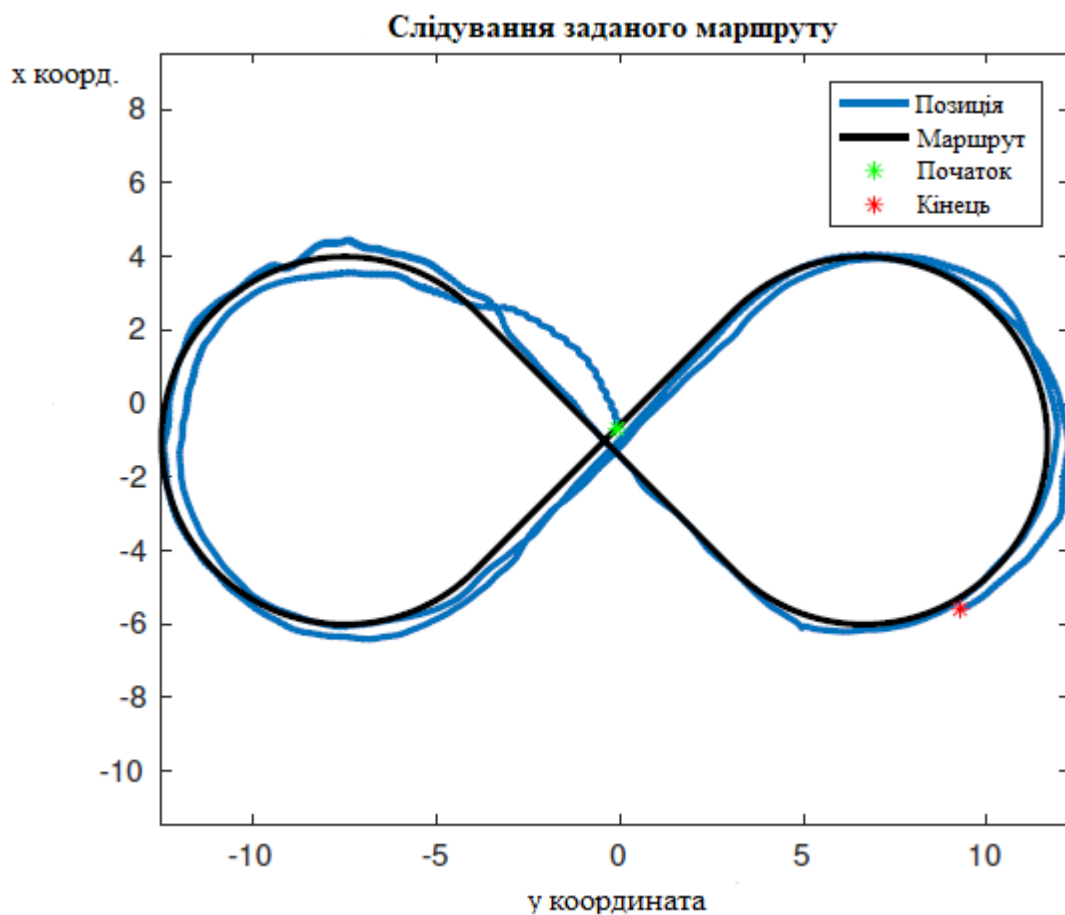


Рисунок 4.10 – Вимірня абсолютна горизонтальна швидкість під час польоту вздовж траєкторії вісімки.

Безпелотний літальний апарату вдається підтримувати швидкість, яка в кожній точці здається в межах 0,1 м/с від деякої постійної швидкості. Швидкість можна змінювати, збільшуючи або зменшуючи рівень порогу, оскільки Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням буде генерувати більший сигнал керування та регулювання, коли пункт призначення знаходиться далі. Безпелотний літальний апарату в основному вдається триматися в межах 0,5 метра від маршруту. Оскільки це не замкнена система існують зовнішні сили, такі як вітер, які призводять до частих помилок. Хоча регулятор положення забезпечує переміщення між заздалегідь визначеними точками, він робить це або зі змінною швидкістю, або вимагаючи великої кількості визначених положень. Щоб забезпечити більший контроль над тим, як виконується політ, реалізований регулятор траєкторії. Він забезпечує задану користувачем швидкість.

Основний принцип регулятора траєкторії аналогічний регулятору положення, з двома лінійно-квадратурним керуванням та регулюваннями, які визначають тягу в ортогональних напрямках. На відміну від регулятора положення, ці сили направлені не на північ-південь чи схід-захід, а паралельно і перпендикулярно заданій лінії руху. Перший Лінійно-квадратурним керуванням та регулюванням в регуляторі траєкторії підтримує постійну швидкість уздовж лінії, а інший керує та регулює відстань до заданої лінії. Лінія руху проходить між попереднім і поточним місцем призначення. Регулятор висоти підтримує відповідну висоту поточної точки маршруту, в той час як регулятор траєкторії слідує по лінії руху в горизонтальній проекції. Безкінечна модель станів для руху за траєкторією може бути виражена як

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_\perp(t) \\ \dot{v}_\perp(t) \\ \dot{v}_\parallel(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_\perp(t) \\ v_\perp(t) \\ v_\parallel(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ g & 0 \\ 0 & g \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_\perp(t) \\ u_\parallel(t) \end{bmatrix}, \quad (4.18)$$

де  $p_\perp(t)$  і  $v_\perp(t)$  - відстань і швидкість, перпендикулярні лінії слідування, в той час як  $v_\parallel(t)$  - швидкість, яка паралельна руху. Відповідна дискретно-часова модель виглядає так

$$\begin{bmatrix} p_{\perp}[k+1] \\ v_{\perp}[k+1] \\ v_{\parallel}[k+1] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_{\perp}[k] \\ v_{\perp}[k] \\ v_{\parallel}[k] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{gT^2}{2} & 0 \\ gT & 0 \\ 0 & gT \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{\perp}[k] \\ u_{\parallel}[k] \end{bmatrix}, \quad (4.19)$$

де  $p_{\perp}[k]$  і  $v_{\perp}[k]$  - відстань і швидкість, перпендикулярні лінії слідування в той час як  $v_{\parallel}[k]$  - швидкість, паралельна руху, а  $T$  - час вибірки. Будь-яка з цих моделей може використовуватися для визначення лінійно-квадратурним керуванням та регулюванняма. Щоб уникнути впровадження Р-регулятора для паралельної швидкості, використано вимірювання паралельного прискорення  $a_{\parallel}$ . Модель в (4.19) може бути переписана як

$$\begin{bmatrix} p_{\perp}[k+1] \\ v_{\perp}[k+1] \\ v_{\parallel}[k+1] \\ a_{\parallel}[k+1] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \frac{T}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_{\perp}[k] \\ v_{\perp}[k] \\ v_{\parallel}[k] \\ a_{\parallel}[k] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{gT^2}{2} & 0 \\ gT & 0 \\ 0 & \frac{gT}{2} \\ 0 & g \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{\perp}[k] \\ u_{\parallel}[k] \end{bmatrix}. \quad (4.20)$$

Це означає, що оновлення  $v_{\parallel}[k]$  визначається середнім очікуваним значенням прискорення від  $u_{\parallel}[k]$  і попереднім значення прискорення  $a_{\parallel}[k]$ , яке може бути виміряна.

Кожен наступна точка визначається координатами в глобальній системі координат. Напрямок руху визначається попереднім точкою  $[d_{k-1,x} \ d_{k-1,y}]$  і поточною точкою  $[d_{k,x} \ d_{k,y}]$ . Використовуючи лінійну алгебру, обчислимо одиничні вектори  $l_{\parallel}$  і  $l_{\perp}$ .  $l_{\parallel}$  визначає напрям руху в глобальних координатах, і  $l_{\perp}$  дотична до напрямку руху. Вони розраховуються відповідно до

$$l_{\parallel} = \frac{1}{\|d_k - d_{k-1}\|} \begin{bmatrix} d_{k,x} - d_{k-1,x} \\ d_{k,y} - d_{k-1,y} \end{bmatrix}, \quad (4.21)$$

$$l_{\perp} = \frac{1}{\|d_k - d_{k-1}\|} \begin{bmatrix} -d_{k,y} + d_{k-1,y} \\ d_{k,x} - d_{k-1,x} \end{bmatrix}. \quad (4.22)$$

Якщо  $d_k = d_{k-1}$  немає горизонтального напрямку за яким потрібно слідувати. Регулятор положення використовується для збереження  $[x \ y]$  координат пункту призначення, в той час як бажана висота досягається за допомогою регулятора висоти.

Прискорення і швидкість які паралельні і перпендикулярні до лінії руху розраховуються з використанням одиничних векторів і скалярних добутоків відповідно до

$$a_{\parallel} = l_{\parallel} \bullet \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \end{bmatrix}, \quad (4.23)$$

$$v_{\parallel} = l_{\parallel} \bullet \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix}, \quad (4.24)$$

$$v_{\perp} = l_{\perp} \bullet \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix}, \quad (4.25)$$

де швидкість і прискорення Безпелотний літальний апарата в глобальних координатах виражається з  $v_x, v_y$  і  $a_x, a_y$ . Відстань від лінії  $p_{\perp}$  і відстань до наступної лінії  $p_{\parallel}$  можна обчислити як

$$p_{\perp} = l_{\perp} \bullet \begin{bmatrix} p_x - d_{k-1,x} \\ p_y - d_{k-1,y} \end{bmatrix}, \quad (4.25)$$

$$p_{\parallel} = l_{\parallel} \bullet \begin{bmatrix} d_{k,x} - p_x \\ d_{k,y} - p_y \end{bmatrix}. \quad (4.26)$$

Використовуючи модель (6.38), Q-матрицю з діагональними елементами  $[1 \ 0.5 \ 5 \ 1]$  і R-матриця з діагональними елементами  $[10 \ 20]$ , коефіцієнт підсилення  $K_{line}$  для лінійно-квадратурним керуванням та регулюванняма розраховується як

$$K_{line} = \begin{bmatrix} 0.2207 & 0.2634 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1301 & 0.065 \end{bmatrix}, \quad (4.27)$$

в результаті виходять сигнали

$$\begin{bmatrix} u_{\perp} \\ u_{\parallel} \end{bmatrix} = -K_{line} \begin{bmatrix} p_{\perp} \\ v_{\perp} \\ v_{\parallel} - v_{ref} \\ a_{\parallel} \end{bmatrix}, \quad (4.28)$$

де  $u_{\perp}[k]$  і  $u_{\parallel}[k]$  - керуючі сигнали які відповідно перпендикулярні і паралельні лінії руху, а  $v_{ref}$  - значення швидкість. Їх можна виразити в глобальній координаті система як

$$\begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix} = l_{\perp} u_{\perp} + l_{\parallel} u_{\parallel}. \quad (4.29)$$

Значення для  $\phi$  і  $\theta$  можуть бути розраховані з використанням (6,28) і (6,30). Якщо напрям руху горизонтальний, для  $\psi$  встановлюється значення яке вказує що курс Безпелотний літальний апарата відповідно паралельний поточній лінії руху, згідно з чим

$$\psi = \text{atan2}(l_{\parallel,y}, l_{\parallel,x}), \quad (4.30)$$

де  $l_{\parallel,x}$  і  $l_{\parallel,y}$  є  $x$  та  $y$  компонентами для  $l_{\parallel}$ , а  $\text{atan2}$  - чотири квадранти інверсованого тангенса, повертає кут в інтервалі  $[-\pi \pi]$ .

Розроблено систему вимірювання та визначення параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату. Для реалізації поставленої задачі було розроблено метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

## ВИСНОВКИ

У роботі за результатами виконаних теоретичних та практичних частин удосконалено метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана. Завдяки чому було розроблено систему керування та регулювання безпілотного літального апарату.

У першому розділі проведено огляд існуючих методів вимірювання параметрів безпілотного літального апарату, проведено їх аналіз. Також у цьому розділі здійснено опис наявного апаратного забезпечення.

У другому розділі набула подальшого розвитку технологія проведення тестування. Окрім цього була розроблена метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату. На базі цього методу було побудовано математичну модель, в основі якої лежить виконання вимог системи та особливості обраних засобів. Також було обрано декілька моделей для різних частин системи.

У третьому розділі удосконалено структуру алгоритмів для вимірювання параметрів безпілотного літального апарату. В основі запропонованих алгоритмів лежить математична модель запропонована в 2 розділі. Розроблені алгоритми дозволяють повністю реалізувати математичну модель.

У четвертому розділі наведено впровадження програмної частини системи контролю безпілотного літального апарату. Показано різні частини системи та відповідні регулятори які відповідають за них.

