

Міністерство освіти і науки України
Західноукраїнський національний університет
Факультет комп'ютерних інформаційних технологій
Кафедра спеціалізованих комп'ютерних систем

СИВАК Андрій Олегович

ЛІНІЙНА ОПТИМАЛЬНА СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ПОЗДОВЖНИМ РУХОМ
БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ПРИ ПОСАДЦІ НА ПАЛУБУ
КОРАБЛЯ./ LINEAR OPTIMAL CONTROL SYSTEM FOR THE
LONGITUDINAL MOVEMENT OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE
WHEN LANDING ON THE DECK OF A SHIP.

спеціальність: 174 – Автоматизація комп'ютерно-інтегровані технології та
робототехніка
освітньо – професійна програма – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології

Випускна кваліфікаційна робота
здобувача другого (магістерського) рівня освіти

Виконав: студент групи АКІТм–22
Сивак А. О.

Науковий керівник:
к.т.н., доцент А. І. Сегін

Випускну кваліфікаційну роботу
допущено до захисту:
" ____ " _____ 2024 р.

Завідувач кафедри СКС
_____ А. І. Сегін

Тернопіль 2024

Факультет комп'ютерних інформаційних технологій
Кафедра спеціалізованих комп'ютерних систем
Освітній ступінь "магістр"
спеціальність: 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та
робототехніка
освітньо-професійна програма – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології

ЗАТВЕРДЖУЮ:

зав. кафедри СКС

_____ А. І. Сегін
"___"._____ 2023р.

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Сиваку Андрію Олеговичу
(прізвище, ім'я по-батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи

Лінійна оптимальна система управління поздовжнім рухом безпілотного літального апарату при посадці на палубу корабля./ Linear optimal control system for the longitudinal movement of an unmanned aerial vehicle when landing on the deck of a ship.

керівник роботи к.т.н., доцент Сегін А. І.

затверджено наказом по університету від « 12 » грудня 2023 р. № 753

2. Строк подання студентом закінченої кваліфікаційної роботи

2 грудня 2024р.

3. Вихідні дані до кваліфікаційної роботи:

1. Граничні умови, що впливають на точність посадки БЛА.

2. Вимоги до технічних характеристик системи управління посадкою БЛА на рухомий об'єкт.

4. Основні питання, які потрібно розробити

1. Проаналізувати способи здійснення посадки БЛА на рухомий об'єкт.

2. Побудувати математичну модель поведінки рухомої посадкової платформи при хвилюванні на морі та вітрових збуреннях.

3. Здійснено моделювання роботи системи управління траєкторією руху БЛА при посадці за умов вітрового збурення та інших шумів.

5. Перелік графічного матеріалу у роботі:

1. Структурна схема моделі системи управління посадки БЛА типу ЛВЗП.
2. Структурна схеми моделі системи управління посадки ЛВЗП на судно з врахуванням шумів вимірів.
3. Графіки перехідних процесів моделі посадки «ЛВЗП – судно» в умовах хвилювання та вітрового збурення з врахуванням шумів моделі вимірів.

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		Завдання видав	Завдання прийняв
1	Сегін А. І.		
2	Сегін А. І.		
3	Сегін А. І.		

7. Дата видачі завдання 12 грудня 2023р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назви етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1	Аналіз відомих способів організації посадки автономних безпілотних літальних апаратів	01.01. 2024. – 31.03. 2024р.	виконано
2	Імітаційна модель та аналіз основних завдань візуального управління посадкою бла	01.03. 2024р.– 20.05.2024 р.	виконано
3	Моделювання роботи та синтез системи управління посадкою автономного БЛА	21.05.2024р. – 30.09. 2024 р.	виконано
4	Остаточне оформлення та подача кваліфікаційної роботи на перевірку щодо плагіату	1.10.2024р. – 30.11.2024р.	виконано

Студент

(підпис)

Сивак А. О.

Керівник роботи

(підпис)

к.т.н., доц. Сегін А. І.

АНОТАЦІЯ

Сивак Андрій Олегович. Лінійна оптимальна система управління позовжнім рухом безпілотногo літального апарату при посадці на палубу корабля.

Дослідження на здобуття освітнього ступеня «магістр» за спеціальністю 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка, освітньо-професійна програма – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології. – Західноукраїнський національний університет, Тернопіль. 2024.

У кваліфікаційній роботі розроблено автономну систему управління посадкою безпілотногo літального апарату на судно при хвильових збуреннях на морі і вітрі.

ANNOTATION

Syvak A. O. Linear optimal control system for the longitudinal movement of an unmanned aerial vehicle when landing on the deck of a ship.

Research for obtaining a master's degree in the specialty 174 – Automation, computer-integrated technologies and robotics, educational and professional program – Automation and computer-integrated technologies. – Western Ukrainian National University, Ternopil. 2024.

In the qualification work, an autonomous control system for landing an unmanned aerial vehicle on a ship during wave disturbances at sea and wind was developed.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
1. АНАЛІЗ ВІДОМИХ СПОСОБІВ ОРГАНІЗАЦІЇ ПОЛСАДКИ АВТОНОМНИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	10
1.1 Огляд підходів організації посадки автономних БЛА на необладнаний майданчик з використанням візуальної інформації	10
1.2 Візуальний пошук та оцінка параметрів руху посадкової платформи для БЛА морського базування.....	11
2. ІМІТАЦІЙНА МОДЕЛЬ ТА АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ЗАВДАНЬ ВІЗУАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ ПОСАДКОЮ БЛА.....	15
2.1. Розробка імітаційної моделі посадки БЛА на необладнане судно	15
2.2 Аналіз основних завдань візуального управління БЛА на етапі посадки.	20
3. МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ТА СИНТЕЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОСАДКОЮ АВТОНОМНОГО БЛА	34
3.1. Алгоритми моделювання поздовжнього руху БЛА типу ЛВЗП за умов вітрових збурень	34
3.2 Алгоритми моделювання динаміки рухомої платформи за умов збурень.....	37
3.3 Синтез лінійного оптимального регулятора системи керування посадкою БЛА типу СВПП на рухому платформу	47
3.4 Модель вимірювань та оцінки вектора стану системи «ЛВЗП- судно».....	52
3.5. Моделювання посадки БЛА типу СВПП на судно при дії збурень та шумів вимірів.....	58
ВИСНОВКИ	65
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	66
ДОДАТКИ	68

ВСТУП

Актуальність теми. Дослідження та розрахунок оптимального поздовжнього руху під час посадки БЛА (безпілотний літальний апарат) типу ЛВЗП (літак вертикального зльоту та посадки) на судно при хвильових збуреннях та без них.

В даний час БЛА використовуються з року в рік все частіше і в більшій кількості сфер діяльності людини сильніше проникаючи в наше життя. на літальних апаратах, але тут є й деякі мінуси, що супроводжує віддалене управління БЛА.

Найважливішою частиною експлуатації БЛА є безаварійна посадка.

Аналіз аварій показав, що приблизно 50% аварій відбуваються під час посадки та основну роль відіграє людський фактор. Тому зараз одним із основних завдань є створення надійної автономної системи посадки БЛА.

Найчастіше причиною аварії БЛА при посадці, якщо не брати людський фактор, відіграють різного роду незаплановані фактори, такі як зникнення сигналу супутникових систем (ГЛОНАСС/GPS), втрата зв'язку з центральним пунктом управління, складні метеоумови, необхідність екстреної посадки на невідомий майданчик у разі аварійної ситуації або витрати запасу енергетичного ресурсу та інше.

Створення автономної системи управління, яка б враховувала всі можливі сценарії на жаль, на даний момент, неможлива. Але розробка системи, яка вирішувала більшу частину проблем вже досить значне досягнення.

Головна проблема при створенні такої системи управління є не тільки врахування курсу, стану БЛА, але і врахування положення посадкової платформи на судні при сильних хвильових впливах на нього. Так само початковим завданням є пошук потрібного судна, який утруднюється різними сторонніми об'єктами.

Метою кваліфікаційної роботи є розробка автономної системи управління посадки БЛА літакового типу з вертикальним зльотом і посадкою на судно при хвильових збуреннях на морі.

Автономна посадка БЛА на палубу корабля вимагає розв'язання цілого ряду завдань:

- Дослідження оптимальних систем пошуку корабля
- Розробка імітаційної моделі посадки БЛА на необладнану палубу корабля.
- Дослідити та промодельовати поздовжній руху БЛА типу літак вертикального зльоту та посадки (ЛВЗП) в умовах різних погодних умов.
- Синтез системи з оптимальним регулятором, що забезпечує прийнятні перехідні характеристики під час посадки БЛА

Об'єкт дослідження. Процес вертикальної посадки БЛА літакового типу при збуреннях вітру і хвиль.

Предмет дослідження. Автономна системи управління посадки БЛА літакового типу з вертикальним зльотом і посадкою на рухому платформу.

Методи дослідження. В роботі використовувалися методи спостереження вертикальної посадки БЛА літакового типу при збуреннях вітру і хвиль, вимірювання необхідних параметрів, комплексні методи аналізу та синтезу структурних схем, методи теорії автоматичного управління.

Наукова новизна. Розробка імітаційної моделі посадки БЛА на необладнану палубу корабля. Побудовано математичну модель поздовжнього руху БЛА типу літак вертикального зльоту і посадки (ЛВЗП) в умовах різних погодних умов. Синтезовано системи з оптимальним регулятором, що забезпечує прийнятні перехідні характеристики під час посадки БЛА

Практичне значення одержаних результатів. Полягає в розробці автономної системи управління посадки БЛА літакового типу з вертикальним зльотом і посадкою на судно при хвильових збуреннях на морі.

Апробація.

1. Петро Головацький, Андрій Сивак, Андрій Завійський, Андрій Біленький, Андрій Стахів. Структура системи управління автоматизованим розливом лако-фарбових матеріалів / Збірник матеріалів проблемно-наукової міжгалузевої конференції «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» (АКИТ – 2024), Тернопіль, 2024. С. 80 – 84.

2. Сегін А.І., Сивак А.О., Біленький А.Р., Петрик М.Ю. Лінійна оптимальна система управління поздовжнім рухом безпілотного літального апарату при посадці на палубу корабля // Збірник матеріалів науково-практичного симпозиуму Технології інтернету речей: системи та рішення (TIP CM–2024). Тернопіль, 2024. С. 86–91.

3. Сегін А.І., Попик Ю.І., Сивак А.О. Програмний модуль бінаризації зображень. // Інноваційні підходи до розвитку технологій та економіки IADTE 2024. – Свалява. – ЗУНУ – Червень 27, 2024. – 384 с.

1. АНАЛІЗ ВІДОМИХ СПОСОБІВ ОРГАНІЗАЦІЇ ПОСАДКИ АВТОНОМНИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

1.1 Огляд підходів організації посадки автономних БЛА на необладнаний майданчик з використанням візуальної інформації.

Для вирішення задач управління посадкою у візуальному режимі, тобто алгоритму управління траєкторією руху безпілотного літального апарату на основі опрацювання кадрів відео, з камер, встановлених на борту БЛА, використовуються на даний час два основні підходи.

Перший підхід полягає у здійсненні візуального управління на основі сигналу відхилення, який визначається шляхом порівняння потрібного розташування об'єкта – посадкової площадки, що спостерігається і реальним положенням об'єкта на відповідних поточних кадрах відеоряду.

Сигнал відхилення визначається на основі порівняльного аналізу певних ознак, які описують заданий об'єкт. Зокрема, графічне зображення об'єкта може характеризуватися як деякий блок притаманний йому особливостей (блобів) з відповідними ознаками (дескрипторами). Тоді сигнал відхилення буде визначатися відстанню, в обраному метричному просторі ознак, між центром поточного набору особливостей, що описують об'єкт на кадрі зображення, і деякою точкою, яка позначає потрібне розташування центру об'єкта. Таке керування часто називають як слідкуюче візуальне керування (IBVS – Image Based Visual Servoing). Системи управління за таким принципом називаються слідкуючими.

У другому підході вважається, що спостережуваний об'єкт має деяку геометричну форму, тобто об'єкт має набір ключових точок на своїй поверхні, між якими існують певні геометричні співвідношення, які зберігаються в процесі руху об'єкта (наприклад, відстані між точками і кутові співвідношення між лініями, що з'єднують ці опорні точки). Тоді побудова візуального управління зводиться до знаходження та розпізнавання орієнтації

опорних точок об'єкта, що спостерігається, та наближення позиції об'єкта по відношенню до камери. Сигнал відхилення будується на основі визначення невідповідності між потрібною позицією об'єкта та його положенням на поточному кадрі відеоряду. Таке управління посадкою дрона називається позиційним візуальним керуванням (PBVS – Position-Based Visual Servoing).

Якщо при стеженні автономної безпілотної авіаційної системи (БАС) за об'єктом на водній поверхні використовуються різні алгоритми візуального управління, що використовують IBVS підхід, то при здійсненні посадки на платформу, розташовану на кораблі, який рухається, переважно використовують алгоритми на основі PBVS підходу.

1.2 Візуальний пошук та оцінка параметрів руху посадкової платформи для БЛА морського базування

Процес візуального автоматичного управління посадкою автономного БЛА на корабель, який має відповідний необладнаний злітно-посадковий майданчик, складається з наступних етапів:

- введення літального апарату у просторову область корабля, яка є найбільш зручною для здійснення посадки;
- проведення бортовою системою БАС оцінки параметрів руху корабля, таких як: швидкість руху, кут курсу, амплітуда і частота бортової та кильової качки в районі посадкового майданчика, а також оцінки вітрових збурень з метою формування ймовірнісного показника, що відображає успішність посадки;
- автоматичне розпізнавання бортовою системою ключових дескрипторів посадкового майданчика в зоні передбачуваної точки приземлення та побудова відповідного управління траєкторією зниження та кутовим положенням літального апарату з урахуванням аналізу відеоінформації.

Після виконання польотного завдання автономний БЛА повинен мати можливість повернення або на корабель-носіє або на інший відповідний корабель, що має посадковий майданчик.

Розв'язання задачі визначення оптимальної траєкторії повернення БЛА з поточної точки в точку знаходження корабля-носія, що мають відомі координати, докладно досліджено в низці робіт. При цьому оптимальна траєкторія є розширенням на просторовий випадок плоскої найкоротшої траєкторії, що описується кривими Дубінса. Однак, при виконанні програми польоту БЛА, польотне завдання може істотно змінюватися в залежності від отриманих результатів моніторингу, а також при зміні маршруту руху корабля-носія.

В загальному випадку траєкторія зближення складається з чотирьох характерних частин $L1$, $L2$, $L3$, $L4$ (рисунок 1.1).

Перша частина $L1$, що відповідає розвороту БЛА у сторону посадки: від точки початкового положення БЛА (точки $A0$) до закінчення маневру розвороту (точки $A1$). Якщо знехтувати інерційністю бортової системи управління апарату, можна вважати, що маневр відбувається у площині по дузі кола мінімально можливого радіуса R з центром у точці $C1$.

Радіус маневру розвороту БЛА визначається допустимою величиною бічного перевантаження і допустимою величиною кута ковзання. Довжина першої ділянки $L1$, визначається кутовою відстанню між точками $A0$ та $A1$.

Друга частина траєкторії зближення: прямолінійна ділянка $L2$, що з'єднує точку закінчення першого маневру $A1$ і точку $A2$, що відповідає початку другого маневру виходу на курс корабля-носія.

Маневр третьої ділянки $L3$: рух по колу заданого радіусу R з центром у точці $C2$. Довжина цієї ділянки дорівнює відстані між центрами кіл першого і другого розвороту БЛА. Таким чином, третина траєкторії зближення являє собою рух по колу від точки $A2$ до точки $A3$, в якій напрямок руху

літального апарату збігається з напрямком руху носія посадкового майданчика.

Остання, четверта ділянка L4 відповідають руху БЛА, близькому до прямолінійного, за курсом носія між точками A3 і кінцевою точкою АП посадки апарату, що збігається з точкою автономного приземлення

БЛА на палубі корабля. На даній ділянці повинні компенсуватися похибки реалізації розрахункової траєкторії зближення та відбуватиметься зниження складових швидкості літального апарату до величин, необхідних для посадки.

На рисунку 1.1 показано типову структуру повернення автономного БЛА при поверненні на корабель-носій [18].

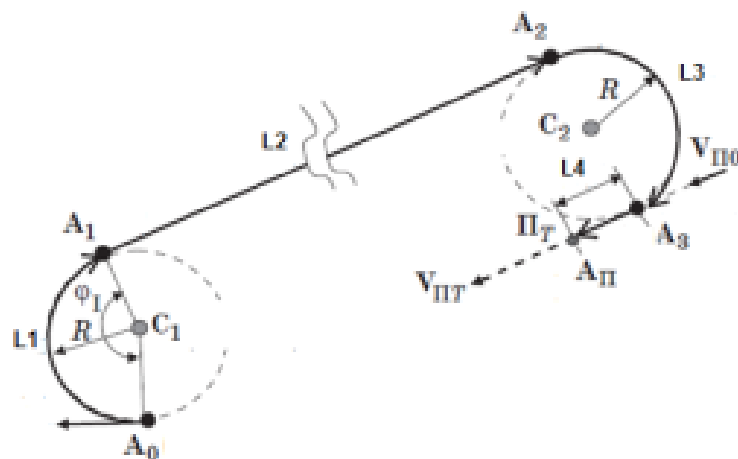


Рисунок 1.1 – Типова схема повернення автономного БЛА при на корабель-носій

Дана схема не передбачає можливості того, що корабель або посадковий майданчик можуть мати невизначені, в рамках заданого району, координати, наприклад, за умови, що вихідний корабель-носій змушений залишити заданий район або автономний БЛА вичерпає свій запас енергетичного ресурсу, щоб досягти своєї, заданої точки приземлення.

Не враховує ця схема, також, можливої відмови від посадки, на обраний воднотранспортний засіб через:

- невідповідності розмірів посадкового майданчика необхідним умовам безпечної посадки БЛА;

- впливу морського хвилювання на корабель;

- вітрових збурень, що впливають на літальний апарат.

