

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**  
**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**  
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ**

Завідувач випускової кафедри

\_\_\_\_\_ Віктор СИНЕГЛАЗОВ

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2023р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**  
**ВИПУСНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ**  
**“МАГІСТР”**

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»  
Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

**Тема: Автоматизована система розрахунку можливих траєкторій дрона**

Виконавець: студент групи КП-226М Коротченко Владислав Олександрович \_\_\_\_\_

Керівник: кандидат технічних наук, професор Тупіцин Микола Федорович 

Консультант розділу «Охорона навколишнього середовища» \_\_\_\_\_ Ольховик Ю. О.  
(підпис)

Консультант розділу «Охорона праці» \_\_\_\_\_ Козлітін О. О.  
(підпис)

Нормоконтролер: к.т.н., професор \_\_\_\_\_ Філяшкін М.К.  
(підпис)

Київ 2023

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітньо-кваліфікаційний рівень: магістр

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Информационное обеспечение и инженерия авиационных компьютерных систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Віктор СИНЄГЛАЗОВ

«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

**Коротченко Владислава Олександровича**

1. **Тема роботи** «Автоматизована система розрахунку можливих траєкторій дрону».
2. **Термін виконання роботи:** з 25.09.2023 р.<sub>2</sub> до 18.12.2023 р.<sub>2</sub>
3. **Вихідні дані до роботи:** Патент No: US 9,085.362 B1 - Система та метод протидії безпілотним літальним апаратам/ Kilian et al.- 2015.
4. **Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**
  - 1) Огляд та аналіз методів розрахунку можливих траєкторій дрону літакового типу;
  - 2) Розробка математичної моделі розрахунку можливих траєкторій дрону;
  - 3) Розробка алгоритму та програми розрахунку можливих траєкторій дрону;
  - 4) Розрахунки траєкторій дрону з заданими характеристиками;
  - 5) Оцінка впливу технічних параметрів дрона на його траєкторію.

## 5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:

1. Математична модель розрахунку можливих траєкторій дрону літакового типу; 2. Структурна схема алгоритму та програми розрахунку можливих траєкторій дрону; 3. Результати розрахунків траєкторій дрону з заданими характеристиками; 4. Результати досліджень впливу технічних параметрів дрона на його траєкторію.

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Аналіз актуальності проблеми	25.09.2023-02.10.2023	
2	Аналіз та огляд методів розрахунку можливих траєкторій дрону літакового типу	02.10.2023-12.10.2023	
3	Розробка математичної моделі розрахунку можливих траєкторій дрону	12.10.2023 - 01.11.2023	
4	Розробка алгоритму та програми розрахунку можливих траєкторій дрону	02.11.2023 - 10.11.2023	
5	Проведення розрахунків траєкторій дрону з заданими характеристиками	10.11.2023 - 25.11.2023	
6	Дослідження впливу технічних параметрів дрона на його траєкторію.	26.11.2023 - 09.12.2023	
7	Оформлення пояснювальної записки та презентації до кваліфікаційної роботи	09.12.2023 - 28.12.2023	

## 7. Консультанти зі спеціальних розділів

Дата, підпис

Розділ	Консультант (посада, П. І. Б.)	Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Старший викладач Козлітін О. О.		

Охорона навколишнього

середовища

Канд. біолог. наук, доцент  
Ольховик Ю. О.

8. Дата видачі завдання: “ 25 ” вересня 2023 р.

Керівник дипломної роботи (проекту)

\_\_\_\_\_

(підпис)

Тупіцин М.Ф.

Завдання прийняв до виконання

\_\_\_\_\_

(підпис)

Коротченко В.О.

## РЕФЕРАТ

Тема кваліфікаційної роботи - «Автоматизована система розрахунку можливих траєкторій дрону».

Дана кваліфікаційна робота є частиною комплексної роботи. Ця частина розглядає автоматизований процес розрахунку можливих траєкторій безпілотного літаючого апарату.

Для досягнення поставленої мети буде використана комбінація науково-дослідницьких методів, включаючи аналіз літературних джерел, вивчення існуючих технологій та рішень в галузі автоматизації польотів безпілотних літаючих апаратів, моделювання та експериментальні дослідження. Будуть проведені аналіз можливостей системи автоматизації, розробка та впровадження алгоритмів керування, а також вимірювання та оцінка результатів.

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи - «Автоматизована система розрахунку можливих траєкторій дрону»: 70 стор., 24 рис., таблиці 4.

**БПЛА, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, АВТОМАТИЧНА СИСТЕМА, КЕРУВАННЯ, КОНТРОЛЬ.**

Об'єктом дослідження є безпілотний літаючий апарат, його складові системи та процеси керування під час польоту.

Ціллю даного дослідження є вивчення та аналіз можливостей автоматизації процесу керування безпілотного літаючого апарата з метою покращення ефективності та безпеки таких операцій.

Предметом дослідження є процес розрахунку траєкторії безпілотного літаючого апарата, включаючи автоматизацію різних аспектів, таких як системи навігації, стабілізації, безпеки та комунікації.

## **Перелік термінів та скорочень**

БПЛА – безпілотний літальний апарат

ДПЛА – дистанційний пілотований літальний апарат

БЛК – безпілотний літальний комплекс

ЛА – літальний апарат

СДУ – система дистанційного керування

НО – наземні операції

ПС – повітряне судно

СК– система координат

ММ – математична модель

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК ТЕРМІНІВ ТА СОРОЧЕНЬ.....	
ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ МЕТОДІВ РОЗРАХУНКУ МОЖЛИВИХ ТРАЄКТОРІЙ ДРОНУ ЛІТАКОВОГО ТИПУ.....	
1.1 Основні положення.....	
1.2 Метод Монте-Карло.....	
1.3 Оцінка достовірності методу Монте- Карло.....	
1.4 Постановка задачі.....	
РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА АЛГОРИТМУ ТА ПРОГРАМИ, ЩО РЕАЛІЗУЄ ЦЕЙ АЛГОРИТМ.....	
2.1 Побудова математичної моделі розрахунку траєкторії БПЛА.....	
2.2 Генерація бічного профілю польоту.....	
2.2.1 Визначення сегментів поворотів і бічних переходів.....	
2.2.2 Побудова сегментів поворотів і бічних переходів.....	
2.3 Генерація вертикального профілю польоту.....	
2.4 Математичні рівняння літака та модель польоту.....	
2.5 Побудова алгоритму розрахунку траєкторії БПЛА.....	
2.5.1 Спрощення рівнянь руху літака та параметризація моделі....	
2.5.2 Процедура диферентування літака.....	
2.6 Розробка програми розрахунку можливих траєкторій .....	
РОЗДІЛ 3 РОЗРАХУНОК МОЖЛИВОЇ ТРАЄКТОРІЇ БПЛА.....	
3.1 Результати обчислень можливої траєкторії БПЛА у середовищі MATLAB.....	
3.1.1 Побудова початкової траєкторії БПЛА.....	
ОХОРОНА ПРАЦІ.....	

4.1 Аналіз небезпечних та шкідливих факторів при роботі с двигуном.....	
4.2 Інженерно-технічні заходи з охорони праці при роботі з дронами на безколекторних двигунах.....	
4.3 Пожежна профілактика.....	
<b>ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....</b>	
5.1 Основні положення та діапазон частот управління БПЛА.....	
5.1.1 Шкідливі і небезпечні чинники, що виникають під час управління дроном.....	
5.1.2 Нормативні вимоги для роботи з компютерним обладнанням та обладнанням радіозв'язку з дроном.....	
5.1.3 Організаційні і технічні заходи мінімізації негативного впливу БПЛА.....	
<b>ВИСНОВОК.....</b>	
<b>СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....</b>	



## ВСТУП

Тема даного дипломного проекту є актуальною тому що розрахунок можливих траєкторій для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є критично важливою задачею, яка має актуальність у різних областях. Ось кілька аспектів, що підтверджують значимість цього процесу:

Місії розвідки та спостереження:

БПЛА широко використовується у військових і громадянських місіях розвідки та спостереження. Розрахунок оптимальних траєкторій дозволяє ефективно здійснювати залежність від інтересів об'єктів і максимізувати охоплення території при мінімізації ризиків.

Борьба з тероризмом і преступністю:

У контексті безпеки розрахунок траєкторій допомагає визначити оптимальні маршрути для слідування за підозрювальною активністю, забезпечуючи ефективну протидію терористичним загрозам і припиняючої діяльності.

Гражданська авіація:

В області цивільної авіації БПЛА можуть використовуватися для моніторингу транспортних потоків, контролю за станом інфраструктури та екологічного моніторингу. Розрахунок траєкторій допомагає забезпечити безпеку повітряного руху та уникнути столкновений.

Пошук і спасіння:

БПЛА застосовуються в операціях по пошуку і порятунку при позавихідних ситуаціях. Оптимальні траєкторії дозволяють ефективно охопити широкі території, ускоряючи процес пошуку потерпілих.

Аграрний сектор:

В сільському господарстві БПЛА використовуються для моніторингу посевів, виявлення хвороб рослин, оцінки стану ґрунту та проведення агрохімічних робіт. Розрахунок траєкторій допомагає оптимізувати сільськогосподарські процеси та збільшити врожайність.

У цілому розрахунок можливих траєкторій для БПЛА має актуальне значення, оскільки він сприяє підвищенню ефективності операцій, забезпечує безпеку та мінімізує ризики в різних сферах діяльності.

Надалі в дипломному проекті будуть виконуватись розробка алгоритму розрахунку можливих траєкторій дрона та програми, що реалізує цей алгоритм.

Метою дипломного проекту є дослідити розрахунок траєкторії та визначення параметрів і режимів польоту.

Завданням дипломного проекту є:

- аналіз алгоритмів розрахунку траєкторій дрона;
- розробка математичної моделі руху дрона;
- розробка програми розрахунку можливих траєкторій;

У зв'язку з викладеним вище дана дипломна робота є актуальною

## РОЗДІЛ 1

### ОГЛЯД ТА АНАЛІЗ МЕТОДІВ РОЗРАХУНКУ МОЖЛИВИХ ТРАЄКТОРІЙ ДРОНУ ЛІТАКОВОГО ТИПУ.

#### 1.1 Аналіз методів розрахунку можливих траєкторій дрона.

Розрахунок траєкторій дрона є складним завданням, яке вимагає врахування багатьох факторів, таких як фізичні обмеження дрона, середовище польоту, завдання, яке необхідно виконати, та інші параметри. Існує кілька методів для розрахунку траєкторій дрона, але кожен метод може бути вибраний в залежності від конкретних умов і завдань.

Один з основних методів розрахунку можливих траєкторій є метод статистичного моделювання.

Статистичне моделювання - базовий метод моделювання, який полягає в тому, що модель випробовується безліччю випадкових сигналів із заданою щільністю ймовірності. Метою є статистичне визначення вихідних результатів. В основі статистичного моделювання лежить метод Монте-Карло . Нагадаємо, що імітацію використовують зазвичай тоді, коли інші методи застосувати неможливо.

#### 1.1.1 Метод Монте-Карло.

Розглянемо метод Монте-Карло з прикладу обчислення інтеграла, значення якого аналітичним способом знайти не вдається.

$$y = \int_{x_1}^{x_2} f(x) dx$$

На рис. 1.1 представлений графік функції  $f(x)$  . Обчислити значення інтеграла цієї функції означає знайти площу під цим графіком.