Набула подальшого розвитку інформаційна технологія вибору регулятора для розроблення системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.

Впровадження результатів роботи дозволило створити ефективну систему автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.

## ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Int. J. Eng. Technol. - 2018,. - №7. - p. 65–73.
2. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // J. Intell. Robot. Syst. – 2012. - № 68. – p. 323–338.
3. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// Appl. Sci. – 2017. – p. 907.
4. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // Appl. Sci. - 2018 – p. 1893.
5. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Applied sciences - 2019,. - №9., 2122 - p.1–15.
6. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // J. Intell. Robot. Syst. – 2019. – p.5–16.
7. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // IFAC Pap. Online – 2016. - p. 284–289.
8. Xiong J.J. Position and attitude tracking control for a quadrotorUAV / Xiong J.J., Zheng E.H. // ISA Trans. 2014.
9. Muliadi J. Neural network control system of UAV altitude dynamics and its comparison with the PID control system / Muliadi J., Kusumoputro B. // J. Adv. Trans. 2018. – p.1–18.
10. Nguyen N.P. Position control of a hummingbird quadcopter augmented by gain scheduling / Nguyen N.P., Hong S.K. // Int. J. Eng. Res. Technol. - 2018, №11. –p.1485–1498.
11. Milhim A.B., Zhang Y. Gain Scheduling based PID controller for fault tolerant control of a quad-rotor UAV / Milhim A.B., Zhang Y. // In Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace, Atlanta, GA, USA, 20–22 April 2010.

12. Takagi T. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control / Takagi T., Sugeno M. // IEEE Trans. Syst. Man Cybern. 1985. - №1. - p.116–132.
13. Gustafsson F. Statistical Sensor Fusion. Studentlitteratur AB / Gustafsson F. // second edition. - 2012. – p. 2-29.
14. Still D. How to build a quadcopter drone: A complete guide to building a radio controlled quadcopter – 2011. – p. 91.
15. McGriffy D. Make: Drones: Teach an Arduino to Fly. Make Community – 2016 p. 222
16. Monk S. Programming Arduino: Getting Started with Sketches, Second Edition. McGraw-Hill Education TAB – 2016. – p. 192.
17. Margolis M. Arduino Cookbook: Recipes to Begin, Expand, and Enhance Your Projects. O'Reilly Media – 2020. – p. 796.
18. Monk S. Raspberry Pi Cookbook: Software and Hardware Problems and Solutions. O'Reilly Media – 2019. – p. 608.
19. Upton E. Raspberry Pi User Guide 4th Edition. Wiley – 2016. – p. 320.
20. Barela K. Getting Started with Adafruit Circuit Playground Express: The Multipurpose Learning and Development Board with Built-In LEDs, Sensors, and Accelerometer. Make Community – 2016. – p. 254.
21. Davies B. Build a Drone: A Step-by-Step Guide to Designing, Constructing, and Flying Your Very Own Drone. Skyhorse. – 2016. – p. 216.
22. Juniper A. The Complete Guide to Drones: Whatever your budget - Build + Choose + Fly + Photograph. Wellfleet. – 2016. – p. 144.
23. LaFay M. Drones For Dummie. For Dummies. – 2015. – p. 288.
24. Darnall A. Drone FAA 107 License Study Guide: Everything You Need to Know to Pass Your 107 Test the First Time. CreateSpace Independent Publishing Platform. – 2018. – p. 124.
25. Pref B. Remote Pilot Test Prep 2021: Study & Prepare: Pass your Part 107 test and know what is essential to safely operate an unmanned aircraft from the most ... in aviation training (ASA Test Prep Series). Aviation Supplies & Academics, Inc. –

26. Zachary P. *The Drone Pilot Handbook: Everything You Need to Know to Pass the Part 107 Exam and Fly Drones Commercially*. Independently published. – 2019. – p. 179.
27. Aitken P. *Livin' the Drone Life: An Insider's Guide to Flying Drones for Fun and Profit*. Lioncrest Publishing. – 2016. – p. 150.
28. Eagle D. *The Drone Pilot's Guide to Real Estate Imaging: Using Drones for Real Estate Photography and Video*. Sundance Media Group. – 2018. – p. 244.
29. Rupert B. *Drones (The Ultimate Guide): How they work, learning to fly, how to fly, building your own drone, buying a drone, how to shoot photos*. CreateSpace Independent Publishing Platform. – 2017. – p. 103.
30. Elliot A. *Build Your Own Drone Manual: The practical guide to safely building, operating and maintaining an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) (Haynes Owners' Workshop Manual)* Haynes Publishing UK. – 2016. – p. 156.
31. Quan Q. *Introduction to Multicopter Design and Control*. Springer. – 2017. – p. 410.
32. Austin R. *Unmanned Air Systems: UAV Design, Development and Deployment*. Wiley. – 2010. – p. 372.
33. Barnhart K. *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*. CRC Press. 2016. – p. 395.
34. Jha R. *Theory, Design, and Applications of Unmanned Aerial Vehicles*. 2020. – p. 316.
35. Sadraey M. *Design of Unmanned Aerial Systems (Aerospace Series)*. Wiley. 2020. – p. 664.
36. Marshall D. *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*. CRC Press. 2011. – p. 244.
37. Terwilliger B. *Small Unmanned Aircraft Systems Guide: Exploring Designs, Operations, Regulations, and Economics*. Aviation Supplies & Academics, Inc.. 2017. – p. 285.
38. Gundlach J. *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach, Second Edition (AIAA Education Series)*. Amer Inst of Aeronautics. 2014.

39. Price J. Practical Aviation Security: Predicting and Preventing Future Threats. Butterworth-Heinemann. 2016. – p. 598.
40. Dole C. Flight Theory and Aerodynamics: A Practical Guide for Operational Safety. Wiley-Interscience. 2016. – p. 384.
41. Smith H. Illustrated Guide to Aerodynamics. McGraw-Hill Education. 2001. – p. 392.
42. Anderson J. Fundamentals of Aerodynamics. McGraw-Hill Education. 2016. – p. 1152.
43. Ferguson M. Aviation Safety: A Balanced Industry Approach. Cengage Learning. 2013. – p. 432.
44. Hamilton J. Practical Aviation & Aerospace Law. Aviation Supplies & Academics. 2015. – p. 476.
45. Kinnison H. Aviation Maintenance Management, Second Edition. McGraw-Hill Education. 2012. – p. 352.
46. Lombardo D. Aircraft Systems. McGraw-Hill Education. 2008. – p. 322.
47. Remer D. Aircraft Systems for Pilots. Aviation Supplies & Academics. 2018 – p. 450.
48. Sun C. Mechanics of Aircraft Structures. Wiley. 2016. – p. 2018.
49. Ogata K. Modern Control Engineering. Pearson. 2019. – p. 912.
50. Anderson J. Introduction to Flight. McGraw-Hill Education. 2015. – p. 928.
51. Rizzoni J. Principles and Applications of Electrical Engineering. McGraw-Hill Education. 2015. – p. 1152.
52. Figliola R. Theory and Design for Mechanical Measurements. Wiley. 2014. – p. 614.
53. Nise N. Control Systems Engineering. Wiley. 2015. – p. 944.
54. Franklin G. Feedback Control of Dynamic Systems. Pearson. 2018. – p. 928.
55. Dorf R. Modern Control Systems, Global Edition. Pearson Education Ltd. 2017. – p. 528.

56. Friedland B. Control System Design: An Introduction to State-Space Methods. Dover Publications. 2015. – p. 528.
57. Smith S. The Scientist & Engineer's Guide to Digital Signal Processing. California Technical Pub. 2007. – p. 626.
58. Proakis J. Digital Signal Processing. PEARSON INDIA. 2007. – p. 128.
59. Abbott I. Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data. Dover Publications. 2009. – p. 709.
60. Mises R. Theory of Flight. Dover Publications. 2009. – p. 672.
61. Thomson M. Theoretical Aerodynamics. Dover Publications. 2011. – p. 464.
62. Inman D. Engineering Vibration. Pearson. 2013. – p. 720.
63. Ulrich K. Product Design and Development. McGraw-Hill Education. 2019. – p. 620.
64. Flahive R. Guide to Drone Training: Complete How-To Book Full of Policy & Procedure Examples to Help Build a Drone. Independently published. 2018. – p. 102.
65. Towaha S. Building Smart Drones with ESP8266 and Arduino: Build exciting drones by leveraging the capabilities of Arduino and ESP8266. Packt Publishing. 2018. – p 212.
66. Audronis T. Designing Purpose-Built Drones for Ardupilot Pixhawk 2.1: Build drones with Ardupilot. Packt Publishing. 2017. – p. 272.
67. Staple D. Learn Robotics Programming: Build and control autonomous robots using Raspberry Pi 3 and Python. Packt Publishing. 2018. – p. 472.
68. Gandhinathan R. ROS Robotics Projects: Build and control robots powered by the Robot Operating System, machine learning, and virtual reality. Packt Publishing. 2019. – p. 456.
69. Elliott Z. The Drone Pilot Handbook: Everything You Need to Know to Pass the Part 107 Exam and Fly Drones Commercially. Independently published. 2019. – p. 179.
70. Platt C. Make: Electronics: Learning Through Discovery. Make

71. Hagglund T. PID Controllers: Theory, Design, and Tuning. ISA: The Instrumentation, Systems, and Automation Society. 2005. – p. 343.
72. Graf J. PID Control Fundamentals. CreateSpace Independent Publishing Platform. 2016. – p. 162.
73. McMillan G. Tuning and Control Loop Performance, Fourth Edition. Momentum Press. 2014 . – p. 584.
74. Wang L. PID Control System Design and Automatic Tuning using MATLAB/Simulink: Design and Implementation using MATLAB/Simulink. Wiley-IEEE Press. 2020. – p. 368.
75. Chaparro R. Signals and Systems using MATLAB. Academic Press. 2018. – p. 836.
76. Lathi P. Linear Systems and Signals. Oxford University Press. 2017. – p. 1008.
77. Greenberg H. Computer-Assisted Analysis and Model Simplification. Academic Press. 2014. – p. 552.
78. Manamon P . LiDAR Technologies and Systems. J C D Pub. 2019. – p. 520.
79. Bhaskaran S. Autonomous Vehicle Lidar: A Tutoria. Independently published. 2019. – p. 107.
80. Russon S. How to Build a Quadcopter Drone: Everything you need to know about building your own Quadcopter Drone with pictures as a complete step-by-step guide. DRG Publicaitons. 2018. – p. 267.

## ДОДАТОК А Лістинг системи вимірювання безпілотного літального апарату

### Файл main.cpp

```
#include <math.h>
#include <vector>
#include <fstream>
#include <ros/ros.h>
#include <pluginlib/class_list_macros.h>
#include <cv_bridge/cv_bridge.h>
#include <tf2_ros/buffer.h>
#include <tf2_ros/transform_broadcaster.h>
#include <message_filters/subscriber.h>
#include <message_filters/sync_policies/exact_time.h>
#include <geometry_msgs/PoseWithCovarianceStamped.h>
#include <sensor_msgs/Image.h>
#include <visualization_msgs/MarkerArray.h>
#include <aruco_pose/MarkerArray.h>
#include <aruco_pose/Marker.h>
#include "draw.h"
#include "utils.h"

using std::vector;
using sensor_msgs::Image;

class AMap : public nodet::Nodt {
private:
    ros::Pub          img_pub_,          pose_pub_,          markers_pub_,
vis_markers_pub_;
    message_filters::Subscriber<CameraInfo> info_sub_;

    > sync_;
```

```

Mat camera_matrix_, dist_coeffs_;
geometry_msgs::TransformStamped transform_;
vector<geometry_msgs::TransformStamped> markers_transforms_;
aruco_pose::MarkerArray markers_;
tf2_ros::StaticTransformBroadcaster static_br_;
tf2_ros::Buffer tf_buffer_;
visualization_msgs::MarkerArray vis_array_;
std::string known_t_, map_, marris_frame_,
markers_parent_frame_;

public:
    virtual void onT()
    {
        ros::NodeHandle &nh_ = getNodeHandle();
        ros::NodeHandle &nh_priv_ = getPrivateNodeHandle();
        image_transport::ImageTransport it_priv(nh_priv_);
        // T: why image_transport?
        img_pub_ =
type.c_str());
        ros::shutdown();
        pose_pub_ =
nh_priv_.advertise<geometry_msgs::PoseWithCovarianceStamped>("pose",
1);
        vis_mars_pub_ =
nh_priv_.advertise<visualization_msgs::MarkerArray>("visualization",
1, true);
        debug_pub_ = it_priv.advertise("debug", 1);
        sync_.reset(new
message_filters::Synchronizer<SyncPolicy>(SyncPolicy(10), image_sub_,
info_sub_, mars_sub_));
        const aruco_pose::MarkerArrayConstPtr& markers)
        {
            int valid = 0;
            int count = markers->markers.size();
            corners.reserve(count);

```

```
for(auto cons) {
    ids.push_b(marker.id);
    std::vector<cv::Point2f> marker_corners = {
cv1:1:Point2f(mker.c2.x, marker.c2.y),
        cv:1:Point2f(maer.c3.x, marker.c3.y),
        cv::1Point2f(maer.c4.x, marker.c4.y)
    };
    0    1
    3    2
*/

void publishFrames()
{
    if (!markers_trforms_.empty()) {
        static_br_.sendTform(mars_transforms_);
    }
}

void publishMarkers()
{
    markers_pub_.publish(markers_);
}
```

ДОДАТОК Б Матеріали презентації результатів виконання дипломної  
роботи

ХМЕЛЬНИЦЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Червонецький О.В.