Невизначеність координат посадкового майданчика призводить до того, що після виведення БЛА в район посадки може виникнути задача пошуку корабля-носія, яка вже була розглянута в розділі 4. Аналіз умов посадки апарату на виявлений водотransпортний засіб має оцінювати ймовірність його благополучної посадки. Якщо отримана оцінка буде нижчою від заданого порогового значення, то може прийматися рішення або про пошук нового об'єкта для здійснення посадки (за умови достатності енергоресурсів БЛА), або про здійснення аварійної посадки, в тому числі включає посадку на водну поверхню.

2. ІМІТАЦІЙНА МОДЕЛЬ ТА АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ЗАВДАНЬ ВІЗУАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ ПОСАДКОЮ БЛА

2.1. Розробка імітаційної моделі посадки БЛА на необладнане судно.

При візуальному контролі посадки автономного безпілотної літального апарату на вибраний для посадки корабель бортова система БАС повинна вміти вирішувати такі завдання:

- здійснити пошук посадкового майданчика на палубі, візуально виявити та розпізнати основні дескриптори посадкового майданчика, що дозволяють за допомогою візуального контролю оцінити її положення у просторі;

- Отримати оцінку відстані від літального апарату до обраної точки приземлення на посадковому майданчику корабля (як за допомогою обробки тільки візуальної інформації, так і з використанням інформації від додаткових сенсорів, наприклад, лазерного далекоміра);

- отримати оцінки траєкторного та кутового положення літального апарату у просторі, а також сформувати порівняльні оцінки положення БЛА щодо посадкового майданчика;

- сформувати значення управляючих сигналів для виконавчих органів БЛА з метою відповідної корекції його траєкторного та кутового руху.

Один із типових алгоритмів розв'язання задачі за допомогою PBVS посадки БЛА на рухому платформу наведено на рисунку 2.1.

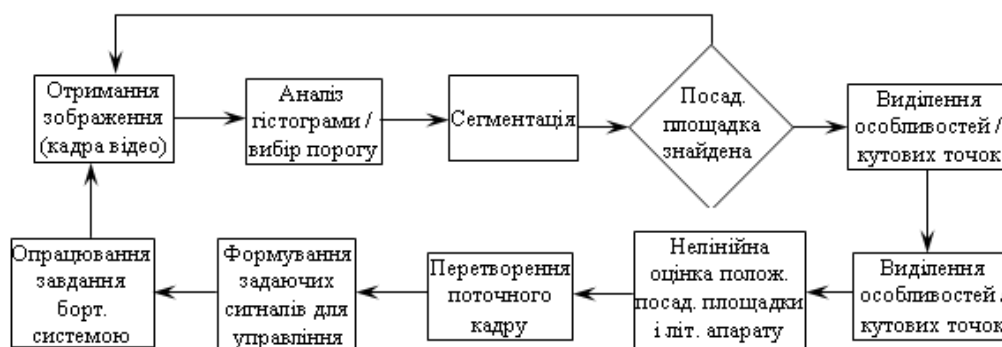


Рисунок 2.1 – Схема одного з типових алгоритмів розв'язання задачі за допомогою PBVS посадки БЛА на рухому платформу

Аналіз алгоритмів візуального управління показує, що процес посадки автономного БЛА на рухому необладнану платформу, яка характерна для малих кораблів, вимагає високих можливостей з управління траєкторною та кутовою швидкістю руху літального апарату для підтримки в полі зору камери дескрипторів посадкового майданчика.

Це можливо тільки для безпілотних літальних апаратів вертикального зльоту та посадки, побудованих за типом: вертольота, конвертоплана, квадрокоптера та за умови дотримання певних обмежень, для низки конструктивних схем безпілотного дирижабля. Забезпечити надійну автономну посадку БЛА, побудованих за класичною схемою літака, з використанням лише методів візуального керування, на необладнану посадковий майданчик є вкрай складним, з урахуванням високої посадкової швидкості БЛА, обмежених можливостей сенсорів дрону та необхідних обчислювальних потужностей бортової системи. Тому в рамках цього розділу обмежимося обговоренням проблеми посадки для БЛА вертикального зльоту та посадки.

У відповідності до міжнародної практики палубні посадкові майданчики зазвичай маркуються з допомогою наступного знака [15], показаного на рисунку 2.2.



Рисунок 2.2 – Приклад маркування посадкового майданчика на палубі судна.

Тут прийняті такі позначення:

$OX_W Y_W Z_W$ – система координат посадкового майданчика;

$OX_C Y_C Z_C$ – система координат сенсорного елемента камери;

$OX_B Y_B Z_B$ – система координат БЛА, пов'язана з його основними осями інерції.

Довжина сторін, товщина ліній, а також колір ліній обмежень та зафарбовування внутрішніх ліній у загальному випадку не регламентується. Однак, для вирішення завдань візуального управління необхідно прийняти певні обмеження, які дозволили б використовувати таке маркування для оцінки траєкторного та кутового положення літального апарату щодо посадкового майданчика. Насамперед маркування має бути виконане таким чином, щоб знак H можна було чітко виділити на тлі посадкового майданчика під час виконання процедури сегментації. Після видалення фону здійснюється відновлення двовимірної форми посадкового символу шляхом оцінки параметрів відповідних прямолінійних відрізків, що утворюють знак H . Для оцінки положення посадкового майданчика щодо камери, встановленої на БЛА, зазвичай використовують 12 кутових точок знака та центральну точку, що обчислюється як середньгеометричне місце.

На рисунку 2.3 показано розташування кутових точок посадкового знака H .

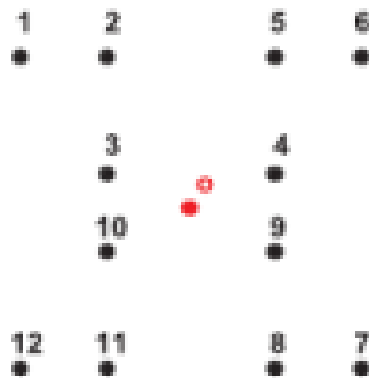


Рисунок 2.3 – Схема розташування кутових точок посадкового знака H

Знаючи реальну відстань між точками нескладно побудувати процедуру обчислення матриці гомографії та отримати оцінки кутів, що характеризують положення площини, на якій розташований посадковий майданчик, а також оцінку відстані від камери до центральної точки майданчика. Однак, слід зазначити, що на флотах різних країн використовують не тільки міжнародне маркування посадкового майданчика, а й інші знаки для посадки.

Вирішення завдання побудови управління безпілотним літальним апаратом вимагає аналізу досить великої кількості візуальної інформації, що міститься в послідовності зображень посадкової інформації. Типова траєкторія посадки БЛА вертолітного типу полягає у підльоті до корабля до висоти 15-20 метрів, визначення місця розташування посадкового майданчика, зависання на досить великій висоті (близько 10 метрів) над майданчиком з метою визначення амплітуди її коливань та синхронізації руху вертольота з ними, зниження до малої висоти (3-5 метрів) та зависання з метою уточнення закону управління та остаточному приземленню на палубу.

На рисунку 2.4 показано типову схему посадки автономного вертольота моделі Fire Scout з використанням візуального управління[14].

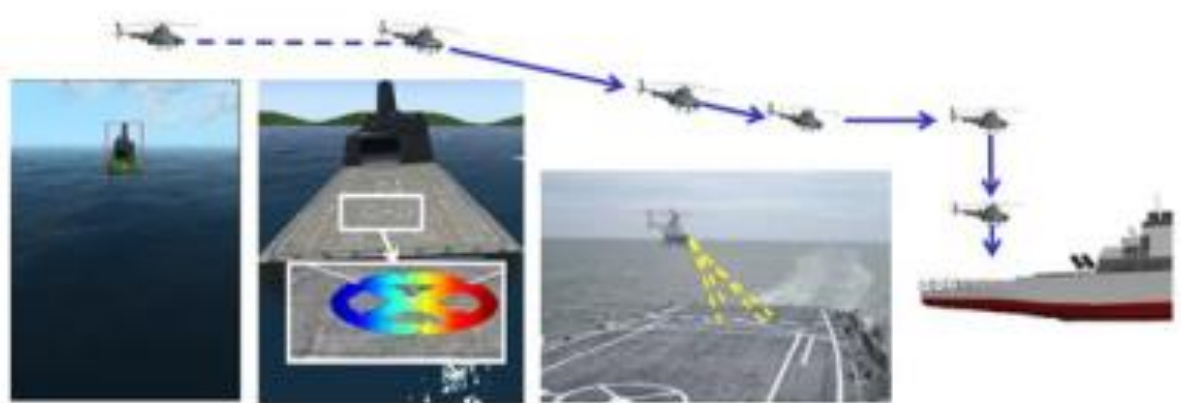


Рисунок 2.4 – Типова схема посадки автономного вертольота моделі Fire Scout з використанням візуального управління

Благополучну посадку БЛА буде здійснено тоді, коли рух літального апарату буде синхронізовано з рухом посадкової платформи. Для малорозмірних апаратів умови синхронізації кутових рухів можуть виконуватися з деякою, досить великою похибкою, оскільки головною умовою безпечного приземлення на палубу є потрапляння до центру посадкового майданчика та узгодження лінійних швидкостей платформи та апарату в момент приземлення. Для середньо- і повнорозмірних моделей літальних апаратів потрібна вже досить точна синхронізація як кутових, так і лінійних швидкостей платформи та апарату. Значні помилки можуть призвести до удару, що може призвести до поломки шасі та прокидання літального апарату.

Слід зазначити, що бічна, кильова та вертикальні хитами корабля на морському хвилюванні носять хаотичний характер, а на літальний апарат під час посадки можуть діяти також випадкові, погано прогнозовані, вітрові охолодження. Тому вирішення проблеми синхронізації руху БЛА з рухом посадкової платформи є дуже непростим.

Отримання залежностей точності приземлення та точності синхронізації рухів для моменту приземлення залежно від точності синхронізації рухів БЛА та платформи у заданих контрольних точках траєкторії посадки зазвичай здійснюється методом імітаційного моделювання з урахуванням впливу різного морського хвилювання та різної інтенсивності вітрових збурень. Тому, у ряді випадків, для повнорозмірних моделей безпілотних гелікоптерів використовують статистичні дані, отримані при посадці на борт корабля, пілотованих гелікоптерів морського базування. Це дозволяє оцінити рішення пілота з управління літальним апаратом для різних режимів посадки і, на цій основі, побудувати відповідне візуальне керування для безпіотної моделі.

2.2. Аналіз основних завдань візуального управління БЛА на етапі посадки.

Розглянемо випадок, коли літальний апарат забезпечений оптичною системою з керованою оптичною віссю камерою (PTZ – камерою), а посадковий майданчик є квадратом з нанесеними маркерами, з відомими геометричними розмірами. В цьому випадку роботу зазначеного алгоритму можна проілюструвати за допомогою рисунка 2.5.

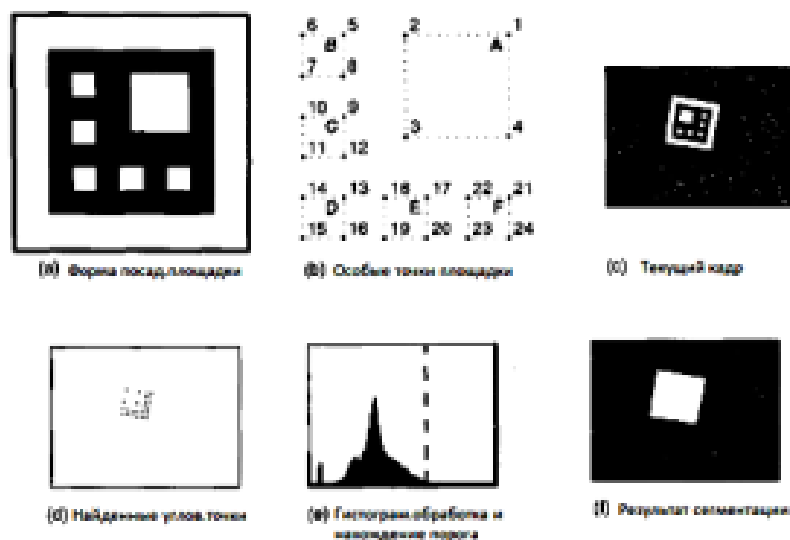


Рисунок 2.5 – Схема роботи алгоритму із оптичною системою з керованою оптичною віссю камерою.

Використання лінійного оцінювання дозволяє досить швидко отримати оцінки положення БЛА та камери. Однак такі оцінки будуть чутливі до шумів об'єкта та вимірювань. Нелінійні алгоритми оцінювання менш чутливі до шумів, але вимагають досить хорошої початкової ініціалізації забезпечення збіжності. Тому, як початкова точка, використовується результат, отриманий в лінійному оцінюванні.

Позначимо через $x_i \in \mathbb{R}^3$ однорідні (гомогенні) координати i -ої особливої точки на зображенні ($i=1,2,\dots,N$, де N загальна кількість опорних точок). Точку на посадковому майданчику, що відповідає точці x_i ,

позначимо в гомогенних координатах, як $q_i \in \mathbb{R}^4$.

Нехай камера має калібрувальну матрицю $A \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, а гомогенне перетворення $g \in SE(3)$, що відображає евклідовий рух (рух БЛА з камерою та рух посадкового майданчика) характеризуватимемо матрицею $g \in \mathbb{R}^{3 \times 4}$. Тоді можна для i -ої точки записати наступне співвідношення:

$$\lambda_i \cdot x_i = A \cdot g \cdot q, \quad (2.1)$$

де $\lambda_i \in \mathbb{R}$ – невідомий масштабний коефіцієнт.

Очевидно, що коефіцієнт λ_i може бути визначений за матрицею g та координатами точки q_i за допомогою співвідношення:

$$\lambda_i = e_3^T \cdot g \cdot q_i, \quad (2.2)$$

де $e_3 = (0, 0, 1)^T$.

Рівняння (2.1-2.2) можна записати у формі одного рівняння:

$$(x_i \cdot e_3^T - E) \cdot [R, p] \cdot q_i = 0, \quad (2.3)$$

де $R \in SO(3)$ – відповідна матриця обертання;

$p \in \mathbb{R}^3$ – вектор переміщення чи трансляції;

$E \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – одинична діагональна матриця.

Так як всі особливі точки лежать на одному посадковому майданчику, то надалі припускатимемо, враховуючи невеликі розміри такого майданчика, що:

$$e_3^T \cdot q_i = 0, \quad (2.4)$$

для всіх $i = 1, 2, \dots, N$.

Таким чином, рух точок $q_i = (q_{i1}, q_{i2}, q_{i3}, 1)^T$ має епіполярну структуру, а матриця $[R, p] = [r_1, r_2, r_3, p]$ має 5 степенів свободи. З урахуванням співвідношення (2.4) можна записати наступне рівняння:

$$(x_i \cdot e_3^T - E) \cdot [r_1, r_2, p] \cdot \begin{pmatrix} q_{i1} \\ q_{i2} \\ 1 \end{pmatrix} = 0, \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2.5)$$

Дані рівняння в матричній формі для всіх пар точок (x_i, q_i) мають вигляд:

$$F \cdot \begin{pmatrix} r_1 \\ r_2 \\ p \end{pmatrix} = 0, \quad (2.6)$$

де $F = [F_1^T, \dots, F_N^T]^T \in \mathbb{R}^{2N \times 9}$.

$$F_i = \begin{pmatrix} q_{i1} & 0 & -q_{i1} \cdot x_{i1} & q_{i2} & 0 & -q_{i2} \cdot x_{i1} & 1 & 0 & -x_{i1} \\ 0 & q_{i1} & -q_{i1} \cdot x_{i2} & 0 & q_{i2} & -q_{i2} \cdot x_{i2} & 0 & 1 & -x_{i2} \end{pmatrix}.$$

Враховуючи виродженість перетворення, отримаємо, що $rank(F) = 8$ для будь-яких чотирьох точок q_i , що не лежать на одній прямій. Тим не менш, через шум вимірювань, ранг матриці F часто може дорівнювати 9. Вважаючи відомими геометричні співвідношення між точками q_i можна провести оцінку векторів r_1, r_2 матриці обертання R , а також вектора трансляції p методом найменших квадратів. Для цього зручно використовувати метод SVD розкладання, який хоч і вимагає додаткових обчислювальних витрат, але дає цілком надійні оцінки.

Проведемо SVD розкладання матриці F і визначимо власний вектор

$\left(\tilde{r}_1^T, \tilde{r}_2^T, \tilde{p}^T \right)^T \in \mathbb{R}^9$, що відповідає мінімальному сингулярному числу

розкладання. Слід зазначити, що якщо оцінка $\tilde{p}^T < 0$, це відповідає неправильному завданню напрямку камери і потребує зміни знака в третьому стовпці матриці обертання R . Так як отримана оцінка повинна відповідати нормальним ортогональним векторам $\left(\tilde{r}_1^T, \tilde{r}_2^T \right)$ матриці обертання, то вектор трансляції буде відповідати:

$$p = \frac{2 \cdot \tilde{p}}{\left(\left\| \tilde{r}_1 \right\| + \left\| \tilde{r}_2 \right\| \right)}.$$

Однак, така оцінка міститиме великі помилки через шуми.

Метод нелінійної оптимізації передбачає мінімізацію суми норм векторів нев'язок $(G_1^T, \dots, G_N^T)^T \in \mathbb{R}^{2N}$, де:

$$G_i = (x_i \cdot e_N^T - E) \cdot [R, p] \cdot q_i \quad (2.7)$$

Для вирішення цього завдання можна використати відомі алгоритми безумовної оптимізації Ньютона-Рафсона чи Левенберга-Макардта [6]. Як початкове наближення для ітераційної схеми алгоритму нелінійної оптимізації використовуються результати лінійної оптимізації.

Формування сигналу управління здійснюється шляхом спрямування оптичної осі PTZ - камери на центр осадового майданчика. Кути неузгодженості між системами координат камери і літального апарату служать основою для формування впливів, що задають для бортової системи управління. Геометрія оцінки зсуву оптичної осі в одній із проекцій показана на рисунку 2.6.