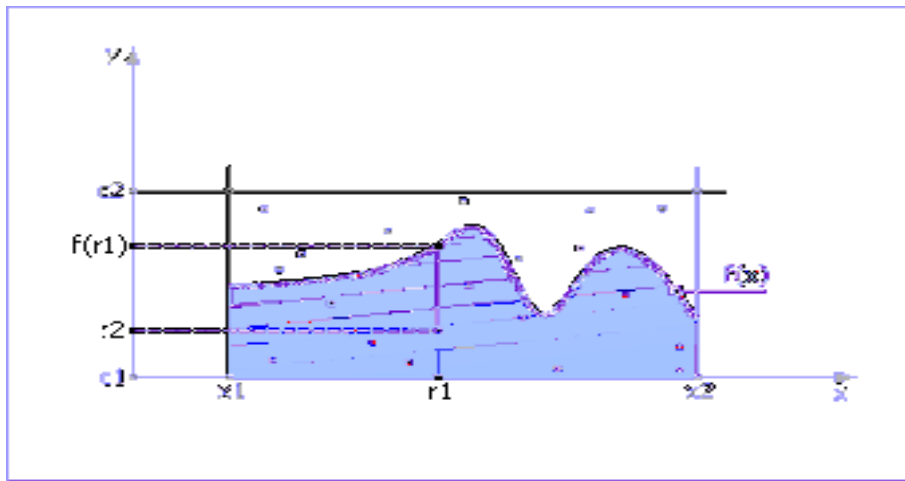


Рис. 1.1. Визначення значення інтеграла методом Монте-Карло

Обмежуємо криву зверху, праворуч та ліворуч. Випадково розподіляємо точки в прямокутнику пошуку. Позначимо через  $N_1$  кількість точок, прийнятих для випробувань (тобто потрапили у прямокутник, ці точки зображені на рис. 1.1 червоним і синім кольором), і через

$N_2$  — кількість точок під кривою, тобто потрапили в зафарбовану площу під функцією (ці крапки зображені на рис.1.1 червоним кольором). Тоді природно припустити, що кількість точок, що потрапили під криву по відношенню до загального числа точок пропорційно площі під кривою (величині інтеграла) по відношенню до площі прямокутника. Математично це можна виразити так:

$$\frac{N_2}{N_1} = \frac{y}{(x_2 - x_1)(c_2 - c_1)}$$

Міркування ці, звичайно, статистичні і тим більше вірні, чим більшу кількість випробуваних точок ми візьмемо.

Фрагмент алгоритму методу Монте-Карло як блок-схеми виглядає так, як показано на рис. 1.2 .

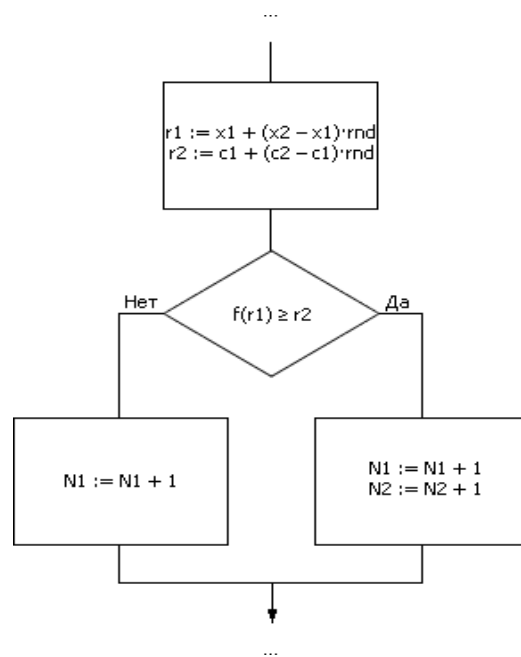


Рис. 1.2. Фрагмент алгоритму реалізації методу Монте-Карло

Значення  $r_1$  та  $r_2$  на рис. 1.2 є рівномірно розподіленими випадковими числами з інтервалів  $(x_1; x_2)$  та  $(c_1; c_2)$  відповідно.

Метод Монте-Карло надзвичайно ефективний, простий, але потрібний «хороший» генератор випадкових чисел. Друга проблема застосування методу полягає у визначенні обсягу вибірки, тобто кількості точок, необхідних для забезпечення рішення із заданою точністю. Експерименти показують: щоб збільшити точність у 10 разів, обсяг вибірки потрібно збільшити у 100 разів; тобто точність приблизно пропорційна кореню квадратному з обсягу вибірки:

$$\text{точність} \cong \sqrt{\text{об'єм вибірки}}$$

Схема використання методу Монте-Карло для дослідження систем з випадковими параметрами. Побудувавши модель системи з випадковими параметрами, її вхід подають вхідні сигнали від генератора випадкових чисел (ГСЧ), як показано на рис. 1.3 . ГСЧ влаштований отже він видає

рівномірно розподілені випадкові числа  $r_{pp}$  з інтервалу  $[0; 1]$ . Так як одні події можуть бути більш ймовірними, інші менш ймовірними, то рівномірно розподілені випадкові числа від генератора подають на перетворювач закону випадкових чисел (ПЗСЧ), який перетворює їх на заданий користувачем закон розподілу ймовірності, наприклад, нормальний або експоненційний закон. Ці перетворені довільні числа  $x$  подають на вхід моделі. Модель відпрацьовує вхідний сигнал  $x$  за деяким законом  $y = \varphi(x)$  і отримує вихідний сигнал  $y$ , який також є випадковим.

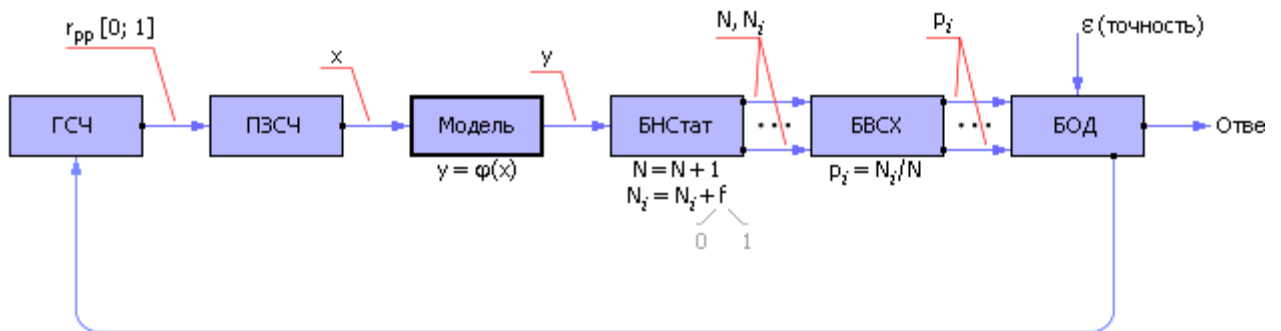


Рис 1.3. Загальна схема методу статистичного моделювання

У блоці накопичення статистики (БНСстат) встановлені фільтри та лічильники. Фільтр (деяка логічна умова) визначає за значенням  $y$ , чи реалізувалося в конкретному досвіді деяка подія (виконалася умова,  $f = 1$ ) чи ні (умова не виконалася,  $f = 0$ ). Якщо подія реалізувалося, то лічильник події збільшується на одиницю. Якщо подія не реалізувалося, значення лічильника не змінюється. Якщо потрібно стежити за кількома різними типами подій, для статистичного моделювання знадобиться кілька фільтрів і лічильників  $N_i$ . Завжди ведеться лічильник кількості експериментів -  $N$ .

Далі відношення  $N_i$  до  $N$ , що розраховується в блоці обчислення статистичних характеристик (БВСХ) за методом Монте-Карло, дає оцінку ймовірності появи події  $i$ , тобто вказує на частоту його випадання в серії з

$N$  дослідів . Це дозволяє зробити висновки про статистичні властивості об'єкта, що моделюється.

Наприклад, подія  $A$  відбулася в результаті проведених 200 експериментів 50 разів. Це означає, згідно з методом Монте-Карло, що ймовірність здійснення події дорівнює:  $p_A = 50/200 = 0.25$  . Ймовірність те, що подія не відбудеться, дорівнює, відповідно,  $1 - 0.25 = 0.75$  .

Зверніть увагу: коли говорять про ймовірність, одержану експериментально, то її називають частотою; Слово ймовірність використовують, коли хочуть підкреслити, що йдеться про теоретичне поняття.

При великій кількості дослідів  $N$  частота появи події, отримана експериментальним шляхом, прагне значення теоретичної ймовірності появи події.

У блоці оцінки достовірності (БОД) аналізують ступінь достовірності статистичних експериментальних даних, знятих з моделі (зважаючи на точність результату  $\epsilon$  задану користувачем) і визначають необхідну для цього кількість статистичних випробувань. Якщо коливання значень частоти появи подій щодо теоретичної ймовірності менше заданої точності, то експериментальну частоту приймають як відповідь, інакше генерацію випадкових входних впливів продовжують, і процес моделювання повторюється. При малій кількості випробувань результат може виявитися недостовірним. Але що більше випробувань, то точніше відповідь, відповідно до центральної граничної теореми.

Зауважимо, що оцінювання ведуть по найгіршій із частот. Це забезпечує достовірний результат відразу за всіма характеристиками моделі, що знімаються.

## **1.2 Генерація бічного профілю польоту.**

Бічний профіль польоту вказує горизонтальний маршрут, яким літак повинен слідувати, щоб досягти заданого пункту призначення. Зазвичай він представлений послідовністю маршрутних точок (тобто географічних точок, визначених координатами широти/довготи), з'єднаних прямими та поворотними сегментами.

Точки маршруту визначаються шляхом вибору в навігаційній базі даних стандартної процедури вильоту за приладами, набору точок маршруту або повітряних шляхів, процедури стандартного маршруту прибуття до пункту призначення. На основі цієї інформації будується бічний профіль, спочатку з'єднуючи маршрутні точки одна за одною прямими відрізками. Цей процес призводить до приблизного бокового профілю, який використовується для синтезу та оптимізації профілю вертикального польоту.

Потім до приблизного бічного профілю додаються сегменти розвороту на основі необхідної зміни курсу між двома послідовними прямими сегментами, швидкості літака та типу бічного переходу.

### **1.2.1 Визначення сегментів поворотів і бічних переходів.**

Існує два основних типи шляхових точок, які зазвичай використовуються для визначення бокового переходу: точки «прильоту» і точки «прольоту». Точки прольоту використовуються коли необхідно затримати поворот для подолання перешкод. У цьому випадку літак повинен спочатку пролетіти над маршрутною точкою, перш ніж прямувати до наступного сегмента. Навпаки, для прильотних маршрутних точок поворот може бути розпочато до досягнення точки маршруту з метою дозволити тангенціальне перехоплення наступного сегмента. Окрім типу маршрутної точки, бічний перехід також залежить від типу відрізка, що слідує за маршрутною точкою. Етап визначається дволітерним алфавітним кодом, де перша літера вказує на режим польоту, а друга літера вказує, як має бути



завершений етап. Сьогодні більшість сучасних систем можуть обробляти до 23 різних типів даних.

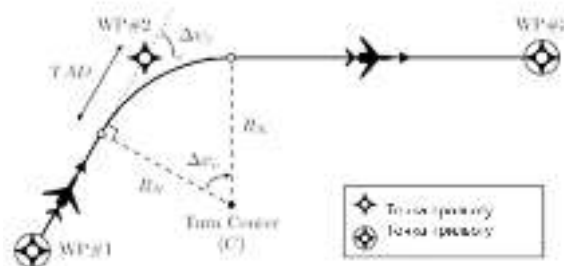
Однак у цьому дослідженні розглядаються лише три найпоширеніші типи :

Трек для виправлення (TF) : сегмент маршруту між двома маршрутними точками;

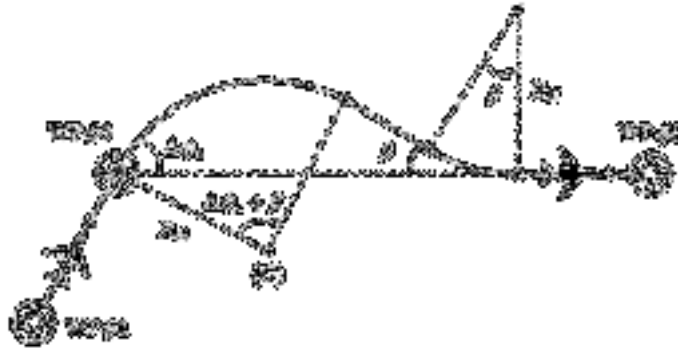
Напрямок до виправлення (DF) : відрізок маршруту між місцем розташування літака та заданою маршрутною точкою;

Радіус до виправлення (RF): кільцевий маршрут із постійним радіусом між двома маршрутними точками.

