

Харківський національний університет радіоелектроніки

Факультет навчально-науковий центр заочної форми навчання

Кафедра електронних обчислювальних машин

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Спеціальність 123 «Комп'ютерна інженерія»
(код і повна назва)

Тип програми освітньо-наукова
(освітньо-професійна або освітньо-наукова)

Освітня програма Системне програмування
(повна назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ:

Зав. кафедри _____
(підпис)

“ _____ ” _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

студенту Самойленку Денису Віталійовичу
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи Модель класифікації повітряних суден порушників повітряного простору

затверджена наказом по університету від “ 29 ” березня 2021 р. № 38 Стз

2. Термін подання студентом роботи до екзаменаційної комісії 15 травня 2021 р.

3. Вхідні дані до роботи _____

літальні апарати

модель класифікації

розпізнавання зображень

4. Перелік питань, що потрібно опрацювати у роботі _____

Аналіз предметної області

Математична модель класифікації повітряних суден з використанням оптичного каналу

Проведення експериментів

5. Перелік графічного матеріалу із зазначенням креслеників, схем, плакатів, комп'ютерних ілюстрацій (слайдів) 22 слайди

6. Консультанти розділів роботи (заповнюється за наявності консультантів згідно з наказом, зазначеним у п.1)

Найменування розділу	Консультант (посада, прізвище, ім'я, по батькові)	Позначка консультанта про виконання розділу	
		підпис	дата

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№	Назва етапів роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1	Аналіз предметної області	29.03.2021–10.04.2021	
2	Дослідження існуючих методів та моделей	11.04.2021–26.04.2021	
3	Розробка моделі	27.04.2021–29.04.2021	
4	Моделювання та перевірка роботи моделі	30.04.2021–02.05.2021	
5	Отримання та аналіз результатів	03.05.2021–06.05.2021	
6	Оформлення пояснювальної записки	07.05.2021–13.05.2021	

Дата видачі завдання 29 березня 2021 р.

Студент _____
(підпис)

Керівник роботи _____
(підпис)

проф. Олізаренко С.А.
(посада, прізвище, ініціали)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи: 67 с., 35 рис., 1 дод., 20 джерел.

ПОВІТРЯНЕ СУДНО, КЛАСИФІКАЦІЯ, МОДЕЛЬ, КАРТА
КОХОНЕНА, НЕЙРОННА МЕРЕЖА.

Метою кваліфікаційної роботи є аналіз моделей функціонування систем розпізнавання та визначення просторового становища літальних апаратів у реальному часі на основі методів обчислювальної геометрії.

У ході виконання кваліфікаційної роботи досліджено математичну модель класифікації повітряних суден з використанням оптичного каналу. Застосовано методи обчислювальної геометрії для вирішення задач визначення просторового становища літальних апаратів за зовнішніми контурами та опорними точками; застосовано метрики суміщення зовнішніх контурів на вирішення завдання розпізнавання літальних апаратів на динамічних зображеннях у польоті.

ABSTRACT

Master's thesis: 67 pages, 35 figures, 1 appendices, 20 sources.

AIRCRAFT, CLASSIFICATION, MODEL, COCHONE MAP, NEURAL NETWORK.

The major goal of this thesis is the analysis of models of the functioning of recognition systems and the designation of the space station of air vehicles in a real hour on the basis of methods of computational geometry.

In order to a mathematical model for the classification of repeating ships with the best optical channel was completed. The methods of computational geometry for the accomplishment of the tasks of the designation of the space station of the lethal vehicles behind the outer contours and reference points were developed; the metrics of the summation of the sound contours on the basis of the recognition of the lethal devices on the dynamic images at the floor were fixed.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, ОДИНИЦЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ	7
ВСТУП	8
1 АНАЛІЗ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ	10
1.1 Постановка завдань розпізнавання та позиціонування.....	10
1.2 Існуючі методи розпізнавання зображень	12
1.2.1 Проблеми розпізнавання зображень	12
1.2.2 Методи розпізнавання літальних апаратів	14
1.3 Огляд методів обчислювальної геометрії.....	20
2 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ КЛАСИФІКАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН З ВИКОРИСТАННЯМ ОПТИЧНОГО КАНАЛУ	28
2.1 Параметри оптичного каналу.....	28
2.2 Завдання просторового положення повітряного судна.....	30
2.3 Метод зовнішніх контурів.....	36
3 ОЦІНКА ТОЧНОСТІ АЛГОРИТМІВ ПОЗИЦІОНУВАННЯ	45
ВИСНОВКИ.....	53
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ	54
ДОДАТОК А Графічний матеріал кваліфікаційної роботи.....	56

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, ОДИНИЦЬ, СКОРОЧЕНЬ
І ТЕРМІНІВ

ПС – повітряне судно

ШНМ – штучна нейронна мережа

ВСТУП

Важливою сферою застосування оптико-електронних систем є завдання розпізнавання в реальному часі літальних апаратів на тлі небосхилу і наземних об'єктів на тлі поверхні, що підстилає, в умовах істотних перешкод з високою ймовірністю правильного розпізнавання.

У прикладних завданнях при цьому додатково потрібно досить точно визначити просторове становище об'єктів спостереження заданої системі координат. Дана робота присвячена завданням розпізнавання та визначення просторового становища літальних апаратів. При цьому робота систем розпізнавання у час забезпечується завдяки використанню ефективних алгоритмів обчислювальної геометрії. Зокрема, такий підхід дозволив на стандартній оптико-електронній та обчислювальній апаратурі реалізувати прототип системи, що здійснює в лабораторних умовах реального часу розпізнавання масштабних фізичних моделей літальних апаратів, що імітують різні режими польоту на тлі небосхилу.

Зв'язок між завданнями розпізнавання образів та обчислювальної геометрії була встановлена в роботі Ф. Розенблата [1] та роботі М. Мінського та С. Пейперта [2] практично відразу при виникненні цих гілок науки і техніки. У явному вигляді зв'язок між розпізнаванням образів та обчислювальною геометрією був сформульований у роботі [2] під оригінальною англійською назвою "Perceptrons: An Introduction to Computational Geometry".

Тим не менш, важливі для прикладних додатків завдання розпізнавання та визначення просторового становища об'єктів спостереження в реальному часі в умовах перешкод не набули алгоритмічних і схемних рішень, що задовольняють сучасним вимогам. Це свідчить про актуальність обраної тематики даної роботи. Робота присвячена розробці алгоритмів систем розпізнавання літальних апаратів на динамічних та статичних зображеннях.

Алгоритми розпізнавання на динамічних зображеннях застосовуються для розпізнавання літальних апаратів у польоті на тлі небосхилу в оптичному канал. Алгоритми розпізнавання на статичних зображеннях застосовуються для розпізнавання літальних апаратів на супутникових зображеннях і натомість аеродрому. При розпізнаванні літальних апаратів на динамічних зображеннях актуальне завдання організації роботи системи в реальний час. У даній роботі розпізнавання у реальному часу досягається завдяки використанню оптимальних за кількістю операцій алгоритмів обчислювальної геометрії, раціональної організації довготривалої пам'яті та перенесення обчислень на етап передобробки. У разі розпізнавання літальних апаратів у польоті належна ймовірність правильного розпізнавання досягається завдяки підвищенню точності розв'язання задачі визначення просторового становища. У разі розпізнавання наземних об'єктів через лазерний канал з авіаційного носія, належна ймовірність правильного розпізнавання досягається завдяки побудові необхідної кількості еталонних зображень віртуальних цифрових моделей.

Метою кваліфікаційної роботи є аналіз моделей функціонування систем розпізнавання та визначення просторового становища літальних апаратів у реальному часі на основі методів обчислювальної геометрії.

Досягнення мети роботи забезпечується завдяки вирішенню наступних завдань:

- застосування методів обчислювальної геометрії для вирішення задач визначення просторового становища літальних апаратів за зовнішніми контурами та опорними точками;
- застосування метрики Никодима суміщення зовнішніх контурів на вирішення завдання розпізнавання літальних апаратів на динамічних зображеннях у польоті;
- розробка методу виділення елементів конструкції літальних апаратів для вирішення завдання розпізнавання літальних апаратів на статичних зображеннях.

1 АНАЛІЗ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ

1.1 Постановка завдань розпізнавання та позиціонування

Основним завданням роботи є розробка математичного та програмного забезпечення систем розпізнавання об'єктів складної геометричної форми: літальних апаратів у польоті в оптичному каналі. При розпізнаванні літальних апаратів у польоті фоном є небосхил, причому розпізнавання має здійснюватися у реальному часі. Крім того, при практичному вирішенні завдання, крім класу літального апарату, необхідна інформація про його просторове становище.

У роботі розпізнавання літальних апаратів складається на статичних супутникових зображеннях, тому завдання розпізнавання класу літального апарату у часі не ставиться. Принцип роботи систем розпізнавання, що розробляються, показаний на рисунку 1.1, де за основу взято завдання розпізнавання літальних апаратів у польоті на фоні небосхилу.

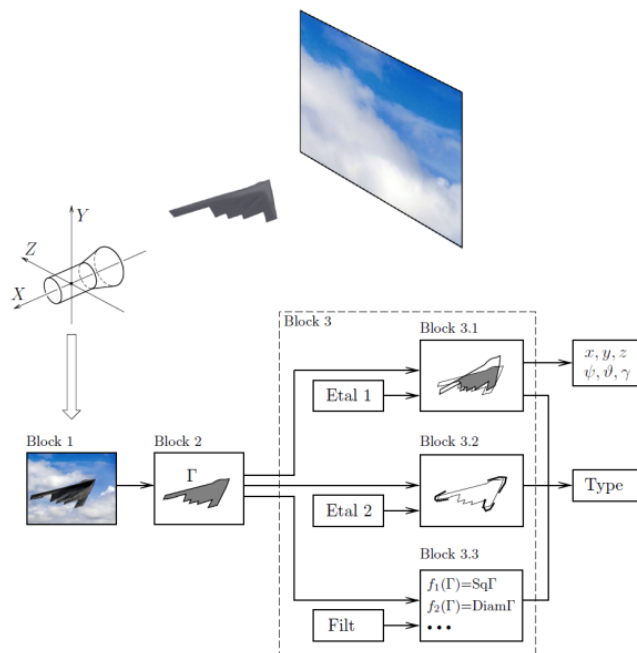


Рисунок 1.1 – Принцип роботи системи розпізнавання

Взаємне розташування оптичного каналу, об'єкта, що розпізнається, і фону показано зверху рисунку. Знизу на рисунку 1.1 показано процеси передачі та обробки інформації при вирішенні задачі розпізнавання. З оптичного каналу зображення надходить у Блок 1, якому здійснюється його попередня обробка. У Блоці 2 здійснюється виділення розпізнаваного об'єкта на тлі поверхні. Залежно від конкретного завдання розпізнавання засобом виділення об'єкта, що розпізнається, є замкнуті контури Γ , а саме межі яскравостей (у разі розпізнавання літальних апаратів у оптичному каналі) або межі висот та відстаней (у разі розпізнавання наземних об'єктів у лазерному каналі).

У Блоці 3 здійснюється розпізнавання виділеного об'єкта. При розпізнаванні літальних апаратів на тлі небосхилу (блок 3.1) вирішальне правило формулюється в термінах метрики Нікодима відносної нев'язки площ контурів об'єкта та зразків.

При розпізнаванні літальних апаратів на тлі аеродрому (блок 3.2) вирішальне правило формулюється в результаті аналізу взаємного розташування основних елементів конструкції літального апарату (ніс, розмахи та закладення крил та стабілізаторів), апроксимованих еталонними елементами конструкції. Відповідні зразки літальних апаратів та елементів їх конструкції надходять у блоки 3.1 і 3.2 зі сховищ Etal 1 і Etal 2.

Розпізнавання наземних об'єктів у лазерному каналі на тлі підстилаючої поверхні (блок 3.3) вирішальне правило формулюється в термінах геометричних фільтрів (площа $Sq\Gamma$, діаметр $Diam\Gamma$ та ін.), що застосовуються до замкнутого контуру Γ . Набір геометричних фільтрів надходить у Блок 3.3 із сховища Filt. В результаті роботи блоків розпізнавання 3.1, 3.2 та 3.3 визначається тип об'єкта у заданому класі. Додатково у блоці 3.1 визначаються лінійні та кутові координати просторового положення об'єкта в системі координат оптичного каналу XYZ.

Приклади класів літальних апаратів та наземних об'єктів, рамках яких здійснюється розпізнавання у реальному часі, показані рисунку 1.2.

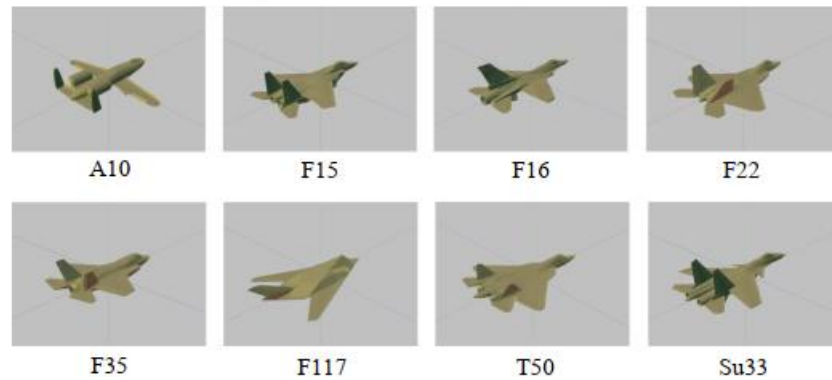


Рисунок 1.2 – Класи літальних апаратів при розпізнаванні у реальному часі

Перевірка роботи системи розпізнавання наземних об'єктів на фоні підстилаючій поверхні в лазерному каналі здійснювалася в режимі математичного моделювання при різних кутах місця та відстанях до об'єкту. Перевірка роботи системи розпізнавання літальних апаратів у полі на тлі небосхилу в оптичному каналі здійснювалася на записах польотів літальних апаратів у реальних умовах відеоспостереження та лабораторних умовах на відеозаписах імітацій польотів літальних апаратів з допомогою їх масштабних моделей. Основними параметрами прототипу апаратної реалізації системи розпізнавання літальних апаратів у польоті для оптичного каналу: частота кадрів – 24 Гц, розміри приймальної матриці – 720×576 пікселів; для обчислювального пристрою: тактова частота – 3 ГГц, обсяг оперативної пам'яті – 4 Гб, об'єм довготривалої пам'яті – 256 Мб.