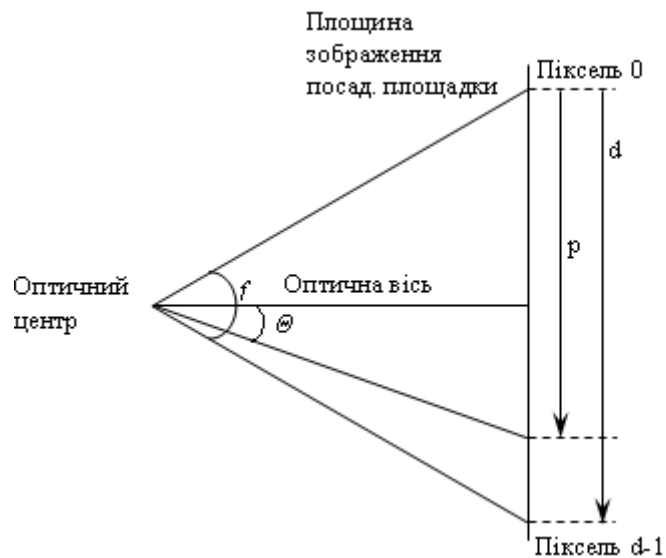


Рисунок 2.6 – Геометрія оцінки зсуву оптичної осі в одній із проекцій

Тут прийняті такі позначення:

f – кут поля зору камери в рад;

d – ширина видимого майданчика в пікселях;

p – становище центру майданчика з урахуванням кута зору камери;

Θ – кут неузгодженості між оптичною віссю камери та центром майданчика в площині проекції (горизонтальної або вертикальної).

Звідси нескладно знайти, що:

$$\Theta = \arctg \left(\frac{p - \frac{d}{2}}{\frac{d}{2} \cdot \tg \left(\frac{f}{2} \right)} \right) \quad (2.8)$$

Визначення кутів відхилення, що задають, передбачає наступну схему.

У початковий момент посадки вісь камери приводиться у відповідність до осей літального апарату та осей бортової інерційної системи. Далі, у процесі обробки кадрів відео послідовності, вісь камери встановлюється на центр посадкового майданчика. Відповідно, обчислюються кути повороту Θ_y , Θ_z для горизонтальної та вертикальної площини, а також здійснюється оцінка

відстані до посадкового майданчика. Потім система управління на підставі задаючих впливів формує відповідні сигнали керування. Однак слід зазначити, що такий алгоритм не дозволяє оцінювати нахили посадкового майданчика через бортову та кільову качку судна. Це може призвести до значних навантажень на шасі БАС повномасштабного розміру при посадці.

Іншим прикладом реалізації алгоритмів PVBS є вирішення завдання управління БЛА літакового типу з жорстко закріпленою по осі апарату камерою та формуванням сигналів, що управляють, на основі візуальних ознак кромки посадкового майданчика та її опорних точок. При реалізації такого алгоритму передбачається, що задано опорну траєкторію посадки.

Тоді завдання візуального контролю зводиться до знаходження оцінок відхилення положення літального апарату від заданого на основі аналізу візуальних ознак та формування відповідних керуючих впливів для компенсації цього відхилення.

На рисунку 2.7 показано схему формування візуальних ознак для даного алгоритму.

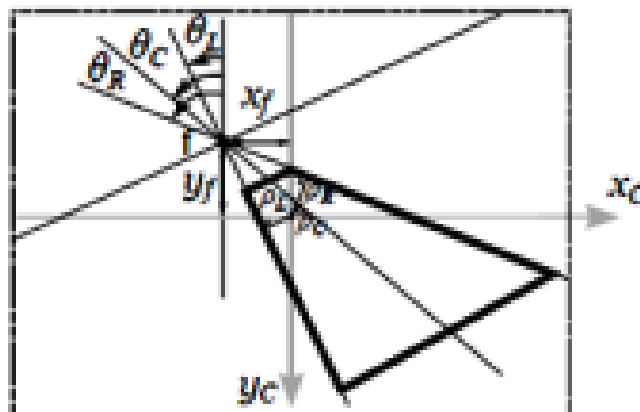


Рисунок 2.7 – Схема формування візуальних ознак алгоритму.

До візуальних ознак, що виділяються, відносяться точка центральної лінії посадкового майданчика (кут θ_c і координата ρ_c), а також ліва і права опорні точки кромки посадкового майданчика (кути θ_L , θ_R та координати

ρ_L, ρ_R). Точка $f = (x_f, y_f)$ характеризує місце розташування камери.

Закон управління БЛА у бічній площині здійснюється за допомогою відхилень керма напрямку δ_i і має такий вигляд:

$$\delta_i = b_1 \cdot \left(\dot{x}_f - \dot{\bar{x}}_f \right) + b_2 (x_f - \bar{x}_f) + b_3 \left(Z \cdot \frac{\Theta_L + \Theta_R - 2\Theta_c}{c^2 \cdot \Theta_L + c^2 \cdot \Theta_R - 2} \right) - \bar{Z} \cdot \frac{\bar{\Theta}_L + \bar{\Theta}_R - 2\bar{\Theta}_c}{c^2 \cdot \bar{\Theta}_L + c^2 \cdot \bar{\Theta}_R - 2}, \quad (2.9)$$

де b_1, b_2, b_3, c – параметри, що розраховуються, залежні від параметрів БЛА;

$\bar{x}_f$ – бажана траєкторія камери (апарата) по осі OX ;

$\bar{\Theta}_L, \bar{\Theta}_R, \bar{\Theta}_c$ – бажані кути опорних точок кромки посадкового майданчика під час руху камери (апарата) по опорній траєкторії;

$\bar{Z}$ – заданий закон зміни висоти під час руху БЛА по опорній траєкторії.

Закон керування БЛА в поздовжній площині реалізується за допомогою відхилень керма висоти δ_m , а також ручки керування автомата тяги δ_T і формується у наступному вигляді:

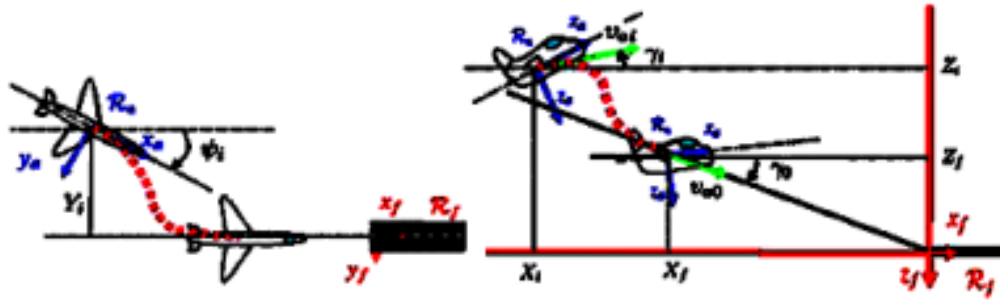
$$\begin{pmatrix} \delta_m \\ \delta_T \end{pmatrix} = -K \cdot \begin{pmatrix} y_f - \bar{y}_f \\ \dot{y}_f - \dot{\bar{y}}_f \\ \gamma - \bar{\gamma} \\ V_a - \bar{V}_a \\ \dot{V}_a - \dot{\bar{V}}_a \\ Z - \bar{Z} \end{pmatrix}, \quad (2.10)$$

де $\bar{y}_f$ – бажана траєкторія камери (апарата) по осі OY ; $\bar{\gamma}$ – бажаний кут

нахилу траєкторії; $\bar{V}_a, \dot{\bar{V}}_a$ – бажані швидкість і прискорення апарату при його русі по опорній траєкторії. Матриця зворотних зв'язків K розраховується

з урахуванням мінімізації інтегрального квадратичного функціоналу.

Основні параметри руху БЛА під час посадки показані рисунку 2.8.



Рисунку 2.8 – Основні параметри руху БЛА під час посадки.

Слід зазначити, що у наведених алгоритмах відсутні дані про шуми вимірювань та алгоритми їх фільтрації.

Ще один підхід до побудови візуального управління БЛА пов'язаний з тим фактом, що посадковий майданчик є плоскою ділянкою палуби.

Тобто всі точки майданчика лежать на деякій площині, а зображення посадкового майданчика виходить плоским проекційним перетворенням [17]. При цьому передбачається, що в бортовій системі БЛА зберігаються зображення посадкового майданчика різних ракурсів, що відповідають за умови правильного заходу літального апарату на посадку.

Розглянемо алгоритм формування візуального керування рухом літального апарату при зазначених припущеннях.

Нехай є деяке вихідне (зразок) зображення посадкового майданчика $I^*(u^*, v^*)$, що є матрицею розміру $(n \times m)$ значень інтенсивностей $I^*(p^*)$ у кожній точці (пікселі) $p^*(u^*, v^*)$. Порівняємо вихідне зображення $I^*(u^*, v^*)$ з поточним зображенням посадкової площадки $I(u, v)$, що мають один і той самий розмір.

В однорідній системі координат піксель $p = (u, v, 1)^T$ поточного зображення пов'язаний за допомогою наведеної гомографічної матриці $G = (g_{ij})$, $i, j = 1, 2, 3$ з координатами відповідного пікселя $p^* = (u^*, v^*, 1)^T$

вихідного зображення співвідношенням:

$$p = G \cdot p^* = \begin{pmatrix} \frac{g_{11} \cdot u^* + g_{12} \cdot v^* + g_{13}}{g_{31} \cdot u^* + g_{32} \cdot v^* + g_{33}} \\ \frac{g_{31} \cdot u^* + g_{32} \cdot v^* + g_{33}}{g_{21} \cdot u^* + g_{22} \cdot v^* + g_{23}} \\ \frac{g_{21} \cdot u^* + g_{22} \cdot v^* + g_{23}}{g_{31} \cdot u^* + g_{32} \cdot v^* + g_{33}} \\ 1 \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

Тобто оцінку наведеної гомографічної матриці $\hat{G}$ перетворення вихідного зображення можна знайти з умов виконання рівностей:

$$I \left(\hat{G} (p_k^*) \right) = I^* (p_k^*), \quad (2.12)$$

де $k = 1, 2, \dots, N = n \times m$.

Ці співвідношення повинні бути справедливими для всіх пікселів вихідного та поточного зображень. Оскільки коефіцієнти матриці G пов'язані нормуючою умовою, досить визначити лише вісім з дев'яти коефіцієнтів (g_{ij}) . Позначимо шуканий вектор коефіцієнтів як $q \in \mathbb{R}^8$. Тоді рівності (2.12) для пошуку оцінки $\hat{G}$ можна переписати у формі:

$$y_i(q) = I \left(\hat{G} (p_i^*) \right) - I^* (p_i^*) = 0. \quad (2.13)$$

Введемо для розгляду матрицю Якобі у вигляді:

$$J(q) = \left(\frac{\partial y(q)}{\partial q} \right), \quad (2.14)$$

де $y(q) = (y_1(q), \dots, y_N(q))^T$.

Введемо матриці виду: $M(q^{(1)}, q^{(2)}) = \left(\frac{\partial}{\partial q^{(1)}} (J(q^{(1)}) \cdot q^{(2)}) \right)$, які мають розмірність $(N \times 8)$. У цьому випадку вирішення системи рівнянь (2.13) можна звести до пошуку мінімуму наступної функції [16]:

$$\|y(q)\| = \left\| y(0) + \left(L(0) + \frac{1}{2} \cdot M(0, q) \right) \cdot q \right\| \rightarrow \min. \quad (2.15)$$

Для вирішення цього завдання можна використовувати різні ітераційні алгоритми оптимізації безумовної оптимізації першого та другого порядку.

Після знаходження оцінки наведеної гомографічної матриці G можна оцінити матрицю обертання R , вектор зміщення t поточного зображення по відношенню до початкового зображення (зразку).

Позначимо за допомогою символу $\bar{n}$ вектор нормалі до площини.

Тоді координати точки $m = (u, v, 1)^T$ центру посадкового майданчика на поточному зображенні пов'язані з координатами точки $m^* = (u^*, v^*, 1)^T$ – центру майданчика на вихідному зображенні співвідношенням:

$$\frac{Z}{Z^*} \cdot m = Y \cdot m^* \quad (2.16)$$

де

Z – відстань від центру посадкового майданчика до камери в даний момент;

Z^* – відстань від центру посадкового майданчика до камери при отриманні вихідного зображення (зразка)

Матриця гомографії H , яка визначається як:

$$H = R + t \cdot (\bar{n}^*)^T \quad (2.17)$$

Тоді наведена гомографічна матриця G обчислюється наступним чином:

$$G = K \cdot H \cdot K^{-1}, \quad (2.18)$$

де K – калібрувальна матриця внутрішніх параметрів камери.

При цьому скалярний фактор (загальний множник елементів матриці G) вибирається таким чином, щоб виконувалося співвідношення.

Таким чином, знаючи оцінки матриць $\hat{G}$ і $\hat{K}$ можна знайти оцінку матриці $\hat{H}$. Декомпозиція матриці $\hat{H}$ дозволяє отримати оцінки матриці обертання $\hat{R}$ вектора зміщення $\bar{t}$ і вектора нормалі $\bar{n}$ в центрі майданчика.

Слід зазначити, що завдання декомпозиції має чотири рішення, два з яких не фізично реалізуються.

визначатися положенням оптичної осі камери по відношенню до вектора нормалі до посадкового майданчика.

У роботі [21] показано, що закон управління БЛА побудований у вигляді:

$$\begin{pmatrix} v \\ \omega \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} \lambda_v \cdot E_3 & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \lambda_\omega \cdot E_3 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} e_v \\ e_\omega \end{pmatrix} \quad (2.19)$$

буде забезпечувати локальну стійкість руху БЛА при зближенні з посадковим майданчиком.

Тут прийнято, що:

$$\lambda_v > 0, \lambda_\omega > 0, \lambda_v = (H - E_3) \cdot m^*, \lambda_\omega = H - H^T;$$

v – вектор руху БЛА з камерою;

ω – кутова швидкість БЛА з камерою.

При відомих геометричних характеристиках опорних точок посадкового майданчика можна за співвідношенням відповідних точок на поточному зображенні безпосередньо обчислити висоту і кут нахилу площині майданчика, що є суттєвим для виконання посадки безпілотного літального апарату на палубу корабля під час руху по схвильованій морській поверхні.

Справді, нехай відоме рівняння площини посадкового майданчика у тривимірному просторі:

$$a \cdot x + b \cdot y + c \cdot z + d = 0, \quad (2.20)$$

де x – координата (вздовж осі OX) деякої точки посадкової площадки у пов'язаній з корпусом корабля системі координат; y – координата вздовж осі OY ; z – координата вздовж осі OZ (вісь OZ направлена вниз).

Тоді висота центру посадкового майданчика, щодо початку пов'язаної системи координат, дорівнюватиме:

$$z_{sh} = -\frac{1}{c} \cdot (d + a \cdot x_{sh} + b \cdot y_{sh}), \quad (2.21)$$

де x_{sh} , y_{sh} – координати центру майданчика в площині OXY .

Оцінка вектора нормалі $\hat{n} = \left(\hat{n}_x, \hat{n}_y, \hat{n}_z \right)^T$ до посадкового майданчика

визначатиметься формулою:

$$\hat{n} = \frac{1}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} \cdot (a, b, c)^T \quad (2.22)$$

Кут нахилу (диференту) посадкового майданчика можна обчислити наступним чином:

$$\psi_{sh} = \arctg \left(\frac{\hat{n}_x \cdot \cos \Theta + \hat{n}_y \cdot \sin \Theta}{\hat{n}_z} \right), \quad (2.23)$$

де Θ – кут крену.

Процес аналізу поточного кадру відеопослідовності починається з обробки вихідного зображення (зразка) виділення опорних точок і запровадження геометричних співвідношень з-поміж них. Це дозволяє встановити метричну шкалу зображень. Крім того, виділення областей (блобів) в околиці опорних точок дозволяє встановити простір ознак для їхнього подальшого розпізнавання. Для стійкого знаходження особливих точок на зображенні зазвичай рекомендується використовувати модифікований алгоритм А - SIFT [7].

Після виділення кандидатів в опорні точки їхнє положення уточнюється з використанням відомої процедури RANSAC попарного порівняння точок на двох зображеннях. Потім можна обчислити матрицю гомографії з врахуванням компланарності розташування точок посадкового майданчика. Матриця обчислюється з врахуванням наявної метричної шкали. Вибір правильного рішення задачі декомпозиції матриці гомографії, з метою обчислення матриці повороту та вектор трансляції, здійснюється за допомогою оцінки вектора нормалі до посадкового майданчика.

Обчислення компонентів лінійної швидкості та кутової швидкості переміщення посадкового майданчика здійснюється шляхом обробки ряду кадрів. І тому можна використовувати алгоритм Лукаса – Канаді, заснований на оцінці зміни оптичного потоку між двома кадрами.

Слід зазначити, що з великих кутових відхиленнях БЛА від попереднього положення оцінка швидкостей переміщення точок посадкового майданчика методом Лукаса – Канаді дає великі похибки. Тому, рекомендується, при виході оцінок швидкостей за деякі встановлені межі повторно повторити цикл обчислень з отримання оцінки матриці гомографії.

При наближенні БЛА з фіксованою вперед камерою, що направлена на палубу корабля, опорні точки посадкового майданчика можуть вийти з поля зображення. Тому необхідно передбачити встановлення камери чи камер, що охоплюють нижній сектор огляду. На рисунку 2.9 наведено таку схему конфігурації оптичної вимірювальної системи.

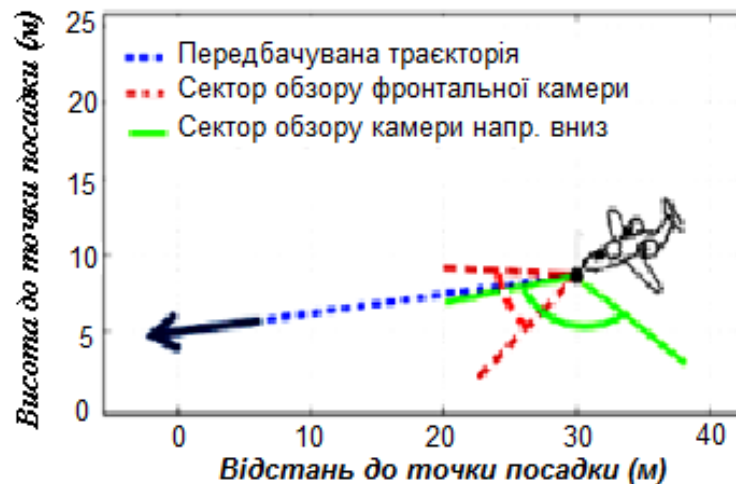


Рисунок 2.9 – Схема конфігурації оптичної вимірювальної системи.