Метод вимірювання параметрів безпілотного  
літального апарату на основі фільтра Калмана

**Метою дослідження** є розроблення методу вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

**Об'єктом дослідження** процес вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

**Предметом дослідження** є метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

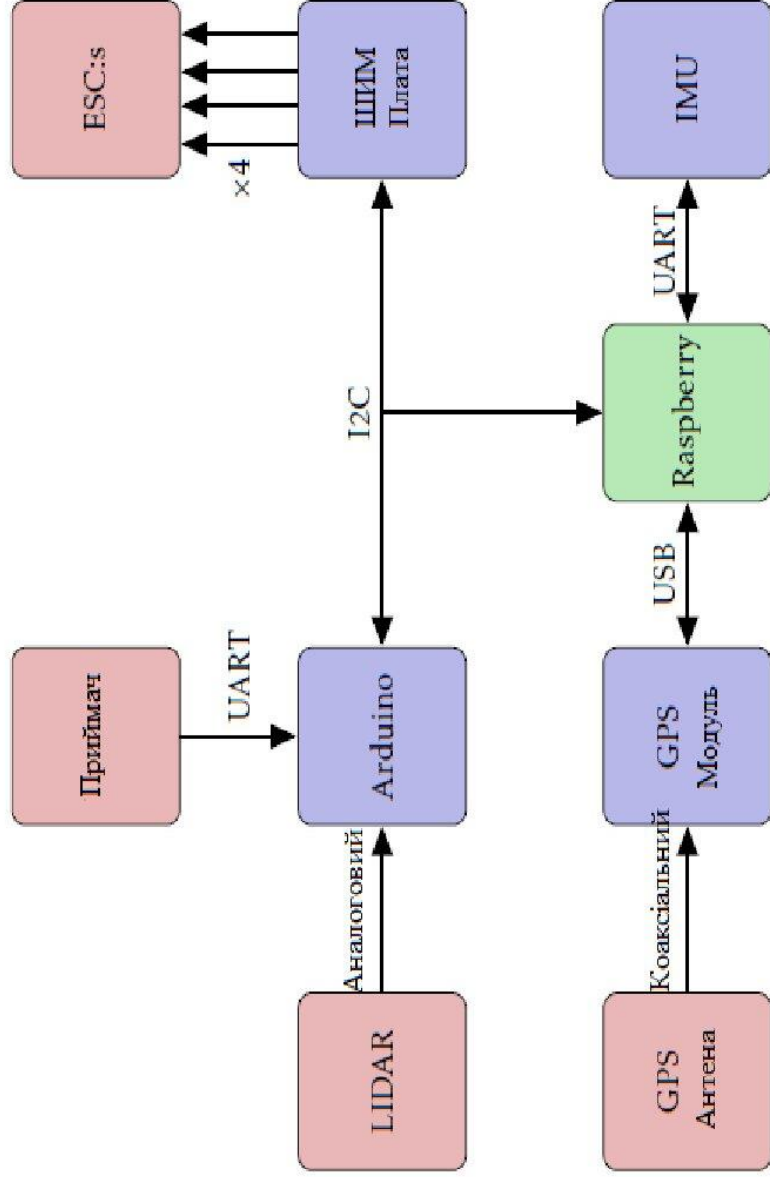
## ЗАВДАННЯ ДОСЛІДЖЕННЯ

1. Аналіз існуючих методів, способів і засобів вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату;
2. Розробити метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

**Наукова новизна одержаних результатів.** В роботі є наступні наукові результати:  
- набув подальшого розвитку метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана, який ефективно здійснює керування, регулювання та дистанційне керування швидкості безпілотного літального апарату, а також зменшує похибку відхилення від спочатку заданого маршруту.

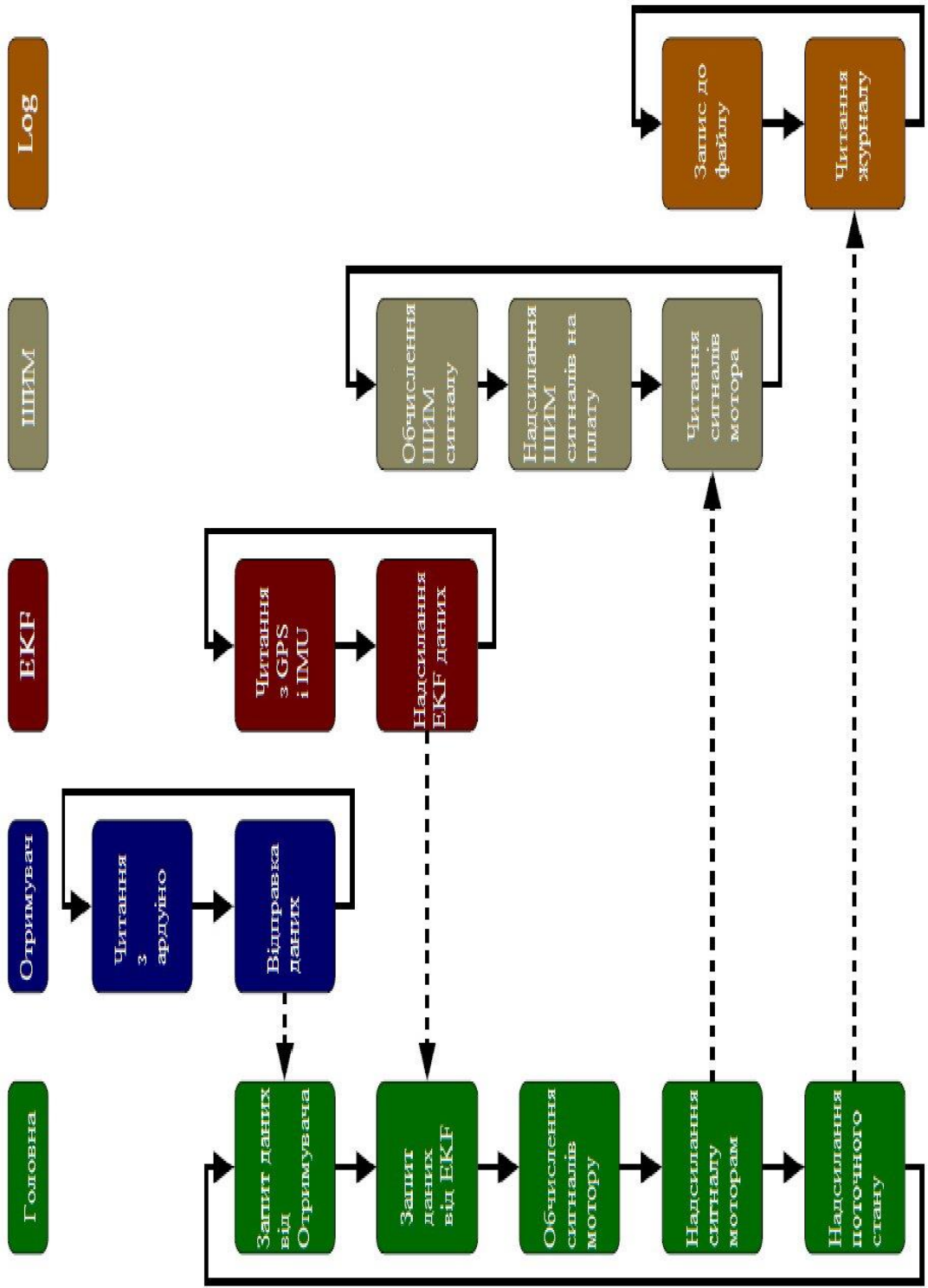
**Практичне значення одержаних результатів** полягає у можливості використання структури вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана, яка базується на автономних систем визначення параметрів руху будь-якого безпілотного літального апарату.

# Структурна схема системи вимірювання безпілотного літального апарату

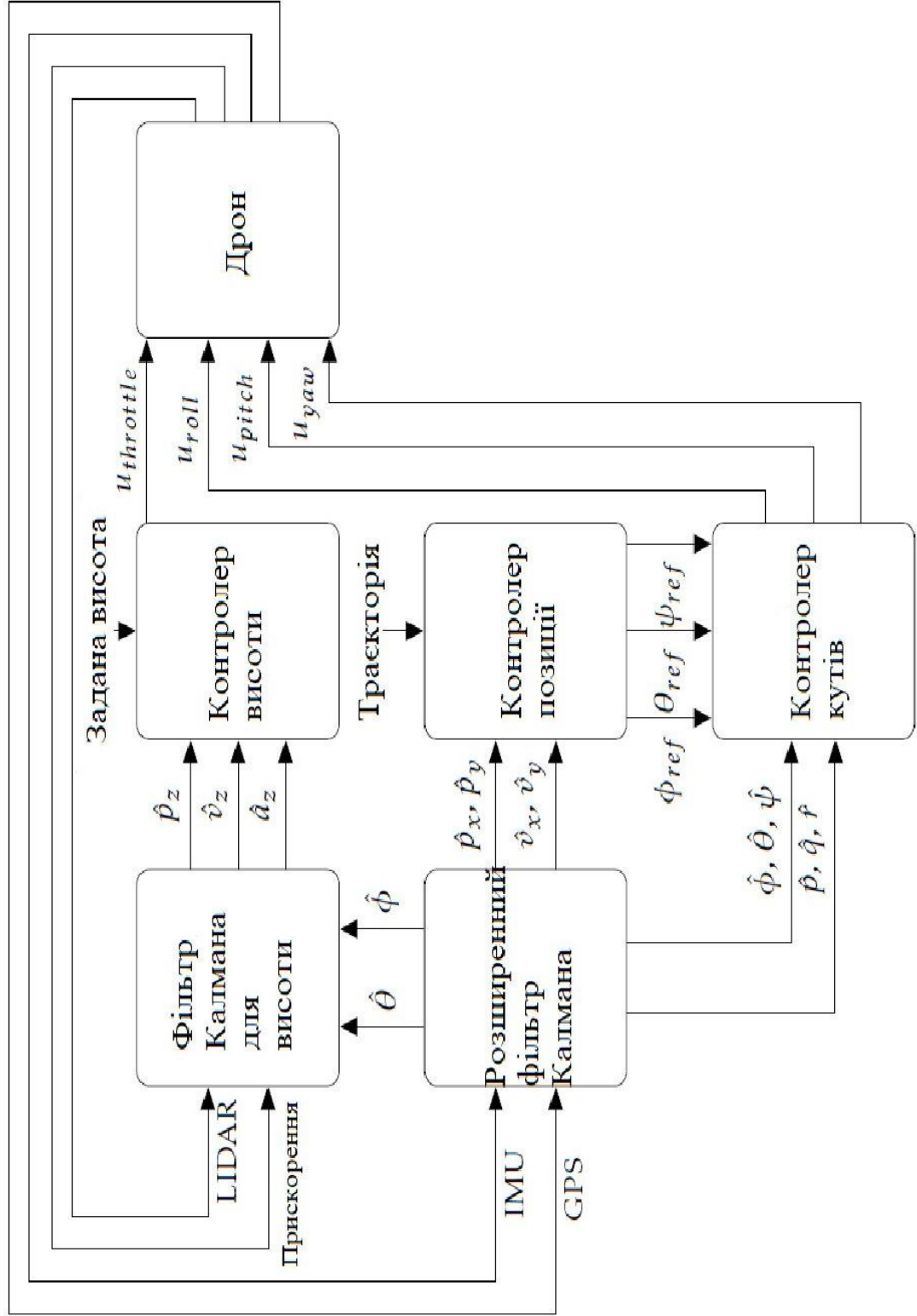


# Блок-схема, що описує зв'язок програм на Raspberry

5



**Розроблена структурна схема вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотної літального апарату, яка реалізує алгоритм визначення на основі фільтра Калмана**



## МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ФІЛЬТРА КАЛМАНА

$$\begin{aligned}
 x &= \begin{bmatrix} h & v & a & u_0 \end{bmatrix}^T, \\
 y &= \begin{bmatrix} d(Z_Q \bullet z_g) + 0.122(X_Q \bullet z_g) \\ \frac{-z_g}{1 - \frac{a}{g}} \bullet \mathcal{R}a_Q \\ \frac{T^3}{6T^2} \\ \frac{2}{T} \end{bmatrix}, \\
 x[k+1] &= \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2} & 0 \\ 0 & 1 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x[k] + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{T^3}{6T^2} \\ \frac{2}{T} \\ 0 \\ T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1[k] \\ v_2[k] \end{bmatrix}, \\
 y[k] &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x[k] + \begin{bmatrix} e_1[k] \\ e_2[k] \\ e_3[k] \end{bmatrix}.
 \end{aligned}$$

Координати, одиничні вектори та висота безпілотного літального апарату та вимірювання акселерометра

$$\begin{aligned}
 x_g &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T, \quad y_g = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T, \quad z_g = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T, \quad h = d(Z_Q \bullet z_g) + 0.122(X_Q \bullet z_g), \\
 X_Q &= \mathcal{R}x_g, \quad Y_Q = \mathcal{R}y_g, \quad Z_Q = \mathcal{R}z_g.
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 a_Q &= \begin{bmatrix} a_x & a_y & a_z \end{bmatrix}^T, \\
 a &= -\mathcal{R}a_Q \bullet z_g, \\
 u_0 &= \frac{u_{throttle} C_{\phi} C_{\theta}}{1 - \frac{a}{g}}.
 \end{aligned}$$

ПІД-регулятор на основі фільтра Калмана

$$e = h_{ref} - h, \quad u_{PID} = K_P e + K_I \int_0^t (e) dt - K_D \dot{v}.$$

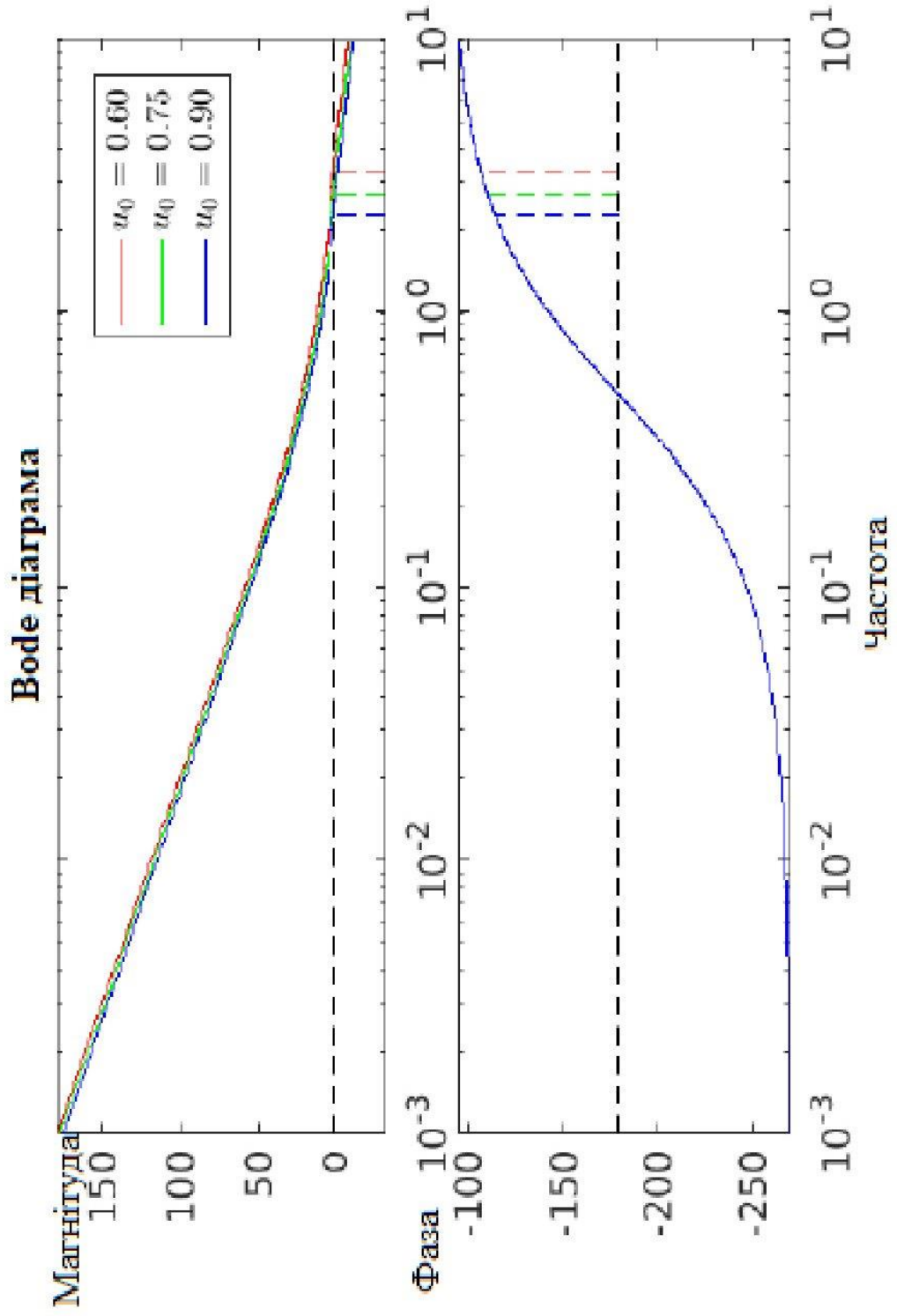
$$a = \ddot{h} = \frac{g}{u_0} (K_P (h_{ref} - h) + \int_0^t (h_{ref} - h) dt - K_D \dot{h}) \implies$$

$$\frac{u_0}{g} \ddot{h} + K_P h + K_I \int_0^t h dt + K_D \dot{h} = K_P h_{ref} + K_I \int_0^t h_{ref} dt.$$

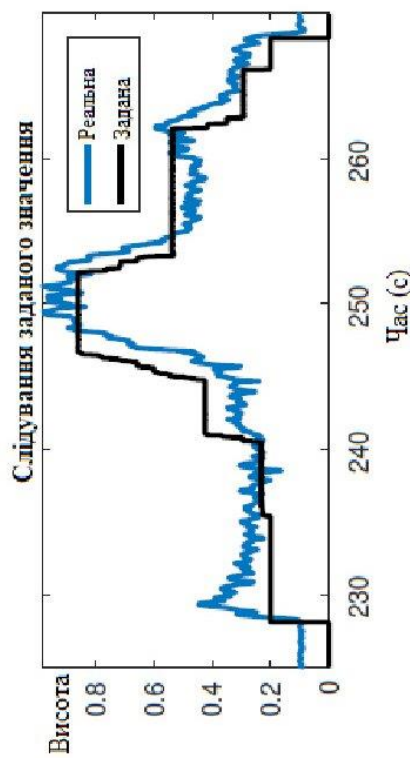
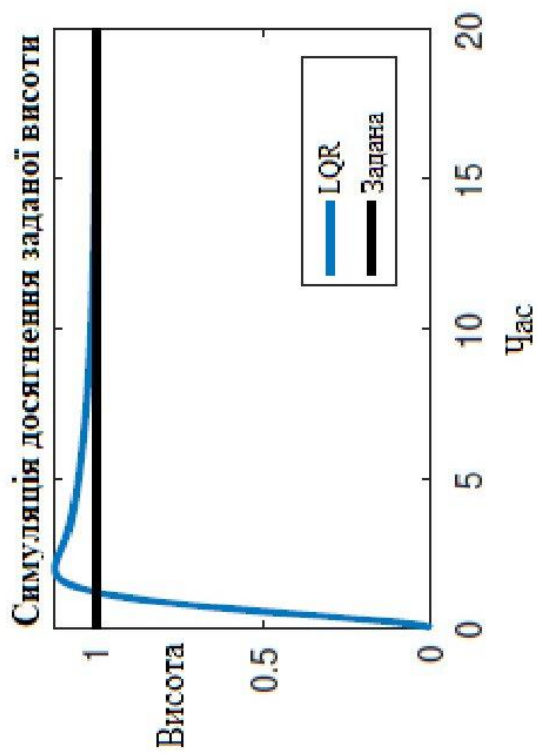
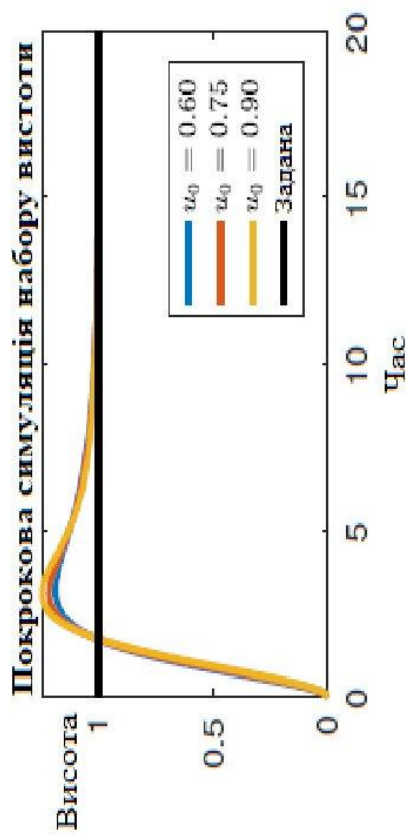
$$\left( \frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_P s + K_I \right) h = (K_P s + K_I) h_{ref} \implies$$

$$h = \frac{K_P s + K_I}{\frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_P s + K_I} h_{ref}.$$

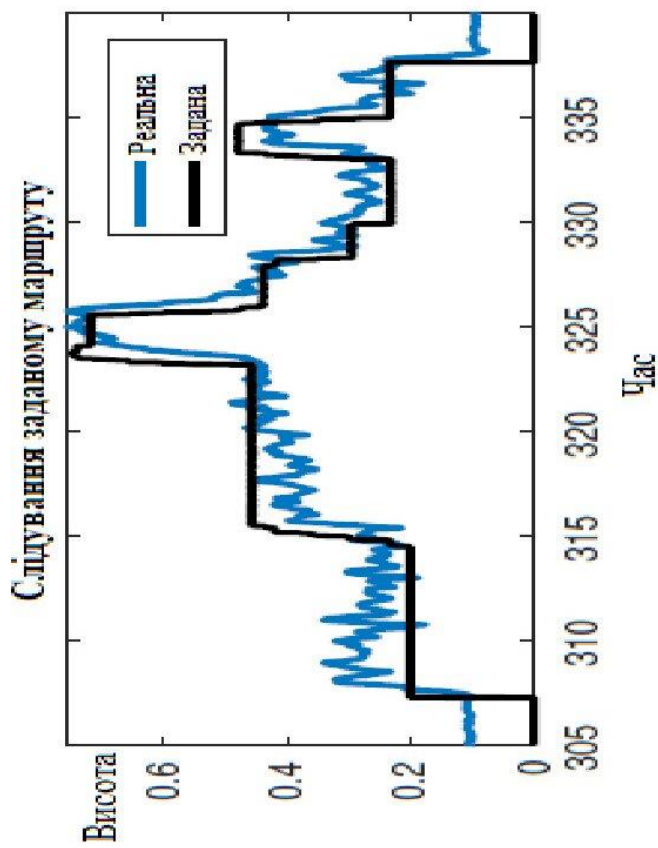
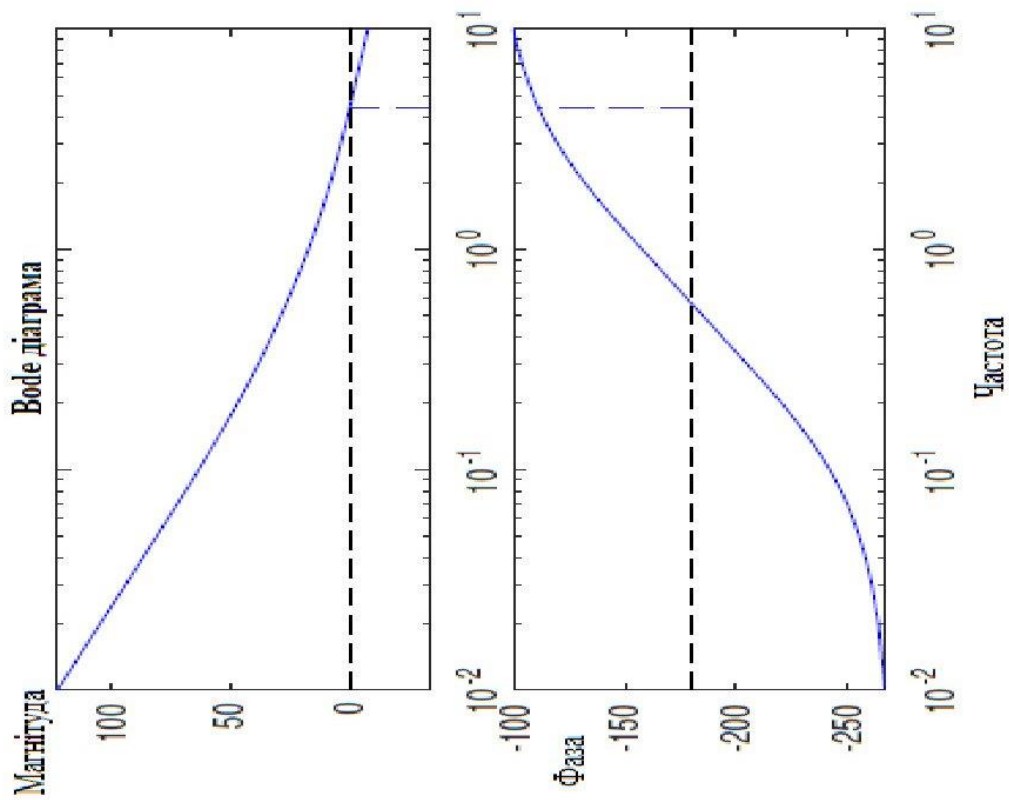
**Вode діаграма ПД-регулятора для різних значень  $u_0$**