1.2 Існуючі методи розпізнавання зображень

1.2.1 Проблеми розпізнавання зображень

Проблема розпізнавання образів в автоматичних та автоматизованих системах управління набула розвитку в середині минулого століття одночасно з розвитком інформатики та до 60-х років сформувалася в

самостійну дисципліну. На даний момент розпізнавання образів можна розглядати як один із методів системного аналізу [13-19]. Необхідність системного підходу до завдань розпізнавання образів обумовлена низкою причин. По-перше розпізнавання образів часто є одним із джерел інформації для систем управління при виробленні керуючого рішення та прогнозування [14, 15]. По-друге, робота системи розпізнавання залежить від вимірювальних та обчислювальних засобів системи загалом [14]. Таким чином, у багатьох практичних випадках цілі систем розпізнавання образів підпорядковані завданням систем управління найвищого рівня. Більш явно місце системи розпізнавання образів у загальній структурі системи управління показано на рисунку 1.3.

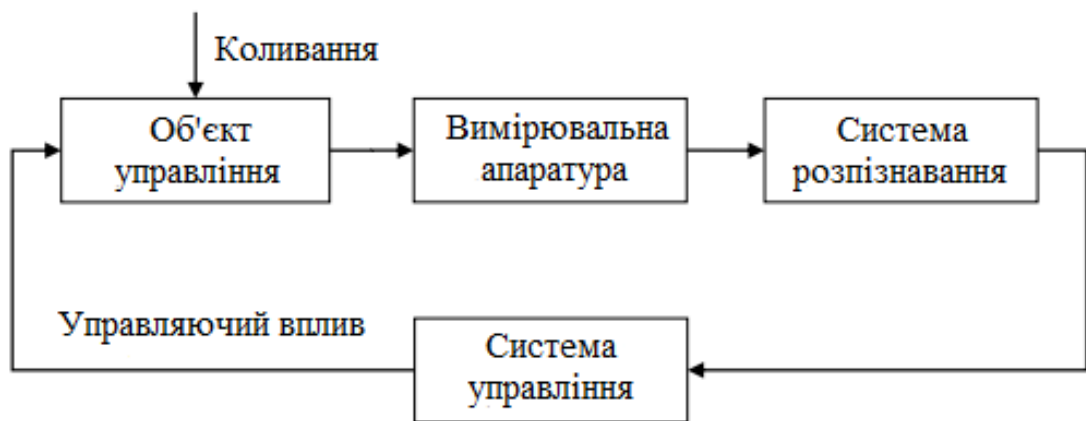


Рисунок 1.3 – Структура системи управління

Під час створення системи розпізнавання образів формується алфавіт класів $\Omega = \{\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_N\}$ та словник ознак $x = \{x_1, x_2, \dots, x_K\}$, якими характеризується кожний клас. Узагальнена структура системи розпізнавання представлена на рисунку 1.4.

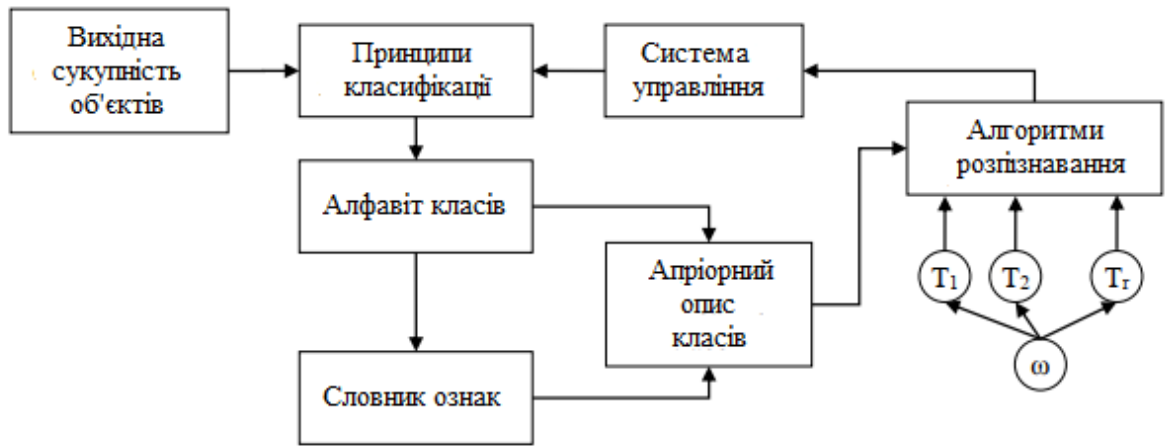


Рисунок 1.4 – Структура системи розпізнавання

Вихідна сукупність об'єктів відповідно до обраного принципу класифікації поділяються на класи та для кожного класи обчислюється ап'юрна інформація про об'єкти цього класу. Коли невідомий об'єкт w надходить у систему розпізнавання, обчислюються апостеріорна інформація про нього у вигляді ознак x_1, x_2, \dots, x_n . Далі алгоритм розпізнавання зіставляє ап'юрну інформацію про класи та апостеріорну інформацію про об'єкт, що розпізнається, і намагається віднести об'єкт одного з класів.

1.2.2 Методи розпізнавання літальних апаратів

Основою методу розв'язання задачі розпізнавання літальних апаратів на тлі небосхилу є рішення завдання визначення їх просторових положень. Існуючий метод визначення просторового становища літального апарату (трьох лінійних та трьох куткових координат) полягає у відповідній обробці його зовнішнього контуру G . В результаті за зовнішнім контуром G з достатнім ступенем точності визначаються координати (x, y) проекції центру літального апарату, трійка кутів (k, t, r) просторового повороту та відстань ρ до літального апарату. Варто зазначити, що метод визначення координат просторового положення літального апарату не є точним, оскільки за точку

(x , y) проекції центру літального апарату приймається центр мас області, укладеної всередині контуру G .

Можливість отримання точного рішення у задачі визначення просторового становища полягає в тому, що реальне та еталонні зображення літального апарату поєднуються над площині приймальної матриці, але в одиничній сфері.

У даній роботі викладено та реалізовано два методи точного визначення просторового становища літального апарату: метод опорних точок та метод зовнішніх контурів. Ідея методу зовнішніх контурів близька до ідеології роботи і полягає в використанні віртуальної сферичної приймальної матриці замість фізичних плоских.

Зокрема, запропоновані у роботі методи дозволяють вирішувати задачу визначення просторового становища літальних апаратів у перспективних системах панорамного огляду. Представлені у роботі [20] експериментальні результати показують досить високу ймовірність порядку 85-95% правильного розпізнавання на реальних відеозображеннях польотів літальних апаратів. Проте викладені у цій роботі результати програмної реалізації показують, що з числа літальних апаратів порядку 10-14 час, що витрачається на обробку одного кадру, виявляється рівним близько 3000-4000 мс. Зокрема, така висока тимчасова затримка не дозволяє використовувати цю програмну реалізацію при вирішенні задач розпізнавання у часі. Зокрема, при частоті кадрів 25 Гц необхідний час обробки одного кадру має бути не 3000-4000 мс, а 30-40 мс. Іншими словами, швидкість процесу розпізнавання має бути збільшена в 100 разів, що вимагає якісно інших програмних та математичних засобів.

Пропонована у роботі програмна реалізація розв'язання задачі розпізнавання літальних апаратів заснована на використанні алгоритмів із передобробкою, дозволяють істотно прискорити обчислення нев'язки контурів по метриці Нікодима. В результаті час, що витрачається на обробку одного кадру, виявляється достатнім для вирішення задачі розпізнавання в

реальний час.

У роботі [20] описано алгоритм розбиття бінаризованого зображення літального апарату на компоненти зв'язності. Приклад даного розбиття показаний рисунку 1.5.

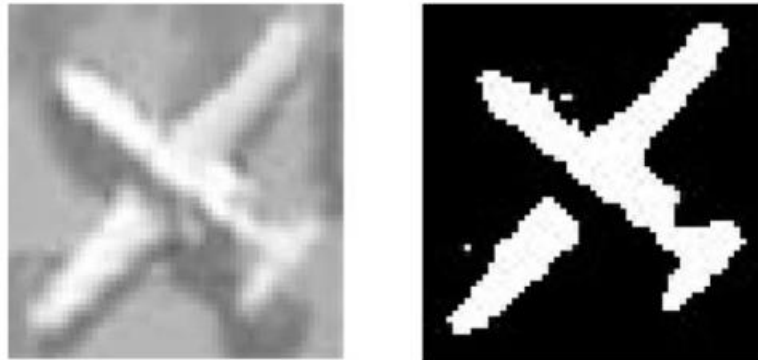


Рисунок 1.5 – Компоненти зв'язності літального апарату

Розпізнавання літальних апаратів здійснюється за їх компонентів зв'язності на основі теорії моментів з урахуванням властивостей симетрії геометричних форм.

У роботі [20] дана класифікація сегментів компонент зв'язності літальних апаратів на фоні аеродрому. Викладений у роботі [20] алгоритм роботи системи розпізнавання, заснований на побудові ланцюжків фільтрації для кожного сегмента кожної моделі літального апарату з заданого класу.

Геометричною основою даного алгоритму є те, що при підвищенні порогової яскравості k від мінімального значення 0 до максимального значення 255 межі яскравості утворюють упорядковане по вкладення сімейство замкнутих контурів. Тому для кожного сегмента літального апарату на реальному зображенні існує такий діапазон яскравостей $k_0 \leq k \leq k_1$, у якому відповідні межі яскравостей найкращим чином виділяють будок даного сегмента.

Тим не менш, у деяких випадках не вдається належним чином виділити межі сегментів і тоді використовуваний у роботі [20] алгоритм призводить до

помилки розпізнавання. Наприклад, внаслідок просторової форми літального апарату при похилих ракурсах його реальне зображення може істотно відхилитися від ідеального зображення виду зверху, що призводить до деформацій меж сегментів.

Крім того, межі сегментів можуть захоплювати сторонні об'єкти (при їх примиканні до корпусу літального апарату) та частини поверхні аеродрому (через локальне засвічення або особливості стоянки). У цих випадках межами яскравостей вдається виділити лише окремі елементи конструкції літального апарату (ніс, розмахи та закладення крила, розмахи та закладення горизонтального стабілізатора).

У даній роботі буде викладено алгоритм розпізнавання літальних апаратів за їх елементами конструкції. Спільне використання алгоритмів розпізнавання по сегментів літальних апаратів та елементів конструкції літальних апаратів надає потенційну можливість збільшення ймовірності правильного розпізнавання.

У роботах [19-20] описано алгоритм розпізнавання на основі зіставлення зображення літальних апаратів та його тіні з еталонними зображеннями, отриманими в результаті рендерингу 3D моделей літальних апаратів заданого класу. Особлива увага приділяється перенесенню обчислень з CPU на GPU CUDA. Час розпізнавання зображення при 70 моделях складає близько 4.5 с.

У роботі [20] описано алгоритм розпізнавання літальних апаратів на основі двовимірного фільтра Габова, що обчислюється при різних трансформаціях вхідного зображення. Алгоритм працює на зображеннях літальних апаратів, як на рисунку 1.6.

У роботі [20] описані алгоритми виділення літальних апаратів на радіолокаційних зображеннях високої роздільної здатності. Результатом роботи запропонованих алгоритмів є зовнішні контури силуетів літальних апаратів, як у рисунку 1.7.



Рисунок 1.6 – Типові зображення літальних апаратів



Рисунок 1.7 – Зображення та сілуєт літального апарату

Широке використання машинного навчання при розпізнаванні зображень. Представлені алгоритми розпізнавання літальних апаратів з урахуванням використання штучних нейронних мереж. В даних роботах використовувалися мережі прямого поширення, Хеммінгу та Кохонена.

Переваги нейронних мереж у задачах розпізнавання виявляються, якщо вдається здійснити якісний вибір вектора ознак та структури нейронної мережі. При цьому недоліком алгоритмів розпізнавання літальних апаратів,

заснованих на нейронних мережах, є чутливість до перешкод, тому результат розпізнавання в значною мірою залежить від якості попередньої обробки вихідного зображення.

Для підвищення якості розпізнавання використовуються методи виділення контурів, стиснення простору ознак та побудови "скелетного зображення".



Рисунок 1.8 – Зображення літака та його скелету

Також для розпізнавання зображення літальних апаратів використовується крос пліт, що визначається як логарифм кількості пар пікселів з двох множин, відстань між якими не перевищує задану. Для спрощення аналізу, використовуються лише 8 базових точок, розташованих по колу навколо зображення, за якими ведуться обчислення. Суть методу показано рисунку 1.9.