Поєднуючи ці три типи відрізків із двома типами маршрутних точок, стає можливим отримати чотири бічні типи переходів, показані на рис. 1.4. Більшість переходів, розрахованих для умов польоту вище 500 метрів, можна відтворити шляхом створення комбінацій цих чотирьох типових переходів.



а) Точка прольоту, за якою слідує трек для виправлення відрізка (FB + TF)



б) Маршрутна точка обльоту, за якою йде трек для фіксації відрізка (FO + TF)



в) Маршрутна точка обльоту, за якою йде прямий етап фіксації (FO + DF)



г) Маршрутна точка обльоту, за якою слідує радіус для фіксації відрізка (FO + RF)

Рис. 1.4 Ілюстрації сегмента повороту та бічного переходу.

### 1.2.2 Побудова сегментів поворотів і бічних переходів.

Сегменти повороту та бічні переходи будуються на основі необхідної зміни курсу між двома послідовними маршрутними точками, прогнозованої швидкості літака та кількох геометричних співвідношень.

Припускаючи, що літак виконує скоординований поворот, номінальний радіус  $R_N$  розвороту можна розрахувати за допомогою наступного рівняння :

$$R_N = \frac{(V_{Gx}^{\max})^2}{9^\circ \tan(\phi_N)} \quad (1)$$

де  $\phi_N$  — номінальний кут крену, який вважається меншим із 5 градусів або половини зміни курсу повороту  $\Delta\psi_c$ , максимум до 25 градусів. Подібним чином максимальна швидкість на землі  $(V_{Gx}^{\max})^2$  визначається на основі швидкості на землі в нерухомому повітрі початок повороту з поправкою на найгірший попутний вітер.

Після визначення номінального радіуса повороту всі бокові переходи можна побудувати за допомогою геометричних співвідношень, як пояснюється нижче.

Перехід FB + TF будується, враховуючи, що літальний апарат летить уздовж дуги кола радіусом  $R_N$ , дотичної до двох прямих сегментів, що з'єднують маршрутні точки 1 до 3, як показано на рис.1.4. Для цього розворот має бути розпочато, коли літак знаходиться на відстані очікування розвороту від активної маршрутної точки. Використовуючи основні тригонометричні співвідношення, відстань можна виразити наступним чином:

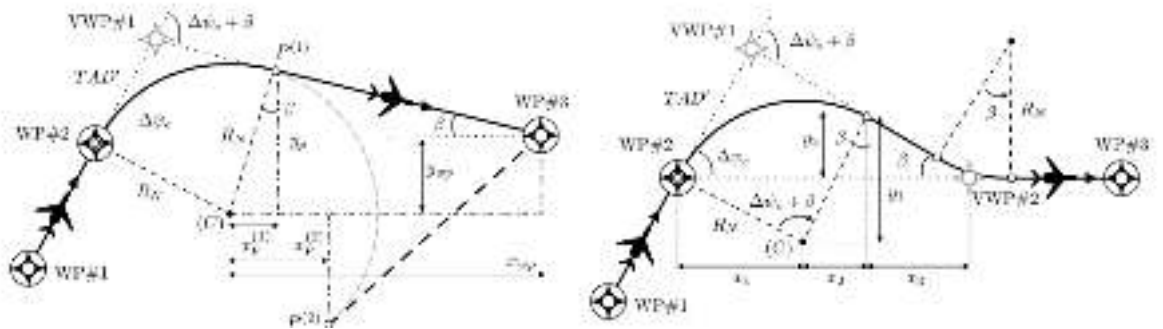
$$TAD = R_N \tan \left[ \frac{|\Delta\psi_c|}{2} \right] \quad (2)$$

Перехід FO+DF створюється шляхом створення віртуальної точки прольоту (VWP#1) між точками маршруту 2 і 3, як показано на рис. 1.5. Ця

техніка дозволяє перетворити оригінальний перехід FO+DF в еквівалентний перехід FB+TF, що полегшує процес обчислення, а також логіку активації маршрутних точок. VWP#1 вставляється на еквівалентній відстані очікування повороту ( $TAD'$ ) від активної маршрутної точки WP#2, визначеної як:

$$TAD = R_N \tan \left[ \frac{|\Delta\psi_c| + \beta}{2} \right] \quad (3)$$

де  $\beta$  називається кутом перехоплення. Цей кут має бути визначений таким чином, щоб курс літака в кінці повороту вів безпосередньо до наступної маршрутної точки (тобто, WP#3).



а) Бічний перехід FO+DF б) Бічний перехід FO+TF

Рис. 1.5. Геометричні співвідношення для побудови бічних перехідних сегментів

Кут перехоплення  $\beta$  можна визначити, ввівши точку  $P$  і зазначивши, що ця точка належить колі радіуса  $R_N$  і дотичній, утвореній VWP#1 і WP#3. Математично ці аспекти означають:

$$\begin{cases} x_p^2 + y_p^2 = R_N^2 \\ \frac{y_p}{x_p} * \frac{y_p - y_{wp}}{x_p - x_{wp}} = -1 \end{cases} \quad (4)$$

де  $\{x_p, y_p\}$  – відстані точки  $P$  відносно центру повороту ( $C$ ), а  $\{x_{wp}, y_{wp}\}$  – відстані WP#3 відносно центру повороту ( $C$ ), визначені таким чином:

$$\begin{aligned} x_{wp} &= x_{23} - |R_N \sin(\Delta\psi_c)| \\ y_{wp} &= R_N \cos(\Delta\psi_c) \end{aligned} \quad (5)$$

де  $x_{Xm}$  — відстань між WP#2 і WP#3.

Розв'язуючи рівняння. (4) і (5) відносно  $x_p$  можна отримати два розв'язки:

$$x_p^{(1,2)} = \frac{R_N \left[ R_N x_{wp} \pm y_{wp} \sqrt{x_{wp}^2 + y_{wp}^2 - R_N^2} \right]}{x_{wp}^2 + y_{wp}^2} \quad (6)$$

Нарешті, кут перехоплення  $\beta$  можна обчислити, враховуючи найменші відстані між  $x_p^{(1)}$  і  $x_p^{(2)}$ , і використовуючи таке рівняння:

$$\beta = \arcsin \left[ \frac{\min\{x_p^{(1)}, x_p^{(2)}\}}{R_N} \right] \quad (7)$$

Перехід FO+TF створюється шляхом вставки двох віртуальних точок прольоту, як показано на рис. а. Перші прольотні віртуальні маршрутні точки (VWP#1) вставляються на еквівалентній відстані очікування повороту ( $TAD'$ ) від активної маршрутної точки WP#2, так само, як і для переходу FO+DF.

Друга віртуальна точка прольоту (VWP#2) вставляється на відстані  $x = \sum x_i$  з WP#2, де  $x_i$  для  $i = \{1,2,3\}$  визначаються таким чином:

$$\begin{aligned} x_1 &= R_N \sin(|\Delta\psi_c|) & x_2 &= R_N \sin(\beta) & x_3 &= \frac{y_1 - y_2}{\tan(\beta)} \end{aligned} \quad (8)$$

де  $y_1 = R_N \cos(\beta)$  і  $y_2 = R_N \cos(\Delta\psi_c)$ . Отже,

$$x_3 = \frac{R_N \cos(\beta) - R_N \cos(\Delta\psi_c)}{\tan(\beta)} = R_N \left[ 1 - \frac{\cos(\Delta\psi_c)}{\cos(\beta)} \right] \frac{\cos^2(\beta)}{\sin(\beta)} \quad (9)$$

Крім того, для переходу FO+TF кут перехоплення  $\beta$  завжди фіксується на рівні 30 градусів, як рекомендовано навігаційними процедурами. Це значення зазвичай використовується для забезпечення «плавного» захоплення сегмента, визначеного маршрутними точками WP#2 і WP#3.

Перехід FO+RF (див. рис. б) будується, враховуючи, що літальний апарат рухається вздовж дуги кола радіусом  $R_N$ , визначеним таким чином:

$$R_N = \frac{x_{23}}{2 \sin(|\Delta\psi_c|)} \quad (10)$$

де  $x_{23}$  — відстань між WP#2 і WP#3.

### 1.3 Генерація вертикального профілю польоту.

Крім того, вертикальний профіль визначає траєкторію літака у вертикальній площині з точки зору висоти, швидкості та відстані. Зазвичай він поділяється на п'ять фаз польоту: набір висоти за курсом, набір висоти на крейсерському польоті, крейсерський політ, початкове зниження та зниження на посадці. Кожна з цих фаз польоту, у свою чергу, ділиться на кілька сегментів польоту, щоб імітувати процедури польоту.

Приклад типового вертикального профілю для літака показаний на рис.1.6. Слід зазначити, що для цілей цього дослідження цей профіль вважається стандартним вертикальним профілем польоту. Однак його можна змінити, додавши або видаливши один або кілька сегментів вертикального польоту.

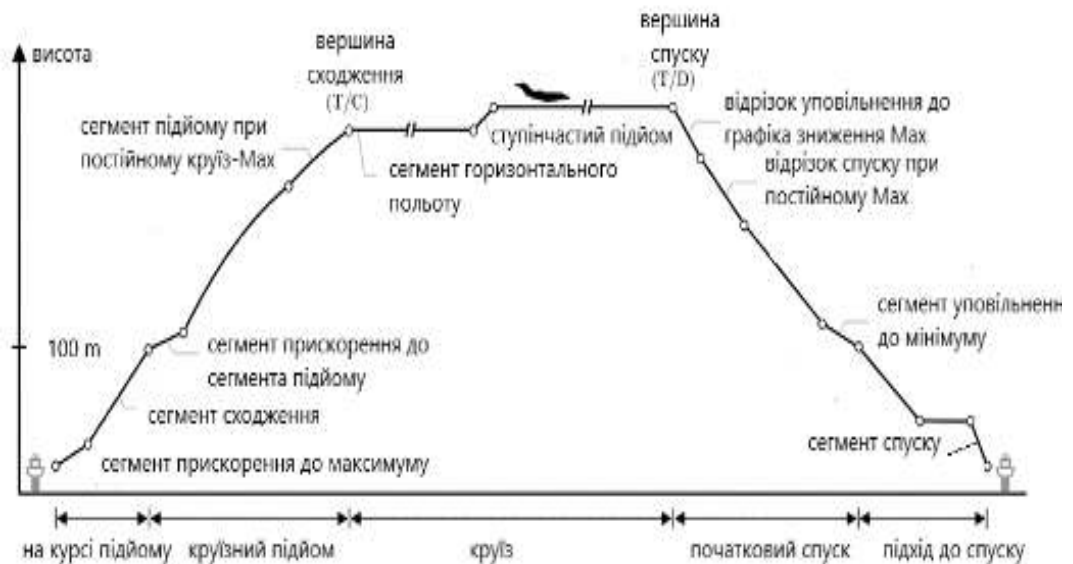


Рис. 1.6 Типовий вертикальний профіль польоту.

Фаза набору висоти на курсі починається на висоті 250 метрів над рівнем моря або на висоті, на якій потужність двигуна встановлена на тягу підйому. Ця фаза польоту характеризується двома вертикальними сегментами польоту.

Перший сегмент – це сегмент прискорення до швидкості підйому за курсом. Метою цього сегмента є прискорення літака до швидкості, при якій закрилки можуть бути повністю втягнуті, що забезпечує хороші характеристики набору висоти. Потім додається другий сегмент підйому з постійним калібрована повітряна швидкість до 300 метрів, щоб завершити фазу підйому на курсі.

На висоті вище 500 пілот може розпочати фазу набору висоти в крейсерському режимі. Ця фаза польоту характеризується трьома вертикальними сегментами польоту.

Перший сегмент — це сегмент прискорення до попередньо визначеної каліброваної повітряної швидкості вище 200 км/год. Потім за цим сегментом слідує сегмент набору висоти з постійною каліброваною повітряною швидкості до висоти, де число Маха літака відповідає бажаному крейсерському числу Маха. На цій висоті пілот має змінити базову швидкість набору висоти на постійну швидкість набору висоти, а фаза набору висоти завершується сегментом набору висоти на постійній швидкості набору висоти до вершини набору висоти (Т/С).