Таким чином, при наближенні до палуби судна виникає завдання синхронізації обробки даних з камери, що дивиться вперед і камери, що дивиться вниз. Після втрати опорних точок, на кадрах камери, направленої фронтально, управління повинно повністю формуватися за даними камери, направленої вниз.

Для підвищення точності візуальних даних, що характеризують процес зближення БЛА з палубою корабля, часто використовують додатковий пристрій для оцінки дальності до посадкового майданчика. Зокрема, при натурних випробуваннях, автономної посадки вертольота Bell 206 використовувалися як оптичні камери, так і лазерний скануючий далекомір - LIDAR [5]. Таке рішення значно підвищило точність та надійність приземлення на палубу. Однак введення додаткового сенсора різко підвищує вимоги до обчислювальних можливостей бортового комплексу обладнання та до можливого вагового навантаження БЛА.

3. МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ТА СИНТЕЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОСАДКОЮ АВТОНОМНОГО БЛА

3.1. Алгоритми моделювання поздовжнього руху БЛА типу ЛВЗП за умов вітрових збурень

Основним стандартом, що встановлює характеристики безперервної турбулентності атмосфери, що впливають на динаміку польоту літальних апаратів на висотах до 25 км, є ДСТУ 102514-84 [9].

При цьому характеристиками моделі безперервної турбулентності є:

- інтенсивності трьох складових швидкості повітряних поривів σ_{W_x} , σ_{W_y} , σ_{W_z} , які є проекціями швидкості пориву відповідно на осі OX, OY, OZ пов'язаної системи координат, і літальний апарат переміщається вздовж вектора швидкості вітру;

- спектральні щільності енергії тих самих складових $S_{W_x}(\omega)$, $S_{W_y}(\omega)$, $S_{W_z}(\omega)$;

- лінійні розміри зон турбулентності: довжина L_{turb} і товщина зони B .

Спектральні щільності енергії випадкових складових швидкостей

$w_{ln,vnd} = (W_{a,x}, W_{a,y}, W_{a,z})^T$ повітряних поривів у зоні посадки описуються формулами Кармана та можуть бути записані в наступному вигляді:

$$S_{W_{a,x}}(\omega) = \frac{2 \cdot L_{turb,x} \cdot (V_{a,g})^{-1} \cdot \sigma_{wnd}^2}{1 + L_{turb,x}^2 \cdot (V_{a,g})^{-2} \cdot \omega^2},$$
$$S_{W_{a,y}}(\omega) = S_{W_{a,z}}(\omega) = L_{turb,yz} \cdot (V_{a,g})^{-1} \cdot \sigma_{wnd}^2 \cdot \frac{1 + 3L_{turb,yz}^2 \cdot (V_{a,g})^{-2} \cdot \omega^2}{(1 + L_{turb,yz}^2 \cdot (V_{a,g})^{-2} \cdot \omega^2)^2},$$
(3.1)

де $L_{turb,x} = 100 \text{ м}$, $L_{turb,yz} = 200 \text{ м}$, $\sigma_{wnd} = 2,5 \text{ м/с}$.

Значення швидкості БЛА щодо земної осі координат на етапі посадки приймається рівним $V_{a,g} = 10 \text{ м/с}$.

Алгоритми моделювання поздовжнього руху БЛА типу ЛВЗП за умов вітрових збурень.

Для моделювання випадкових складових вітрового обурення при поздовжньому русі моделі ЛВЗП використовуються наступні рівняння, що описують відповідні фільтри, що формують :

$$\begin{aligned}\dot{W}_{a,x} &= -V_{a,g} \cdot L_{turb,x}^{-1} \cdot W_{a,x} + \sqrt{2 \cdot V_{a,g} L_{turb,x}^{-1}} \cdot \sigma_{wnd} \cdot n_{a,wnd\ x}; \\ \dot{W}_{a,y} &= -V_{a,g} \cdot L_{turb,yz}^{-1} \cdot W_{a,y} + (\sqrt{3} - 1) \cdot \sqrt{V_{a,g} L_{turb,yz}^{-1}} \cdot \sigma_{wnd} \cdot n_{a,wnd\ y}; \\ \dot{W}_{a,z} &= -V_{a,g} \cdot L_{turb,yz}^{-1} \cdot W_{a,z} - V_{a,g} \cdot W_{a,z} \cdot \sqrt{3 V_{a,g} L_{turb,yz}^{-1}} \cdot \sigma_{wnd} \cdot n_{a,wnd\ z};\end{aligned}\tag{3.2}$$

де $n_{a,wnd\ x}$, $n_{a,wnd\ y}$, $n_{a,wnd\ z}$ – дискретні нормальні шуми, з розподілом $N(0,1)$.

Або в матричній формі рівняння (2.5.2) можна записати у формі:

$$\dot{w}_{ln,wnd} = A_{ln,wnd} \cdot w_{ln,wnd} + G_{ln,wnd} \cdot n_{ln,wnd},\tag{3.3}$$

де $w_{ln,wnd} = (W_{a,x}, W_{a,y}, W_{a,z})^T$ – складові випадкового вітрового збурення,

$n_{ln,wnd} = (n_{a,wnd\ x}, n_{a,wnd\ y}, n_{a,wnd\ z})^T$ – векторний нормальний процес,

$$A_{ln,wnd} = \begin{pmatrix} -V_{a,g} \cdot L_{turb,x}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & -V_{a,g} \cdot L_{turb,yz}^{-1} & 0 \\ 0 & -V_{a,g} \cdot L_{turb,x}^{-1} & -V_{a,g} \cdot L_{turb,x}^{-1} \end{pmatrix}$$

$$G = \begin{pmatrix} \sqrt{2 \cdot V_{a,g} L_{turb,x}^{-1}} \cdot \sigma_{wnd} & 0 \\ 0 & 0 & (\sqrt{3}-1) \cdot \sqrt{V_{a,g} L_{turb,yz}^{-1}} \\ & 0 & \sqrt{3 V_{a,g} L_{turb,yz}^{-1}} \cdot \sigma_{wnd} \end{pmatrix}$$

Потужність білого шуму, що моделюється цими випадковими процесами, визначатиметься величиною відповідного кроку дискретизації.

Випадкова складова вітрового обурення $W_{a,z}$ моделюється таких самих рівнянь, як і складова $W_{a,y}$.

На рисунку 2.5.1 представлені графіки спектральних щільностей $S_{W_{a,x}}(\omega)$, $S_{W_{a,y}}(\omega)$, отриманих за допомогою наведеної розрахункової моделі.

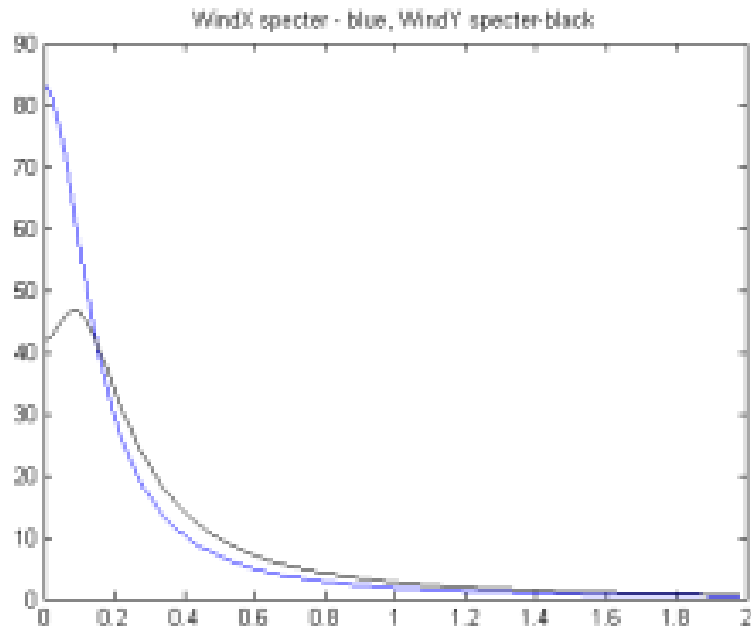


Рисунок 3.1 – Графіки спектральних щільностей $S_{W_{a,x}}(\omega)$, $S_{W_{a,y}}(\omega)$.

Графіки ординат реалізацій відповідних випадкових процесів $W_{a,x}$, $W_{a,y}$, $W_{a,z}$ представлені на рисунку 3.2.

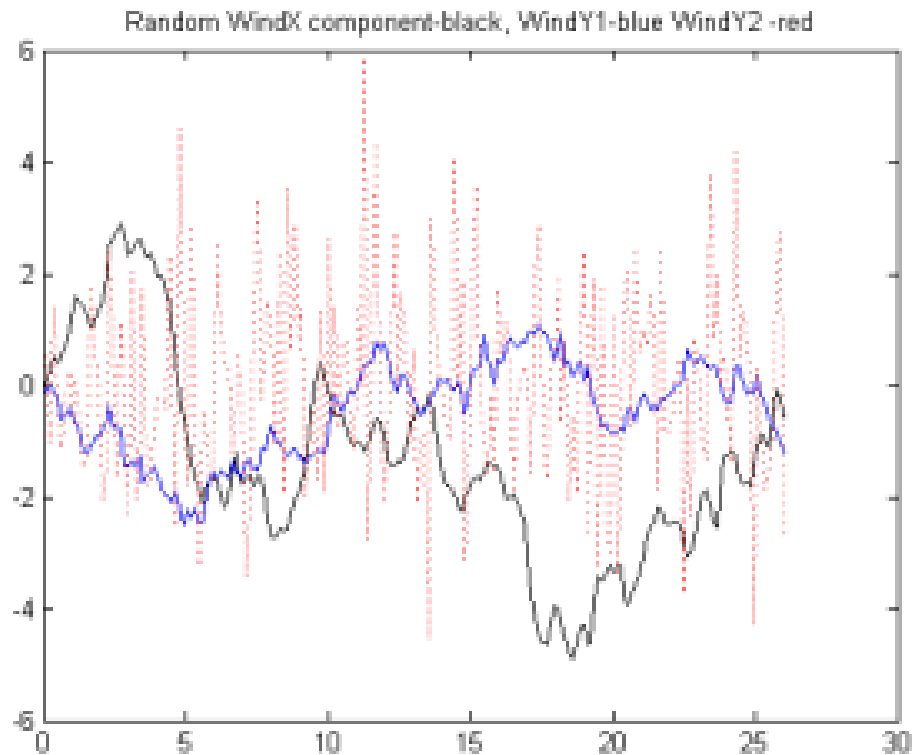


Рисунок 3.2 – Графіки ординат реалізацій відповідних випадкових процесів $W_{a,x}$, $W_{a,y}$, $W_{a,z}$

3.2 Алгоритми моделювання динаміки рухомої платформи за умов збурень.

У цьому підрозділі рухомою посадковою платформою розглядається судно, типу контейнеровоз «річка – море». Побудована спрощена математична модель поздовжнього руху такого судна на регулярному та нерегулярному (випадковому) морському хвилюванні. Як модель хвилювання на морі розглядається варіант розвиненого вітрового морського хвилювання 5 балів при великих глибинах акваторії.

Випадкова складова морського хвилювання моделюється за допомогою дрібно-раціонального спектра хвилювання.

Як модель рухомої необладнаної платформи розглядалося судно, типу контейнеровоз «річка – море», що має довжину $L_{sh} = 120$ м, метacentричну

висоту $H_m 3.75 \text{ м}$, ширину палуби $B_m 15 \text{ м}$.

Припускається, що необладнаний майданчик для посадки БЛА розташовується на кормі судна на відстані $X_{ln d} = 15 \text{ м}$ від його центру мас. Висота посадкового майданчика над палубою приймалася рівною $H_{ln d} = 4 \text{ м}$.

Коефіцієнт редукції кільової качки приймався в діапазоні $\chi_{\psi, sh} = 0.15, \dots, 0.35$. Коефіцієнт редукції вертикальної хитавиці - в діапазоні $\chi_{H, sh} = 0.2, \dots, 0.6$.

Приймається, що судно рухається з точки курсу φ_{sh} назустріч фронту хвилі. Кут курсу φ_{sh} змінювався в діапазоні $-\frac{\pi}{6}, \dots, \frac{\pi}{6}$.

Рівняння поздовжнього руху судна розглядаються для двох різних моделей морського хвилювання: регулярної хвилі та випадкової хвилі.

Рівняння поздовжнього руху судна на регулярній хвилі мають вигляд:

$$\dot{x}_{sh} = -V_w \cdot \cos(\varphi_{sh}) \cdot \psi_{sh} + V_{x, sh};$$

$$\dot{y}_{ln d, sh} = -X_{ln d} \cdot \omega_{2, sh} + \omega_{w, ap} \cdot \chi_{H, sh} \cdot h_w \cdot \cos(\omega_{w, ap} \cdot t);$$

$$\dot{\Psi}_{x, sh} = \omega_{z, sh};$$

$$\dot{V}_{x, sh} = 0;$$

$$V_{y, sh} = X_{ln d} \cdot \omega_{O, \psi_{sh}}^2 + X_{ln d} \cdot 2 \cdot h_{\psi, sh} \cdot \omega_{z, sh} + \dots +$$

$$+ \left(\omega_{w, ap}^2 \cdot \chi_{H, sh} \cdot h_w - X_{ln d} \cdot \chi_{H, sh} \cdot \omega_{O, \psi_{sh}}^2 \right) \cdot \sin(\omega_{w, ap} \cdot t);$$

$$\dot{\omega}_{z, sh} = -\omega_{O, \psi_{sh}}^2 \cdot \psi_{sh} - 2 \cdot h_{sh} \cdot \omega_{z, sh} + \chi_{H, sh} \cdot \omega_{O, \psi_{sh}}^2 \cdot \sin(\omega_{w, ap} \cdot t),$$

де h_{sh} – координата центральної точки посадкового майданчика судна по осі OX_{sh} світової системи координат; $y_{ln d, sh}$ – координата центральної точки посадкового майданчика судна (без урахування висоти розташування майданчика щодо палуби) по осі OY_{sh} ; ψ_{sh} – кут диферента або нахилу кіля судна; $V_{x, sh}$ – горизонтальна швидкість (вздовж осі OX_g) переміщення судна

щодо спокійної поверхні води; $V_{y,sh}$ – вертикальна швидкість переміщення центрального посадкового майданчика судна (вздовж осі OY_g); $\omega_{z,sh}$ – кутова швидкість судна щодо осі OZ_{sh} пов'язаної системи координат (кутова швидкість кільової качки).

Інші параметри поздовжнього руху судна визначаються такими співвідношеннями:

$$V_w = \frac{g}{\omega_w} - \text{горизонтальна швидкість переміщення «вільної» регулярної}$$

хвилі, де $g = 9.81$ – прискорення вільного падіння, $\omega_w = \sqrt{\frac{2 \cdot \pi \cdot g}{L_w}}$ – кутова частота «вільної» регулярної хвилі, L_w – довжина регулярної хвилі;

$$\omega_{O,\psi_{sh}} = \frac{2 \cdot \pi}{T_{\psi,sh}} - \text{вільна частота коливань судна по кілю, де}$$

$$T_{\psi_{sh}} = 2.4 \sqrt{H_m} - \text{оцінка періоду вільних коливань судна;}$$

$h_{\psi,sh}$ – декремент кілових коливань судна (за замовчуванням приймається $h_{\psi,sh} = 0.6$);

h_w – амплітуда регулярної хвилі (0.5 висоти регулярної хвилі);

$$\omega_{w,ap} = \left| \omega_w + \omega_w^2 \cdot \frac{V_{x,sh} \cdot \cos(\varphi_{sh})}{g} \right| - \text{частота, що припускається, зустрічі}$$

хвилі з судном, яке слідує курсом φ_{sh} .

Відповідно, у матричній формі рівняння поздовжнього руху можуть бути записані як:

$$\dot{X}_{ln,sh} = A_{ln,sh} \cdot X_{ln,sh} + B_{ln,sh} \cdot w_{sin \cos}(t), \quad (3.4)$$

$$\text{де } X_{ln,sh} = (x_{sh}, y_{ln d,sh}, \psi_{sh}, V_{x,sh}, V_{y,sh}, \omega_{z,sh})^T.$$

Матриці $A_{ln,sh}$ і $B_{ln,sh}$ визначаються як:

$$A_{ln,sh} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -V_w \cdot \cos(\varphi_{sh}) & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & X_{ln d} \cdot \omega_{O,\psi_{sh}}^2 & 0 & 0 & X_{ln d} \cdot 2 \cdot h_{\psi,sh} \\ 0 & 0 & -\omega_{O,\psi_{sh}}^2 & 0 & 0 & -2 \cdot h_{\psi,sh} \end{pmatrix}.$$

$$B_{ln,sh} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \omega_{w,ap} \cdot \chi_{H,sh} \cdot h_w \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \omega_{w,ap}^2 \cdot \chi_{H,sh} \cdot h_w - X_{ln d} \cdot \chi_{H,sh} \cdot \omega_{O,\psi_{sh}}^2 & 0 \\ \chi_{H,sh} \cdot \omega_{O,\psi_{sh}}^2 & 0 \end{pmatrix},$$

$$\text{де } w_{\sin \cos}(t) = \begin{pmatrix} \sin(\omega_{w,ap} \cdot t) \\ \cos(\omega_{w,ap} \cdot t) \end{pmatrix}.$$

Амплітуда h_w та довжина L_w регулярної хвилі визначаються з таблиці шкали сили вітрового хвилювання за заданим експлуатаційним показником вітрового хвилювання в балах [5]:

Таблиця 3.1 – Шкала сили (ступеня) вітрового хвилювання.

Хвилювання на морі, бали	Характеристика	Розмір хвиль		
		Висота, м	Довжина, м	Період, с
0	Відсутнє	0	0	0
I	Слабке	до 0,25	До 5	2,0
II	Помірне	0,25 – 0,75	5 – 15	3 – 4
III	Значне	0,75 – 1,25	15 – 25	2 – 3
IV	Значне	1,25 – 2,0	25 – 40	4 – 5
V	Сильне	2,0 – 3,5	40 – 75	5 – 7
VI	Сильне	3,5 – 6,0	75 – 125	7 – 9
VII	Дуже сильне	6,0 – 8,5	125 – 170	9 – 11
VIII	Дуже сильне	8,5 – 11,0	170 – 220	11 – 12
IX	Максимальне	>11.0	>220	>12

На рисунку 3.3 наведено зміни координат центральної точки посадкового майданчика (без урахування висоти посадкового майданчика щодо палуби) при поздовжньому русі судна на регулярному хвилюванні в 5 балів.