З метою розпізнавання на зображенні виділяються межі об'єктів, з кордонів групуються примітиви, такі як трикутники, чотирикутники. Близькі примітиви групуються та розпізнаються шляхом зіставлення з основою еталонних зображень, розбитих на аналогічні примітиви. Описаний алгоритм виділення та розпізнавання літальних апаратів на основі застосування тесту максимальної правдоподібності. Час на обробку одного зображення

становить близько 6 с.

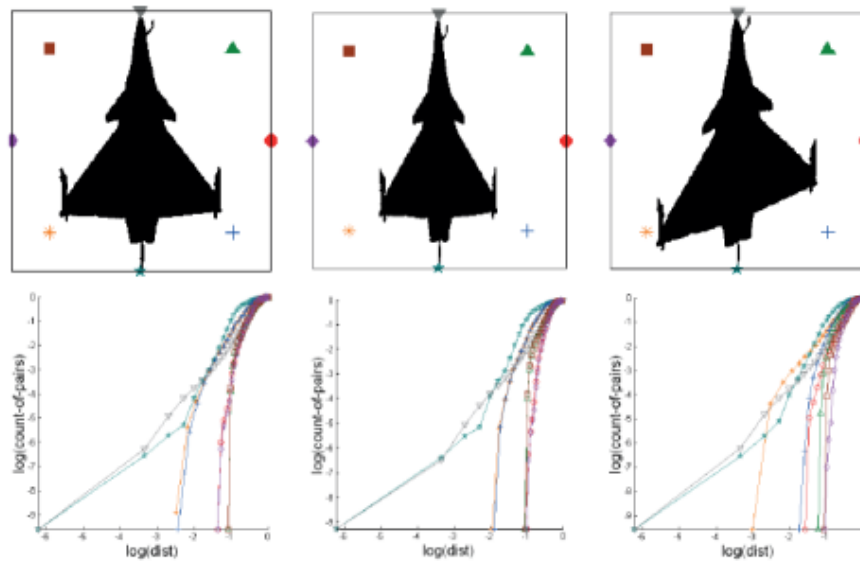


Рисунок 1.9 – Зображення літака та кроспловів

Також описаний алгоритм виділення літального апарату на зображенні, розмитому зашумленому хмарами та туманом, як на рисунку 1.10.

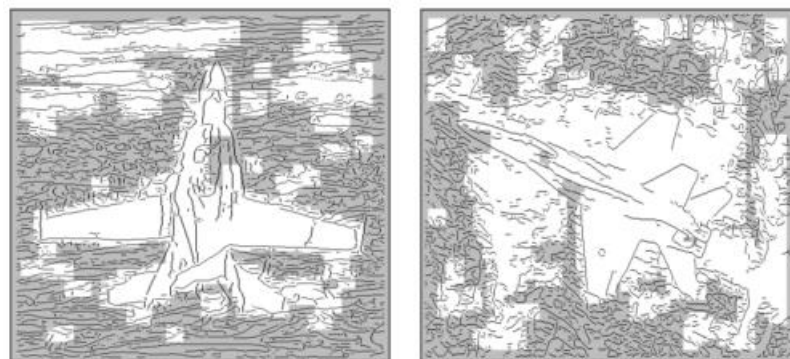


Рисунок 1.10 – Виділення літального апарату на зашумленому зображенні

1.3 Огляд методів обчислювальної геометрії

Основні проблеми обчислювальної геометрії були сформульовані в класичну роботу [11]. У найбільш спільній постановці ці проблеми

полягають у пошуку мінімальних за кількістю елементарних операцій алгоритмів розв'язання геометричних задач та пошуку алгоритмів побудови геометричних об'єктів з мінімальним числом структурних елементів. До таких проблем відносяться відомі завдання про побудову опуклої оболонки, про перевірку належності точки опуклому багатокутнику та про мінімальній опуклої упаковки полігону. Застосування ідеології та методів обчислювальної геометрії при розпізнаванні образів у реальному часі буде пояснено після огляду зазначених завдань. У задачі про опуклу оболонку для простої n -ланкової замкнутої ламаною G потрібно за мінімальну кількість операцій побудувати її опуклу оболонку $\text{conv}G$, як на рисунку 1.11.

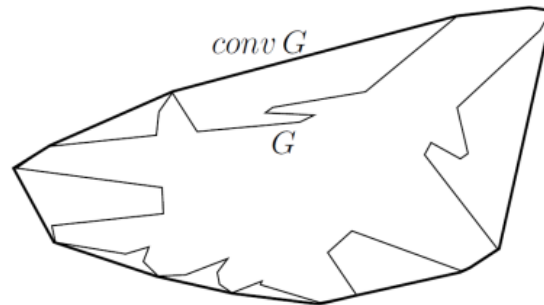


Рисунок 1.11 – Випукла оболонка

Один із найефективніших алгоритмів розв'язання задачі був запропонований Мелкманом. Відповідно до алгоритму Мелкмана опукла оболонка $\text{conv}G$ замкнутої ламаною G з n ланками може бути побудована за

$$2n \leq N \leq 3n$$

елементарних операцій. При цьому в середньому кількість елементарних операцій N задовольняє співвідношення

$$N \approx 3n - m,$$

де через $m \leq n$ позначено число ланок опуклої оболонки $\text{conv}G$. У задачі про належність потрібно перевірити належність точки P опуклому m -ланному багатокутнику Γ як на рисунку 1.12.

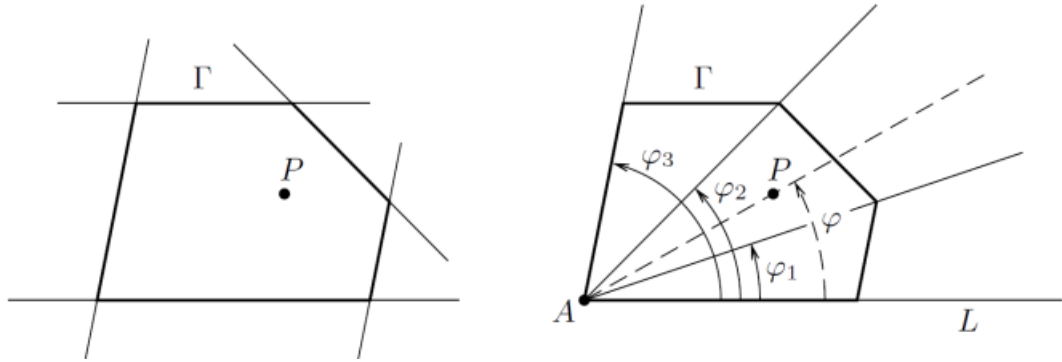


Рисунок 1.12 – Належність точки опуклому багатокутнику

У разі безпосереднього розв'язання задачі для кожного ребра багатокутника будується напівплощина і алгоритм зводиться до перевірок включення точки P всім зазначеним m напівплощин, як зліва на рисунку 1.2. У цьому випадку кількість елементарних операцій має залежність

$$N \sim m.$$

Тому при розв'язанні задачі для k точок та фіксованому багатокутнику Γ число елементарних операцій має по k лінійну залежність

$$N \sim m \cdot k$$

з коефіцієнтом m . При великій кількості точок k і суттєвому числі m може бути запропонований ефективніший алгоритм. На етапі передобробки багатокутник Γ розбивається на $m - 2$ сектори з кутами $\varphi_1 \leq \varphi_2 \leq \dots \leq \varphi_{m-2}$ що йдуть за зростанням від променя L , як показано праворуч на рисунку 1.12. Далі, для точки P з кутом φ від променя L за логарифмічне число операцій

визначається один із побудованих секторів. Тому при вирішенні задачі про належність для k точок число операцій має по k лінійну залежність

$$N \sim \log_2 m \cdot k$$

при значно меншому коефіцієнті $\log_2 m$. У задачі про опуклу упаковку полігон Π , обмежений простий замкненою ламаною, потрібно розбити на мінімальну кількість опуклих багатокутників $\Gamma_1, \dots, \Gamma_k$ як на рисунку 1.13.

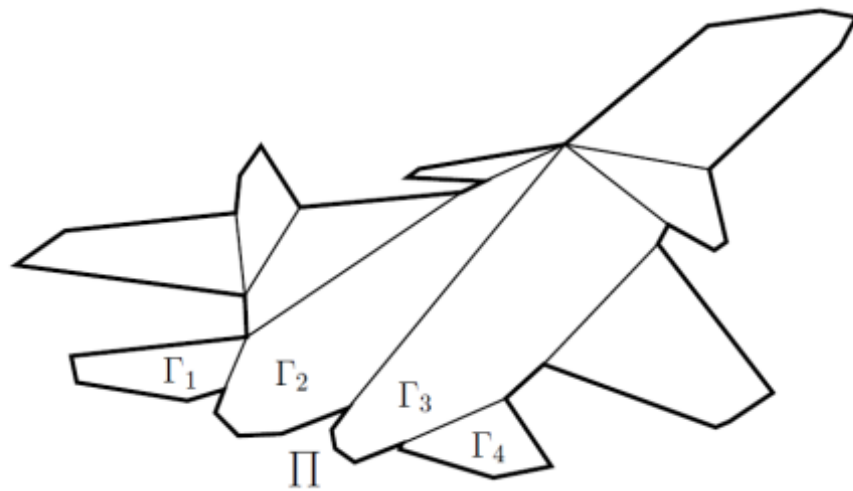


Рисунок 1.13 – Мінімальна опукла упаковка

На рисунку 1.14 показано гістограму числа елементів мінімальних опуклих упаковок зовнішніх еталонних контурів зображень літальних апаратів.

Середня кількість опуклих багатокутників, що становлять мінімальні упаковки, виявилось рівним 11.2. Типова опукла упаковка з числом опуклих багатокутників рівним 11 показано на рисунку 1.14. У даній роботі мінімальні опуклі упаковки полігонів зовнішніх контурів еталонних зображень будуть використовуватись для розробки ефективних алгоритмів обчислення метрики Никодима між реальними і еталонними зображеннями,

заснованими на операціях обчислення оверлеїв: перетину, об'єднання та різниць.

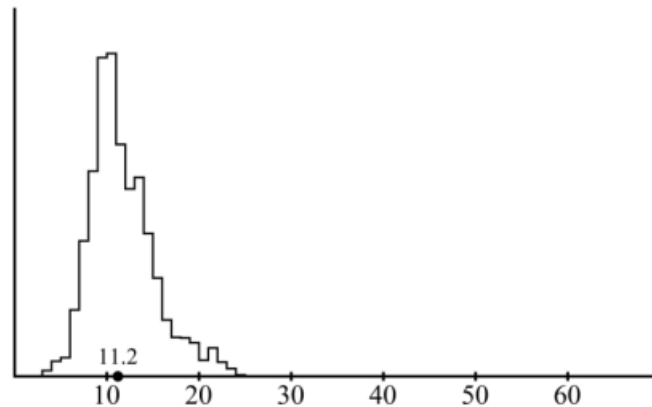


Рисунок 1.14 – Гістограма кількості елементів опуклих упаковок

Приклад перетину полігонів показано рисунку 1.15.

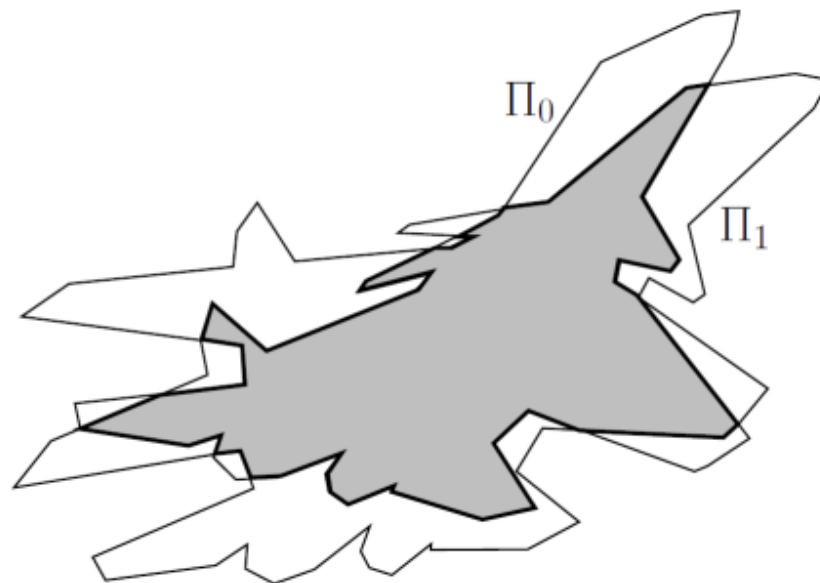


Рисунок 1.15 – Перетин полігонів

Програмні реалізації деяких оверлейних алгоритмів є у бібліотеках GPC, Boost, Clipper. Однак через низьку швидкість роботи даних програмних реалізацій скористатися ними під час створення систем розпізнавання, що працюють у реальному часі, виявляється неможливим.

Найважливішими поняттями обчислювальної геометрії [11] є поняття унікального та масового запиту, а найважливішим методом обчислювальної геометрії є процедура попередньої обробки.

Пояснимо на прикладі завдання порівняння технології обчислювальної геометрії літальних апаратів за їхніми зовнішніми контурами. У зв'язку з цим зазначимо, що метод контурного аналізу один із основних методів виділення та розпізнавання об'єктів. Відповідно до даного методу виділення та розпізнавання об'єктів за їхніми зовнішніми контурами. При цьому зовнішні контури об'єктів реалізуються як межі яскравостей на оцифрованих зображеннях. Приклад побудови зовнішнього контуру об'єкта розпізнавання як межі яскравостей показаний на рисунку 1.16.