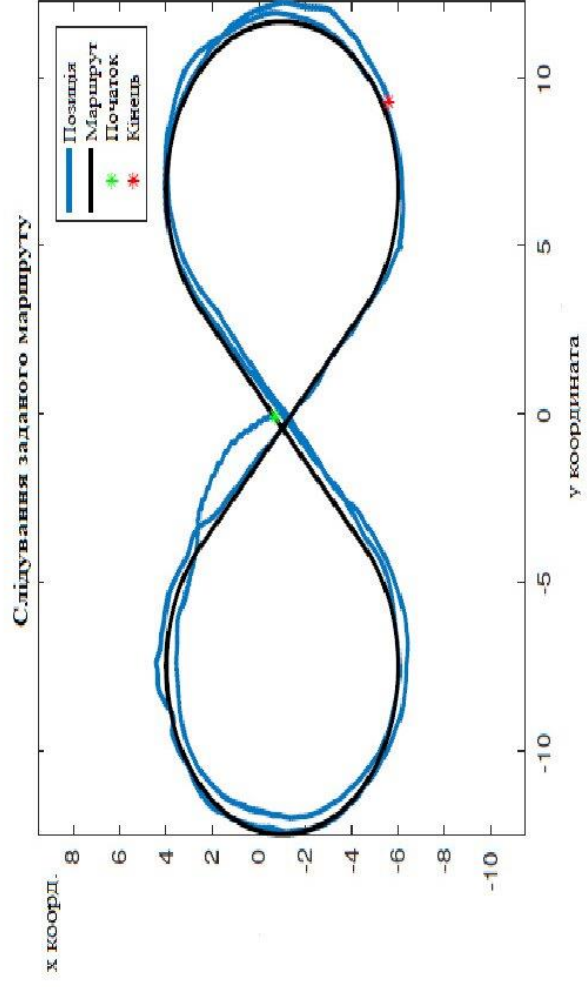
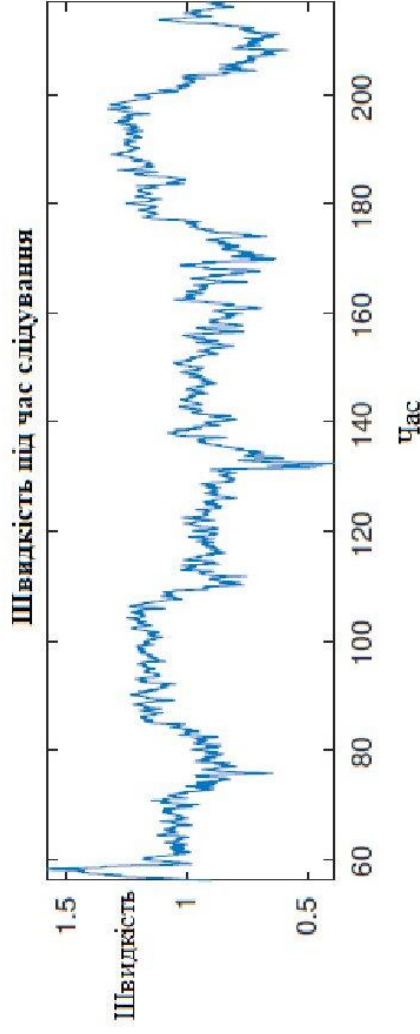
**Змодельована покрокова відповідь після переміщення в задану висоту з використанням ПД та LQ-регуляторів для різних значень  $u_0$**



### Воде діаграма IQ-регулятора та виміряна їм висота



## Виміряні положення при дотриманні заданих точок, розташованих приблизно на відстані 0,1 метра та абсолютна горизонтальна швидкість під час польоту вздовж траєкторії вісімки



## ОСНОВНІ ВИСНОВКИ ПО РОБОТІ

1. Розроблений метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату представляється як комбінація вже відомих методів для компенсування їх недоліків. На відміну від існуючих методів вимірювання параметрів безпілотного літального апарату, розроблений метод має наступні переваги: швидкість реагування зменшена на 0.1 с; точність слідування за маршрутом збільшено на 15%; підвищено час роботи на 30 хвилин.
2. В основі запропонованого методу лежить математична модель фільтра Калмана і запропонована структура у вигляді алгоритмічного забезпечення, що дозволяє повністю реалізувати математичну модель.

## ДОДАТОК В Публікація автора

УДК 621.317.73

І.В. ФОРКУН, Д.М. МЕДЗАТИЙ, Д.А. МАКАРИШКІН, О. В. ЧЕРВОНЕЦЬКИЙ

Хмельницький національний університет

### СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ НА ОСНОВІ ФІЛЬТРА КАЛМАНА

*В статті наведено систему автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана із покращеними характеристиками, що дозволяє підвищити ефективність керування та вимірювання координат безпілотних літальних апаратів. Представлені результати математичного моделювання контролерів, які використовуються в системі автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана. Досліджено структурну схему системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана з оптимізованою системою вимірювання, яка використовує генерації поточного стану, генерації опорних кутів і керуючі сигнали, а оцінка горизонтального та вертикального позиціонування виконується окремими програмами за заданими алгоритмами керування.*

Ключові слова: система автоматичного керування, безпілотний літальний апарат, квадрокоптер, фільтр Калмана, ПД-регулятор, ПД-контролер, LQ-регулятор.

I. V. FORKUN, D. M. MEDZATYI, D. A. MAKARYSHKIN, O. V. CHERVONETSKII

Khmelnitsky national university

### AUTOMATIC CONTROL SYSTEM FOR AN UNMANNED AIRCRAFT BASED ON A KALMAN FILTER

*The article presents a system of automatic control of unmanned aerial vehicles based on Kalman filter with improved characteristics, which allows to increase the efficiency of control and measurement of coordinates of unmanned aerial vehicles. The results of mathematical modeling of controllers used in the system of automatic control of unmanned aerial vehicles based on the Kalman filter are presented. The structural scheme of the unmanned aerial vehicle automatic control system based on the Kalman filter with an optimized measurement system that uses current state generation, reference angle generation and control signals is studied, and the assessment of horizontal and vertical positioning is performed by separate programs according to specified control algorithms. A comparative analysis of the PID controller and LQ controller during the test flight, taking into account the actual and specified altitude.*

**Key words:** automatic control system, unmanned aerial vehicle, quadcopter, Kalman filter, PID controller, PID controller, LQ controller.

#### Вступ

Сучасний розвиток безпілотних літальних апаратів є надзвичайно важливим для обороноздатності, суверенітету та економіки України. Спектр практичного застосування безпілотних літальних апаратів є дуже широким. Найбільш важливі задачі безпілотних літальних апаратів пов'язані із їх застосуванням у військовій, цивільній (державній, приватній, комерційній) та антитерористичній галузі.[1]. Безпілотні літальні апарати мають ряд переваг: висока маневреність, широко використовуються в усіх сферах людської діяльності, надійність та економічність. Безпілотні літальні апарати застосовуються у широкому спектрі додатків, таких як наукові дослідження, громадянське будівництво, воєнне використання, аерофотозйомка, пошуково-рятувальні операції, та огляди зони ризиків [2–5]. Одним з важливіших класів безпілотних літальних апаратів є квадрокоптери, які мають значні переваги по багатьох параметрах, таких як, простота конструкції, швидке їх виготовлення та мала ціна [6,7]. В останні роки предметом багатьох наукових досліджень в області квадрокоптерів було керування їх положенням, у частковому випадку висоти квадрокоптера [6]. Під час проведення цих наукових досліджень було запропоновано багато алгоритмів для вирішення проблеми керування квадрокоптером.

При проведенні наукових досліджень у напрямку застосувань квадрокоптерів у різних сферах людської діяльності, акцент робиться на наступні задачі: автономна посадка на рухомі платформи [6], точна посадка для автономної стикувальної та бездротової системи самозарядки [6] та завдання автономної доставки [6]. Ці всі задачі можуть бути вирішені за рахунок використання надійного та ефективного контролера для регулювання висоти. Тому проектування системи автоматичного регулювання висоти квадрокоптера з покращеними параметрами та характеристиками є актуальною задачею над якою сьогодні працюють усі наукові дослідники в цій області. З цією метою у науковій роботі [6,7] було розглянуто проблему контролю висоти, де запропоновано алгоритм для виконання задач відстеження траєкторії квадрокоптера, який базується на керуванні висотою за допомогою адаптивного динамічного контролера для усунення проблеми з невизначеностями параметрів моделі. У роботах [8] та [9] застосовують розсунвий режим контролю для керування горизонтальним положенням, що дає можливість забезпечувати вдосконалення контролю висоти, а також цей метод використовується для покращення характеристик контролю висоти квадрокоптера.

У роботі [10], для керування динамікою висоти безпілотного літального апарату було запропоновано нейромережвий підхід. Наукові результати, які були отримані цим методом, були співставлені зі звичайним ПД-регулятором, де було встановлено, що недоліком такого методу є скорочений термін служби всієї системи керування в цілому. Незважаючи на те, що у сучасній науковій дослідженнях запропоновано багато різних методів керування безпілотного літального апарату, найбільш поширеним методом є ПД-регулятор, який має ряд наступних

переваг: простота, легке його проектування та забезпечення необхідної продуктивності системи автоматичного керування. В останніх дослідженнях [6] пропонується використовувати багатоконтурну архітектуру керування квадрокоптерами, тобто архітектуру з внутрішнім та зовнішнім циклом. Контролери керування такої архітектури зовнішнього контуру були розроблені різними способами, тоді як контролери внутрішнього контуру реалізуються на базі ПД-закону.

#### Аналіз останніх досліджень та публікацій.

Звичайний ПД-контролер має кілька обмежень: нестабільність ПД-контролера при великому діапазоні роботи, який носить нелінійний характер у системі автоматичного керування; звичайні ПД-контролери базуються на лінійній моделі. Для подолання цих недоліків у роботі [11] було представлено ПД-контролер, який визначає підсилення шляхом лінійного ПД-регулювання коефіцієнта підсилення як функції відстеження похибок, а у науковій роботі [12], автори використовували таблицю підбору для планування вигравів ПД-контролера у завданні керування.

Ці методи дали змогу підвищити ефективність керування, тільки в різних робочих умовах. Однак, це все ще лінійний закон керування, тому ПД-контролер нестабільно функціонує в нелінійних системах. Крім того, планування вигравів призводить до неперервних переходів, а це в свою чергу призводить до раптових ривків або коливань. Квадрокоптер, який здатен до самоналаштування представляє собою нечіткий ПД-контролер, де підсилення налаштовується нелінійно за допомогою нечіткої логіки. Такий нелінійний ПД-контроль здатен досягнути асимптотичну стабільність системи за наявності невизначеностей. Інший спосіб подолати труднощі в керуванні нелінійною системою - представити динамічну системою за нечіткою моделлю Такагі – Сугено [13].