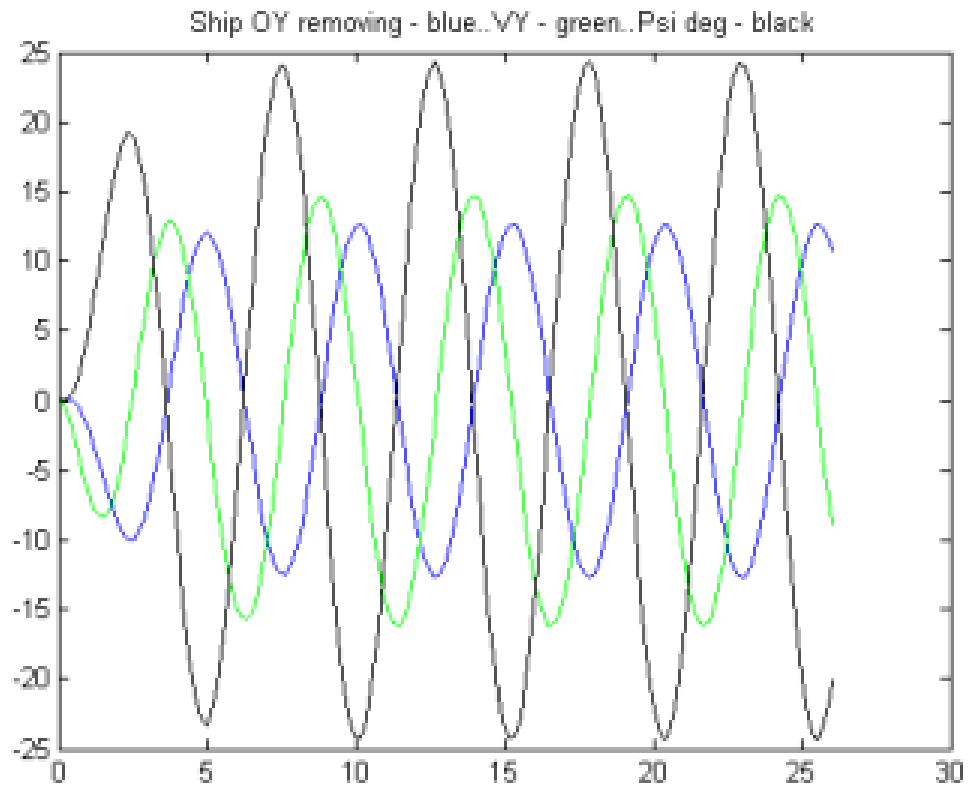


Рисунок 3.3 – Графіки зміни координат центральної точки посадкового майданчика при поздовжньому русі судна на регулярному хвилюванні в 5 балів

Для опису моделі випадкової складової нерегулярного хвилювання, що враховується при побудові поздовжнього руху судна, поряд з дисперсією хвильової ординати D_r використовують поняття висоти хвилі 3%-ої забезпеченості, під якою розуміють таку висоту хвилі, ймовірність перевищення якої становить 3% [5].

Для хвилювання, можна прийняти, що випадковий процес, який описує його, є стаціонарним. В цьому випадку, на основі декомпозиції Вольда,

можна виділити детерміновану (обумовлену регулярною складовою) і випадкову складові хвиль $w_{wv} = w_{wv,reg}(t) + w_{wv,reg}(t)$. Спектр випадкової складової двомірного хвилювання представляє собою функцію частоти хвилювання $S_r(\omega_w)$. В розрахунковій практиці моделювання руху корабля при нерегулярному хвилюванні зазвичай використовують дробно-раціональні спектри та відповідні їм кореляційні функції наступного виду:

$$S_{\zeta}(\omega_w) = \frac{4 \cdot D_r \cdot \alpha \cdot \omega_w^2}{\omega_w^4 + 2 \cdot (\alpha^2 - \beta^2) \cdot \omega_w^2 + (\alpha^2 + \beta^2)}$$

$$R_{\zeta}(\tau) = D_r \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\alpha}{\beta}\right)^2} \cdot e^{-\alpha|\tau|} \cdot \cos\left(\beta \cdot |\tau| + \arctg \frac{\alpha}{\beta}\right) \quad (3.5)$$

Тут $R_{\zeta}(\tau)$ – відповідна кореляційна функція ординат випадкової складової хвилі.

Для розвиненого морського хвилювання витримуються співвідношення:

$$\alpha = 0.21 \cdot \beta, \quad \sigma_m = 1.02 \cdot \beta \quad (3.6)$$

де σ_m частота максимуму спектрів. Дисперсія хвильової ординати може бути обчислена на підставі наступної формули:

$$D_r = 0.0358 \cdot (h_{3\%})^2. \quad (3.7)$$

При поздовжньому русі корабля відбувається зміна спектральних характеристик хвильового збурення, наведених безпосередньо до корабля. Це пояснюється тим, що при русі корабля кожна елементарна гармонічна хвиля сприймається не зі своєю істинною частотою ω_w , а з частотою

$$\omega_{w,ap} = \left| 1 + \frac{V_{x,sh} \cdot \omega_w}{g} \cdot \cos(\varphi_{sh}) \right| \cdot \omega_w. \quad \text{Але приведений вище дробно-}$$

раціональний спектр $S_r(\omega_{w,ap})$ може мати розриви в околі частоти $\frac{1}{2 \cdot g} \cdot V_{x,sh} \cdot \cos(\varphi_{sh})$. Тому в розрахунках використовують апроксимацію уявного дробно-раціонального спектра $S_r(\omega)$, яка полягає в заміні коефіцієнтів α і β на їх уявні значення:

$$\begin{aligned}\beta_k &= (1 + d \cdot \beta) \cdot \beta, \\ \alpha_k &= 0.21 \cdot \beta_k.\end{aligned}\tag{3.8}$$

$$\text{де } d = \frac{1}{2 \cdot g} \cdot V_{x,sh} \cdot \cos(\varphi_{sh}).$$

При проведенні розрахунків поздовжнього руху приймалося, що судно здійснює плавання при 5-ти бальному хвилюванні. Відповідно, приймалося, що висота хвилі складає 3 м (амплітуда хвилі $h_w = 1.5$ м.), довжина хвилі дорівнює $L_w = 60$ м. Швидкість судна відносно спокійної поверхні води дорівнює $V_{x,sh} = 5$ м / с .

Звідси знаходилися значення наступних параметрів:

$$D_r = (2 \cdot h_w / 5.29)^2 - \text{дисперсія хвильової координати [4];}$$

$$T_w = 3.1 \cdot \sqrt{2 \cdot h_w} - \text{середній період випадкової складової хвилі;}$$

$$\bar{\omega}_w = \frac{2 \cdot \pi}{T_w} - \text{середня частота випадкової складової хвилі;}$$

$\omega_{w,max} = 0.71 \cdot \bar{\omega}_w$ – частота максимуму спектра випадкової складової хвилі;

$\beta = \omega_{w,max}$, $\alpha = 0.21 \cdot \beta$ – параметри спектра випадкової складової хвилі;

$$\alpha_{fact} = V_{x,sh} \cdot \frac{\cos(\varphi_{sh})}{2 \cdot g} - \text{фактор курсу руху судна;}$$

$$\beta_k = |\beta + \alpha_{fact} \cdot \beta^2|, \quad \alpha_k = \alpha \cdot |1 + \alpha_{fact} \cdot \beta| \quad - \quad \text{параметри спектра}$$

випадкової складової хвилі, що здається.

Рівняння позовжнього руху судна з посадковим майданчиком на випадковій хвилі мають вигляд:

$$\dot{X}_{ln,sh} = A_{ln,sh} \cdot X_{ln,sh} + B_{ln,sh} \cdot w_{sin \cos}(t) + G_{ln,sh} \cdot w_{ln,sh}, \quad (3.9)$$

$$\text{де } X_{ln,sh} = (x_{sh}, y_{ln,d,sh}, \psi_{sh}, V_{x,sh}, V_{y,sh}, \omega_{z,sh})^T, \quad w_{ln,wv} = (w_{ln,dw}, w_{ln,Vw})^T.$$

Тут $w_{ln,dw}$ – випадкова складова амплітуди випадкової хвилі; переміщення хвилі; $w_{ln,Vw}$ – випадкова складова швидкості переміщення хвилі.

Матриці $A_{ln,sh}$ і $B_{ln,sh}$ визначаються так само, як і у випадку регулярної хвилі.

Матриця $G_{ln,sh}$, що відповідає впливу на судно випадкової складової, задається в наступній формі:

$$G_{ln,sh} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \chi_{H,sh} \\ 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{g} \\ -X_{ln,d} \cdot \chi_{\psi,sh} \cdot \frac{\omega_{0,\psi,sh}^2}{H_m} & 0 \\ \chi_{\psi,sh} \cdot \frac{\omega_{0,\psi,sh}^2}{H_m} & 0 \end{pmatrix}.$$

Моделювання вектора амплітуди $w_{ln,wv} = (w_{ln,Av}, w_{ln,Vv})^T$ випадкової складової хвилі здійснюється за допомогою диференціальних рівнянь, що описують динаміку відповідного формуючого фільтра, наступного виду:

$$w_{ln,wv} = A_{ln,wv} \cdot w_{ln,wv} + G_{ln,wv} \cdot n_{ln,wv} , \quad (3.10)$$

де $A_{ln,wv} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -(\alpha_k^2 + \beta_k^2) & -2 \cdot \alpha_k \end{pmatrix}$, $G_{ln,wv} = \begin{pmatrix} 2 \cdot \sqrt{\alpha_k \cdot D} \\ -4 \cdot \alpha_k \cdot \sqrt{\alpha_k \cdot D_r} \end{pmatrix}$, $n_{ln,wv}$ –

дискретний нормальний шум, що має розподіл $N(0,1)$. Потужність білого шуму, що моделюється випадковим процесом $n_{ln,wv}$ визначатиметься величиною відповідного кроку дискретизації.

На рисунку 3.4 показані вихідний і уявний спектри морського хвилювання.

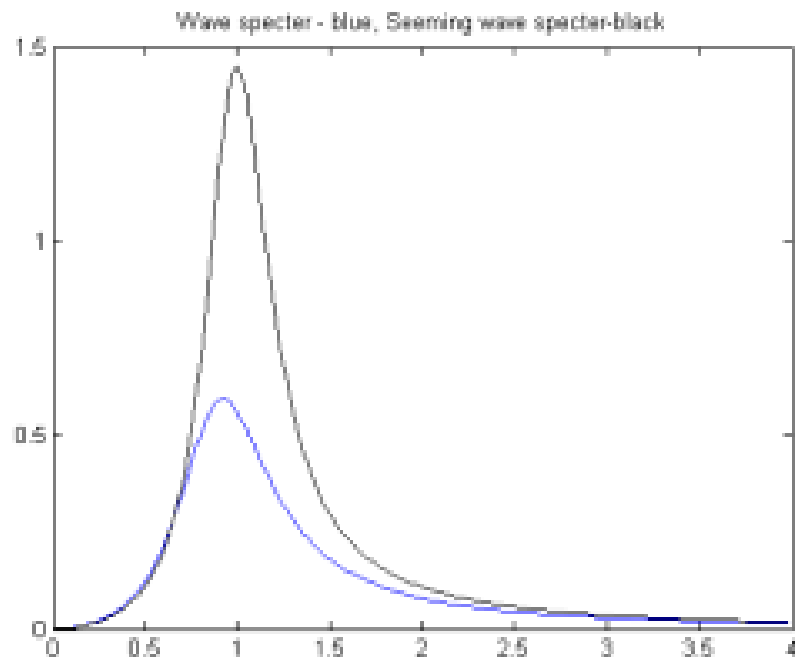


Рисунок 3.4 – Графіки вихідного і уявного спектрів морського хвилювання

Графіки амплітуди ординати та швидкості реалізації випадкової складової морського хвилювання наведено на рисунку 3.5. Там наведено графік сумарного хвилювання з урахуванням регулярної складової (суцільна лінія).

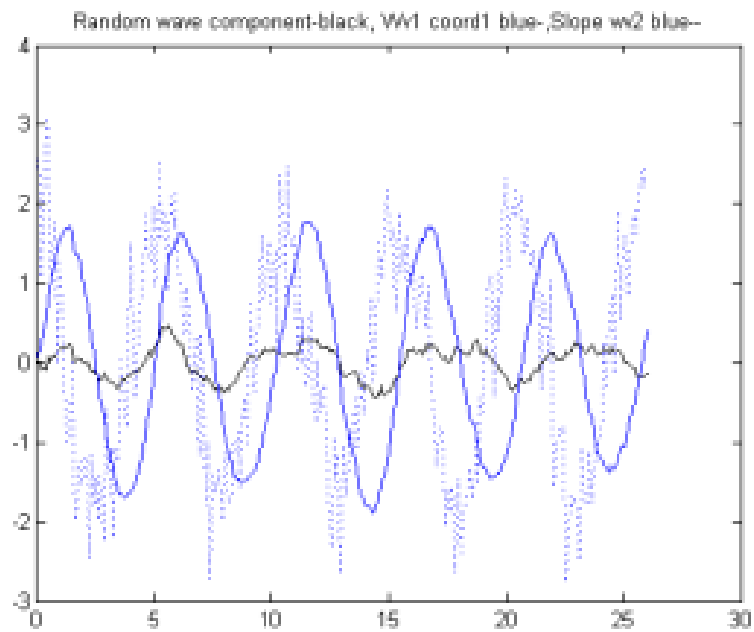


Рисунок 3.5 – Графіки амплітуди ординати та швидкості реалізації випадкової складової морського хвилювання

На рисунку 3.6 наведено зміни координат центральної точки посадкового майданчика (без урахування висоти посадкового майданчика щодо палуби) при поздовжньому русі судна на випадковому (нерегулярному) хвилюванні в 5 балів.

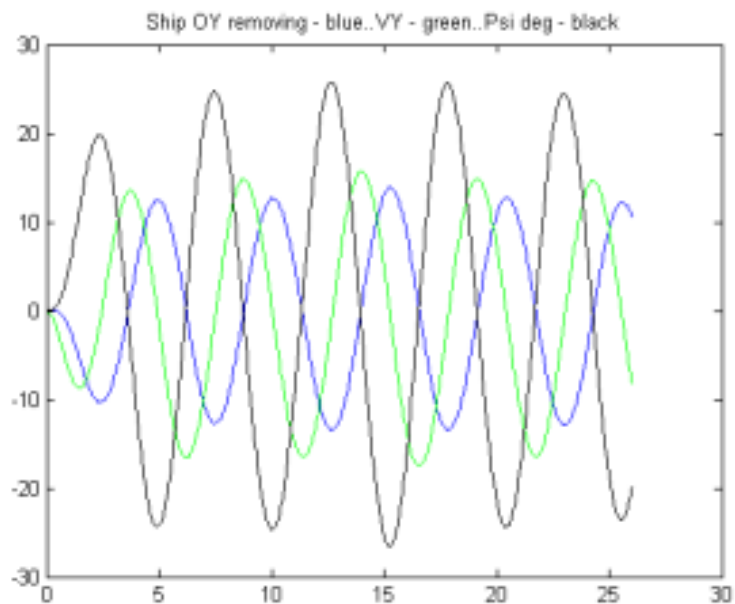


Рисунок 3.6 – Графіки зміни координат центральної точки посадкового майданчика при поздовжньому русі судна на випадковому (нерегулярному) хвилюванні в 5 балів.

3.3 Синтез лінійного оптимального регулятора системи керування посадкою БЛА типу СВПП на рухому платформу.

Розглянемо завдання побудови бортової системи візуального управління посадкою автономного БЛА типу ЛВЗП на корабель в умовах вітрового обурення та морського хвилювання. Як літальний апарат будемо розглядати апарат NASA, що є аналогом апарату AV-8B Navy Harrier[4].

Як математичну модель корабля будемо розглядати аналог контейнеровозу «річка - море».

Рівняння поздовжнього руху БЛА типу ЛВЗП з урахуванням вітрових збурень та випадкових впливів можна записати у такій формі:

$$\dot{X}_{ln,\alpha} = A_{ln,\alpha} \cdot X_{ln,\alpha} + B_{ln,\alpha} \cdot u_{ln,\alpha} + G_{ln,\alpha} \cdot w_{ln,\alpha} + \xi_{ln,\alpha,p};$$

$$y_{ln,\alpha} = C_{ln,\alpha} \cdot X_{ln,\alpha} + \xi_{ln,\alpha,m}$$

де $X_{ln,\alpha} \in (\mathbb{R}^6)$, $u_{ln} \in \mathbb{R}^3$, $w_{ln} \in \mathbb{R}^3$;

$$X_{ln,\alpha} \in \left(X_\alpha, Y_\alpha, \vartheta_\alpha, \dot{X}_\alpha, \dot{Y}_\alpha, w_{za} = \dot{\vartheta}_\alpha \right)^T \quad - \quad \text{фазові координати}$$

поздовжнього руху БЛА;

$$w_{ln,\alpha} = \left(W_{a,,x}, \tilde{W}_{a,,y}, W_{a,,y} \right)^T \quad \text{вітрове обурення вздовж осей } OX_a \text{ та } OY_a;$$

$\xi_{ln,a,p}, \xi_{ln,a,m}$ – векторні білі шуми об'єкта та вектора вимірювань виходу y_{ln} ;

X_a, Y_a – координати об'єкта в земній системі координат;

ϑ_a – кут тангажу;

ω_{za} – кутова швидкість об'єкта щодо осі OZ_a ;

$u_{ln,a} = (\Delta\vartheta, \Delta T, \Delta T_{1,2,3})^T$ – вектор управління траєкторним та кутовим

положенням БЛА;

$y_{ln,a}$ – вимірювані виходи об'єкта (передбачається, що всі координати вектора стану $X_{ln,a}$ доступні виміру).