Рисунок 1.16 – Зовнішній контур об'єкту

У випадку кордону яскравостей зображення будуються таким чином. Встановлюється поріг $1 \leq k \leq 255$, за яким провадиться бінаризація зображення.

Наприклад, на зображеному рисунку 1.11 було встановлено поріг $k = 129$. У процесі перегляду точок бінаризованого зображення будується початкова точка чергової межі яскравостей. Виходячи з початкової точки, за допомогою того чи іншого способу будується сама межа яскравостей, що

міститься у загальний список. Як зазначено у роботі, різні реалізації алгоритмів побудови кордонів яскравостей сутнісно відрізняються алгоритмами відстеження.

Класичним алгоритмом є алгоритм відстеження Розенфельда. У даній роботі використовується алгоритм побудови контурів меж яскравостей викладений раніше.

Геометрично алгоритми межі яскравостей, що будуються згідно з вказаним алгоритмом, представляють собою замкнені ламані з відрізками, що йдуть по сторонах пікселів, як на рисунку 1.15. Перевагою даного алгоритму є те, що в цьому алгоритмі для побудови кордонів яскравостей для всіх порогових значень $1 \leq k \leq 255$ потрібне лише одне сканування зображення, що значно скорочує час обробки.

Подальша обробка побудованого набору меж яскравостей зображення здійснюється методами обчислювальної геометрії. При порівнянні реального та еталонних зображень на кожному кадрі відеопотоку в процесі обчислень доводиться використовувати опуклі оболонки зовнішніх контурів реального та еталонних зображень.

Оскільки зовнішній контур реального зображення апріорі невідомий, взяття його опуклої оболонки є унікальним запитом, що вимагає відповідний час з його обробку. При розв'язанні задачі розпізнавання для класу, утвореного з 8 зображень на рисунку 1.2 літальних апаратів, потрібно близько 104 еталонних контурів. На рисунку 1.17 зліва дана гістограма розподілу числа ланок n зовнішніх контурів із середнім порядком $n = 35$, а праворуч дана гістограма розподілу числа ланок m опуклих оболонок із середнім порядком $m = 10$.

При середніх значеннях $n = 35$ і $m = 10$ згідно алгоритму Мелкмана взяття опуклої оболонки еталонного будка вимагає в середньому 102 елементарних операцій. Звідси взяття опуклих оболонок всіх еталонних контурів вимагає близько 106 елементарних операцій. При тактовій частоті процесора 3 ГГц частота виконання елементарної операції, що включає кілька арифметичних

дій, може бути більше 1 ГГц. Тому при частоті кадрів 25 Гц взяття опуклих оболонок еталонних контурів вимагає близько 2.5% часу між кадрами, що послідовно йдуть.

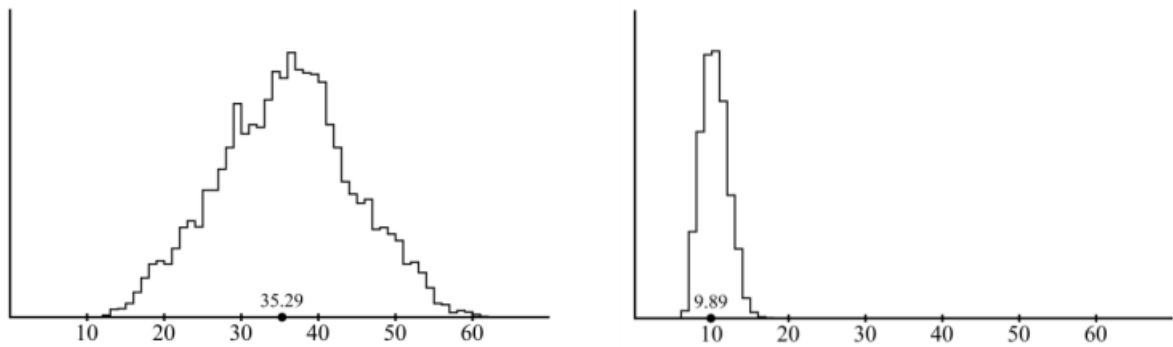


Рисунок 1.17 – Гістограми числа ланок контурів та опуклих оболонок

Оскільки завдання розпізнавання літальних апаратів очевидно не зводиться до порівняння опуклих оболонок реального та еталонних зображень операція опуклих оболонок еталонних контурів виявляється масовим запитом. Прискорення часу роботи системи у разі виникнення масових запитів провадиться за допомогою операцій передобробки.

В розглянутому вище випадку здійснюється обчислення опуклих оболонок еталонних контурів з подальшим їх занесенням у довготривалу пам'ять системи розпізнавання. Аналогічним чином у довготривалу пам'ять системи розпізнавання заносяться мінімальні опуклі упаковки полігонів зовнішніх контурів еталонних зображень та секторальні розбиття відповідних опуклих багатокутників.

2 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ КЛАСИФІКАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН З ВИКОРИСТАННЯМ ОПТИЧНОГО КАНАЛУ

2.1 Параметри оптичного каналу

Математична модель оптичного каналу будується у межах аксіоматики проєктивної камери. В аксіоматиці проєктивної камери передбачається, що точки простору, що спрямовуються в одну точку приймальної матриці, лежать на одній прямій, всі такі прямі перетинаються в одній точці – оптичному центрі, а оптичний центр лежить на оптичній осі – перпендикуляр, відновленому до центру приймальної матриці.

Приймальна матриця має форму прямокутника з піксельними розмірами $W \times H$, де W – довжина рядків по горизонталі, а $H \leq W$ – висота стовпчиків по вертикалі. З аксіом проєктивної камери випливає, що важливі не абсолютні лінійні розміри приймальної матриці, а її відносні пропорції. Тому можна вважати, що у прямокутника приймальної матриці рядки мають одиничний лінійний розмір по горизонталі, а стовпці мають відповідний лінійний розмір по вертикалі.

Фактично, в площині приймальної матриці вводяться лінійна та піксельна одиниці виміру щодо $1:W$ (в 1 лінійній W піксельних). Зв'яжемо з оптичним каналом абсолютну систему координат $OXYZ$. Початок O сумісний із оптичним центром. Вісь OX орієнтуємо в напрямку, протилежному напрямку оптичної осі. Вісь OY орієнтуємо по рядках приймальної матриці. Вісь OZ орієнтуємо по стовпчикам приймальної матриці. Точки простору, розташовані на променях, що виходять з оптичного центру та проходять через кутові вершини прямокутника приймальної матриці, утворюють чотиригранний конус, званий конусом спостереження. Приклад положення літального апарату моделі F-15 з центром точці P_0 у конусі спостереження показаний на рисунку 2.1.

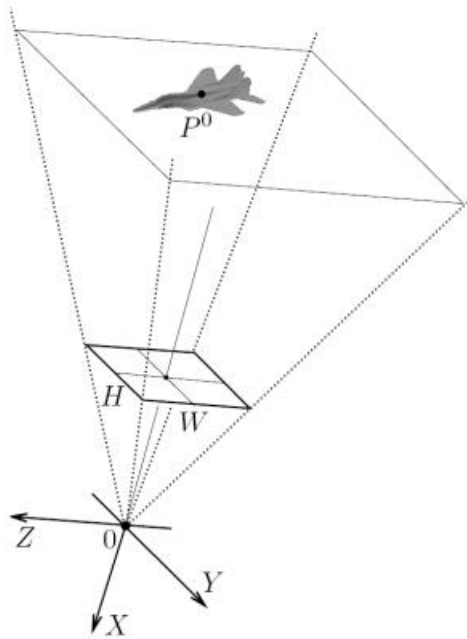


Рисунок 2.1 – Літальний апарат в конусі спостереження

Важливою геометричною характеристикою конуса спостереження є кут розбіжності φ_0 за рядками, що визначається як кут між гранями цього конуса по осі OY . При суттєвих значеннях кута розбіжності φ_0 порядку 50-60 градусів у периферійних областях приймальної матриці причини явища дисторсії втрачається подібність між літальним апаратом та його зображенням. Кут розбіжності ψ_0 по стовпцях визначається як кут між гранями конуса спостереження по осі OZ та обчислюється за правилом

$$\psi_0 = 2 \operatorname{arctg} \left(\frac{H}{W} \operatorname{tg} \frac{\varphi_0}{2} \right)$$

Фокусна відстань F визначається як відстань від оптичного центру до площини приймальної матриці вздовж оптичної осі та обчислюється по правилу

$$F = \frac{1}{2} \operatorname{ctg} \frac{\varphi_0}{2}$$

Геометрія оптичного каналу в ортогональних проекціях з кутами розбіжності φ_0 та ψ_0 показано на рисунку 2.2.

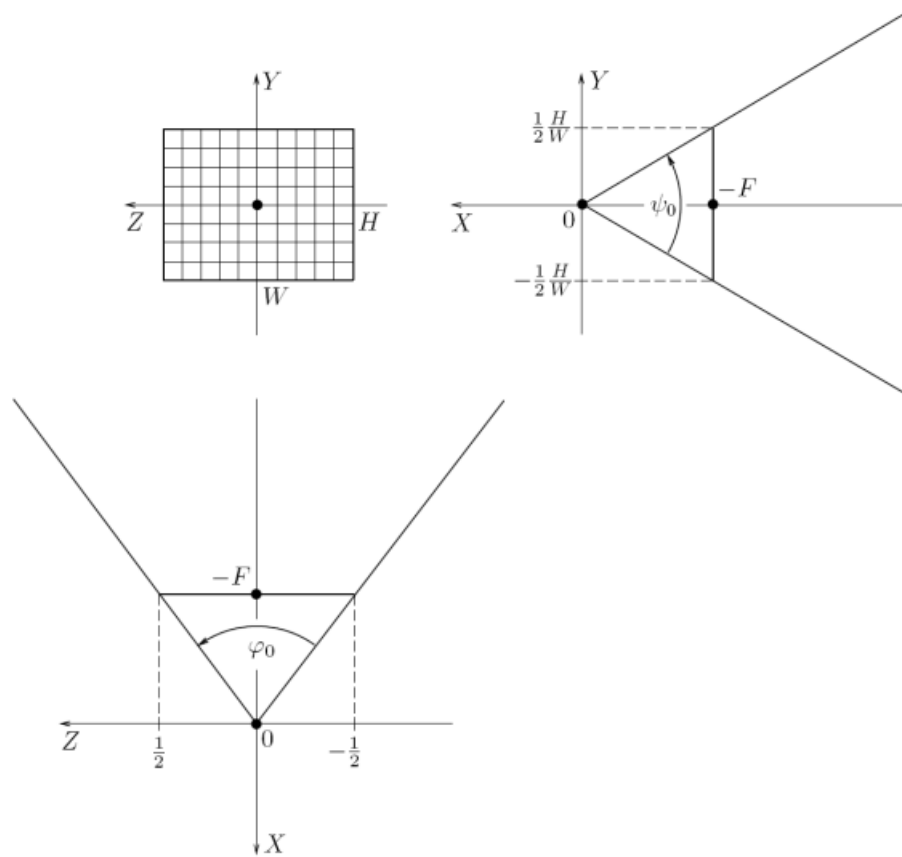


Рисунок 2.2 – Геометрія оптичного каналу

Площина приймальної матриці об'єму $W \times H$ пікселів (зображена зліва зверху на рисунку 3.1.2) проходить через точку $-F$ на осі OX паралельно площині OYZ . У лінійних координатах приймальна матриця розташовується між точками $-0,5$ та $0,5$ по осі OZ та між точками $-H/2W$ і $H/2W$ по осі OY .

2.2 Завдання просторового положення повітряного судна

У задачі позиціонування літального апарату потрібно зображенню на приймальній матриці отримати значення лінійних координат положення центру та кутових координат орієнтації ортів пов'язаної системи координат

літального апарату в системі координат оптичного каналу.

Вперше завдання визначення просторового становища літальних апаратів на плоских динамічних зображеннях була розглянута у роботі [20]. На відміну від роботи [20] пропонується в даній роботі підхід до вирішення задачі позиціонування заснований на використанні віртуальної сферичної приймальні матриці. Зокрема, цей підхід дозволяє виключити вплив явища дисторсії при розв'язанні задачі позиціонування.

Зробимо постановку задачі позиціонування відповідно до роботи [20]. Зв'яжемо з літальним апаратом систему координат $P0X\ 0Y0Z0$. Початок $P0$ розташуємо на будівельній осі, орт $X\ 0$ орієнтуємо вздовж будівельної осі у напрямку від хвоста до носа, орт $Y\ 0$ розташуємо в площини симетрії та орієнтуємо у напрямку вертикальних стабілізаторів, орт $Z0$ орієнтуємо у напрямі праве крило.

У роботі буде запропоновано два алгоритми вирішення завдання позиціонування літальних апаратів: метод опорних точок та метод зовнішніх контурів. За своєю реалізацією більш точний метод опорних точок є автоматизованим, а менш точний метод зовнішніх контури є автоматичним.

Метод зовнішніх контурів має суттєві переваги перед методом опорних точок. Тому метод опорних точок є допоміжним: силу своєї високої точності він дозволяє зробити об'єктивні оцінки точності способу зовнішніх контурів.

Положення пов'язаної системи координат літального апарату $P^0X^0Y^0Z^0$ в абсолютній системі координат $0XYZ$ оптичного каналу задається трьома лінійними координатами x, y, z центру $P^0 = [x; y; z]$, $M^0 = [X^0, Y^0, Z^0]$.