Аналіз існуючих методів по розробці систем автоматичного керування безпілотними літальними апаратами є складними для проектування та потребують великих обчислювальних ресурсів. Тим часом закон ПД-регулювання, є простим та ефективним методом керування для різноманітних систем автоматичного керування безпілотними літальними апаратами.

Модель переміщення квадрокоптера (1) Іпредставлена у вигляді його конфігурації на рисунку 1 [6], у якій

$\phi$ ,  $\theta$  і  $\psi$  позначають три кути Ейлера, де  $\phi < \pi/2$ ,  $\theta < \pi/2$ , а  $\psi \leq \pi$ . Координати  $x$ ,  $y$  та  $z$  відповідно представляють положення квадрокоптера вздовж осей  $x$ ,  $y$  та  $z$  у фіксованій наземній навігації  $\{E\}$ .  $j_x, j_y$ , та  $j_z$  - це моменти інерції вздовж осей  $x$ ,  $y$  та  $z$  відповідно;  $m$ -масу,  $l$  - довжина плеча пристрою і  $g$  гравітаційне прискорення [6].

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = \left( \frac{j_x - j_z}{j_x} \right) \theta \psi + \frac{l}{j_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \left( \frac{j_z - j_x}{j_y} \right) \phi \psi + \frac{l}{j_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \left( \frac{j_x - j_y}{j_z} \right) \theta \phi + \frac{1}{j_z} U_4 \\ \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) U_1 \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \cos \psi) U_1 \\ \ddot{z} = g - \frac{1}{m} (\cos \phi \cos \theta) U_1 \end{array} \right. \quad (1)$$

де  $U_1, U_2, U_3, U_4$  – входи керування, які визначаються наступним чином:

$$\left\{ \begin{array}{l} U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ U_2 = F_4 - F_2 \\ U_3 = F_3 - F_1 \\ U_4 = C_d (F_1 + F_3 - F_2 - F_4) \end{array} \right. \quad (2)$$

де  $F_i = C_i \Omega_i^2$  - сила тяги, яка створюється двигуном  $i$ ;  $\Omega_i$  - швидкість двигуна  $i$ ;  $C_t$  та  $C_d$  - коефіцієнти тяги та опору відповідно.

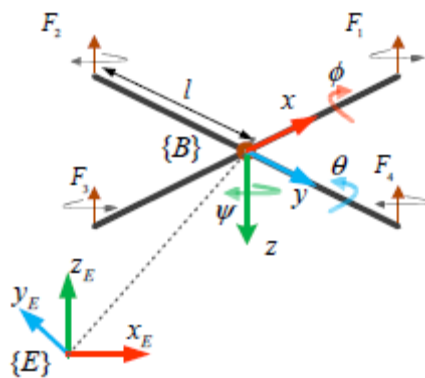


Рис. 1. Конфігурація квадрокоптера

Загальна структурна схема автоматичного керування складається з контролерів положення і висоти (рисунок 2). Звичайні PID-регулятори використовуються для горизонтального (x і y) контролю положення і висоти, а алгоритм для керування висотою, який в свою чергу може використовуватися для горизонтального керування становищем [6].

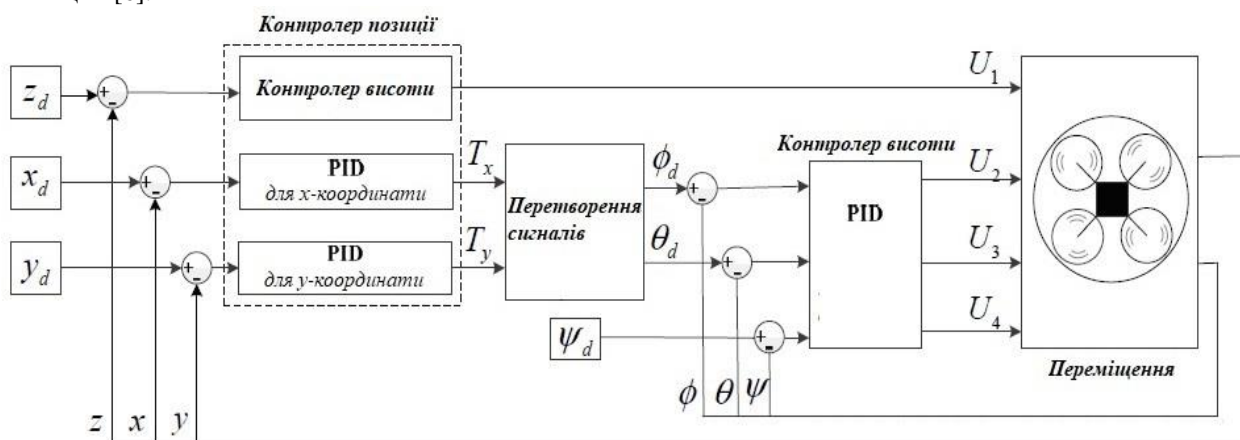


Рис. 2. Повна структурна схема автоматичного керування квадрокоптера: алгоритм роботи застосовуються для контролю висоти в той час як ПІД- регулятори використовуються для контролю горизонтального положення і висоти

**Виклад основного матеріалу дослідження.**

Контроль стану квадрокоптера розділено на дві частини - горизонтальну і вертикальну. Для керування вертикальним станом у роботі пропонується використовувати підхід, який представлено в [14], а саме застосовувати *PID* регулятор і *LQ* регулятор, а для горизонтального переміщення необхідно використовувати контролер позиції, який підтримує постійне положення і контролер траєкторії, що підтримує постійну швидкість. Контролери, які відповідають за вертикальний стан генерують сигнал, що керує тягою, а контролери, які відповідають горизонтальному стану, в свою чергу генерують відповідні кути, які використовуються контролером кутів. Загальна структурна схема системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом представлена на рисунку 3, особливістю якої є використання фільтра Калмана. Методи фільтра Калмана розповсюджуються дуже легко на задачі визначення недоступних безпосередньому вимірюванню координат об'єкта, що в свою чергу, дає можливість отримати їх оптимальні оцінки в умовах дії завад та перешкод.

Для підтримки заданої висоти були реалізовані два різних регулятора: *LQ* регулятор і *PID* регулятор. Обидва регулятора використовують два компоненти із прямою передачею: статичної тяги і кута квадрокоптера. Прямая передача статичної тяги означає, що регулятори не повинні компенсувати гравітаційне прискорення, а лише керувати відхиленнями від заданої висоти. Щоб залишатися в повітрі при збільшенні куту нахилу або кроку, необхідно використовувати більше тяги. Прямая передача цього кута означає, що регулятори не повинні компенсувати ці зміни. Сигнал, що генерується контролерами,  $u_{controller}$  додається до сигналу, який відповідає за прискорення  $u_0$ . Потім генерується сигнал керування акселератором,  $u_{throttle}$  шляхом компенсації поточних кутів нахилу і кроку відповідно до виразу (3):

$$u_{throttle} = \frac{u_0 + u_{controller}}{z_g + z_Q} \tag{3}$$

де  $z_g$  та  $z_Q$  описані у роботі [14].

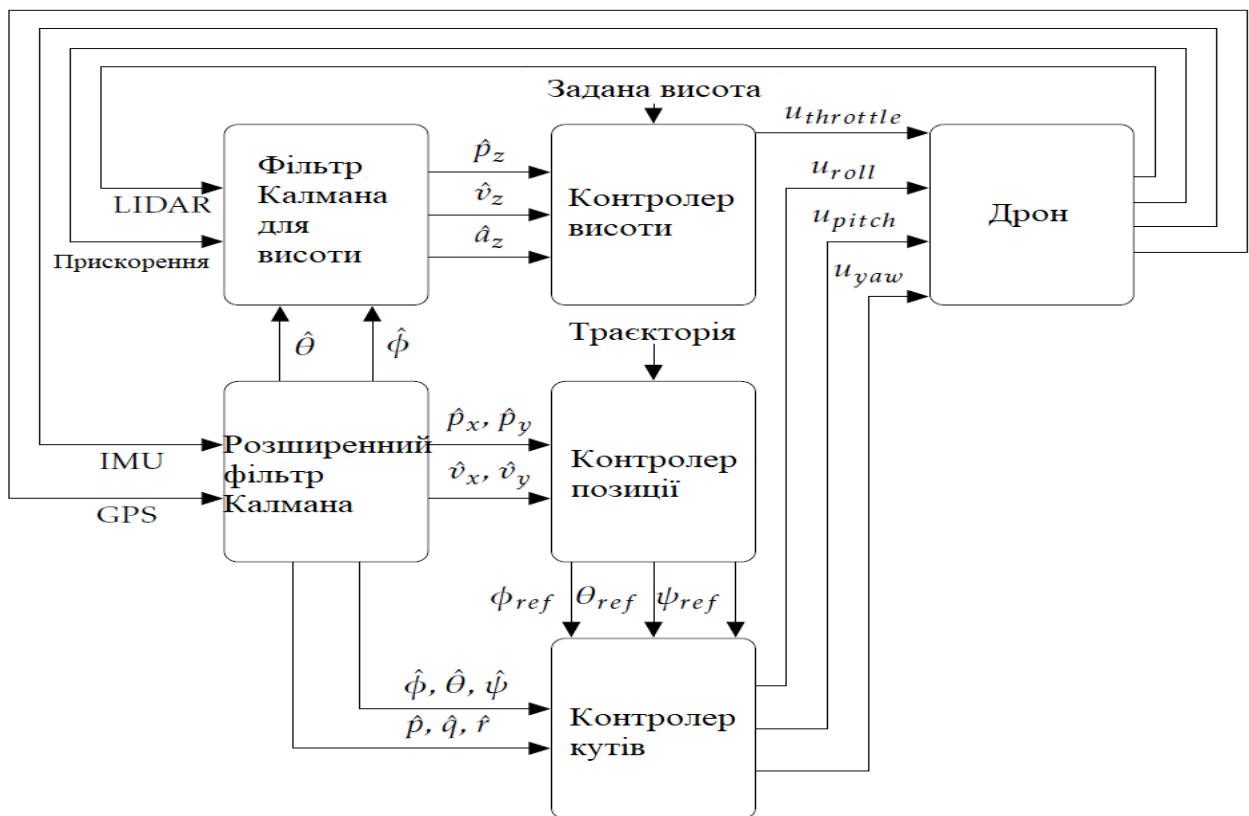


Рис. 3. Загальна структурна схема системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана

Для того, щоб отримати оцінку вертикальної швидкості  $v$ , згладжену оцінку висоти  $h$  та оцінку тяги, яка є необхідною для наведення  $u_0$ , фільтр Калмана був реалізований з використанням вимірювань на акселерометрах і лідарі. Модель такого фільтра Калмана представлена у роботі [14].

Використовуючи висоту та вертикальну швидкість, які оцінені фільтром Калмана, які наведені у роботі [14], був реалізований PID-регулятор висоти відповідно до

$$e = h_{ref} - h, \quad (4)$$

$$u_{PID} = K_p e + K_I \int_0^t (e) dt - K_D \dot{e} \quad (5)$$

Для запобігання перевантаження системи, використовується умовна інтеграція, де умовою об'єднання є те, що  $u_{throttle}$  повинен знаходитися в інтервалі  $u_0 \pm 0.25$ . Цей інтервал був обраний, оскільки  $u_0 = 0.75$ , а  $u_{throttle}$  знаходиться в межах  $[0; 1]$ , а інтервал, де дозволено об'єднання, повинен бути приблизно симетричним до  $u_0$ , щоб однаково обробляти додатні та від'ємні відхилення висоти. Для того, щоб визначити стабільність системи, співвідношення між  $u_{throttle}$  і висотою  $h$  було визначено. Наступні обчислення зроблені в припущенні, що значення  $\phi$  і  $\theta$  є маленькими, і що кут прямої передачі буде обробляти кутові відхилення. Якщо припустити, що тяга від двигунів є лінійною функцією сигналу керування, сила тяги дорівнює  $F_{throttle} = F_t u_{throttle}$ , для деякого параметра  $K_t$ . При наведенні пари  $u_{throttle} = u_0$  і  $F_{throttle} = mg$ . Отже,

$$K_t u_0 = mg \Rightarrow K_t = \frac{mg}{u_0} \quad (6)$$

використовуючи (3) та  $F=ma$

$$a = \frac{F}{m} = \frac{K_t u_{throttle} - mg}{m} = \frac{K_t u_0 + K_t u_{PID} - mg}{m} = \frac{K_t u_{PID}}{m} = \frac{u_{PID} g}{u_0} \quad (7)$$

Використовуючи  $u_{PID}$ , описану у виразі (5), диференціальне рівняння можна записати наступним чином

$$a = \ddot{h} = \frac{g}{u_0} (K_p (h_{ref} - h) + \int_0^t (h_{ref} - h) dt - K_D \dot{h}) \Rightarrow \frac{u_0}{g} \ddot{h} + K_p h + K_I \int_0^t h dt + K_D \dot{h} = K_p h_{ref} + K_I \int_0^t h_{ref} dt \quad (8)$$

Співвідношення (8), можна представити у наступному вигляді (9):

$$\left( \frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_p s + K_I \right) h = (K_p s + K_I) h_{ref} \Rightarrow h = \frac{K_p s + K_I}{\frac{u_0}{g} s^3 + K_D s^2 + K_p s + K_I} \quad (9)$$

Параметр  $u_0$  не має постійного значення, але зазвичай знаходиться в інтервалі 0,7-0,8. Функція вибору напрямку в (9) можна використовувати для визначення полюсів системах замкнутого циклу, а також для моделювання покрокових відповідей для різних значень  $u_0$ . Були проведені випробування з різними параметрами, і змодельована покрокова відповідь зі значеннями  $K_p=0.2$ ,  $K_I=0.05$  та  $K_D=0.2$ . Покрокові відповіді для різних значень  $u_0$  можна побачити на рисунку 5, а діаграма Бode представлена на рисунку 4.