Модель випадкового вітрового обурення записується у формі:

$$\dot{w}_{ln,a} = A_{ln,wnd} \cdot w_{ln,a} + G_{ln,wnd} \cdot n_{ln,a}, \quad (3.11)$$

де $w_{ln,a}$ – складові випадкового вітрового обурення,

$n_{ln} = (n_{a,x}, n_{a,y})^T$ – векторний гаусівський (нормальний) процес з нульовим середнім та одиничною діагональною матрицею дисперсій.

Рівняння поздовжнього руху судна в умовах нерегулярного морського хвилювання та випадкових впливів можна записати у формі:

$$\dot{X}_{ln,sh} = A_{ln,sh} \cdot X_{ln,sh} + B_{ln,sh} \cdot w_{sin\cos} + G_{ln,sh} \cdot w_{ln,sh} + \xi_{ln,sh,p}, \quad (3.12)$$

де $X_{ln,sh} = (x_{sh}, y_{ln,d,sh}, \psi_{sh}, V_{x,sh}, V_{y,sh}, \omega_{z,sh})^T$ – вектор фазових координат корабля.

$w_{sin\cos}(t) = \begin{pmatrix} \sin(\omega_{w,ap} \cdot t) \\ \cos(\omega_{w,ap} \cdot t) \end{pmatrix}$ – нормована (наведена до хвилі з одиничною амплітудою хвилі) складова регулярного морського хвилювання;

$w_{ln,wv} = (w_{ln,Av}, w_{ln,Vw})^T$ – фазові координати моделі поздовжньої випадкової складової морського хвилювання;

$\xi_{ln,sh,p}$ – векторний білий шум об'єкта (корабля).

Модель випадкової стаціонарної складової морського хвилювання $w_{ln,wv}$, яка визначається відповідною спектральною щільністю, може бути записана, як:

$$\dot{w}_{ln,wv} = A_{ln,wv} \cdot w_{ln,wv} + G_{ln,wv} \cdot n_{ln,wv}, \quad (3.13)$$

де $n_{ln,wv} \in \mathfrak{R}$ – гаусівський випадковий процес з нульовим середнім та одиничною дисперсією.

Загальна модель динаміки системи «ЛВЗП-судно» без підсистем виміру (оцінки) координат описується такими рівняннями:

$$\begin{aligned} \dot{X}_{ln,a} &= A_{ln,a} \cdot X_{ln,a} + B_{ln,a} \cdot u_{ln,a} + G_{ln,a} \cdot w_{ln,wnd} + \xi_{ln,a,p}; \\ \dot{X}_{ln,sh} &= A_{ln,sh} \cdot X_{ln,sh} + B_{ln,sh} \cdot w_{\sin \cos}(t) + G_{ln,sh} \cdot w_{ln,wv} + \xi_{ln,sh,p}; \\ \dot{w}_{ln,wnd} &= A_{ln,wnd} \cdot w_{ln,wnd} + G_{ln,wnd} \cdot n_{ln,wnd}; \\ \dot{w}_{ln,wv} &= A_{ln,wv} \cdot w_{ln,wv} + G_{ln,wv} \cdot n_{ln,wv}; \end{aligned} \quad (3.14)$$

де $\xi_{ln,a,p}, \xi_{ln,sh,p} \in \mathfrak{R}^6$ – векторні білі шуми об'єктів (ЛВЗП та судна), що мають коваріаційні матриці інтенсивності

$$M\{\xi_{ln,a,p}(t) \cdot \xi_{ln,a,p}^T(t')\} = Q_{ln,a,p} \cdot \delta(t - t'),$$

$$M\{\xi_{ln,sh,p}(t) \cdot \xi_{ln,sh,p}^T(t')\} = Q_{ln,sh,p} \cdot \delta(t - t'), \quad \delta(t) - \text{функція Дірака};$$

$n_{ln,wnd} \in \mathfrak{R}^2$ – векторний гаусівський випадковий процес з незалежними компонентами, що мають нульову середню та одиничну дисперсію;

$n_{ln,wv} \in \mathfrak{R}$ – гаусівський випадковий процес з нульовим середнім та одиничною дисперсією.

Початкові умови системи (3.14) приймаються такими:

$$\begin{aligned} X_{ln,a}(0) &= (d_{x,a-sh}(0), d_{y,a-sh}(0), 0, V_{x,a}(0), 0, 0)^T; \\ X_{ln,sh}(0) &= (0, 0, 0, V_{x,sh}, 0, 0)^T; \\ w_{ln,a}(0) &= (0, 0, 0)^T; \\ w_{ln,wv}(0) &= (0, 0)^T; \end{aligned} \quad (3.15)$$

де $d_{x,a-sh}(0)$ – відстань у метрах між БЛА та центром посадкового

майданчика на судні по осі OX_g в початковий момент часу;

$d_{y,a-sh}(0)$ – відстань у метрах між БЛА та центром посадкового майданчика на судні по осі OX_g у початковий момент часу;

$V_{x,a}(0)$ – швидкість БЛА щодо земної системи координат по осі OX_g у початковий момент часу;

$V_{x,sh}$ – швидкість судна щодо земної системи координат по осі OX_g .

Розглянемо випадок, коли відсутні зовнішні обурення: вітрова дія та морське хвилювання.

Шукатимемо лінійне управління польотом БЛА у формі:

$$u_{ln,a} = -K_{ln} \cdot (X_{ln,a} - X_{ln,sh}), \quad (3.16)$$

при якому забезпечує мінімум інтегрального квадратичного функціоналу виду:

$$J = M \left\{ \int_0^\infty \left[(X_{ln,a} - X_{ln,sh})^T \cdot S \cdot (X_{ln,a} - X_{ln,sh}) + u_{ln,a}^T \cdot R \cdot u_{ln,a} \right] \right\}, \quad (3.17)$$

де $M \{ \cdot \}$ – символ математичного очікування;

S, R – деякі задані вагові матриці, які є симетричними та позитивно визначеними.

Оскільки передбачається, що шум об'єкта є білим шумом, рішення такої задачі буде співпадати з рішенням відповідної детермінованої задачі, коли шуми об'єкта і вимірів дорівнюють нулю [12].

Відомо, що матрицю коефіцієнтів зворотного зв'язку K_{ln} можна знайти з рішення матричного рівняння алгебри Ріккати [13]:

$$A_{ln,a}^T \cdot K_{ln} + K_{ln} \cdot A_{ln,a} - K_{ln} \cdot B_{ln,a} \cdot R^{-1} \cdot B_{ln,a}^T \cdot K_{ln} + S = 0, \quad (3.19)$$

Так як модель ЛВЗП є цілком керованою, таке рівняння матиме рішення.

Слід наголосити на важливості правильності вибору вагових матриць S , R .

Незважаючи на наявність низки рекомендацій щодо вибору коефіцієнтів таких матриць, оцінка їхнього впливу на динаміку замкнутої системи вкрай скрутна. Тому остаточний вибір цих матриць доводиться виконувати з допомогою моделювання.

Рівняння (3.14) руху системи «ЛВЗП-корабель» можуть бути записані щодо узагальненого вектора як:

$$\tilde{X}_{ln} = (X_{ln,a}, X_{ln,sh}, w_{ln,wnd}, w_{ln,wv})^T \in \mathfrak{R}^{17} \text{ у вигляді:}$$

$$\tilde{X}_{ln} = \tilde{A}_{ln} \cdot \tilde{X}_{ln} + \tilde{B}_{ln} \cdot \tilde{u}_{ln} + \tilde{X}_{ln} \cdot \tilde{\xi}_{ln,p}, \quad (3.20)$$

$$\text{де } \tilde{u}_{ln} = \begin{pmatrix} u_{ln,a} \\ 0_{6 \times 3} & w_{sin \cos} \\ 0_{5 \times 3} & 0_{5 \times 3} \end{pmatrix} \in \mathfrak{R}^{17 \times 5};$$

$$\tilde{w}_{ln} = (w_{ln,wnd}, w_{ln,wv}) \in \mathfrak{R}^5,$$

$$\tilde{\xi}_{ln,p} = (\xi_{ln,a,p}, \xi_{ln,sh,p}, n_{ln,wnd}, n_{ln,wv})^T \in \mathfrak{R}^{15},$$

$$\tilde{X}_{ln}(0) = (X_{ln,a}(0), X_{ln,sh}(0), w_{ln,wnd}(0), w_{ln,wv}(0))^T.$$

Матриці $\tilde{A}_{ln}$, $\tilde{B}_{ln}$, $\tilde{G}_{ln}$ є блоковими і мають наступний вигляд:

$$\tilde{A}_{ln} = \begin{pmatrix} A_{ln,a} & 0_{6 \times 6} & G_{ln,a} & 0_{6 \times 2} \\ 0_{6 \times 6} & A_{ln,sh} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 2} \\ 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times 6} & A_{ln,wnd} & 0_{3 \times 2} \\ 0_{2 \times 6} & 0_{2 \times 6} & 0_{2 \times 3} & A_{ln,wv} \end{pmatrix}, \quad \tilde{B}_{ln} = \begin{pmatrix} B_{ln,a} & 0_{6 \times 2} \\ 0_{6 \times 3} & B_{ln,sh} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} \\ 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 2} \end{pmatrix},$$

$$\tilde{G}_{ln} = \begin{pmatrix} E_6 & 0_{6 \times 6} & 0_{6 \times 2} & 0_{6 \times 1} \\ 0_{6 \times 6} & E_6 & 0_{6 \times 2} & 0_{6 \times 1} \\ 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times 6} & G_{ln,wnd} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{2 \times 6} & 0_{2 \times 6} & 0_{2 \times 2} & G_{ln,wv} \end{pmatrix},$$

де $0_{i \times j} \in \mathbb{R}^{i \times j}$ – нульова матриця розмірністю i рядків та j стовбців

$E_k \in \mathbb{R}^{k \times k}$ – одинична діагональна матриця розмірністю $k \times k$.

Випадковий вектор $\tilde{\xi}_{ln,p}$ має кореляційну матрицю виду:

$$\tilde{Q}_{ln,p} = \begin{pmatrix} Q_{ln,a,p} & 0_{6 \times 6} & 0_{6 \times 3} \\ 0_{6 \times 6} & Q_{ln,sh,p} & 0_{6 \times 3} \\ 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times 6} & E_3 \end{pmatrix}.$$

3.4 Модель вимірювань та оцінки вектора стану системи «ЛВЗП-судно»

Модель вимірювань включає підсистему оцінки вектора стану поздовжнього руху БЛА по виходу $y_{ln,a}$ і візуальну підсистему оцінки координат, що визначають відстань до центру посадкового майданчика і швидкість зближення з судном, а також оцінки кутового положення майданчика.

Слід зазначити, що при отриманні оцінок векторів $\tilde{X}_{ln,a}$ і $\tilde{X}_{ln,sh}$ необхідно враховувати вплив помилок вимірювань. Приймається, що помилки виміру можна описати за допомогою векторного випадкового процесу типу "білого" шуму. Тоді, для розширеного вектора стану X_{ln} системи «ЛВЗП-судно», виміри, що вимірюються мають вигляд:

$$y_{ln} = \tilde{C}_{ln} \cdot \tilde{X}_{ln} + \tilde{\xi}_{ln,m}, \quad (3.21)$$

де $\tilde{y}_{ln} = (y_{ln,a}, d_{ln,a-sh})^T \in \mathbb{R}^8$, $\tilde{\xi}_{ln,m} \in \mathbb{R}^8$, $\tilde{C}_{ln} \in \mathbb{R}^{8 \times 17}$,

$\tilde{\xi}_{ln,m}$ – вектор білого шуму з нульовою середньою та коварійною

матрицею інтенсивності $M\{\xi_{ln,m}(t) \cdot \xi_{ln,m}^T(t)\} = \tilde{R}_{ln,m} \cdot \delta(t - t')$.

$y_{ln,a} = (X_{a,g}, Y_{a,g}, \omega_{a,z})^T$ – вектор вимірюваних за допомогою бортової системи БЛА координат літального апарату;

$d_{ln,a,sh} = (X_a - X_{sh}, Y_a - Y_{sh}, V_{x,a} - X_{x,sh}, V_{y,a} - X_{y,sh}, \omega_{z,a} - \omega_{z,sh})^T$ – вектор виходів візуальної підсистеми вимірювань.

Приймається, що вектор вимірів шумів $\tilde{\xi}_{ln,m}$ не корельований із вектором шумів $\tilde{\xi}_{ln,p}$ системи «СВПП-судно».

Розв'язання задачі отримання оцінки $\tilde{X}_{ln}$ вектора стану розширеної системи проводилося шляхом побудови відповідного фільтра Калмана - Бьюсі, який описується рівняннями [164,165]:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{X}}_{ln} &= \tilde{A}_{ln} \cdot \hat{X}_{ln} + \tilde{B}_{ln} \cdot \tilde{u}_{ln} + L_{klm} \cdot (\tilde{y}_{ln} - \tilde{C}_{ln} \cdot \hat{X}_{ln}); \\ L_{klm} &= P \cdot \tilde{C}_{ln}^T \cdot R_{ln,m}^{-1}; \\ \dot{P} &= \tilde{A}_{ln} \cdot P + P \cdot \tilde{A}_{ln}^T - P \cdot \tilde{C}_{ln}^T \cdot R_{ln,m}^{-1} \cdot \tilde{C}_{ln} \cdot P + \tilde{Q}_{ln,p}\end{aligned}\quad (3.22)$$

$$\text{де } P(t) = M\left\{\left(\tilde{X}_{ln}(t) - \hat{X}_{ln}(t)\right) \cdot \left(\tilde{X}_{ln}(t) - \hat{X}_{ln}(t)\right)^T\right\} \in \mathfrak{R}^{17 \times 17} \text{ – матриця}$$

дисперсії помилки,

$L_{klm} \in \mathfrak{R}^{17 \times 8}$ – матриця коефіцієнтів посилення фільтра Калмана - Бьюсі.

Блок-схема моделювання посадки ЛВЗП на необладнаний майданчик судна з урахуванням шумів об'єктів (БЛА, судно) та шумів вимірювальної візуальної підсистеми включає до свого складу наступні модулі:

- модуль динаміки посадки ЛВЗП на необладнаний майданчик судна;
- модуль імітації білих шумів об'єктів (БЛА та судна);

- модуль імітації білих шумів вимірів;
- модуль моделі візуальної підсистеми, що формує результати вимірювань вектора

$$d_{ln,a,sh} = (X_a - X_{sh}, Y_a - Y_{sh}, V_{x,a} - X_{x,sh}, V_{y,a} - X_{y,sh}, \omega_{z,a} - \omega_{z,sh})^T \quad 3$$

урахуванням помилок вимірів;

- модуль моделі інерційної підсистеми, що формує результати вимірювань вектора $y_{ln,a} = (X_{a,g}, Y_{a,g}, \omega_{a,z})^T$ з врахуванням помилок вимірювань;

- модуль оцінки вимірювань, побудований у вигляді фільтра Калмана-Бьюсі відповідної розмірності, призначений для отримання оцінок векторів станів БЛА, судна, моделі хвилювання та вітрового моделі збурення.

При моделюванні не враховувалося запізнювання, зумовлене роботою алгоритмів візуальної підсистеми під час обробки поточної відеоінформації. Інтегрування рівнянь системи здійснювалося з використанням вирішувача, призначеного для дослідження «жорстких» диференціальних рівнянь.

Значення основних координат на момент початку посадки приймалися такими:

- вихідна точка положення ЛВЗП: 80 м до центру посадкового майданчика,
- висота над рівнем палуби судна – 30 м;
- початкова швидкість руху БЛА – 15 м / с;
- швидкість руху судна – 5 м/с.

Моделювання поздовжнього руху БЛА із системою управління, що складається з оптимального лінійного регулятора, візуальної вимірювальної підсистеми з фільтром Калмана – Бьюсі, при посадці на судно в умовах морського хвилювання та вітрового обурення дозволило отримати такі результати.

Графік основних параметрів системи «ЛВЗП – судно» під час посадки на рухому платформу за умов відсутності морського хвилювання і вітрового

збурення наведено рисунку 3.7.

Результати розрахунків показують, що:

– час приземлення БЛА з вихідної точки на рухому платформу становить $t_{ln d} = 17.3 \text{ c}$;

– кут тангажу БЛА в момент приземлення дорівнює $\vartheta_a = 0.035^\circ$;

– кут нахилу палуби корабля (кут кіля) дорівнює $\psi_{sh} = 0^\circ$;

– помилка приземлення по осі OX_g в момент приземлення дорівнює

$$|X_{a,ln d} - X_{sh,ln d}| = 0.008 \text{ м.};$$

– відносна вертикальна швидкість приземлення БЛА на палубу дорівнює $|V_{y,a,ln d} - V_{y,sh,ln d}| = 0.43 \text{ м / с}$.

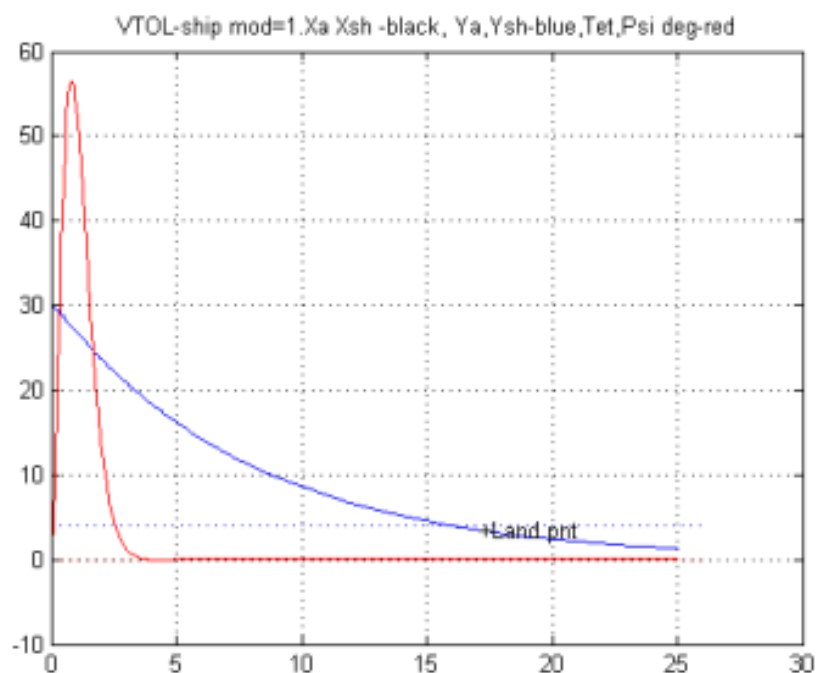


Рисунок 3.7 – Графік основних параметрів системи «ЛВЗП – судно» під час посадки на рухому платформу за умов відсутності морського хвилювання і вітрового збурення

Графік зміни основних параметрів системи «ЛВЗП – судно» посадки на рухому платформу в умовах регулярного морського хвилювання 5-ти балів та

заданого вітрового збурення у вигляді детермінованого синусоїдального пориву наведено на рисунку 3.8.