Слід відзначити, що перший поворот на угол нішпорення ψ здійснюється навколо осі $0Y$, другий поворот на угол тангажу ϑ здійснюється навколо осі $0Z$, а також те, що перший поворот на угол нішпорення ψ здійснюється навколо осі $0Y$, другий поворот на угол тангажу ϑ здійснюється навколо осі $0Z$, а

$$-180 \leq \psi \leq 180, \quad -90 \leq \vartheta \leq 90, \quad -180 \leq \gamma \leq 180$$

В результаті матриця повороту M^0 задає напрямки ортів пов'язаної системи координат, що виражається у вигляді добутку.

$$M^0 = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta & 0 \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix}.$$

У задачі позиціонування літального апарату потрібно зображенню на приймальній матриці отримати значення трьох лінійних координат x, y, z положення центру та трьох кутових координат ψ, ϑ, γ орієнтації ортів пов'язаної системи координат літального апарату $P^0X^0Y^0Z^0$ абсолютної системи координат оптичного каналу $0XYZ$. У роботі [20] показано, що завдання позиціонування замість трійки кутів повороту ψ, ϑ, γ нищпорення, тангажу та крену більш раціонально використовувати трійку кутів повороту r, t, k , званих кутами псевдошукання, псевдо-тангажу та псевдо-крену. Відмінність трійки кутів повороту r, t, k від трійки традиційних кутів повороту ψ, ϑ, γ полягає в послідовність обертань навколо координатних осей. Перший поворот здійснюється на кут k навколо осі $0X$ другий поворот здійснюється на кут t навколо осі $0Z$, а третій поворот здійснюється на кут r навколо осі $0Y$. Слід зазначити, що кути повороту r, t, k змінюються у межах

$$-180 \leq r \leq 180, -90 \leq t \leq 90, -180 \leq k \leq 180$$

а матриця повороту M^0 задає напрямки ортів пов'язаної системи координат, що виражається у вигляді здобутку

$$M^0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos k & -\sin k \\ 0 & \sin k & \cos k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos t & -\sin t & 0 \\ \sin t & \cos t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos r & 0 & -\sin r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin r & 0 & \cos r \end{bmatrix}.$$

Перевага трійки кутів r, t, k перед трійкою кутів ψ, ϑ, γ полягає в тому, що при фіксованих лінійних координатах x і $y = z = 0$ та фіксованих кутових координатах r та t кут k повертає зображення літального апарату на приймальні матриці як тверде тіло. Зображення літального апарату при фіксованих лінійних координатах $x = -\rho_0$ та $y = z = 0$, фіксованому нульовому куті повороту $k = 0$ і змінних кутах повороту r і t будуть називатися еталонними. В якості $\rho_0 > 0$ береться «характерна» відстань, на якій здійснюється спостереження за літальними апаратами.

Зазначимо, що у випадку $k = 0$ матриця повороту M^0 пов'язаної системи координат має вигляд

$$M^0 = \begin{bmatrix} \cos t & -\sin t & 0 \\ \sin t & \cos t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos r & 0 & -\sin r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin r & 0 & \cos r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos t \cos r & -\sin t & -\cos t \sin r \\ \sin t \cos r & \cos t & -\sin t \sin r \\ \sin r & 0 & \cos r \end{bmatrix}.$$

Тому у еталонних зображень проекція орта Y_0 на приймальну матрицю спрямована вертикально нагору.

2.3 Завдання сферичної геометрії

Для вирішення задачі визначення просторового становища літального апарату пропонується перевести обробку зображень літальних апаратів із площини приймальної матриці на одиничну сферу

$$S^2 : x^2 + y^2 + z^2 = 1$$

Будемо сферичною приймальною матрицею називати сферичний чотирикутник, що вирізується на одиничній сфері S^2 конусом спостереження оптичний канал. Приклад сферичної приймальної матриці показано на рисунку 2.3.

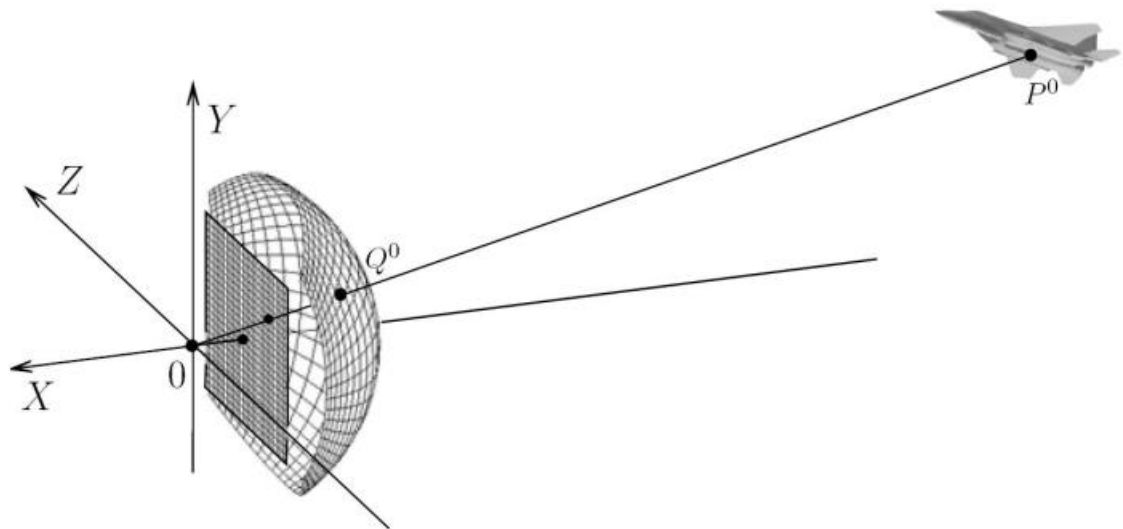


Рисунок 2.3 – Плоска та сферична приймальні матриці

Слід зазначити, що сферична матриця є не фізичною, а уявним геометричним об'єктом. Зокрема, побудова зображення літального апарату на сферичній приймальній матриці полягає в тому, що пікселі її зображення на плоскій приймальній матриці за допомогою нормування переносяться на одиничну сферу. Наприклад, на рисунку 2.3 для точки P^0 літального апарату побудована відповідна точка Q^0 на сферичній приймальній матриці.

Перевага сферичної приймальної матриці перед плоскою приймальною матрицею полягає в тому, що при повороті оптичного каналу щодо свого центру зображення літального апарату на плоскій приймальній матриці через явища дисторсії деформується, в той час як зображення літального апарату на сферичній приймальній матриці залишається геометрично постійним. Зокрема, в ідеальногеометричному випадку явище дисторсії на сферичній приймальній матриці повністю відсутня. У реальному випадку мінімальні спотворення зображення на сферичній приймальній матриці виникають через піксельної дискретизації та суттєвого впливу не надають.

Позначимо через S^{-2} напівсферу одиничної сфери S^2 у негативному напівпросторі $x \leq 0$. Задамо сферичну систему координат з кутами ψ і φ , що змінюються в межах:

$$-90 \leq \psi \leq 90, -90 \leq \varphi \leq 90,$$

перехід від сферичних координат до декартових здійснюється по формулах:

$$x = -\cos\varphi \cos\psi,$$

$$y = \sin\psi,$$

$$z = \sin\varphi \cos\psi.$$

Зазначимо, що у зазначених межах зміни сферичних координат ψ та φ точка $Q = (x,y,z)$ лежить на півсфері S^2 . Задамо в точці $Q = (x,y,z)$ на півсфері S^2 систему координат з ортами

$$NQ = -\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad TQ_y = \frac{1}{\sqrt{x^2 + z^2}} \begin{bmatrix} -xy \\ x^2 + z^2 \\ -zy \end{bmatrix}, \quad TQ_z = \frac{1}{\sqrt{x^2 + z^2}} \begin{bmatrix} z \\ 0 \\ -x \end{bmatrix},$$

зображеними на рисунку 2.4.

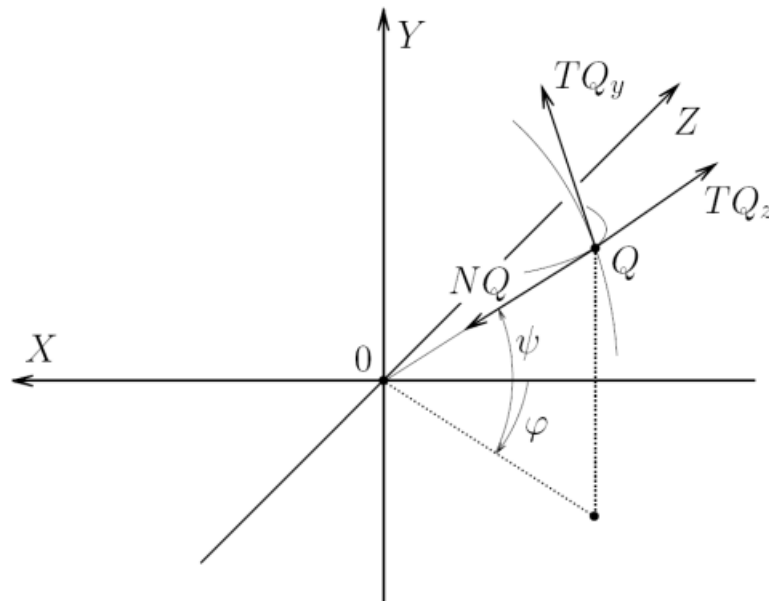


Рисунок 2.4 – Система координат точки на одиничній сфері

Орт NQ йде до центру сфери S^2 . Орт TQ_y стосується сфери S^2 і йде по меридіану. Орт TQ_z стосується сфери S^2 і йде по паралелі.

2.3 Метод зовнішніх контурів

Основні геометричні елементи розв'язання задачі позиціонування по методом зовнішніх контурів дано на рисунку 2.5.

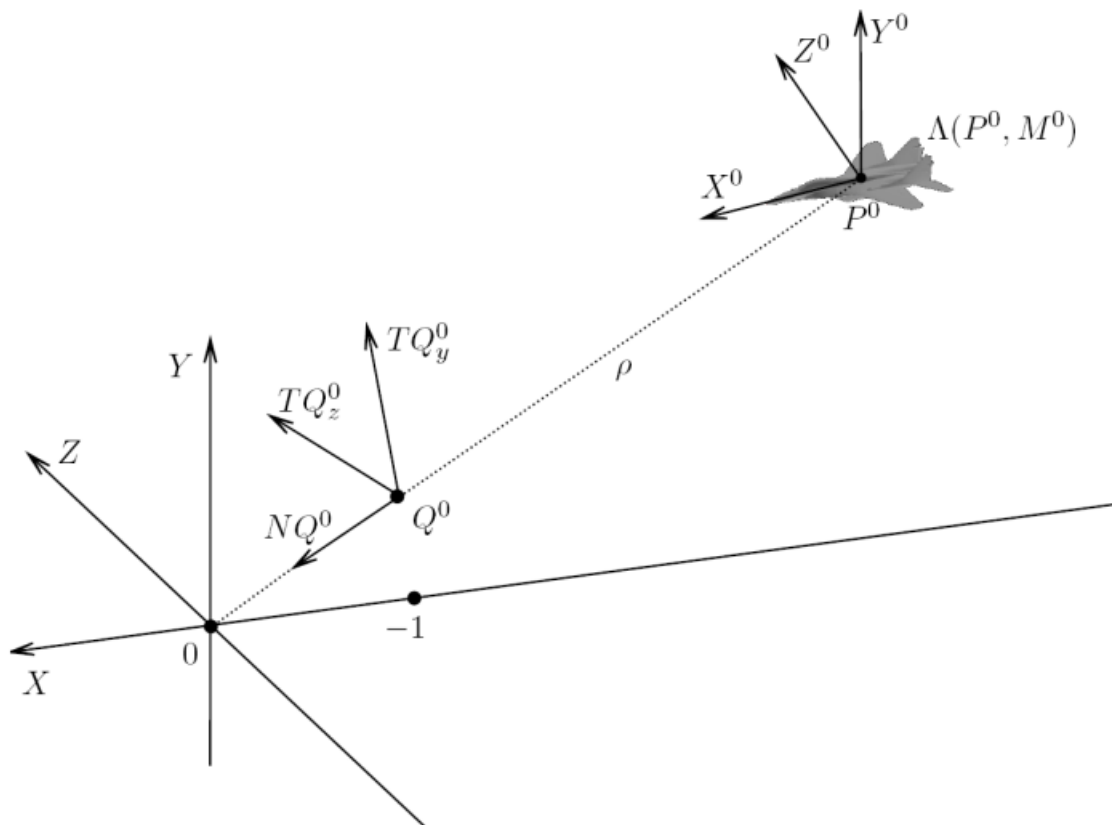


Рисунок 2.5 – Позиціонування повітряного судна

Положення літального апарату у системі координат $0XYZ$ оптичного каналу задається вектором P^0 та матрицею повороту $M^0 [X^0Y^0Z^0]$, що підлягають визначенню. Позначимо через $\Lambda(P^0, M^0)$ безліч точок літального апарату просторі $0XYZ$. Вектор P^0 і матрицю M^0 визначатимемо через доступну для обчислень проекцію G^0 множини $\Lambda(P^0, M^0)$ на сферу S^2 . Фактично точки множини G^0 будуються в такий спосіб.