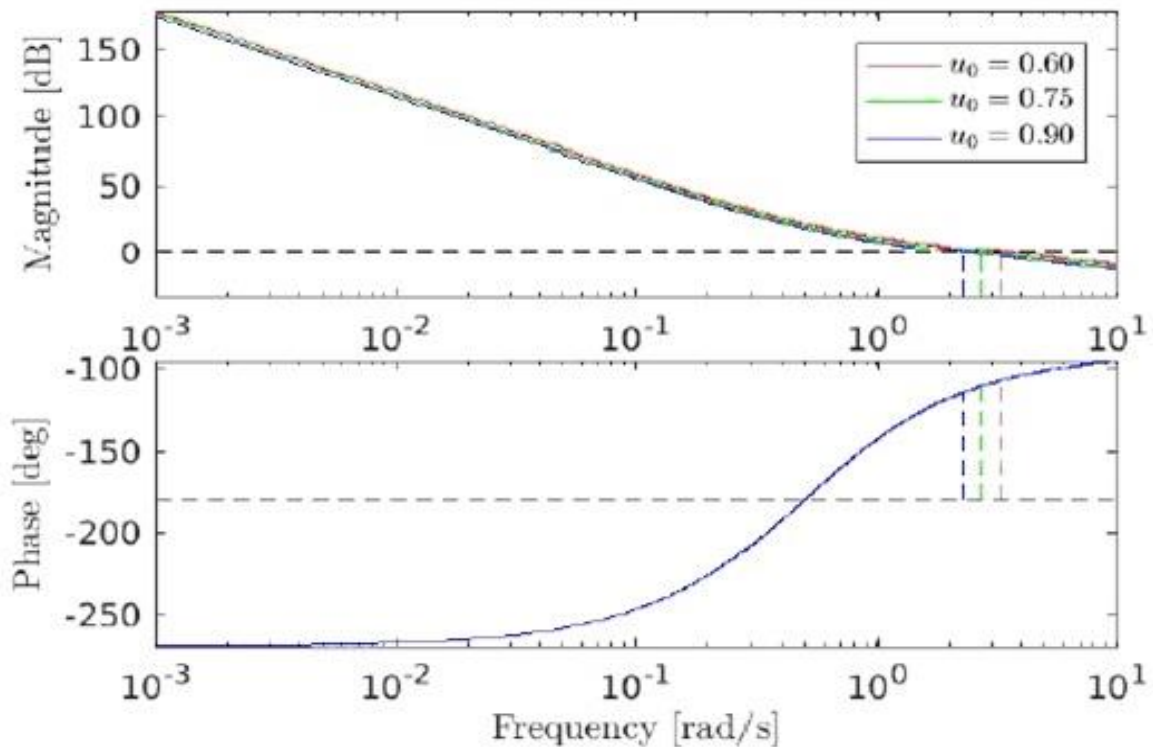


Рис. 4. Діаграма Бode PID-контролера для різних значень  $u_0$

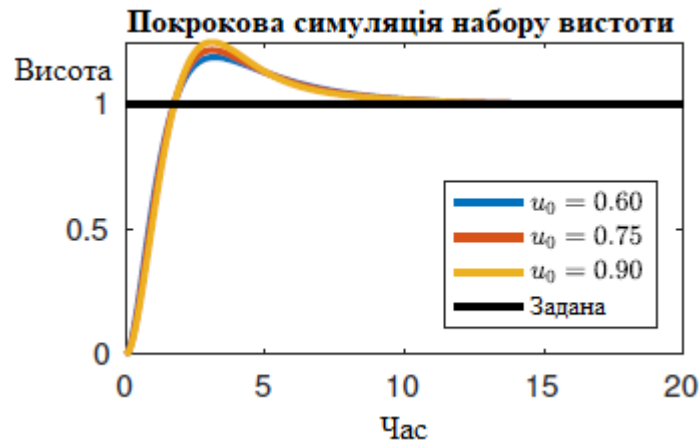


Рис. 5. Результат моделювання покрокової відповіді після переміщення в задану висоту з використанням PID-контролера для різних значень  $u_0$

Результати випробувального польоту з використанням цих параметрів можна побачити на рисунку 6.



Рис. 6. Виміряна висота при дотриманні якої використовують PID-регулятор

Для того, щоб створити LQ-регулятор висоти, необхідна модель станів простору. У цій моделі нехтують силою тертя, а вхідним сигналом є сила, а не керуючий сигнал. Причиною цього є те, що оскільки  $u_0$  не є постійним, зв'язок між станами та керуючим сигналом не є лінійним. Проте, співвідношення між станами і утвореною силою є лінійним. Така модель представлена у роботі [14].

Результати, які були отримані при покроковій відповіді представлені на рисунку 7, а Діаграма Боде на рисунку 8.

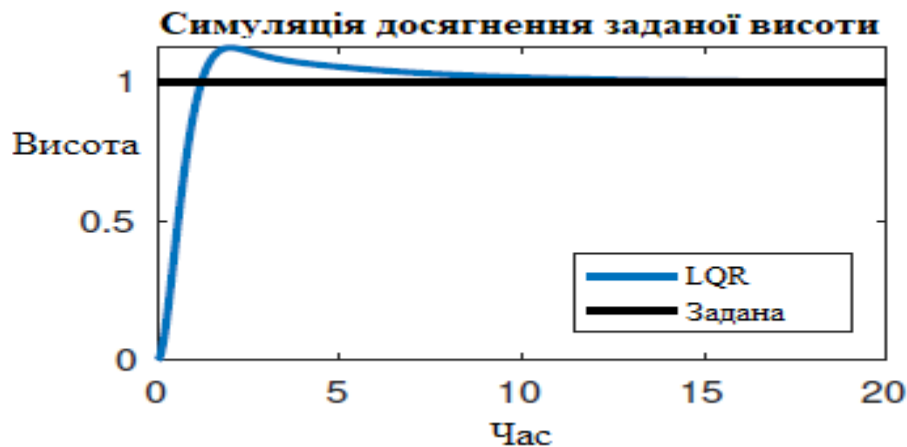


Рис. 7. Результат моделювання покрокової відповіді після кроку на заданій висоті за допомогою LQ регулятора

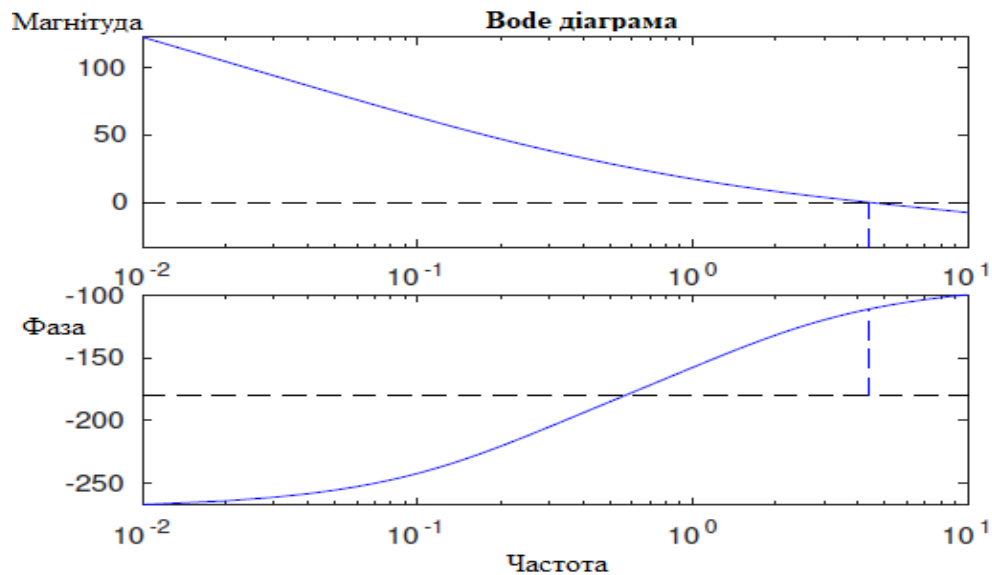


Рис. 8. Діаграма Бode для LQ регулятора



Рис. 9 Вимірjana висота при дотриманні заданої висоти за допомогою LQ регулятора

Проводячі аналіз покрокових відповідей LQ та PID регуляторами, можна зробити висновок, що LQ-регулятор є швидшим і має меншу похибку відхилення. Однак, незважаючи на те, що цей регулятор має більший час встановлення, на нього не впливають зміни в  $u_0$ . Залежно від  $u_0$ , PID-регулятор має вищу або нижчу різницю по фазі, ніж LQ-регулятор. Реальну та задану висоту під час випробувального польоту представлено на рисунку 9. У порівнянні з PID регулятором, LQ має менше відхилення при зльоті, а після зльоту, показує кращу швидкість.

### Висновки

1. Встановлено, що при використанні системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана, збільшуючи сигнал двигуна, який відповідає за прискорення безпілотного літального апарату, фаза є постійною, а магнітуда спадає, при цьому зменшуючи різницю фази. Розмір різниці по фазі дозволяє компенсувати відхилення для тимчасових затримок.
2. PID-регулятор з великою ефективністю утримує задану висоту, однак його недоліком є значне перевищення висоти при зльоті. Це обумовлено ефектом впливу землі, який спричиняє несподівано потужний підйом до того, як безпілотний літальний апарат покине стартову площадку.
3. Визначено, що для LQ-регулятора в системі автоматичного керування безпілотним літальним апаратом запас по фазі складає 68.99 градусів, а перехресні частоти дорівнюють 4,34 рад/с, які виступають в протигагу часовим затримкам, що в свою чергу, залишаються постійними в залежності від сигналу двигуна.
4. Контролер висоти в системі автоматичного керування безпілотним літальним апаратом на основі фільтра Калмана, підтримує відповідну висоту поточної точки маршруту, в той час як контролер траєкторії слідує по лінії руху в горизонтальній проекції.

## Література

1. Луцький М.Г. Розвиток міжнародного регулювання та нормативної бази використання безпілотних літальних апаратів / М.Г. Луцький, В.П. Харченко, Д.О. Бугайко // Вісник НАУ. – 2015. – № 4. – С. 5-14. Дьяконов В.П. Генерация и генераторы сигналов / Дьяконов В.П. – Издательство: Л.: Энергия, 2009. – 384 с.
2. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Int. J. Eng. Technol. - 2018,. - №7. - p. 65–73.
3. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // J. Intell. Robot. Syst. – 2012. - № 68. – p. 323–338.
4. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// Appl. Sci. – 2017. – p. 907.
5. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // Appl. Sci. - 2018 – p. 1893.
6. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Applied sciences - 2019,. - №9., 2122 - p.1–15.
7. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // J. Intell. Robot. Syst. – 2019. – p.5–16.
8. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // IFAC Pap. Online – 2016. - p. 284–289.
9. Xiong J.J. Position and attitude tracking control for a quadrotorUAV / Xiong J.J., Zheng E.H. // ISA Trans. 2014.
10. Muliadi J. Neural network control system of UAV altitude dynamics and its comparison with the PID control system / Muliadi J., Kusumoputro B. // J. Adv. Trans. 2018. – p.1–18.
11. Nguyen N.P. Position control of a hummingbird quadcopter augmented by gain scheduling / Nguyen N.P., Hong S.K. // Int. J. Eng. Res. Technol. - 2018, №11. –p.1485–1498.
12. Milhim A.B., Zhang Y. Gain Scheduling based PID controller for fault tolerant control of a quad-rotor UAV / Milhim A.B., Zhang Y. // In Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace, Atlanta, GA, USA, 20–22 April 2010.
13. Takagi T. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control / Takagi T., Sugeno M. // IEEE Trans. Syst. Man Cybern. 1985. - №1. - p.116–132.
14. Gustafsson F. Statistical Sensor Fusion. Studentlitteratur AB / Gustafsson F. // second edition. - 2012. – p. 2-29.