Крейсерська фаза відповідає частині польоту між Т/С і вершиною зниження (Т/D). Ця фаза польоту зазвичай характеризується сегментом горизонтального польоту, під час якого пілот повинен регулювати потужність двигуна, щоб підтримувати бажане крейсерське число Маха. За необхідності можна застосувати кілька ступенів набору/зниження (тобто локальної зміни ешелону польоту), щоб зменшити споживання палива. У цьому випадку підйоми/спуски по сходах розглядаються як обмежені або необмежені сегменти підйому/спуску при постійному Маху. Слово



«обмежений» у цьому контексті зазвичай стосується вертикального обмеження або вертикальної швидкості, або кута траєкторії польоту.

На додаток до цих сегментів під час круїзу також можна додати сегменти прискорення/уповільнення рівня, щоб відповідати обмеженням необхідного часу прибуття.

Початкова фаза зниження схожа на фазу крейсерського набору висоти, за винятком того, що вона реалізується у зворотному порядку. Ця фаза польоту характеризується чотирма вертикальними сегментами польоту.

Починаючи з T/D і після зменшення потужності двигуна до тяги холостого ходу, перший сегмент початкової фази зниження є сегментом уповільнення до числа Маха зниження за графіком. Після цього сегмента слід сегмент зниження на постійному Маху до висоти перетину, на якій базова швидкість змінюється на постійну калібровану повітряну швидкість. Потім БПЛА продовжує знижуватися з постійною калібною повітряною швидкістю до висоти уповільнення, де має бути застосований другий сегмент уповільнення, щоб відповідати обмеженню повітряної швидкості.

Останній етап польоту - зниження на підході до пункту призначення. Ця фаза польоту характеризується трьома або чотирма сегментами вертикального польоту.

Перший сегмент — це сегмент зниження на постійній калібною повітряній швидкістю (нижчій або дорівнює 200 км/год) до висоти заходження на. На цій висоті застосовується сегмент уповільнення, щоб уповільнити літак до базової посадкової швидкості та дати пілоту час для поступового розгортання крил. Якщо необхідно, сегмент горизонтального польоту може бути застосований до тих пір, поки не буде перехоплено типовий триградусний градієнт зниження глісади.

Нарешті, фаза зниження на підході закінчується сегментом обмеженого зниження при постійній калібною повітряній швидкістю і фіксованому куті траєкторії польоту до висоти 500 метрів .

## 1.5 Постановка задачі.

Постановка завдання полягає в розрахунку опорної траєкторії дрону без урахування факторів, що обурюють, на його траєкторію. Траєкторія дрону, у свою чергу, залежить від багатьох факторів, які включають технічні, фізичні, технологічні та зовнішні умови. Ось деякі ключові фактори, які впливають на траєкторію польоту дрона:

- Траєкторія дрона може бути визначена його конкретним завданням. Наприклад, для аерофотозйомки траєкторія може бути оптимізована для отримання максимальної якості фото або відео.

- Різні типи дронів можуть мати різні можливості та обмеження, що впливає на їхню траєкторію. Наприклад, квадрокоптери можуть літати на місці та здійснювати оберти, тоді як літаючі крила можуть здійснювати довгі дальні польоти.

- Фізичні обмеження, такі як максимальна швидкість, максимальна висота польоту, обмеження часу польоту на одному заряді акумулятора, впливають на траєкторію.

- Наявність різноманітних датчиків (GPS, барометр, акселерометр, гіроскоп, компас) та їхні можливості визначають точність інформації про положення дрона.

- Використовувані алгоритми автопілота визначають поведінку дрона. Розроблені алгоритми можуть оптимізувати траєкторію для різних умов, враховуючи обмеження та завдання.

- Погода, вітер, освітлення та інші природні умови можуть впливати на траєкторію дрона. Наприклад, сильний вітер може вимагати корекції траєкторії для збереження стабільності.

- Наявність будь-яких перешкод на шляху дрона, таких як

будівлі, дерева чи інші об'єкти, впливає на вибір траєкторії для уникнення зіткнень.

- Якщо завдання включає динамічні об'єкти або змінюється в ході виконання (наприклад, слідкування за рухливим об'єктом), траєкторія може змінюватися.

Траєкторія польоту дрона зазвичай планується перед виконанням завдання та може адаптуватися під час польоту в залежності від умов навколишнього середовища та специфікацій завдання.

Для аналізу алгоритмів пілотування розглянемо наступне. Система дистанційного керування рухом дрона зазвичай складається з системи автоматичного управління, відеокамери, блоку управління відеокамерою, відеореєстратора, аерокартографії, відеоархіву на борту повітряного судна, радіозв'язку та наземного обладнання з радіозв'язком, обладнання для формування команд управління безпілотними літальними апаратами, зовнішній пілотний дисплей та зовнішній відеоархів пілота.

Автоматизована система управління дроном включає в себе блок керування дроном від системи автоматичного керування до зовнішнього пілота і в зворотному напрямку, а блок керування відеокамери складається з сервомотора, який компенсує угол нахилу відеокамери по крену (рис. 1.8).



Рис. 1.8. Алгоритм управління дрону за допомогою камери

У дипломного ставиться завдання:

- розрахувати кінематику і динаміку опорної траєкторії руху дрону на площині з урахуванням сил і моментів без урахування факторів, що обурюють;
- розрахувати трубку траєкторій руху дрону.

Для вирішення поставленого завдання необхідно:

- розробити блок-схему алгоритму вирішення поставленого завдання;
- розв'язати задачу Коші для розрахування опорної траєкторії руху дрону;
- розрахувати можливі траєкторії дрону з урахуванням факторів, що обурюють, на його траєкторію.

## **РОЗДІЛ 2**

### **РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РОЗРАХУНКУ МОЖЛИВИХ ТРЕКТОРІЙ ДРОНА.**

#### **2.1 Опис математичної моделі розрахунку траєкторії БПЛА.**

Вирішення будь якого завдання починається зі складання математичної моделі польоту літального апарату, яка описується більш-менш складними рівняннями руху. Математична модель визначається, насамперед,

поставленим завданням, залежно від якої дослідник вибирає ту чи іншу модель умов польоту, модель самого апарату, модель сил і моментів, прикладених до нього залежить успіх дослідження. Нижче наводяться основні відомості про умови польоту та особливості літального апарату як керованої механічної системи, які необхідно мати на увазі при складанні математичних моделей задач динаміки польоту.

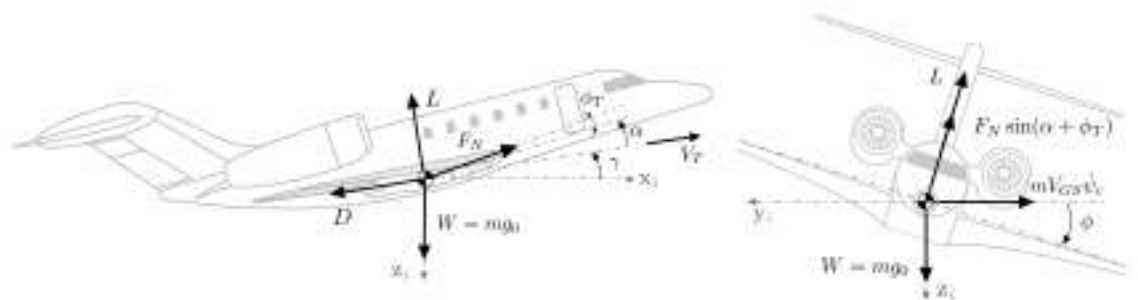
Перш ніж представити методологію, запропоновану в цьому дослідженні, може бути корисним ввести кілька позначень і математичних рівнянь, пов'язаних з аналізом траєкторій польоту. З цієї точки зору, розділ починається з опису різних сегментів польоту. Потім розділ продовжується розробкою математичної моделі літального апарату, яка включає рівняння руху, рівняння моделі аерорушійної установки та рівняння моделі середовища.

Створення математичної моделі траєкторії польоту для безпілотного літального апарату (БПЛА) може бути складною задачею через різноманітність умов та обмежень. Проте, для прикладу, давайте розглянемо просту математичну модель двовимірного руху БПЛА .

### **2.2.1 Математичні рівняння літака та модель польоту.**

Для цілей дослідження літальний апарат моделюється як точкова маса, а Земля вважається необертальною. Крім того, всі двигуни мають бути справними, а асиметричної тяги немає. Швидкістю зміни кута траєкторії польоту та кута нахилу нехтують. Нарешті, літак повинен літати в полі атмосферного вітру, включаючи його поздовжню та бічні компоненти.

Сили, що діють на літальний апарат у польоті, показані на рис. 2.1. Підйомна сила  $L$  та опір  $D$  є аеродинамічними силами, і вони визначаються як нормальні та паралельні швидкості повітряного судна. Загальна тяга двигунів, позначена  $FN$ , орієнтований у напрямку вперед, утворюючи кут  $\phi_T$  відносно фюзеляжу літака. Нарешті,  $W$  орієнтована на центр Землі.



а) вид збоку б) вид спереду

Рис. 2.1 Ілюстрація сил, прикладених до літака під час польоту

Підсумовуючи сили вздовж і паралельно швидкості повітря, можна показати, що рівняння, які описують рух літака у вертикальній площині (з поправкою на кут крену), мають вигляд :

$$m\dot{V}_T = F_N \cos(\alpha + \phi_T) - D - mg_0 \sin(\gamma) - m[\dot{V}_{W,x} \cos(\gamma) \cos(\psi) + \dot{V}_{W,y} \cos(\gamma) \sin(\psi)] \quad (11)$$

$$0 = [F_N \sin(\alpha + \phi_T) + L] \cos(\phi) - mg_0 \cos(\gamma) + m[\dot{V}_{W,x} \sin(\gamma) \cos(\psi) - \dot{V}_{W,y} \sin(\gamma) \sin(\psi)] \quad (12)$$

$$V_{GS} = \sqrt{[V_T \cos(\gamma)]^2 - [V_W \sin(\psi_c - \psi_w)]^2} + V_W \cos(\psi_c - \psi_w) \quad \text{and} \quad \dot{h} = V_T \sin(\gamma) \quad (13)$$

$$V_{W,x} = V_W \cos(\psi_w) \quad \text{and} \quad V_{W,y} = V_W \sin(\psi_w) \quad (14)$$

де  $m$  – маса літака,  $g^+$  – прискорення сили тяжіння,  $VT$  – справжня повітряна швидкість,  $\{V_{W,x}, V_{W,y}\}$  є горизонтальними компоненти вітру,  $VW$  – величина швидкості вітру,  $\alpha$  – кут атаки,  $\gamma$  – відносний кут траєкторії польоту повітря,

$\phi$  – кут нахилу літака,  $\psi$  – курс літака,  $\psi_c$  – курс літака,  $\psi_N$  – напрямок вітру,  $h$  – швидкість набору висоти літака (також називається вертикальною швидкістю).

Аналогічно рух літака в горизонтальній площині можна описати такими рівняннями :

$$mV_{GS}\dot{\psi}_c = [L + F_N \sin(\alpha + \phi_T)]\{\sin(\phi) \cos(\psi_c - \psi) + \cos(\phi) \sin(\gamma) \sin(\psi_c - \psi)\} - \dots \quad (15)$$

$$(F_N \cos(\alpha + \phi_T) - D) \cos(\gamma) \sin(\psi_c - \psi)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V_{GS} \sin(\psi_c)}{(R_M + h) \cos(\mu)} \quad \text{and} \quad \dot{\mu} = \frac{V_{GS} \cos(\psi_c)}{R_M + h} \quad (16)$$

де  $RM$  – радіус Землі, а  $\{\lambda, \mu\}$  – координати довготи та широти літака відповідно.

Нарешті, зміна маси літака через споживання палива двигунами моделюється наступним чином:

$$\dot{m} = -WF \Rightarrow \Delta m = \Delta FB = WF\Delta t \quad (17)$$

де  $WF$  – витрата палива двигуна, а  $\Delta FB$  – загальна кількість спаленого палива протягом заданого інтервалу часу  $\Delta t$ .