Крапки множини $\Lambda(P^0, M^0)$ за допомогою центрального проектування переносяться на приймальну матрицю, а потім за допомогою нормування переносяться на сферу S^2 . Позначимо через проекцію C^0 на сферу S^2 центру мас фігури, розташованої на сфері S^2 всередині зовнішнього контуру множини G^0 . Далі, позначимо через Γ^0 зовнішній контур проекції множини G^0 на площину, що стосується сфери S^2 у точці C^0 .

Важливо зауважити, що у прикладній постановці задачі точка C^0 і контур Γ^0 при відомих параметрах оптичного каналу можуть бути побудовані за зовнішнім контуром зображення реального літального апарату. Далі контур Γ^0 буде називатися реальним контуром.

Позначимо через Q^0 проекцію центру P^0 літального апарату сферу S^2 . Будемо пряму, яка проходить через точки O , Q^0 і P^0 називати миттєвою оптичною віссю. Побудуємо в точці Q^0 , що лежить на миттєвій оптичній осі, систему координат з ортами NQ^0 , TQ_y^0 , TQ_z^0 і задаємо матрицю повороту

$$A = [NQ^0, TQ_y^0, TQ_z^0]$$

Тоді

$$M^0 = AM^0_{lok}$$

для деякої матриці виду

$$M^0_{lok} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos k & -\sin k \\ 0 & \sin k & \cos k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos t & -\sin t & 0 \\ \sin t & \cos t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos r & 0 & -\sin r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin r & 0 & \cos r \end{bmatrix}.$$

Задамо вектор $P_{lok}^0 = -[r; 0; 0]$, де r позначимо відстань від точки O до точки P^0 . Подальші обчислення засновані на наступному утвердженні геометричного характеру, яке легко перевіряється. Зображення точок $\Lambda(P_{lok}^0$

M_{lok}^0) приймальній матриці оптичного каналу геометрично ідентично зображенню точок $\Lambda(P^0, M^0)$ на уявлюваній приймальній матриці, у якій сторони орієнтовані по ортам TQ_y^0 і TQ_z^0 , а оптична вісь йде по миттєвій оптичній осі. Щоб переконатися у справедливості даного затвердження достатньо повернути простір так, щоб точка Q^0 сполучилася з точкою -1 на осі OX , а орти TQ_y^0 і TQ_z^0 пішли по ортах Y і Z .

Задамо вектор $P(p) = [p; 0; 0]$ та матрицю наступного виду:

$$M(r, t) = \begin{bmatrix} \cos t & -\sin t & 0 \\ \sin t & \cos t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos r & 0 & -\sin r \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin r & 0 & \cos r \end{bmatrix}.$$

Дамо визначення сімейства еталонних об'єктів. Побудуємо проекцію $G(\rho, r, t)$ множини $\Lambda[P(\rho), M(r, t)]$ на сферу S^2 . Позначимо через $C(\rho, r, t)$ проекцію на сферу S^2 центру мас фігури, розташованої на сфері S^2 всередині зовнішнього контуру множини $G(\rho, r, t)$. Позначимо через $\Gamma(\rho, r, t)$ зовнішній контур проекції множини $G(\rho, r, t)$ на площину, що стосується сфери S^2 у точці $C(\rho, r, t)$ і позначимо через $\Delta(\rho, r, t)$ точку перетину осі OX із зазначеною дотичною площиною. Сімейством еталонних об'єктів назвемо трійку $\Gamma(\rho, r, t)$, $C(\rho, r, t)$, $\Delta(\rho, r, t)$, де параметри ρ, r, t змінюються в межах

$$\rho \geq \rho_0, \quad -180 \leq r \leq 180, \quad -90 \leq t \leq 90.$$

Тут ρ_0 – характерна відстань. Наприклад, трійку еталонних об'єктів літального апарату F-15 зображено на рисунку 2.6.

Будемо параметрами суміщення називати параметри ρ, r, t для яких еталонний контур $\Gamma(\rho, r, t)$ геометрично ідентичний реальному контуру Γ^0 .

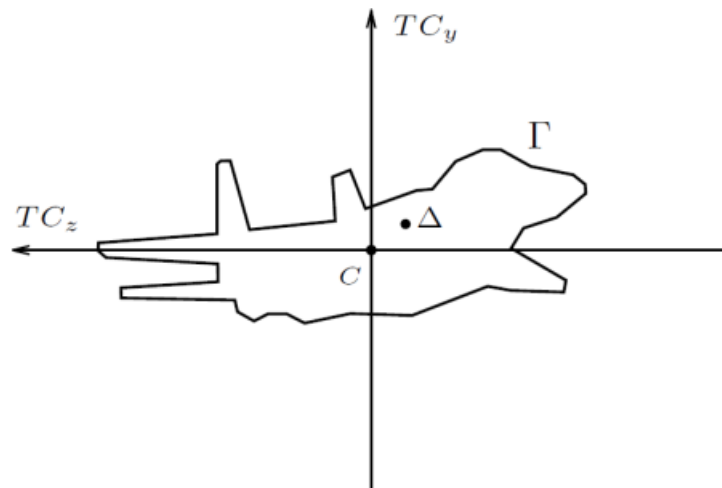


Рисунок 2.6 – Трійка еталонних об'єктів

Завдання визначення параметрів суміщення ρ, r, t для реального контуру Γ^0 в ідеальному разі відсутності перешкод та деформацій має точне, а у разі наявності перешкод та деформацій наближене рішення.

Припустимо, що завдання визначення параметрів суміщення ρ, r, t вирішено. Викладемо процедуру визначення трьох лінійних координат x, y, z положення центру P^0 та трьох кутових координат ψ, ϑ, γ орієнтації ортів X^0, Y^0, Z^0 пов'язаної системи координат літального апарату.

Візьмемо для параметрів суміщення ρ, r, t еталонні об'єкти: контур $\Gamma(\rho, r, t)$, центр $C(\rho, r, t)$ та точку $\Delta(\rho, r, t)$. Будемо для простоти викладу опускати трійку параметрів ρ, r, t у позначеннях еталонних об'єктів.

Викладемо процедуру визначення точки Q^0 . По побудові реальний контур Γ^0 та еталонний контур Γ геометрично ідентичні і в дотичній площині $C^0 TC_y^0 TC_z^0$ відрізняються лише на кут повороту k' навколо початку C^0 системи координат дотичної площини, як на рисунку 2.7.

Після здійснення центрального повороту на кут k' точка Δ прийме деяке положення Δ^0 . Тепер шукана точка Q^0 може бути отримана як проекція точки 0 на сферу S^2 .

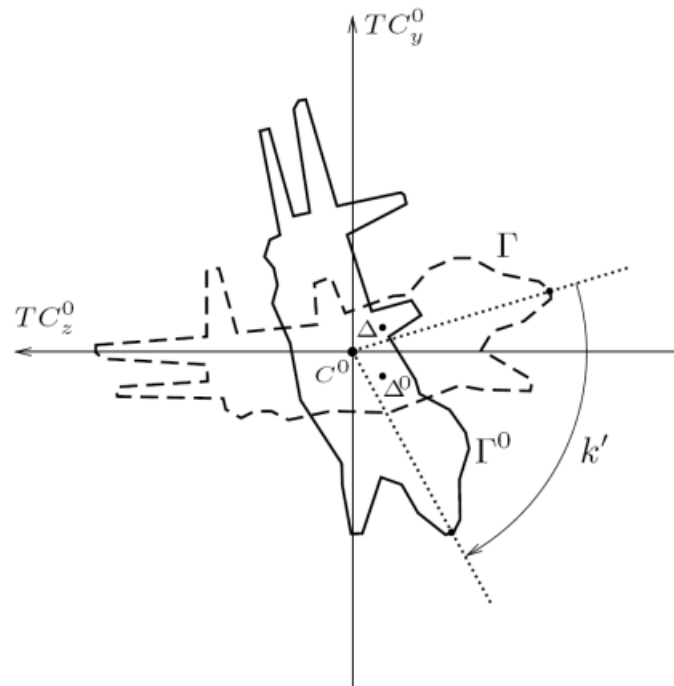


Рисунок 2.7 – Поворот еталонного контуру

У разі відомих значень параметрів суміщення ρ, r, t вдається отримати точні значення трьох лінійних координат x, y, z положення центру P^0 і трьох кутових координат ψ, ϑ, γ орієнтації ортів X^0, Y^0, Z^0 пов'язаної системи координат літального апарату.

Проілюструємо вирішення задачі та зробимо оцінку ефективності запропонованих алгоритмів на конкретному прикладі літального апарату моделі F16. Представники двопараметричного сімейства еталонних контурів літального апарату F16 при кутах r і t , кратних 30 градусів, показано на рисунку 2.8.

Побудуємо для літального апарату F16 точки ε -мережі x_0, x_1, \dots, x_n при $\varepsilon = 0.1$. За такого вибору ε число точок n виявляється рівним значної величини $n = 919$. Це призводить до необхідності використання дворівневого алгоритму мінімізації Задамо $m = 50$ та побудуємо точки δ -мережі y_0, y_1, \dots, y_m . За такого вибору m величина δ виявляється рівною $\delta = 0.36$, що цілком прийнятно для використання даного алгоритму. Точки ε -мережі x_0, x_1, \dots, x_n та

точки δ -мережі y_0, y_1, \dots, y_m зображені на рисунку 2.9, при цьому точки δ -мережі зображені жирніше. Виділена жирним квадратом точка ε -мережі буде використана в подальшому прикладі.

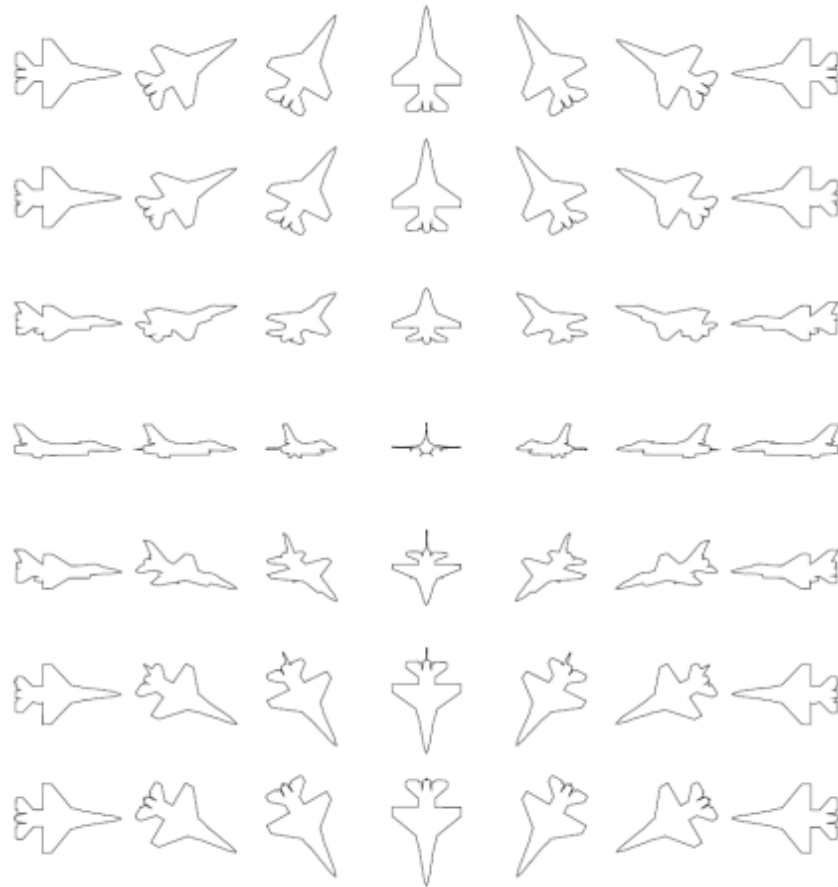


Рисунок 2.8 – Еталонні контури

Приклад розв'язання задачі суміщення реального та еталонного контурів в результаті вирішення задачі мінімізації за метрикою Никодима показано на рисунку 2.10.

На 2.10 зліва дано зображення фізичної моделі літального апарату моделі F16, а праворуч показано взаємне розташування реального та еталонного контуру.

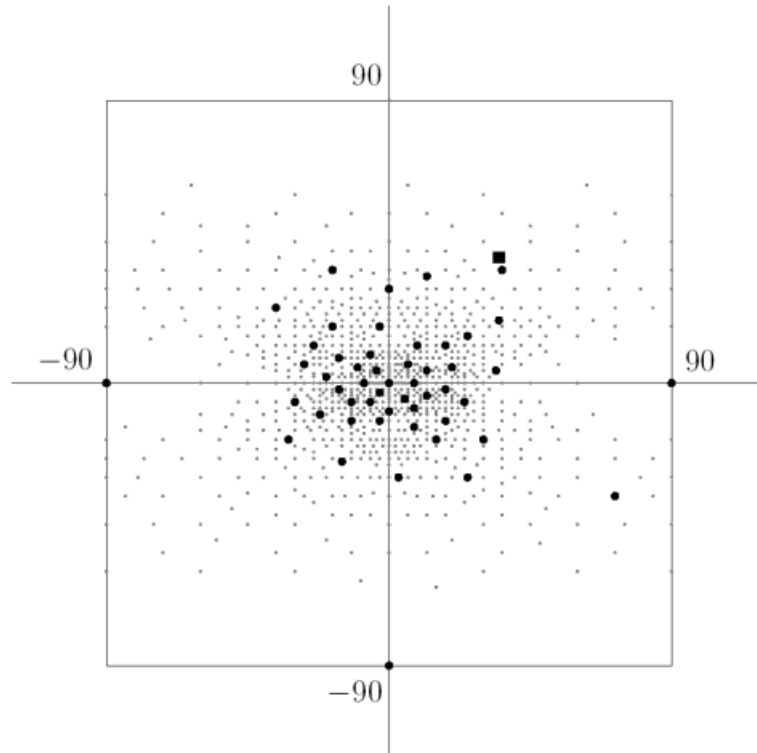


Рисунок 2.9 – Точки ε -мережі та δ -мережі



Рисунок 2.10 – Суміщення реального та еталонного контурів

При цьому еталонний контур виділено жирнішою чорною кривою. В результаті вирішення задачі мінімізації наближені значення r^* і t^* кутів суміщення отримали значення $r^* 35$ і $t^* 40$.