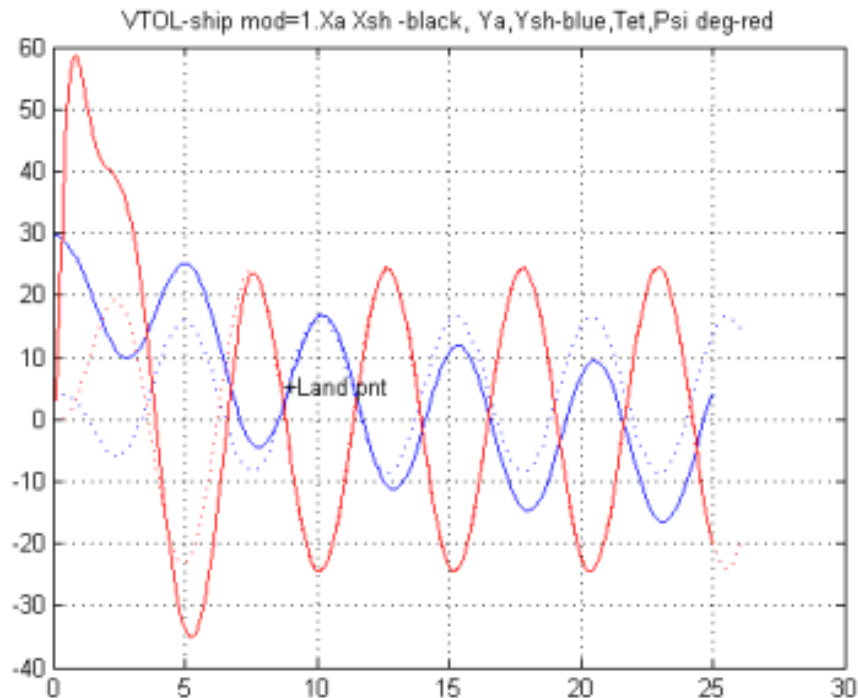


Рисунок 3.8 – Графік зміни основних параметрів системи «ЛВЗП – судно» посадці на рухому платформу в умовах регулярного морського хвилювання 5-ти балів та заданого вітрового обурення у вигляді детермінованого синусоїдального пориву

Результати розрахунків показують, що:

– час приземлення БЛА з вихідної точки на рухому платформу становить $t_{ln d} = 8.9c.$;

– кут тангажу БЛА в момент приземлення дорівнює $\vartheta_a = 3.5^\circ$;

– кут нахилу палуби корабля (кут кіля) дорівнює $\psi_{sh} = 3.7^\circ$;

– помилка приземлення по осі OX_g в момент приземлення дорівнює |

$$|X_{a,ln d} - X_{sh,ln d}| = 0.77 м.;$$

– відносна вертикальна швидкість приземлення БЛА на палубу дорівнює $|V_{y,a,ln d} - V_{y,sh,ln d}| = 0.75 м / с.$

Процес інтегрування рівнянь системи «ЛВЗП-судно» за умов впливу випадкових збурень здійснювався наступним чином.

На початку формується випадкова вибірка дискретного нормального векторного випадкового сигналу, що моделює білий шум. Після пропускання дискретного випадкового сигналу через формуючий фільтр було отримано дискретний випадковий процес, що моделює випадкове збурення (в даному випадку – це тривимірне вітрове збурення $w_{ln,a} = \left(W_{a,x}, \tilde{W}_{a,y}, W_{a,y} \right)^T$).

Потім, отримана вибірка випадкового процесу апроксимується, за допомогою сплайн-функцій, з метою формування безперервного випадкового процесу.

Для чисельного інтегрування лінійних стохастичних рівнянь, що описують динаміку поздовжнього руху БЛА під час посадки на судно в умовах випадкового вітрового обурення та нерегулярного хвилювання, використовувався наближений спосіб, запропонований у роботі [11].

Графік основних параметрів, отриманих у процесі моделювання однієї реалізації посадки, системи «ЛВЗП – корабель» при посадці на рухому платформу в умовах нерегулярного морського хвилювання в 5 балів та випадкового вітрового впливу наведено на рисунку 3.9.

Результати розрахунків показують, що:

- час приземлення БЛА з вихідної точки на рухому платформу становить $t_{ln d} = 8.81c$;

- кут тангажу БЛА в момент приземлення дорівнює $\vartheta_a = -3.17^\circ$;

- кут нахилу палуби корабля (кут кіля) дорівнює $\psi_{sh} = 0.22^\circ$;

- помилка приземлення по осі OX_g в момент приземлення дорівнює |

$$\left| X_{a,ln d} - X_{sh,ln d} \right| = 1.17 \text{ м.};$$

- відносна вертикальна швидкість приземлення БЛА на палубу дорівнює $\left| V_{y,a,ln d} - V_{y,sh,ln d} \right| = 1.13 \text{ м / с.}$

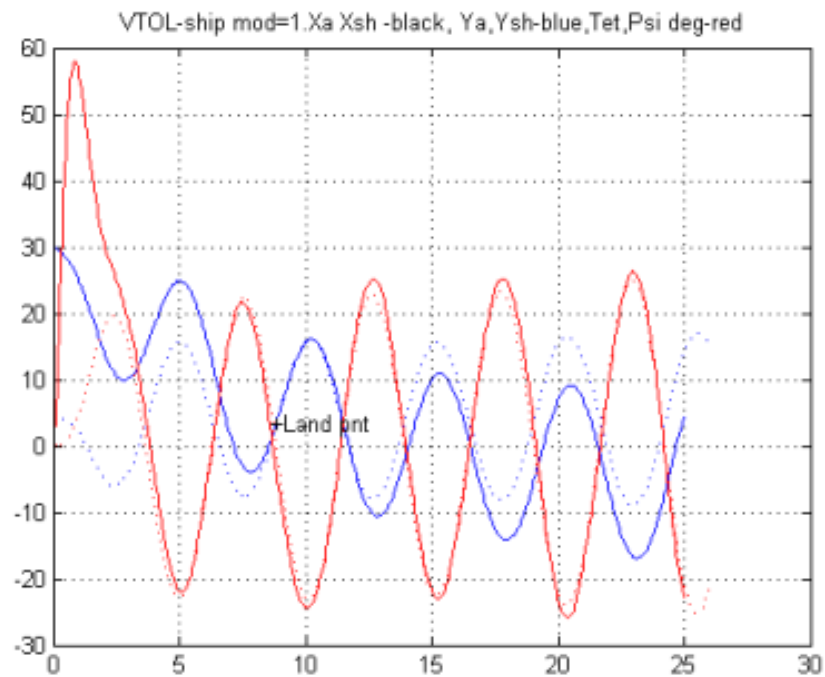


Рисунок 3.9 – Графік основних параметрів, отриманих у процесі моделювання однієї реалізації посадки, системи «ЛВЗП – корабель» при посадці на рухому платформу в умовах нерегулярного морського хвилювання в 5 балів та випадкового вітрового впливу

3.5. Моделювання посадки БЛА типу СВПП на судно при дії збурень та шумів вимірів

Структурна схема моделі системи управління посадки БЛА типу ЛВЗП (VTOL) на необладнаний майданчик судна в умови морського хвилювання та вітрових збурень, і за доступності вимірювань усіх необхідних координат вектора стану моделі «ЛВЗП-судно», включає до свого складу наступні основні модулі:

- модуль моделі динаміки поздовжнього руху ЛВЗП з оптимальним регулятором при дії випадкового вітрового збурення;
- модуль моделі динаміки поздовжнього руху судна за умови нерегулярного морського хвилювання;
- модуль формування регулярної складової морського хвилювання;

- модуль формування випадкової складової морського хвилювання;
- модуль формування випадкового вітрового збурення.

Структура системи управління та імітаційне моделювання проводилося за допомогою пакету Simulink середовища Matlab.

Інтегрування рівнянь системи при моделюванні здійснювалося з використанням вирішувача *ode23s*, призначеного для дослідження «жорстких» диференціальних рівнянь.

Графічне зображення структури системи управління наведено рисунку 3.10.

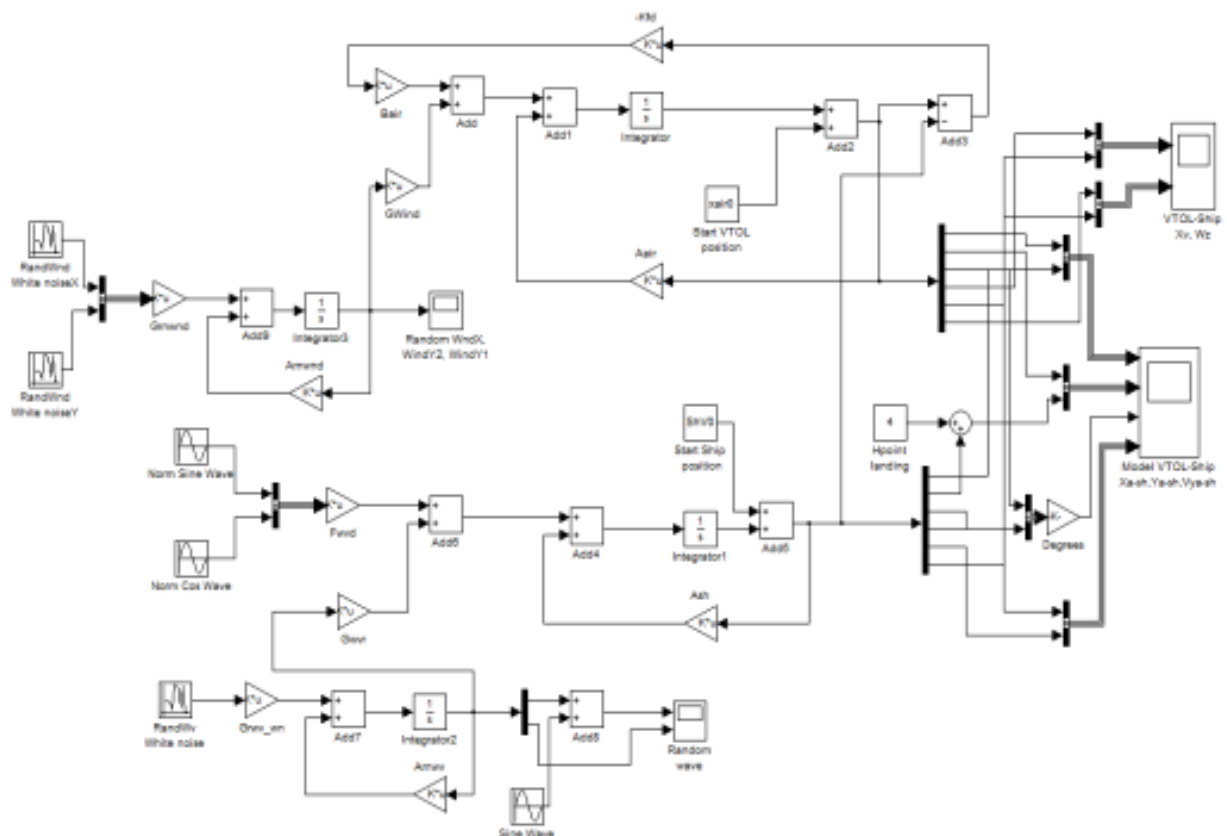


Рисунок 3.10 – Структурна схема моделі системи управління посадки БЛА типу ЛВЗП

На рисунку 3.11 наведено приклад зміни швидкості $V_{a,x}$ БЛА відносно швидкості судна $V_{sh,x}$ в м/с, а також зміна кутової швидкості $\omega_{z,a}$ БЛА та

кутової швидкості $\omega_{z,sh}$ в рад/с судна при імітаційному моделювання посадки.

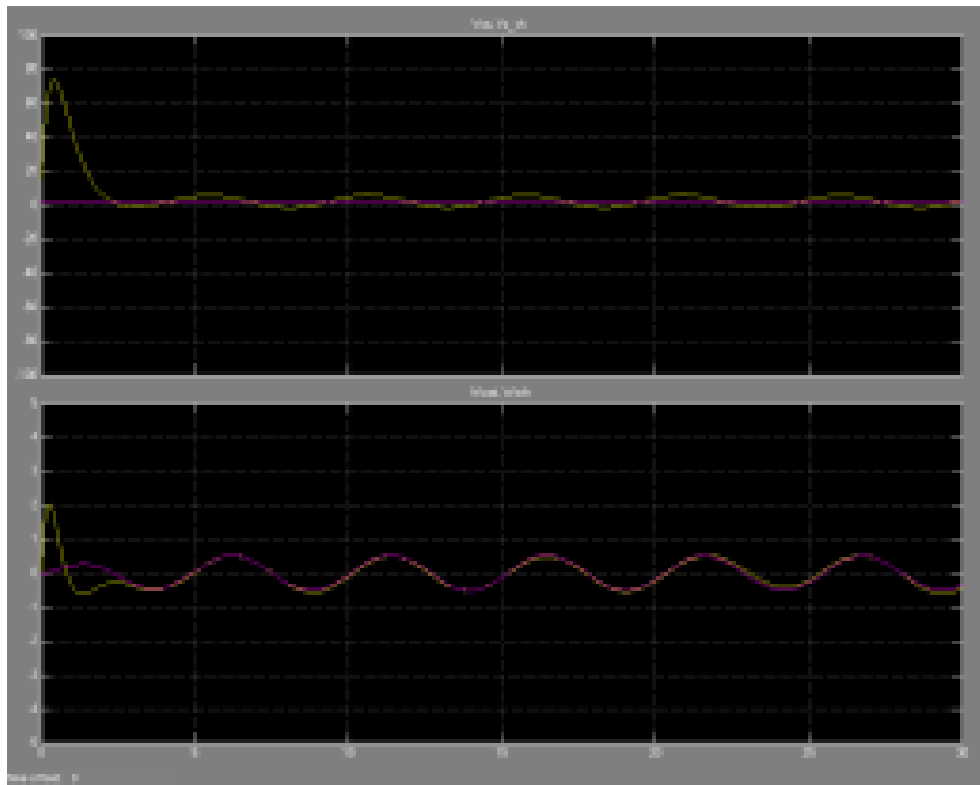


Рисунок 3.11 – Графіки прикладів зміни швидкості $V_{a,x}$ БЛА щодо швидкості судна $V_{sh,x}$ в м/с, а також зміна кутової швидкості $\omega_{z,a}$ БЛА та кутової швидкості $\omega_{z,sh}$ в рад/с судна.

На рисунку 3.12 наведено приклади реалізації зміни у часі відстані від опорної точки по осі OX літального апарату та судна (X_a, X_{sh}) в метрах, зміни вертикальних переміщень БЛА та судна (Y_a, Y_{sh}) в метрах, кута тангажу БЛА та кильового кута судна (ϑ_a, ψ_{sh}) в градусах, зміни вертикальних швидкостей БЛА та судна ($V_{y_a}, V_{y_{sh}}$) в м/с.

Структурна схема моделі системи управління посадкою ЛВЗП на необладнану майданчик судна з урахуванням шумів об'єктів (БЛА, судно) та шумів вимірювань виходів з врахуванням шумів вимірювальної візуальної інформації включає в свій склад наступні модулі:

- модуль динаміки посадки ЛВЗП на необладнаний майданчик судна,

який насправді представляє собою схему, наведену рисунку 3.10;

- модуль імітації білих шумів об'єктів (БЛА та судна);
- модуль імітації білих шумів вимірів;
- модуль моделі візуальної підсистеми, що формує результати вимірів

вектора $d_{ln,a,sh} = (X_a - X_{sh}, Y_a - Y_{sh}, V_{x,a} - X_{x,sh}, V_{y,a} - X_{y,sh}, \omega_{z,a} - \omega_{z,sh})^T$ з врахуванням помилок вимірів;

– модуль моделі інерційної підсистеми, що формує результати вимірювань вектора $y_{ln,a} = (X_{a,g}, Y_{a,g}, \omega_{a,z})^T$ з врахуванням помилок вимірювань;

– модуль оцінки вимірювань, збудований у вигляді фільтра Калмана відповідної розмірності, призначений для отримання оцінок векторів станів БЛА, судна, моделі хвилювання та моделі вітрового збурення.