Підйомна сила та опір у рівняннях (11) і (12) – складові аеродинамічної сили, що діє на літак. Ці дві величини представлені за допомогою безрозмірних коефіцієнтів, таких як:

$$L = 0,5\rho SV_t^2 XCL_s \quad (18)$$

$$D = 0,5\rho SV_t^2 XCD_s \quad (19)$$



де  $\rho$  – щільність повітря,  $S$  – опорна площа крила літака, а  $CLs$  і  $CDs$  – аеродинамічні коефіцієнти підйомної сили та лобового опору відповідно.

Без втрати загальності, передбачається, що модель, необхідна для оцінки аеродинамічних коефіцієнтів, складається з набору пошукових таблиць, що описують варіації кожного аеродинамічного коефіцієнта як функції кута атаки.

$\alpha$ , число Маха  $M$ , положення закрилків  $\delta E$  і положення шасі  $\delta F$ . Математично коефіцієнти підйомної сили та лобового опору виражаються наступним чином:

$$CL_s = CL_{WB}(\alpha, M) + \Delta CL_F(\alpha, M, \delta_f) + \Delta CL_G(\alpha, M, \delta_g) \quad (20)$$

$$CD_s = CD_{WB}(\alpha, M) + \Delta CD_F(\alpha, M, \delta_f) + \Delta CD_G(\alpha, M, \delta_g) \quad (21)$$

де кожен елемент у наведені вище рівняння (тобто  $CL_{WB}$ ,  $\Delta CL_F$ ,  $\Delta CL_G$ , тощо) є дво- або тривимірним таблиця пошуку що представляє аеродинамічний внесок корпусу крила ( $CXWB$ ), закрилків ( $\Delta CXF$ ) і шасі ( $\Delta CXG$ ).

Так само, як і для аеродинамічних коефіцієнтів, припускається, що модель двигуна складається з набору чотиривимірних таблиць пошуку, що описують зміну тяги та витрати палива як функцію висоти  $h$ , числа Маха  $M$  та температури. умови. Математично тяга і витрата палива виражаються наступним чином:

$$F_N = F_N(N_1, h, M, \Delta ISA) \quad (22)$$

$$W_F = W_F(N_1, h, M, \Delta ISA) \quad (23)$$

де  $N1$  – швидкість вентилятора двигуна, а  $\Delta ISA$  – відхилення температури від стандартного денного значення.

Швидкість вентилятора двигуна  $N1$  також моделюється за допомогою чотиривимірної таблиці пошуку та виражається таким чином:

$$N1 = N1(h, M, \Delta ISA, TRP) + \Delta N1 \quad (24)$$

, де  $TRP$  є параметром номінальної тяги (тобто холостий хід, максимальний крейсерський потік, максимальний набір висоти тощо), а  $\Delta N1$  є параметром який кількісно визначає зниження швидкості вентилятора в разі роботи зі зниженою тягою.

## **2.2 Алгоритм розрахунку траєкторії літака.**

Створення повноцінної блок-схеми для алгоритму розрахунку траєкторій дрона може бути досить складною задачею через багато аспектів, які потрібно враховувати, такі як вимоги завдань, тип дрона, наявність датчиків і т. д. Однак, я можу запропонувати загальну блок-схему, яка включає основні етапи розрахунку траєкторій представленої на рис2.2.

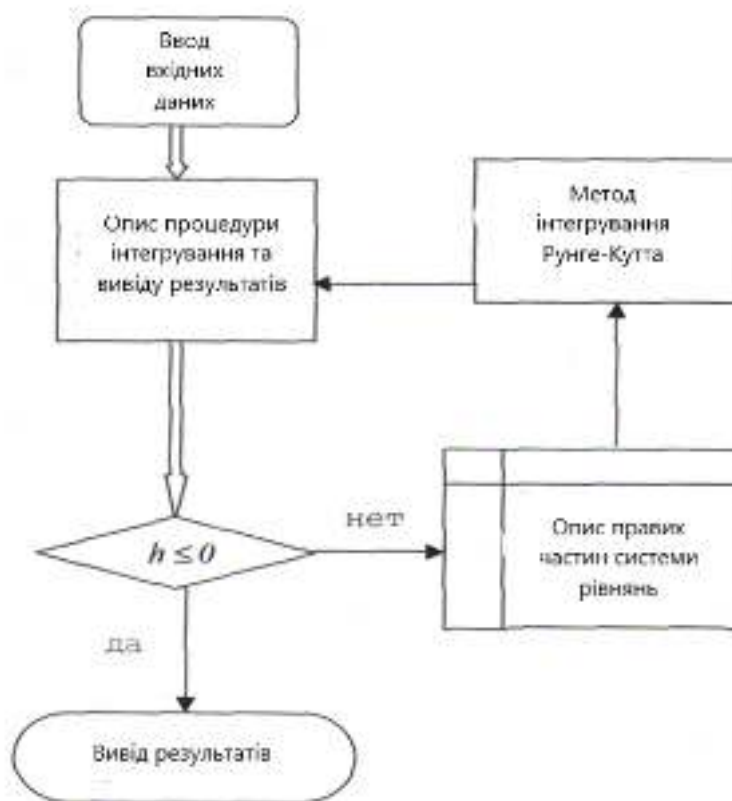


Рис.2.2 Блок схема алгоритму розрахунку можливих траєкторій.

Це загальна блок-схема, і конкретні деталі можуть суттєво відрізнятися в залежності від конкретної системи управління дроном, його характеристик, вимог завдань та інших факторів. Якщо є конкретні вимоги або особливості, їх можна включити в блок-схему для більшої точності.

Методологія, розроблена в цьому дослідженні для розрахунку траєкторії польоту БПЛА, полягає в чисельному інтегруванні рівнянь руху літака. вздовж заданого бічного профілю польоту, починаючи з початкового стану (тобто ваги, швидкості, висоти тощо). ) і припускаючи певні умови навколишнього середовища (тобто температуру, тиск, щільність і вітер). Для спрощення розрахунків вертикальна траєкторія поділена на сім базових сегментів вертикального польоту: необмежений набір висоти при постійній

каліброваної повітряній швидкості/Мах, обмежений набір висоти при постійній каліброваної повітряній швидкості /Мах, прискорення набору висоти, горизонтальний політ при постійній каліброваної повітряній швидкості /Мах, необмежене зниження при постійній каліброваної повітряній швидкості /Мах. Мах, обмежене зниження при постійній каліброваної повітряній швидкості /Мах і уповільнення зниження. Для кожного сегмента представлені алгоритми розв'язування та інтегрування рівнянь руху. Повна траєкторія літака будується шляхом поєднання цих сегментів у визначеному порядку залежно від вертикального профілю шаблону.

Траєкторія літака для необмеженого набору висоти на постійному сегменті розраховується чисельним інтегруванням рівнянь руху літака від початкової висоти  $h[0]$  до попередньо визначеної кінцевої висоти  $h[N]$ . З цією метою траєкторія літака ділиться на  $N$  інтервали висоти (або підсегменти), як показано на рис. 2.3.

Розмір кроку висоти довільний. Загалом, малий розмір кроку забезпечує більш точні результати моделювання за рахунок часу обчислення, тоді як великий розмір кроку зменшує час обчислення за рахунок точності. Тим не менш, цей розмір кроку може бути зменшений під час процедури інтеграції залежно від положення літака та характеристик.

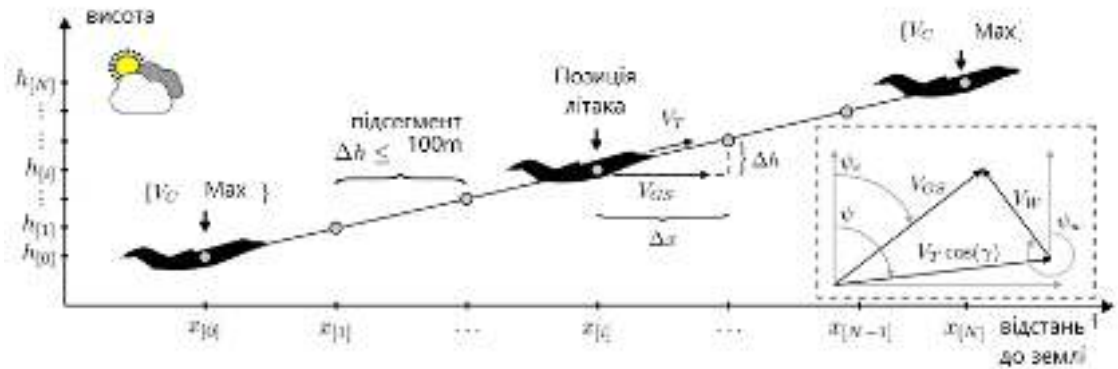


Рис. 2.3 Процедура розрахунку для необмеженого набору висоти.

Алгоритм:

Ініціалізація:

Визначити початкові стани/положення літака; широта  $\lambda[+]$ , довгота  $\mu[+]$ , курс  $\psi_c[+]$ , маса  $m[+]$ , висота літака  $h[+]$ , час, що минув  $t[+]$ , відстань до землі  $x[+]$  і спалене паливо  $FB[+]$ .

1. Визначте параметри інтеграції:

Визначте кінцеву висоту  $h[N]$  та встановіть крок висоти  $\Delta h$ . Ініціалізуйте кількість ітерацій  $i$ , кут нахилу  $\phi$  та швидкість зміни курсу  $\psi_c$ .

2. Головна петля,

Повторіть кроки 2.1-2.5:

2.1 Знаючи число Маха  $M$  та температуру, обчисліть коефіцієнт прискорення  $AF$ .

2.2 На основі моделі двигуна та умов польоту обчисліть тягу  $FN$  та потік палива  $WF$ .

2.3 Обчисліть зміну висоти, відстані та маси протягом підсегменту:

$$\Delta h = V_T \sin(\gamma) \Delta t \quad \Delta x = V_{GS} \Delta t \quad \Delta m = W_F \Delta t$$

## 2.4 Оновлення стану/положення літака:

$$\begin{aligned} h_{[i+1]} &= h_{[i]} + \Delta h & t_{[i+1]} &= t_{[i]} + \Delta t & F_{R[i+1]} &= F_{R[i]} + \Delta m & \lambda_{[i+1]} &= \lambda_{[i]} + \dot{\lambda} \Delta t \\ x_{[i+1]} &= x_{[i]} + \Delta x & m_{[i+1]} &= m_{[i]} - \Delta m & \psi_{c[i+1]} &= \psi_{c[i]} + \dot{\psi}_c \Delta t & \mu_{[i+1]} &= \mu_{[i]} + \dot{\mu} \Delta t \end{aligned}$$

2.5 Якщо наступний сегмент є сегментом повороту, тоді відрегулюйте кут крену на основі фактичної землі швидкість і номінальний радіус повороту, а потім обчислити швидкість зміни курсу за допомогою рівняння. (15). В іншому випадку встановіть  $\phi =$

$\psi_c = 0$  і визначте курс літака відповідно до наступної маршрутної точки в списку.

Тоді як

$$(h_{[i]} < h_{[N]})$$

3. Повернути всі параметри польоту, включаючи висоту, відстань, час і витрачене паливо.