У цьому прикладі для вирішення задачі мінімізації за допомогою дворівневого алгоритму знадобилося 50 обчислень метрик Никодима. У той

час як для вирішення даної задачі за допомогою перегляду всіх точок ε -мережі знадобилося б 920 обчислень метрик Никодима, що в 18,5 разі більше.

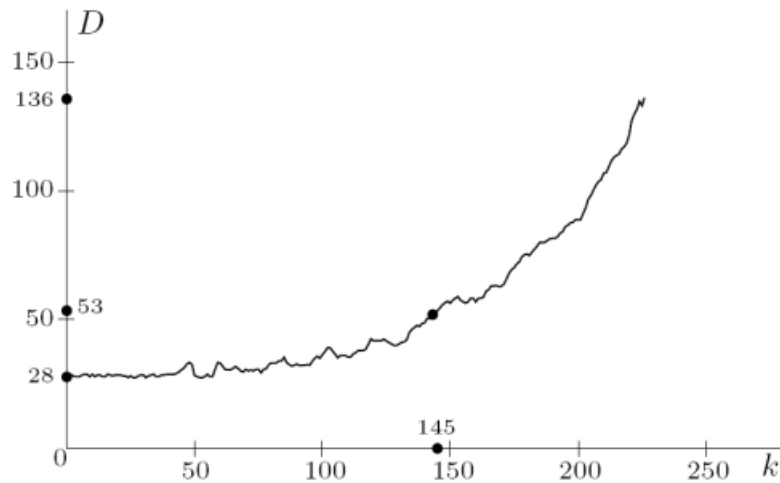


Рисунок 2.11 – Діаметр зображення літального апарату

Гістограма коефіцієнта ν на вибірці з 227 кадрів дано на рисунку 2.12. Безпосередньо із графіка гістограми випливає, що для 90% кадрів коефіцієнт $\nu \geq 10$. При цьому середнє значення коефіцієнта ν виявилось рівним 17.36.

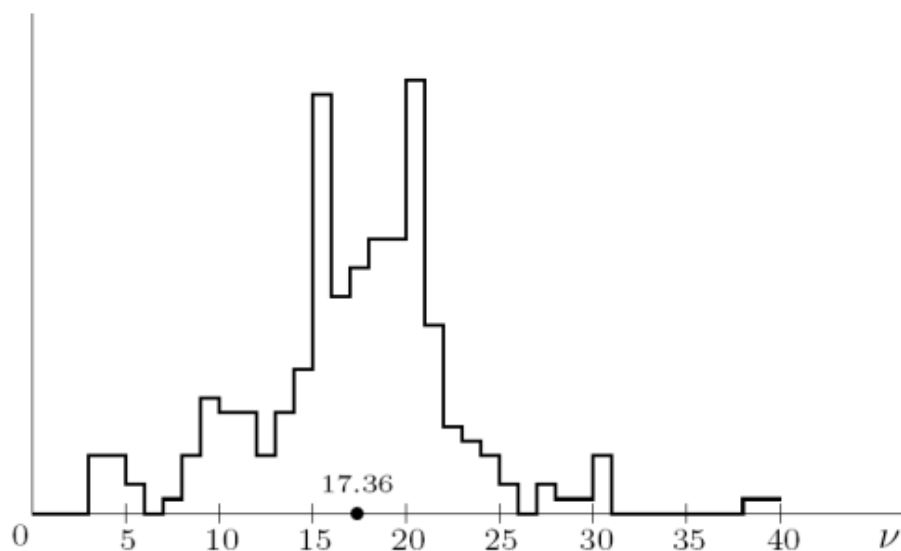


Рисунок 2.12 – Гістограма коефіцієнту ν

У випадку поведінка коефіцієнта ν , що характеризує швидкість роботи дворівневого алгоритму щодо швидкості роботи алгоритму повного перебору точок ε -мережі, випадковим чином залежить від зображення літального апарата. Для з'ясування статистичних закономірностей коефіцієнта ν була оброблена відеозапис із 227 зображень літального апарату моделі F16 у режимі прильоту, коли діаметр зображення безперервно змінювався в межах від 28 до 136 пікселів.

Залежність діаметра зображення D від номера кадру k показано рисунку 2.11. Зокрема, зображення на рисунку 2.10 було отримано на 145 кадрі даного відеоряду, коли діаметр зображення був дорівнює 53 пікселям.

3 ОЦІНКА ТОЧНОСТІ АЛГОРИТМІВ ПОЗИЦІОНУВАННЯ

Точність методу визначення просторового положення ЛА по опорним точкам перевірялася на вимірювальному стенді, зображеному на рисунку 3.1.

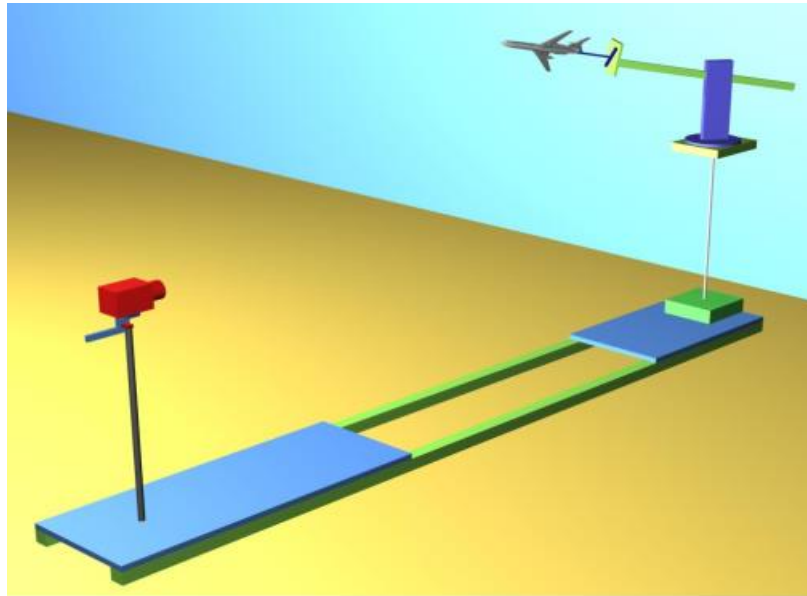


Рисунок 3.1 – Стенд

Основними елементами конструкції вимірювального стенду є встановлені на паралельних напрямних платформа сполученого з комп'ютером оптичного каналу та платформа трьох-координатного поворотного механізму, що дозволяє змінювати кути нищпорення ψ , тангажу ϑ та крену γ масштабної моделі літального апарату.

Зазначимо, що плече кріплення масштабної моделі дозволяє суттєво змінювати лінійні координати її центру при зміні кутів нищпорення та тангажу.

З метою перевірки методу опорних точок було проведено 100 незалежних експериментів щодо визначення кутових координат нищпорення, тангажу та крену для моделі Ту-154, виконаної в масштабі 1:144.

В проведених експериментах середня відстань між центром моделі та оптичним центром було 2250 мм. Це означає, що за масштабу 1:144 середня відстань до літального апарату була 324 м

У кожному експерименті за допомогою поворотного механізму задавалися реальні кути нишпорення ψ^0 , тангажу ϑ^0 та крену γ^0 масштабної моделі літального апарату в діапазонах

$$5 \leq \psi^0 \leq 45, 5 \leq \vartheta^0 \leq 15, 10 \leq \gamma^0 \leq 60.$$

Зображення масштабної моделі через телефон вводилося у комп'ютер. На зображенні встановлювалися три основні опорні точки Q_1^0 , Q_2^0 , Q_3^0 і одна контрольна опорна точка Q_4^0 або Q_5^0 , зазначені на рисунку 3.2.

За піксельними координатами p_1 , p_2 , p_3 , p_4 , p_5 основних та контрольних опорних точок були обчислені кути нишпорення ψ , тангажу ϑ і крену γ . Далі, проводилося порівняння обчислених кутів ψ , ϑ та γ з реальними кутами ψ_0 , ϑ_0 та γ_0 .

Статистика значень нев'язок:

$$\Delta\psi = \psi - \psi_0, \Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_0, \Delta\gamma = \gamma - \gamma_0.$$

Основний висновок, який можна зробити із проведених експериментів полягає в тому, що на дальностях до 500 м метод позиціонування по опорних точках дозволяє отримувати значення кутів нишпорення, тангажу та крену із середньою точністю порядку 1.5 градуса.

Приклад застосування методу опорних точок для визначення кутових координат літака Ту-145 у реальному польоті продемонструємо на двох кадрах аварійної посадки, зображених на рисунку 3.2.



Рисунок 3.2 – Приклад

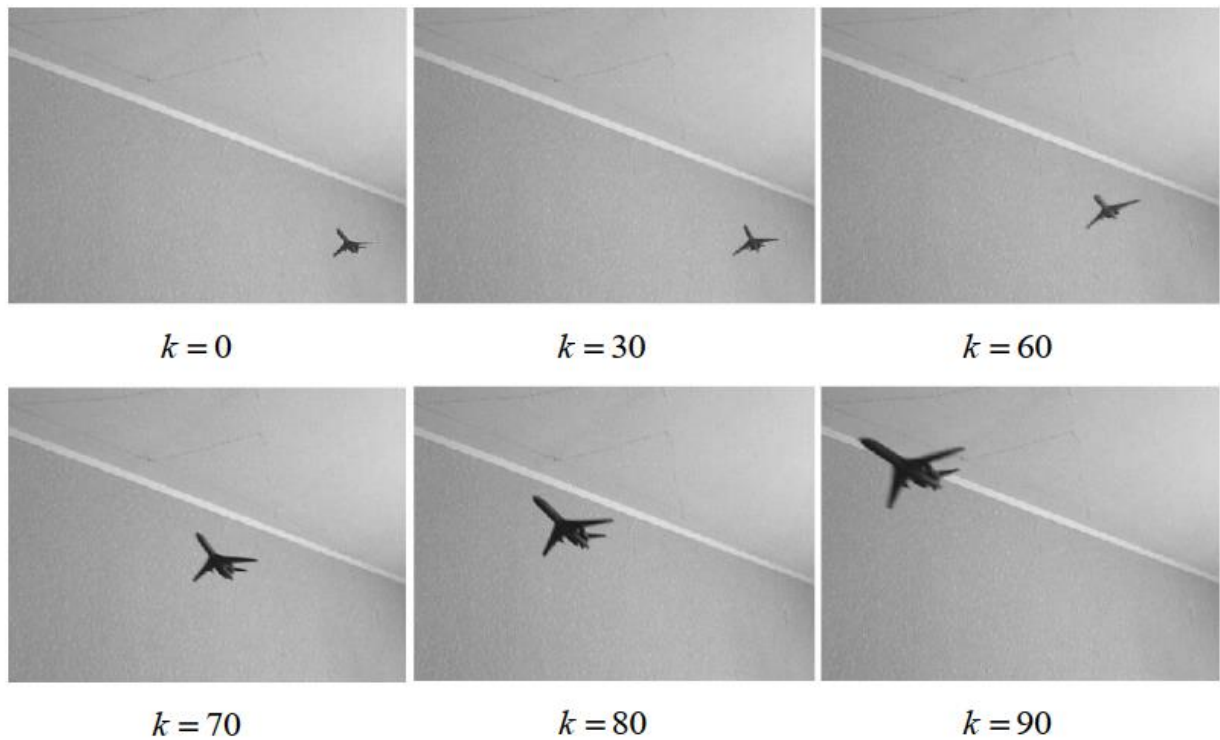


Рисунок 3.3 – Приклад

Точність визначення кутів орієнтації літального апарату перевірялася на фізичній моделі Ту-154, виконаної у масштабі 1:144. В цьому експерименті фізична модель Ту-154, імітуючи політ реального літального апарату, що здійснювала прискорений рух назустріч відеокамери. В рамках експерименту було опрацьовано відеозапис з 91 кадром. На цій відеозаписі кут

нишпорення ψ приймав значення в діапазоні від 30 до 60 градусів, а кути тангажу ϑ і крену γ приймали значення в діапазоні від 20 до 45 градусів. При цьому відстань ρ з урахуванням масштабу 1:144 набуло значення в діапазоні від 650 до 250 м. Шість кадрів відеозаписи з номерами k 0, 30, 60, 70, 80, 90 показані на рисунку 3.3.