## References

1. Luckij M.G. Rozvitok mizhnarodnogo regulyuvannya ta normativnoyi bazi vikoristannya bezpilotnih litalnih aparativ / M.G. Luckij, V.P. Harchenko, D.O. Bugajko // Visnik NAU. – 2015. – № 4. – С. 5-14. Dyakonov V.P. Generaciya i generatory signalov / Dyakonov V.P.– Izdatelstvo: L.: Energiya, 2009. – 384
2. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Int. J. Eng. Technol. - 2018,. - №7. - p. 65–73.
3. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // J. Intell. Robot. Syst. – 2012. - № 68. – p. 323–338.
4. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// Appl. Sci. – 2017. – p. 907.
5. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // Appl. Sci. - 2018 – p. 1893.
6. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Applied sciences - 2019,. - №9., 2122 - p.1–15.
7. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // J. Intell. Robot. Syst. – 2019. – p.5–16.
8. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // IFAC Pap. Online – 2016. - p. 284–289.
9. Xiong J.J. Position and attitude tracking control for a quadrotorUAV / Xiong J.J., Zheng E.H. // ISA Trans. 2014.
10. Muliadi J. Neural network control system of UAV altitude dynamics and its comparison with the PID control system / Muliadi J., Kusumoputro B. // J. Adv. Trans. 2018. – p.1–18.
11. Nguyen N.P. Position control of a hummingbird quadcopter augmented by gain scheduling / Nguyen N.P., Hong S.K. // Int. J. Eng. Res. Technol. - 2018, №11. –p.1485–1498.
12. Milhim A.B., Zhang Y. Gain Scheduling based PID controller for fault tolerant control of a quad-rotor UAV / Milhim A.B., Zhang Y. // In Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace, Atlanta, GA, USA, 20–22 April 2010.
13. Takagi T. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control / Takagi T., Sugeno M. // IEEE Trans. Syst. Man Cybern. 1985. - №1. - p.116–132.
14. Gustafsson F. Statistical Sensor Fusion. Studentlitteratur AB / Gustafsson F. // second edition. - 2012. – p. 2-29.

Завідувачу кафедри телекомунікацій та  
радіотехніки  
д.т.н., професору Бойку Ю.М.  
здобувача вищої освіти  
Червонецького О.В.  
ФПКТС, гр. ТРМ-19-1

### ЗАЯВА

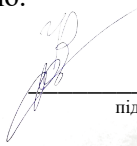
З правилами чинного Положення «Про дотримання академічної доброчесності в Хмельницькому національному університеті» від 26.09.2020 (зі змінами від 26.11.2020), згідно з яким виявлення плагіату є підставою для відмови в допуску кваліфікаційної роботи до захисту та застосування заходів дисциплінарної та академічної відповідальності, ознайомлений. Про використання програмно-технічних засобів для перевірки кваліфікаційних робіт здобувачів вищої освіти на плагіат оповіщений (а) та надаю свою згоду на обробку та збереження університетом моєї роботи в інституційному репозитарії університету.

Також надаю університету право на передачу моєї роботи для обробки та збереження в базах даних програмно-технічних засобів (Unicheck та Anti-Plagiarism) та використання роботи для виявлення плагіату в інших роботах, які перевіряються програмно-технічними засобами та користувачами, що мають доступ до цих програмно-технічних засобів, виключно в обмежених цілях для виявлення плагіату в текстах робіт.

Робота для перевірки університетом надається в друкованому та електронному варіанті. Електронна версія моєї роботи збігається (ідентична) з друкованою.

23 листопада 2020 р.

дата

  
підпис

## Anti-Plagiarism v-15.257

Максимальное совпадение с одним документом 1.0%

Словари проверки: en\_US, ru\_RU, ua\_UA. Ошибка в документах: 9%

ID: 85723 Названіе: Метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана Додано в БД: 2020-12-18 Автори: Червонецький Олександр Володимирович Рукводигтели: Макаршкін Деніс Анатолійович Консультанти: Опоненти: Корещка Людмила Олександрівна	Документ		Суммарное совпадение по Базе Данных	
	Символы	Лексемы	Символы	Лексемы
	59725	518	736 (1%)	9 (2%)

## Источник плагиата

ID	Описание	Наличие плагиата в документе	
		Символы	Лексемы



Ім'я користувача:  
Kafedra telekom\_radiotechniki

ID перевірки:  
1005483306

Дата перевірки:  
18.12.2020 21:01:19 EET

Тип перевірки:  
Doc vs Internet + Library

Дата звіту:  
18.12.2020 21:02:36 EET

ID користувача:  
100005656

Назва документа: Червонецький О.В. - ТРМ-19-2

Кількість сторінок: 78 Кількість слів: 8340 Кількість символів: 65098 Розмір файлу: 17.04 MB ID файлу: 1005772613

Виявлено модифікації тексту (можуть впливати на відсоток схожості)

1.67%  
Схожість

Найбільша схожість: 1.26% з джерелом з Бібліотеки (ID файлу: 1005666147)

0.36% Джерела з Інтернету 13 ..... Сторінка 80

1.41% Джерела з Бібліотеки 47 ..... Сторінка 80

0% Цитат

Вилучення цитат вимкнено

Вилучення списку бібліографічних посилань вимкнено

0%  
Вилучень

Немає вилучених джерел

Модифікації

Виявлено модифікації тексту. Детальна інформація доступна в онлайн-звіті.

Замінені символи 8

Підозріле форматування 21 сторінка

**РІШЕННЯ КАФЕДРИ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ ТА РАДІОТЕХНІКИ  
ПРО ДОПУСК КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ ДО ЗАХИСТУ**

Підтверджуємо ознайомлення з результатом звіту подібності щодо роботи, генерованого системою виявлення текстових збігів/ідентичності/схожості:

Назва: Метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана

Автор: Червонецький Олексій Володимирович

Спеціальність: 172 Телекомунікації та радіотехніка

Науковий керівник: к.т.н., доцент Макаришкін Денис Анатолійович

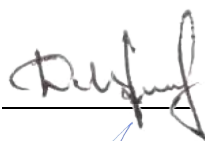
Після аналізу звіту подібності зроблено такий висновок:

№	Висновок	Позначка про відповідність
1	Запозичення, виявлені в роботі, є законними і не є плагіатом (далі – зазначаються підстави віднесення запозичень до правомірних). Робота приймається до захисту.	-
2	Виявлені запозичення не є плагіатом, розміщені в розділах, які не описують безпосередньо авторське дослідження, але кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи (далі – зазначаються детальні та аргументовані підстави віднесення запозичень до правомірних). Робота приймається до захисту, але має бути відкоригована. Відкоригований варіант має бути поданий на кафедру за 2 дні до захисту, разом із заявою щодо самостійності виконання письмової роботи та ідентичності друкованої та електронної версії роботи	відповідає
3	Виявлені запозичення не є плагіатом, але частково розміщені в розділах, які описують безпосередньо авторське дослідження, а кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи. В зв'язку з цим мета роботи та поставлені завдання не були досягнені. Робота може бути допущена до захисту (наступного року) після того як буде відкоригована та допрацьована і успішно пройде повторну перевірку на академічний плагіат.	-
4	Робота містить навмисні текстові спотворення, передбачувані спроби укриття запозичень або інші прояви академічного плагіату. Робота містить фабрикацію або фальсифікацію даних. Робота не допускається до захисту.	-
5	Інше:	-

Підтвердження: Виявлені запозичення не є плагіатом так як відносяться до термінологічних та загальноживаних типових фраз і складають 1.67%

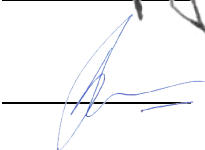
«19» грудня 2020 р.

Науковий керівник



Макаришкін Д.А.

Завідувач кафедрою ТР



Бойко Ю.М.

## РЕЦЕНЗІЯ

на дипломну роботу ст. гр. ТРМ-19-1

Червонецького Олексія Володимировича

«Метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана»,

другий освітній рівень (магістр),

спеціальність 172 – Телекомунікації та радіотехніка

Дипломна робота присвячена розгляду питань регулювання та керування вимірних параметрів для траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

Актуальність теми підтверджується застосуванням фільтра Калмана для вимірних параметрів отриманих в якості керування. Застосуванню цих даних для регулювання руху безпілотного літального апарату.

В дипломній роботі магістра ставить та виконується ряд завдань, серед яких:

- аналіз існуючих методів, способів і засобів вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату;
- розробити метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана.

Робота складається із вступу, 4 розділів, основних висновків по роботі, списку використаних джерел (80 бібліографічних посилання, 6 сторінок) та 3 додатків (24 сторінок). Загальний обсяг роботи в якому викладено основний зміст складає 60 сторінок і містить 29 рисунків на 24 сторінках по тексту та 3 таблиці, що займають 1,5 сторінки по тексту. Повний обсяг роботи – 94 сторінок.

Перший розділ присвячено аналізу відомих методів та засобів вимірювання параметрів для системи безпілотного літального апарату. Розглядається кути Ейлера, фільтр Калмана, різні контролери, LIDAR вимірювання.

Другий розділ присвячено запропонованому методу вимірювання параметрів безпілотного літального апарату. На базі цього методу було побудовано математичну модель, в основі якої лежить виконання вимог системи та особливості обраних засобів

Розроблений метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату представляється як комбінація вже відомих методів для компенсування їх недоліків. На відміну від існуючих методів вимірювання параметрів безпілотного літального апарату, розроблений метод має наступні переваги:

- швидкість реагування зменшена на 0.1 с;
- точність слідування за маршрутом підвищено на 15%;
- підвищено час роботи на 30 хвилин.

Третій розділ присвячено удосконаленню методу вимірювання параметрів безпілотного літального апарату. В основі запропонованого методу лежить

математична модель запропонована в 2 розділі. Розроблена структура у вигляді алгоритмів, дозволяє повністю реалізувати математичну модель. Наведено методи розроблення окремих контролерів що показує особливості реалізації окремих модулів.

Четвертий розділ присвячено розробленню системи керування безпілотного літального апарату. Для реалізації поставленої задачі було розроблено метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана. Для реалізації системи було використано Arduino, Raspberry Pi 3B, GPS модуль, IMU плата, LIDAR система, різні контролери..

За змістом робота є ґрунтовною (містить загалом більше сторінок тексту) містить велику кількість посилань на літературу, висновки з отриманих результатів сформовані технічно грамотно. Викладення матеріалу є послідовним та логічно пов'язаним, застосовується велика кількість ілюстрацій та додатків. Наведені у роботі формули, припущення та висновки мають достатнє обґрунтування та детальне пояснення. Мова викладення роботи є технічно грамотною, зрозумілою та не перенасиченою спеціальними термінами. Оформлення пояснювальної записки знаходиться на належному рівні, граматичних та стилістичних помилок дуже обмежена кількість.

Серед позитивних сторін магістерської роботи слід відмітити наступне:

– набув подальшого розвитку метод вимірювання параметрів траєкторії руху безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана, який ефективно здійснює керування, регулювання та дистанційне керування швидкості безпілотного літального апарату, а також зменшує похибку відхилення від спочатку заданого маршруту.

Важливих недоліків робота не містить, завдання на дипломну роботу магістра виконано, але присутні незначні неточності, орфографічні та стилістичні помилки, які не впливають на суть роботи.

В цілому дипломна робота магістра Червонецького Олексія Володимировича “Метод вимірювання параметрів безпілотного літального апарату на основі фільтра Калмана” повністю відповідає вимогам до кваліфікаційних робіт магістра та заслуговує на оцінку “добре”, а її автор – на присвоєння кваліфікаційного рівня магістр зі спеціальності 172 – “Телекомунікації та радіотехніка”.

Доцент кафедри автоматизацій,  
комп'ютерно-інтегрованих технологій і телекомунікацій  
Хмельницького національного університету,  
канд. техн. наук, доц.

Корецька Л.О.