## 2.3 Спрощення рівнянь руху літака та параметризація моделі.

Щоб спростити розрахунки, до них можна застосувати декілька спрощень. Дійсно, для сегмента набору висоти можна припустити, що зміна умов вітру в основному пов'язана зі зміною висоти літака. Отже, час похідна від компонентів вітру  $\dot{V}_{W,x}$  і  $\dot{V}_{W,y}$  можна наблизити наступним чином:

$$\dot{V}_{W,x} = \frac{dV_{W,x}}{dt} = \frac{dV_{W,x}}{dh} \times \frac{dh}{dt} = V'_{W,x} V_T \sin(\gamma) \quad (31)$$

$$\dot{V}_{W,y} = \frac{dV_{W,y}}{dt} = \frac{dV_{W,y}}{dh} \times \frac{dh}{dt} = V'_{W,y} V_T \sin(\gamma) \quad (32)$$

де  $V'_{W,x}$  і  $V'_{W,y}$  – градієнти вітру вздовж  $x$ - і  $y$ -напрянків відповідно. Ці два параметри визначається на основі кінцевої різниці першого порядку на даній висоті. Крім того, враховуючи той факт, що літак набирає висоти або з постійною каліброваною швидкістю, або з постійним числом Маха, похідну за часом справжньої швидкості повітря також можна наближено визначити наступним чином:

$$\dot{V}_T = \frac{dV_T}{dt} = \frac{dV_T}{dh} \times \frac{dh}{dt} = \frac{dV_T}{dh} V_T \sin(\gamma) \quad (33)$$

Використовуючи ці нові вирази, рівняння. (12) можна переписати в такій більш практичній формі:

$$\gamma = \arcsin \left[ \frac{F_N \cos(\alpha + \Phi_T) - D}{mg_0(1 + AF)} - \frac{\{V'_{W,x} \cos(\psi) + V'_{W,y} \sin(\psi)\} V_T \sin(\gamma) \cos(\gamma)}{g_0(1 + AF)} \right] \quad (34)$$

де  $AF = (VT/g_0)(dVT/dh)$  називається «фактором прискорення». Цей коефіцієнт кількісно визначає варіацію справжньої швидкості повітряного судна як функцію висоти коефіцієнт прискорення можна визначити за такими рівняннями:

Для сегмента підйому при постійній каліброваній повітряній швидкості:

$$AF = 0.7M^2 \left[ \frac{(1 + 0.2M^2)^{3.5} - 1}{0.7M^2(1 + 0.2M^2)^{2.5}} - \frac{0.190263 \times T_{ISA}}{T} \right], \text{ if } h \leq h_T \quad (35)$$

$$AF = \frac{(1 + 0.2M^2)^{3.5} - 1}{(1 + 0.2M^2)^{2.5}}, \text{ if } h > h_T$$

- Для сегмента підйому при постійному Маху:

$$AF = \frac{-0.13318 \times M^2 T_{ISA}}{T}, \text{ if } h \leq h_T$$

$$AF = 0, \text{ if } h > h_T \quad (36)$$

де  $h_T$  – висота тропопаузи, а  $T_{ISA}$  – стандартна температура (тобто для  $\Delta ISA = 0$ ).

Таким чином, об'єднавши всі ці спрощення з рівняннями. (11) – (14), відповідні рівняння, що описують рух літака для необмеженого набору висоти на постійному сегменті Мах, можна підсумувати таким чином:

$$L = F_N \sin(\alpha + \phi_T) - \frac{mg_0 \cos(\gamma)}{\cos(\phi)} + \frac{\{V_{w,x} \cos(\psi) - V_{w,y} \sin(\psi)\} V_T \sin(\gamma)^2}{\cos(\phi)} \quad (37)$$

$$\gamma = \arcsin \left[ \frac{F_D \cos(\alpha + \phi_T) - D}{mg_0(1 + AF)} - \frac{\{V_{w,x} \cos(\psi) + V_{w,y} \sin(\psi)\} V_T \sin(\gamma) \cos(\gamma)}{g_0(1 + AF)} \right] \quad (38)$$

$$V_{GS} = \sqrt{[V_T \cos(\gamma)]^2 - [V_W \sin(\psi_c - \psi_w)]^2} + V_W \cos(\psi_c - \psi_w) \quad (39)$$

$$h = V_T \sin(\gamma) \quad (40)$$

де  $AF$  обчислюється за допомогою рівнянь. (35) і (36).

### 2. 3.1 Процедура диферентування літака.

Щоб оцінити сили підйому та опору в рівняннях. (37) і (38) необхідно знати значення курсу літака, кута атаки та траєкторії польоту. Ці три параметри можна визначити, враховуючи, що літак перебуває в рівновазі, і шляхом корекції літака в кожному підсегменті сегмента необмеженого набору висоти.

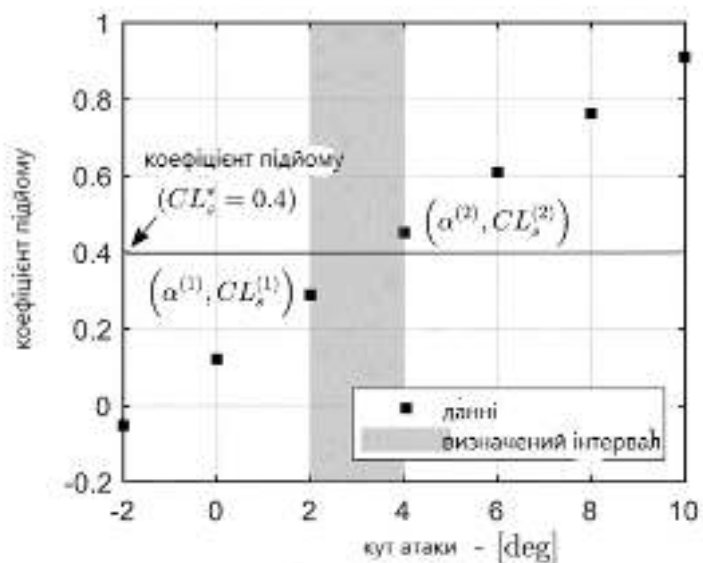
Методика, розроблена в цьому документі для диферентування літака, підсумована в алгоритмі . Ця методика полягає в ітераційному пошуку комбінації курсу, кута атаки та кута траєкторії польоту, яка задовольняє



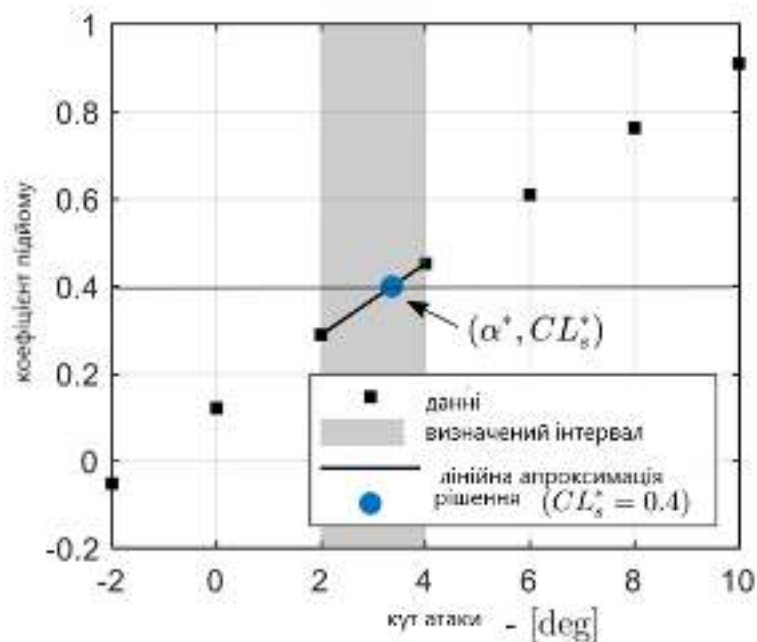
рівновагу літака. Для цього алгоритм починається з початкової оцінки кута атаки та траєкторії польоту, що позначається як  $\{\alpha_{k-0}, \gamma_{k-0}\}$ . Базуючись на цих двох початкових оцінках, алгоритм обчислює курс літака, необхідний для підтримки бажаного курсу на основі співвідношень трикутника вітру :

$$\psi = \psi_c - \arcsin \left[ \frac{V_w \sin(\psi_c - \psi_w)}{V_T \cos(\gamma)} \right] \quad (42)$$

Потім алгоритм обчислює підйомну силу та пов'язаний з нею коефіцієнт підйому, необхідний для балансування літального апарату вздовж вертикальної осі за допомогою рівняння. (37). Потім використовується техніка «таблиці зворотного пошуку», щоб знайти нову оцінку кута атаки  $\alpha_k$ . Цей процес виконується шляхом оцінки коефіцієнта підйомної сили для різних кутів атаки та використання методу лінійної інтерполяції, щоб знайти той, який призводить до необхідного коефіцієнта підйомної сили (див. рис. 2.4). Нарешті, алгоритм обчислює нову оцінку кута траєкторії польоту  $\gamma_k$  за допомогою рівняння. (38) і значення  $\{\alpha_k, \gamma_{k-0}\}$ .



а) Крок 1: Знайдіть інтервал, в якому знаходиться бажаний коефіцієнт підйому



б) Крок 2: Застосуйте лінійну інтерполяцію, щоб знайти кут атаки

Рис. 2.4. Ілюстрація техніки «Таблиця зворотного перегляду».

Через неточність першої ітерації необхідно переробити обчислення, замінивши початкові оцінки  $\{\alpha_{k-0}, \gamma_{k-0}\}$  їх новими оцінками  $\{\alpha_k, \gamma_k\}$ . Цей процес слід повторювати, доки значення кута атаки та кута траєкторії польоту між двома послідовними ітераціями не стануть прийнятно близькими. Загалом, щоб знайти рішення, потрібно лише від 3 до 5 ітерацій. Однак, щоб алгоритм не зациклювався на невизначений термін, а Максимальна кількість ітерацій може становити 25.

Рівняння (37) - (40) у поєднанні з рівняннями (15) і (16) утворюють систему рівнянь, що описують траєкторію літака для необмеженого набору висоти на постійному відрізку. Повна процедура, запропонована для

інтегрування цих рівнянь і обчислення траєкторії літака для цього типу сегмента, наведена в алгоритмі .

Слід зазначити, що розмір кроку висоти за замовчуванням становить 100 метрів. Однак цей розмір кроку можна зменшити під час процесу інтеграції залежно від таких ситуацій:

Якщо літак наближається до кінцевої висоти, розмір кроку зменшується таким чином, щоб кінцева висота була досягнута за одну ітерацію;

Якщо літальний апарат наближається до повороту, розмір кроку зменшується таким чином, що початок повороту буде досягнуто за одну ітерацію;

Якщо літальний апарат знаходиться в повороті, розмір кроку вибирається таким чином, що або літак розвернеться на  $5^\circ$  за одну ітерацію, або розворот буде завершено за одну ітерацію;

Якщо вертикальна швидкість літака нижча за 100 м/хв, розмір кроку зменшується на основі максимального кроку в 60 секунд.

У випадку, коли застосовується більше однієї ситуації, розмір кроку висоти вибирається найменшим серед усіх можливих розмірів.

Процедура інтеграції для необмеженого набору висоти на постійному сегменті каліброваній повітряній швидкості/Мах

## 2.5 Розробка програми розрахунку можливих траєкторій .

Модель може бути реалізована як цільова функція в falcon.m.

```
function [states_dot] = dyn_complete(states, controls)
% model interface created by falcon.m

% Extract states
V = states(1);
q0 = states(2);
q1 = states(3);
q2 = states(4);
q3 = states(5);

% Extract controls
alpha = controls(1);
T = controls(2);
p = controls(3);

% Constants
m = 750;
g = 9.8056;
rho = 1.225;
S = 9.84;
Clalpha = 5.7;
K = 0.18;
Cd0 = 0.0054;
Cl0 = 0.1205;
Cdp = 0.05;

% Dynamic model
Cl = Clalpha.*alpha + Cl0;
L = 0.5.*rho.*V.^2.*S.*Cl;
D = 0.5.*rho.*V.^2.*S.*(Cd0+K.*Cl.^2+Cdp*abs(p));
q = (T.*sin(alpha)+L-m.*g.*(q0.^2-q1.^2-q2.^2+q3.^2))./(m.*V);
r = (2.*m.*g.*(q0.*q1+q2.*q3))./(m.*V);
V_dot = (T.*cos(alpha)-D+2.*m.*g.*(q1.*q3-q0.*q2))./m;
q0_dot = -0.5.*(q1.*p+q2.*q+q3.*r);
q1_dot = 0.5.*(q0.*p+q2.*r-q3.*q);
q2_dot = 0.5.*(q0.*q+q3.*p-q1.*r);
q3_dot = 0.5.*(q0.*r+q1.*q-q2.*p);
x_dot = V.*(q0.^2+q1.^2-q2.^2-q3.^2);
y_dot = 2.*V.*(q0.*q3+q1.*q2);
```

```
h_dot = 2.*V.*(q0.*q2-q1.*q3);  
states_dot = [T_dot; V_dot; alpha_dot; q0_dot; q1_dot; q2_dot; q3_dot; x_dot;  
y_dot; h_dot];  
  
end
```

Інструмент `falcon.m` використовує Matlab Symbolic Toolbox . Це завдання може стати складним, якщо розглядати всю динамічну модель. Щоб полегшити розрахунок градієнта, модель можна розділити на невеликі секції, кожна з яких має простіше обчислення градієнта та може бути об'єднана після завершення. Ця стратегія пришвидшує час виконання та зменшує ймовірність не знайти рішення.