Графік відстані показаний на рисунку 3.4 зліва зверху. На графіку відстані побудовані верхня та нижня огиначні та середня лінія. Крім того, встановлені три пари точок А, В та С

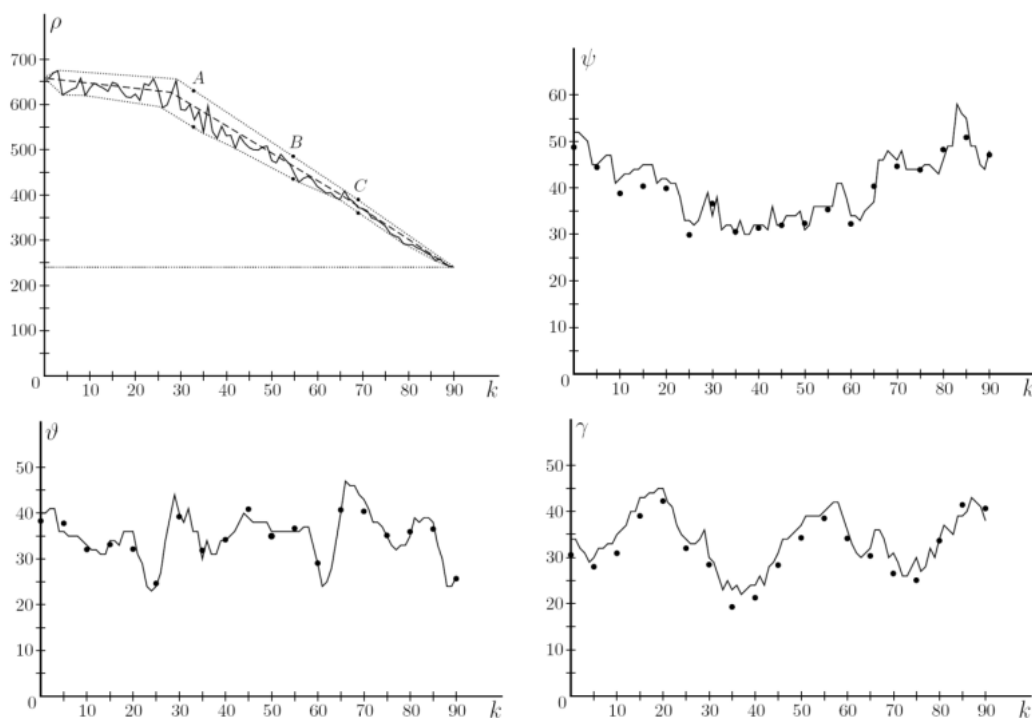


Рисунок 3.4 – Графік відстані, нишпорення, тангажу та крену

У парі точок А на відстані $\rho \approx 600$ м маємо відстань між точками 80 м, що при відхиленні від середньої лінії 40 м дає $\approx 6.6\%$ відносної помилки відхилення відстані від середньої лінії. У парі точок В при відстані $\rho \approx 475$ м маємо відстань між точками 50 м, що при відхилення від середньої лінії 25 м дає $\approx 5.3\%$ відносної помилки відхилення відстані від середньої лінії.

У парі точок С на відстані $\rho \approx 375$ м маємо відстань між точками 30 м,

що при відхиленні від середньої лінії 15 м дає $\approx 4.0\%$ відносної помилки відхилення відстані ρ від середньої лінії. Графіки змін кутів нишпорення ψ , тангажу ϑ та крену γ дані на рисунку 3.4. На даному рисунку крапками, розташованими поблизу відповідних графіків, надано значення кутів нишпорення, тангажу та крену, обчислені за методом опорних точок для 19 кадрів із номерами $k = 0, 5, 10, \dots, 90$. Для таких кадрів у таблиці 3.4.2 в 100 стовпцях $\psi_G, \vartheta_G, \gamma_G$ дані значення кутів нишпорення, тангажу та крену, обчислені за методом зовнішніх контурів, у стовпцях $\psi_p, \vartheta_p, \gamma_p$ дані значення кутів нишпорення, тангажу та крену, обчислені за методом опорних точок.

У стовпцях $\Delta\psi, \Delta\vartheta, \Delta\gamma$ дано різниці значень відповідних кутів, обчислених за вказаними методами. За абсолютною величиною всі 57 різниць кутів не перевищують 5 градусів. При цьому жирним курсивним та прямим шрифтом виділено 13 різниць з абсолютним значенням від 3 до 5 градуса, що становить $\approx 22.8\%$ загальної кількості 57 даних, а жирним прямим шрифтом виділено 5 різниць з абсолютним значенням від 4 до 5 градусів, що становить $\approx 8.8\%$ від загальної кількості 57 даних.

Зокрема, у $\approx 91.2\%$ випадків нев'язка між методом зовнішніх контурів та методом опорних точок при обчисленні кутів нишпорення, тангажу та крену не перевищує 4 градуси.

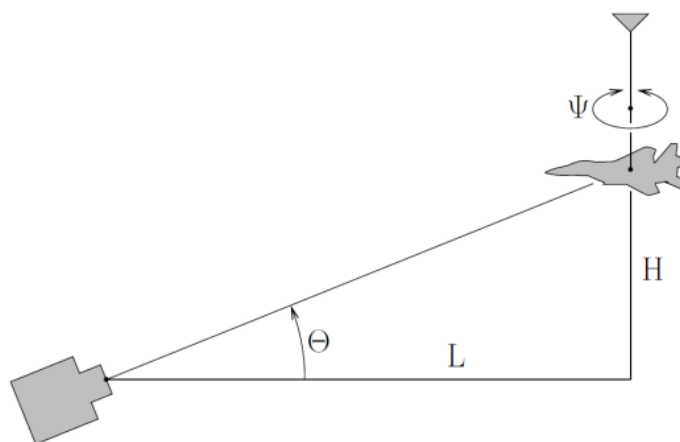


Рисунок 3.5 – Схема експерименту

k	ψ_G	ψ_p	$\Delta\psi$	ϑ_G	ϑ_p	$\Delta\vartheta$	γ_G	γ_p	$\Delta\gamma$
0	51,79	48,76	3,03	39,52	38,29	1,23	34,44	30,59	3,85
5	45,48	44,45	1,03	36,06	37,79	-1,73	29,60	28,00	1,60
10	42,04	38,82	3,22	32,87	32,07	0,81	34,76	30,94	3,82
15	44,94	40,37	4,57	33,61	33,15	0,46	43,26	39,03	4,23
20	41,66	39,91	1,75	35,89	32,15	3,73	44,97	42,25	2,72
25	32,84	29,90	2,93	23,70	24,66	-0,96	34,43	32,01	2,42
30	33,67	36,65	-2,98	39,90	39,24	0,67	30,16	28,46	1,70
35	30,22	30,57	-0,35	30,48	31,88	-1,40	23,09	19,30	3,79
40	32,43	31,38	1,06	33,51	34,21	-0,71	24,42	21,30	3,12
45	32,29	31,98	0,31	39,22	40,86	-1,64	30,52	28,36	2,16
50	31,01	32,37	-1,36	36,14	34,99	1,15	36,55	34,27	2,28
55	35,85	35,35	0,50	35,83	36,68	-0,86	40,45	38,51	1,95
60	33,63	32,28	1,35	28,67	29,08	-0,41	35,79	34,15	1,64
65	37,19	40,36	-3,17	40,01	40,71	-0,70	32,03	30,37	1,66
70	46,34	44,65	1,69	43,04	40,41	2,63	31,01	26,54	4,47
75	44,34	43,90	0,45	35,48	35,14	0,34	29,79	25,08	4,72
80	45,55	48,24	-2,69	35,42	35,96	-0,54	33,60	33,66	-0,06
85	55,37	50,85	4,52	38,04	36,53	1,51	39,44	41,43	-1,99
90	48,08	47,11	0,97	26,20	25,69	0,51	38,48	40,64	-2,16

Рисунок 3.6 – Порівняння методу опорних точок з методом зовнішніх контурів

Клас об'єктів розпізнавання, був утворений з 8 літальних апаратів типу A10, F15, F16, F22, F35, F117, T50, Su33. У класі та 8 об'єктів було виділено тестовий набір 6 літальних апаратів типу A10, F15, F16, F117, T50, Su33. Оцінки ймовірностей правильного розпізнавання були отримані в серії з 48 однотипних експериментів по 8 експериментів для кожного літального апарату з тестового набору з загальною кількістю кадрів 44579.

Тестова фізична модель підвішувалась горизонтально на нитці. Закручування нитки викликало обертальний рух, що призводить до зміни кута повороту фізичної моделі в горизонтальній площині. У проведених експериментах основним параметром, що варіюється, був кут Θ нахилу оптичної осі до горизонталі, що задовольняє співвідношення $\text{tg}\Theta = H/L$, де H – висота польоту, а L – відстань по горизонталі.

Запис обертального руху фізичної моделі здійснювався з частотою 30 кадрів за секунду при 8 значеннях $-60, -45, -30, -15, 0, 15, 30, 45$ кута нахилу Θ . П'ять зображень для кута $\Theta = -30$ подані на рисунку 3.7



Рисунок 3.7 – Зображення F15 для кута $\Theta = -30$

Число N захоплених кадрів у 48 відеорядах варіювалося в межах від 898 до 1222. З метою оцінки ймовірності правильного розпізнавання для кожного відеоряду було визначено значення числа M кадрів, у яких система розпізнавання не допускала помилок. Значення числа кадрів N та M дають емпіричну оцінку $P = 100 \cdot M/N$ ймовірності правильного розпізнавання.

	A10	F117	F15	F16	Su33	T50	F35	F22
A10	93	7	0	0	0	0	0	0
F117	0	96	4	0	0	0	0	0
F15	0	0	72	0	5	3	9	10
F16	0	0	8	85	0	0	7	0
Su33	0	0	8	1	87	0	3	0
T50	1	1	0	0	0	96	2	0

Рисунок 3.8 – Матриця переплутування при $\Theta = 0$

Зокрема, з матриці переплутування слід, що найгірше літальний апарат F15, що розпізнається, помилково розпізнається як:

- Su33 у 5% випадків;
- T50 у 3% випадків;
- F35 у 9% випадків;

- F22 у 10% випадків.

При цьому при розпізнаванні літальний апарат F15 ніколи не переплутується з літальними апаратами F16, F117 та A10.

ВИСНОВКИ

Проведено аналіз моделей функціонування систем розпізнавання та визначення просторового становища повітряних суден у реальному часі на основі методів обчислювальної геометрії. Досліджено математичну модель класифікації повітряних суден з використанням оптичного каналу. Застосовано методи обчислювальної геометрії для вирішення задач визначення просторового становища літальних апаратів за зовнішніми контурами та опорними точками; застосовано метрики суміщення зовнішніх контурів на вирішення завдання розпізнавання літальних апаратів на динамічних зображеннях у польоті; розроблено метод виділення елементів конструкції літальних апаратів для вирішення завдання розпізнавання літальних апаратів на статичних зображеннях.

Розроблена система розпізнавання літальних апаратів на тлі небосхилу, яка утворена з оптичної системи та обчислювального пристрою. У циклі міжкадрової обробки здійснюється виділення повітряного судна на тлі небосхилу з подальшим розпізнаванням в заданому класі. Перевірка працездатності розробленої системи розпізнавання здійснювалася на відеозаписах польотів літальних апаратів у реальних умовах.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Rosenblatt F. The Perceptron, A Perceiving and Recognizing Automaton //Project Para Report No. 85-460-1, Cornell Aeronautical Laboratory (CAL), 1957.
2. Минский М., Пейперт С. Персептроны //М.: Мир, 1971. – 263 с.
3. Якубович В. А. Машины, обучающиеся распознаванию образов //Сборник ВЦ ЛГУ. 1963. Вып.2. С.95-131.
4. Тимофеев А. В., Харичев В. В., Шмидт А. А., Якубович В. А. Одна задача распознавания и описания изображений //Киев: Изд-во Научного совета по кибернетике и Института кибернетики, 1971.
5. Фомин В. Н. Математическая теория обучаемых опознающих систем //Л.: ЛГУ, 1976. 235 с.
6. Шмидт А. А., Якубович В. А. Алгоритмы тематической фильтрации и их применение в задаче распознавания сложных изображений //Автомат. и телемех., 1978, № 2, С.161–176.
7. Шведов А. М., Шмидт А. А., Якубович В. А. Инвариантные системы признаков в распознавании образов //Автомат. и телемех., 1979, № 3, С.131–142.
8. Фукунага К. Введение в статистическую теорию распознавания //М.: Наука, 1979. – 368 с.
9. Журавлев Ю. И. Об алгебраическом подходе к решению задач распознавания и классификации // Проблемы кибернетики. Вып. 33, М.: Наука, 1978, С.5-68.
10. Федотов Н. Г. Теория признаков распознавания образов на основе стохастической геометрии и функционального анализа //М.: Физматлит, 2009. – 304 с.
11. Препарата Ф., Шеймос М. Вычислительная геометрия: Введение //М.: Мир, 1989. – 478 с.
12. Никулин Е. А. Компьютерная геометрия и алгоритмы машинной

графики //СПб: БХВ-Петербург, 2003. – 560 с.

13. Матвеев Ю. Н. Основы теории систем и системного анализа //Тверь: ТГТУ, 2007. – 100 с.

14. Луценко Е. В. Интеллектуальные информационные системы: Учебное пособие //Краснодар: КубГАУ, 2004. – 633 с.

15. Горелик А. Л. Современное состояние проблемы распознавания //М.: Радио и связь, 1985. – 160 с.

16. Горелик А. Л., Скрипкин В. А. Методы распознавания //М.: Высшая школа, 2004. – 262 с.

17. Дюк В. А. Компьютерная психодиагностика //СПб: Братство, 1994. - 365с.

18. Дюк В. А. Обработка данных на ПК в примерах. //СПб: Питер, 1997. – 240 с.

19. Hsieh J., Chen J., Chuang C., Fan K. Aircraft type recognition in satellite images //IEEE Proceedings: Vision, Image and Signal Processing. -2005. p307-315.

20. Штанов Е.Л. Автоматическое распознавание образов самолетов на аэрокосмических снимках //Молодежный научно-технический вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012. №9.