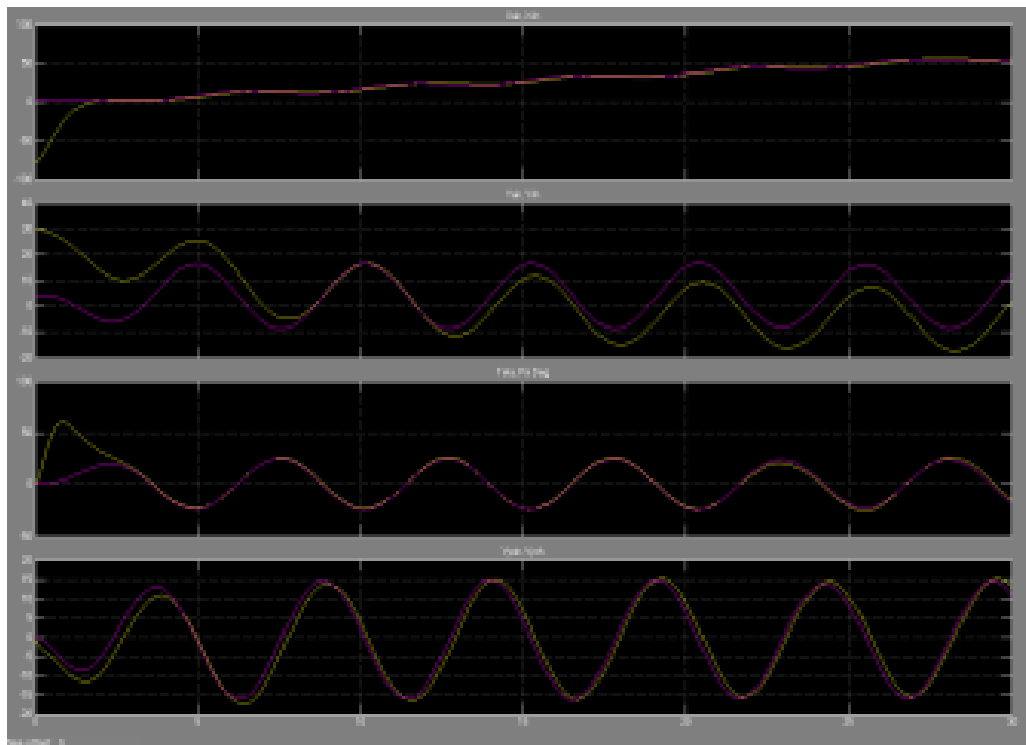


Рисунок 3.12 – Графіки прикладів реалізації зміни у часі відстані від опорної точки по осі OX літального апарату та судна (X_a, X_{sh}) в метрах, зміни вертикальних переміщень БЛА та судна (Y_a, Y_{sh}) в метрах, кута тангажу БЛА та кильового кута судна (ϑ_a, ψ_{sh}) в градусах, зміни вертикальних швидкостей БЛА та судна ($V_{y_a}, V_{y_{sh}}$) в м/с.

При моделюванні не враховувалося запізнення, обумовлене роботою алгоритмів візуальної підсистеми при обробці поточної відеоінформації.

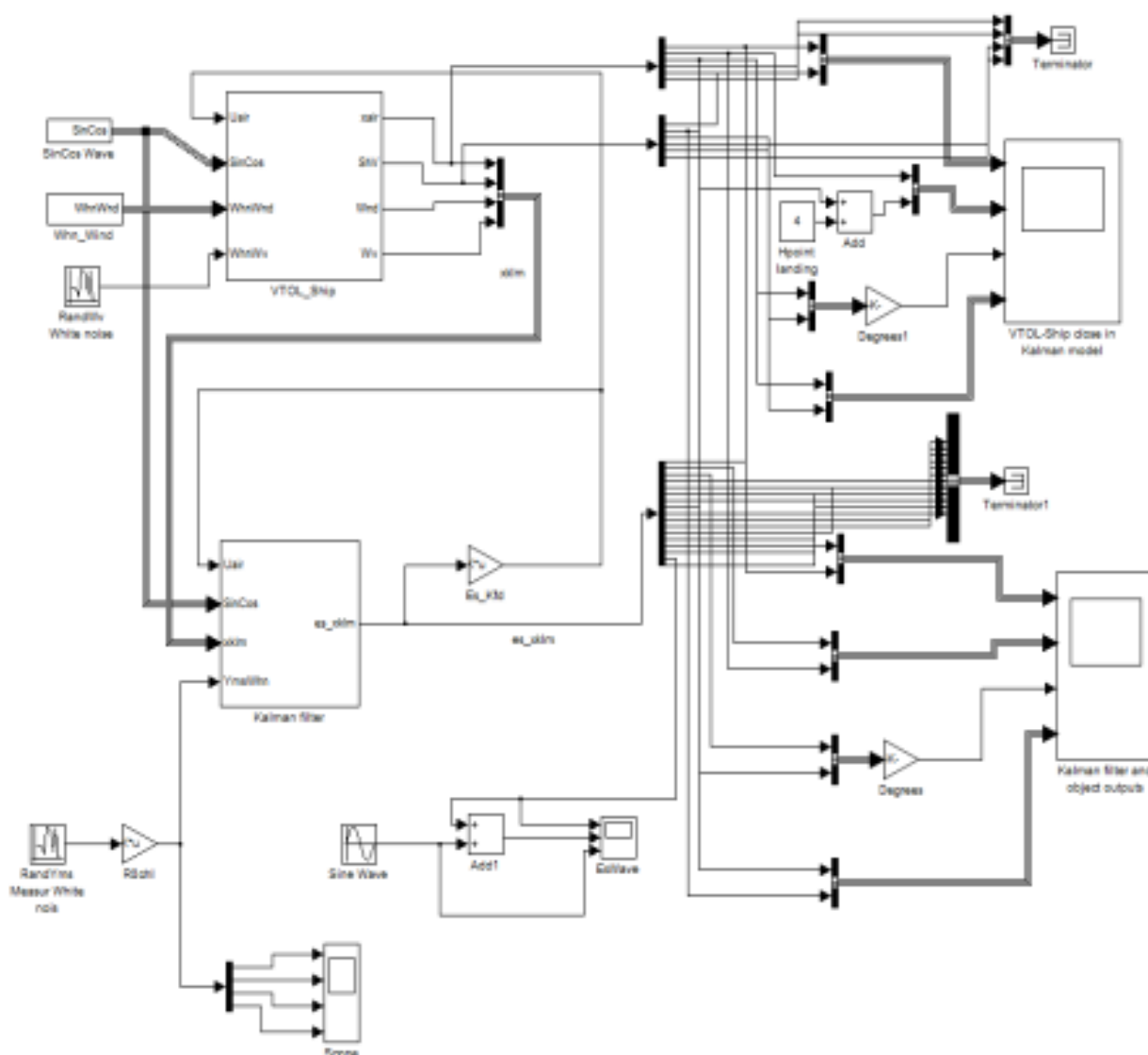


Рисунок 3.13 – Графічне зображення структурної схеми моделі системи управління посадки ЛВЗП на судно з врахуванням шумів вимірів

моделі вимірів.

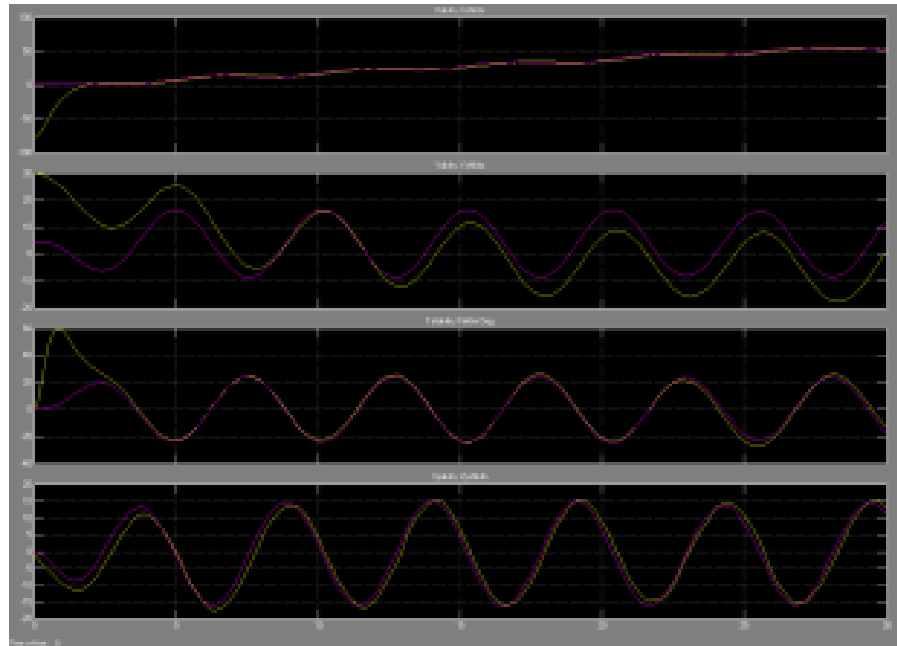


Рисунок 3.14 – Графіки перехідних процесів моделі посадки «ЛВЗП – судно» в умовах хвилювання та вітрового збурення з врахуванням шумів моделі вимірів.

На рисунку 3.15 наведено оцінки координат на виході фільтра Калмана та на виходах блоку моделювання системи «ЛВЗП-судно» на етапі посадки.

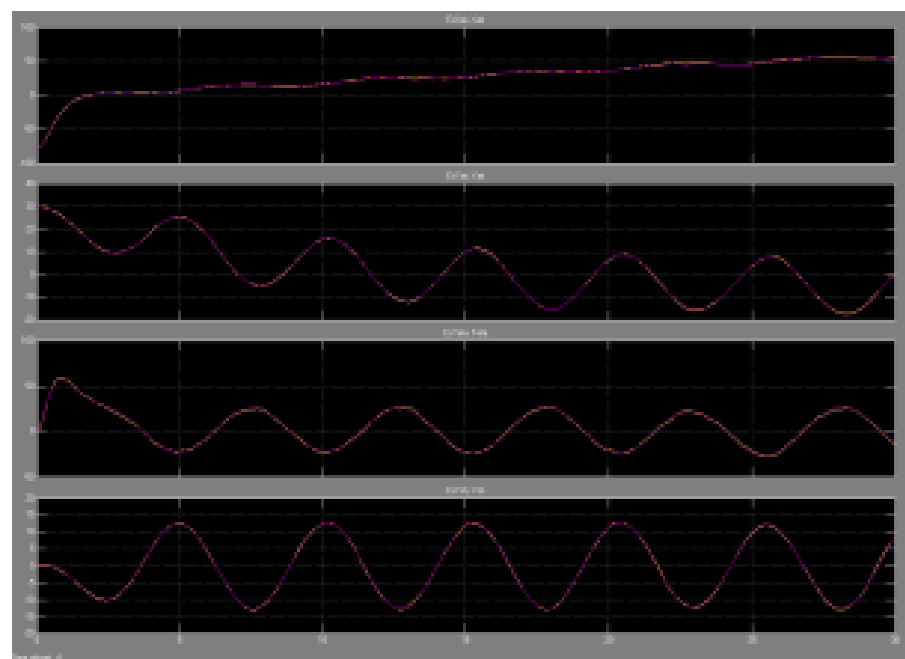


Рисунок 3.15 – Графіки оцінки координат на виході фільтра Калмана та на виходах блоку моделювання системи «ЛВЗП-судно» на етапі посадки.

Приклад оцінки виходів моделі морського хвилювання на виході фільтра Калмана наведено на рисунку 3.16.

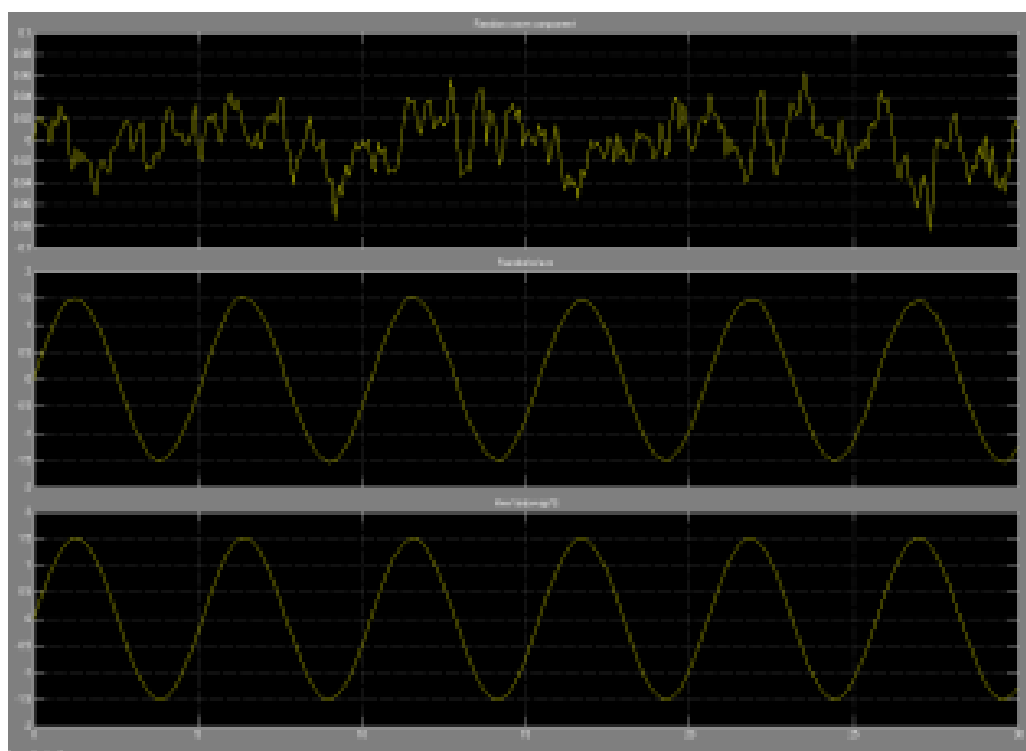


Рисунок 3.16 – Графіки оцінки виходів моделі морського хвилювання на виході фільтра Калмана.

З наведених на рисунках графіків перехідних процесів 3.11-3.12 та 3.14-3.16 можна зробити висновок, що система управління посадкою з компенсацією морського хвилювання та вітру за допомогою фільтрів Кальмана цілком працездатна і виконує поставлені задачі.

ВИСНОВКИ

- 1) Дослідження оптимальних систем пошуку корабля
- 2) Проаналізовано та змодельовано поведінку БЛА при вітрових збуреннях.
- 3) Досліджено на моделі динаміку поведінки рухомої платформи при різних хвильових збуреннях.
- 4) Побудовано фільтр Калмана-Бьюсі, який з високою точністю, при наявності шумів, аналізує та оцінює параметри векторів стану БЛА, судна, моделі хвилювання на морі та моделі вітрового збурення.
- 5) Розробка імітаційної моделі посадки БЛА на необладнану палубу корабля.
- 6) Дослідження та моделювання поздовжнього руху БЛА типу ЛВЗП в умовах різних погодних умов.
- 7) Синтезовано системи з оптимальним регулятором, що забезпечує прийнятні перехідні характеристики під час посадки БЛА
- 8) Здійснено моделювання роботи системи управління БЛА з оптимальним регулятором у вигляді зворотного зв'язку за станом та фільтром Калмана-Бьюсі за наявності вітрового навантаження та шумів.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- 1) Гребенников А.Г., Мялица А.К., Парфенюк В.В. и др. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов. – Харьков, ХАИ, 2008, – 381стр.
- 2) Хафер К., Закс Г. Техника вертикального взлета и посадки. – М.: Мир, 1985. – 376 с
- 3) Режим, диагноз и прогноз ветрового волнения в морях и океанах. Под ред. Е.С. Нестерова. - Росгидромет, 2013. – 337 с
- 4) Описание модели NASA аппарата вертикального взлета и посадки: Bodson M., Athans M. Multivariable Control of VTOL Aircraft for Shipboard Landing. / NASA Report, 1985. – 22p
- 5) Garratt M., Pota H., Lambert A., Eckley-Maslin S and Farabet C. Visual Tracking and Lidar Relative Positioning for Automated Launch and Recovery of Unmanned Rotocraft from Ships at Sea. / Naval Engineers Journal, 2009. – pp.99-110
- 6) Форсайд Д., Понс Ж. Компьютерное зрение. Современный подход. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2004. – 928 с. – ISBN 5-8459-0542-7.
- 7) Arora S., Jain S., Scherer S. and etc. Infrastructure - free Shipdeck Tracking for Autonomous Landing. / Int. Conference on Robotics and Automation, 2013. – pp. 323-332. – ISBN 978-1-4673-5643-5.
- 8) Fefilatiev S. Algorithms for Visual Maritime Surveillance with Rapidly Moving Camera. / PhD Thesis, University of South Florida, 2012. – 97 p.
- 9) Модель турбулентности атмосферы. Характеристики. Отраслевой стандарт ГОСТ 1 02514-84, 1984. – 13 с.
- 10) Медведев В.С., Потемкин В.Г. Control System Toolbox. Matlab для студентов. – М.: Диалог-МИФИ, 1999. – 287 стр. – ISBN 5-86424-136-х.
- 11) Кузнецов Д.Ф. Стохастические дифференциальные уравнения: теория и практика численного решения. – СПб.: Изд-во Политехнического ун-та, 2010. – 786 с. - ISBN: 978-5-7422-2448-8.

12) Кудрявцев П.С. Линейные детерминированные и стохастические системы: Лекции, практикум решения задач, примеры решения задач в среде Matlab. (Электронный ресурс [http: // www. twirpx. com/file/1880551/](http://www.twirpx.com/file/1880551/)), 2016. – 526 стр.

13) Медведев В.С., Потемкин В.Г. Control System Toolbox. Matlab для студентов. – М.: Диалог-МИФИ, 1999. – 287 стр. – ISBN 5-86424-136-х.

14) Fitch O., Mehra K. Image-Based Navigation for Shipboard Landing. / NAVY TAP, 2014, (электронный ресурс, [http: // www.ssci. can](http://www.ssci.can) – дата обращения 21-03-2016). – 15 р.

15) Yang S., Scherer A., Zell A. An Onboard Vision System for Autonomous Takeoff, Hovering and Landing of a Micro Aerial Vehicle. / Journal of Intelligent & Robotic Systems, N. 69, 2013. – pp. 499 – 515.

16) Benhimane S., Malis E. Homography – based 2D Visual Tracking and Servoing. The International Journal of Robotics Research, Vol. 26, No.7, 2007. – pp. 661-676.

17) Lange S., Sunderhauf N., Protzel P. A Vision Based Onboard Approach for Landing and Position Control of an Autonomous Multicopter UAV in GPS-Denied Environments. / Int. Conference on Advanced Robotics, 2009. – pp. 1-6. – ISBN 978-1-4244-4855-5.

18) Подоплекин Ю.Ф., Толмачев С.Г., Шаров С.Н. Информационно-управляющая система приведения беспилотных летательных аппаратов на движущееся судно. / Информационно-управляющие системы, N. 3, 2012. – стр. 22 – 28.

19) В.В. Колосов, В.Н. Лившиц, А.Г. Шахназаров. Методические рекомендации по оценке эффективности инвестиционных проектов. 2000. – 234 стр.

20) Anthony J. Dietz, William E. Audette, Jed C. Wilbur, Christian H. Passow. Hearing Protection for Extreme Noise, 162nd Acoustical Society of America Meeting. 2011 - pp 4.

ДОДАТКИ