Далі обмеження слід реалізувати в інструменті. Обмеження поділяються на два типи:

Межі точок: вони застосовуються лише в початкових і кінцевих точках сегментів (контрольні шляхові точки). Сюди ми можемо включити обмеження позиції і обмеження щодо орієнтації у горизонтальному польоті.

Обмеження шляху: вони застосовуються вздовж усіх сегментів. Сюди ми можемо включити межі прискорення, межі положення для польоту. Це останнє обмеження допомагає виправити можливі числові помилки, накопичені під час поширення.

Повна задача керування реалізована у двох окремих програмах:

Для одного сегмента траєкторії, що з'єднує контрольну маршрутну точку з наступною. Моделювання траєкторії: сегменти траєкторії обчислюються послідовно, щоб отримати стратегію керування для всієї траєкторії. Кожен новий сегмент має початкові умови, що є результатом кінцевих умов попереднього сегмента. Ця логіка не є оптимальною, оскільки розв'язувач обчислює кожен сегмент незалежно від майбутніх сегментів. Тим не менш, результати задовольняють поставлену задачу.

## РОЗДІЛ 3

### РОЗРАХУНОК МОЖЛИВОЇ ТРАЄКТОРІЇ БПЛА.

#### 3.1 Результати обчислень можливої траєкторії БПЛА у середовищі MATLAB.

Данню роботу було реалізовано у середовищі чисельних обчислень MATLAB. Посилання на фактичний код доступне в попередньому розділі. Було перевірено інструмент на прикладі простого повітряного треку, який можна побачити на рис 3.1.

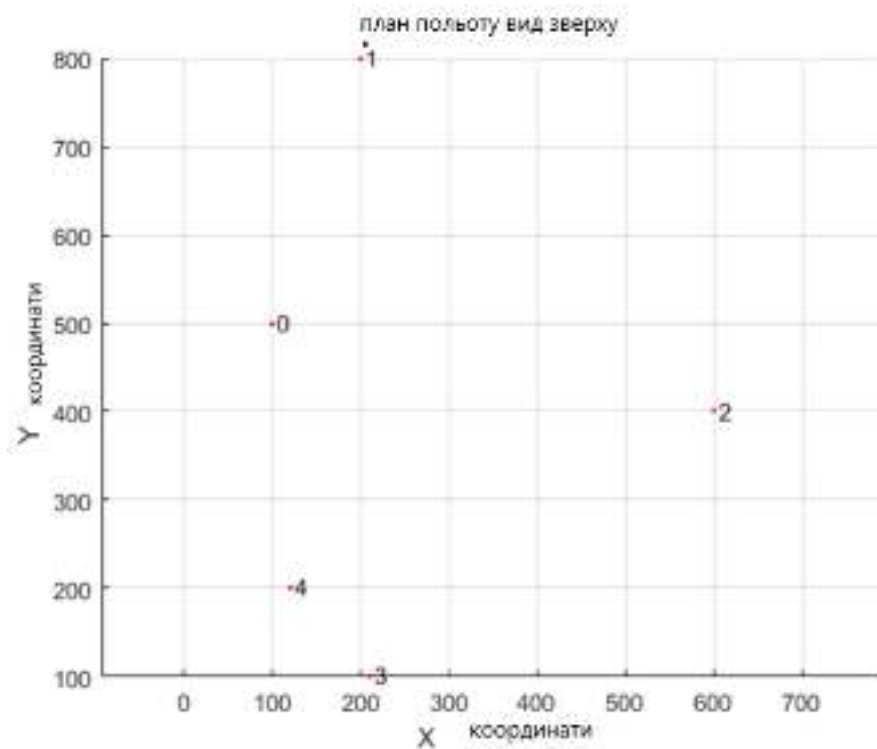


Рис 3.1. Відстеження маршрутних точок.

Маршрут включає п'ять контрольних точок. Щоб вирішити проблему, необхідно накласти курс траєкторії на кожну точку маршруту, де ми можемо визначити курс. Таким чином, порядок складності проблеми зменшується до кількості шляхових точок.

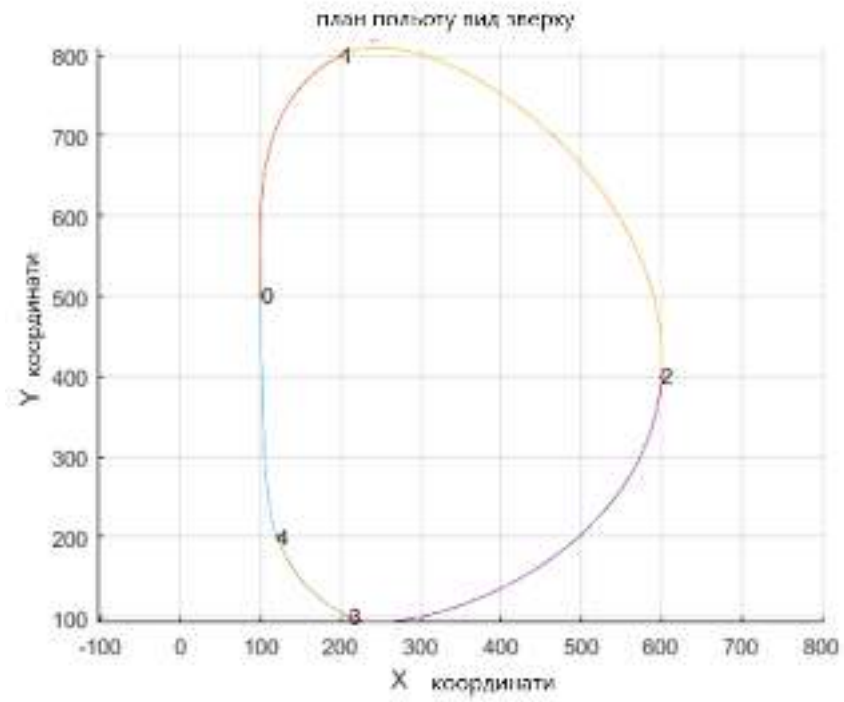


Рис 3.2 Розв'язання траєкторії.

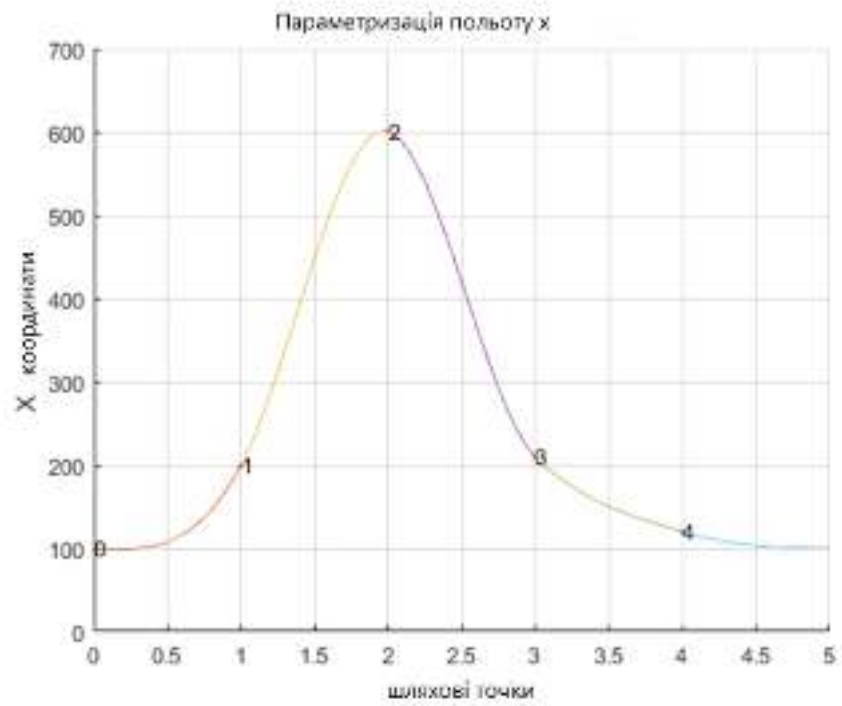


Рис 3.3 Параметризація руху x.

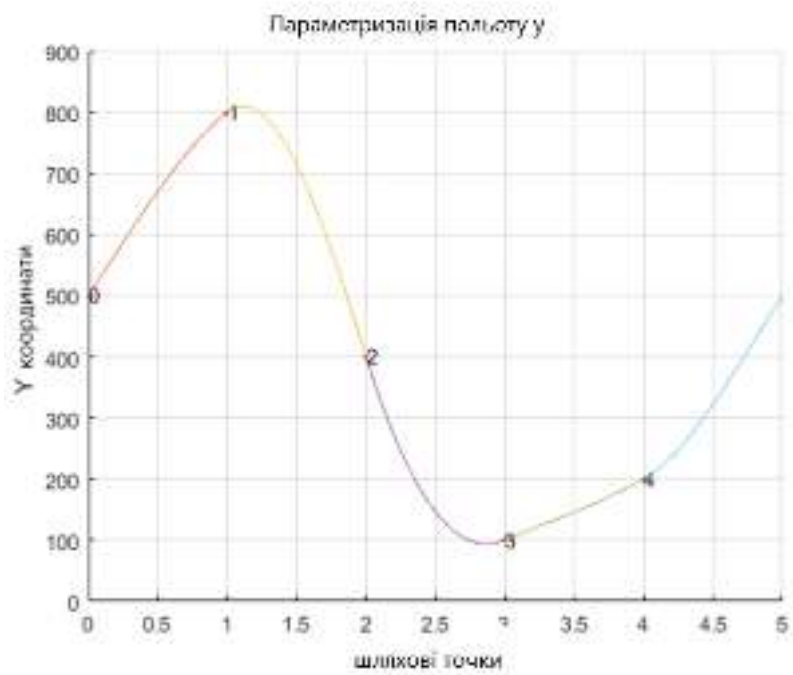


Рис 3.4 Параметризація руху у.

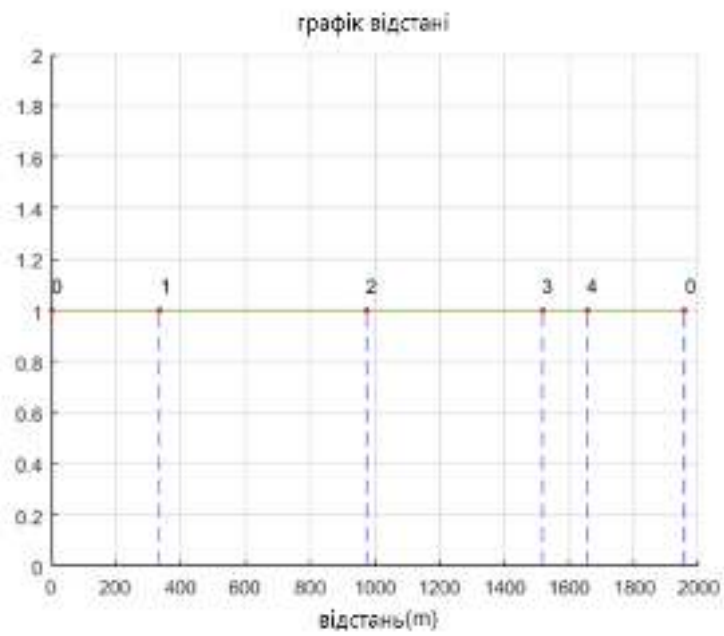


Рис 3.5 Дальність польоту по траєкторії.



На вкладці «План польоту» користувач може встановити координати контрольних шляхових точок, а також вказати, чи дозволений тривимірний маневр у цьому сегменті. Інструмент також дозволяє зберігати плани польотів, які вже були введені, щоб мати можливість завантажити їх безпосередньо в майбутньому.



Рис 3.6 Вкладка плану польоту.

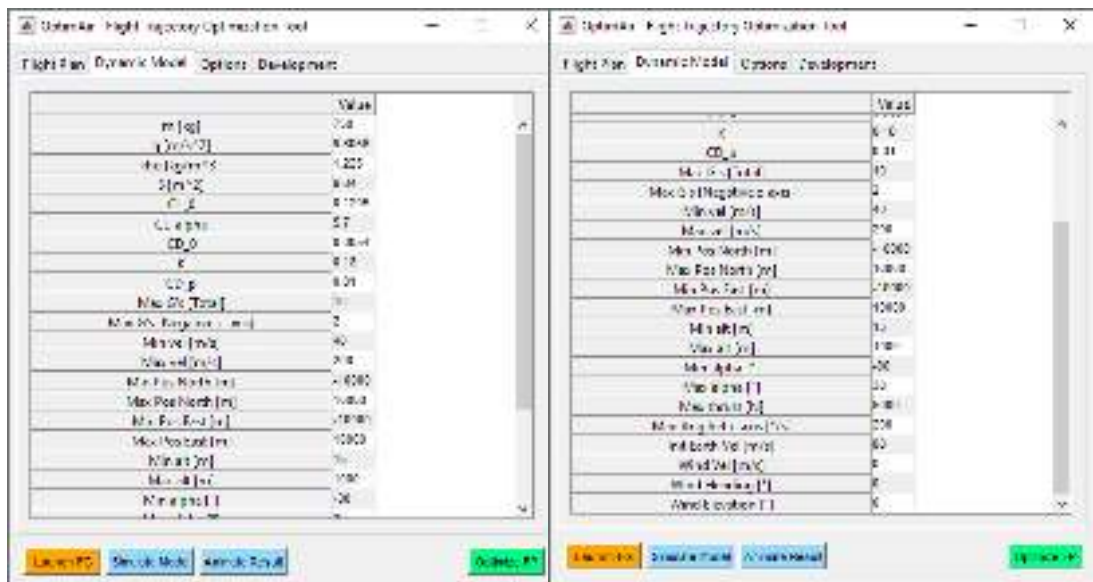


Рис 3.7 Вкладка «Динамічна модель».

Вкладка «Динамічна модель» містить усі параметри конфігурації, пов'язані з аеродинамічними похідними, масою та інерційними властивостями літака, фізичними параметрами, обмеженнями, напрямком і швидкістю вітру.



Рис 3.8 Вкладка «Параметри».

Вкладка «Параметри» містить параметри конфігурації, із можливостями побудови .

### 3.1.1 Побудова початкової (опорної) траєкторії БПЛА.

Необхідно забезпечити початкову траєкторію, яка є близькою до фактичного рішення. Впроваджуємо помічник, який дозволяє користувачеві встановити приблизну початкову траєкторію.

Початкова траєкторія стосується не лише позиційної траєкторії, а й траєкторії динамічних станів, таких як тяга, поздовжня швидкість, кут атаки або кут крену. Метод прямого спільного розміщення який базується на апроксимації історії стану за допомогою сплайнів, тому початковий сплайн також повинен бути наданий. Історія станів вводиться в таблицю праворуч із зазначенням значень станів у кожній контрольній точці. Інструмент автоматично генерує сплайни для цих станів на основі введених значень. Одна віртуальна точка додається між кожною парою контрольних маршрутних точок .Ці віртуальні точки дозволяють більш точно скоригувати початкову траєкторію.

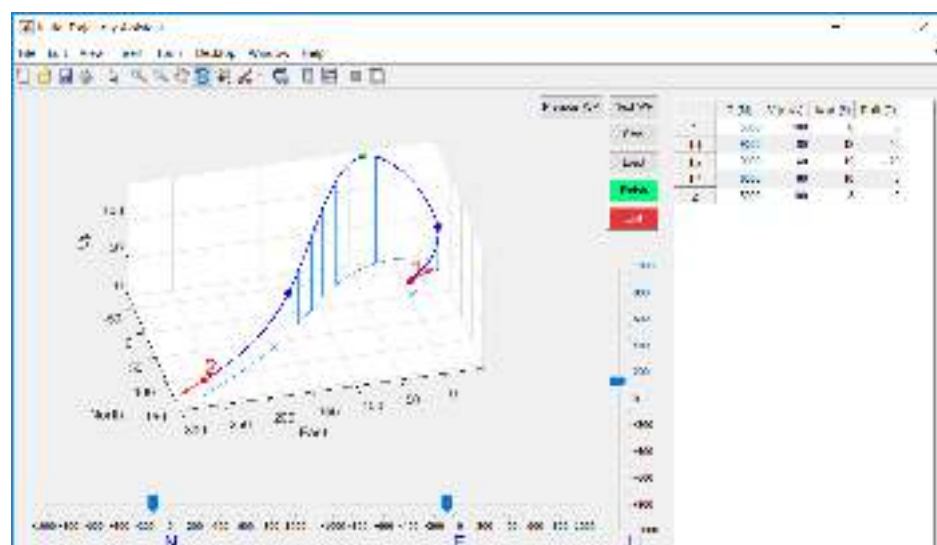


Рис 3.9 Помічник початкової траєкторії.

Після того, як усе налаштовано, інструмент автоматично обчислює аналітичні градієнти динамічної моделі за допомогою MATLAB Symbolic Toolbox , перетворює задачу на формулювання нелінійного програмування, компілює цей код у C++ за допомогою інструментів MATLAB Coder і викликає розв'язувач Ipopt для виконання процесу. Ось результати цього простого прикладу (відкрити зображення в новій вкладці, щоб дізнатися більше).

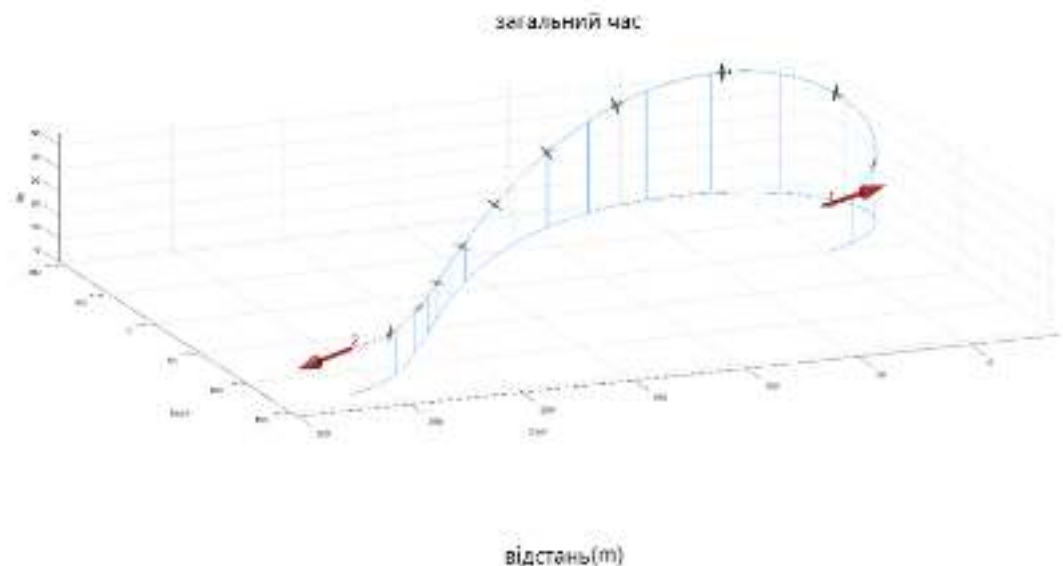


Рис 3.10 Траєкторія польоту (масштаб 100%).

Літак представлено вздовж траєкторії, щоб допомогти візуалізувати положення літака . На рис 3.10 літальний апарат зображений у реальному розмірі.

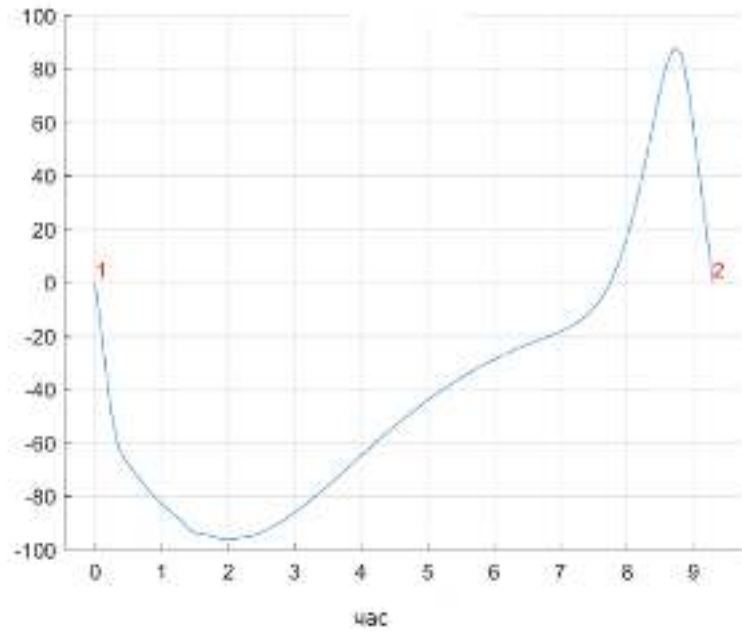


Рис 3.11 Зміна кута крену по траєкторії.

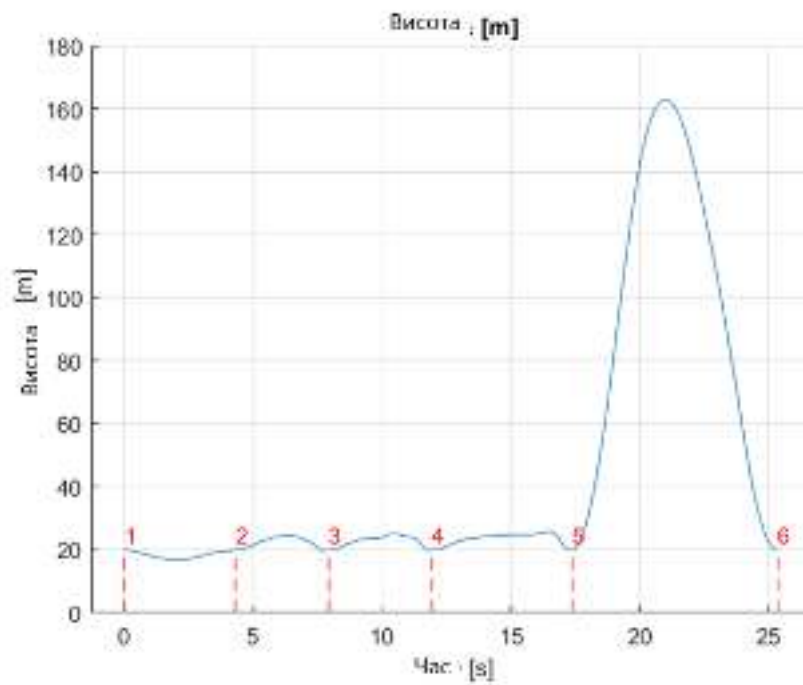


Рис 3.12 Висотний профіль по траєкторії.

Помічено, що кожен маневр має різний вплив на підйомну силу, опір і коефіцієнти моменту нахилу. Для постійної швидкості маневрів зниження та набору висоти кут траєкторії польоту має важливий вплив на результати, збільшуючи коефіцієнти підйомної сили та викликаного лобового опору та зменшуючи коефіцієнт моменту тангажу, коли кут траєкторії польоту зменшується, оскільки кут траєкторії польоту пов'язаний з ефективним кутом атаки.

По даним схемам розроблена і реалізована траєкторія руху БПЛА. Також представлені розрахунки основних значень, а саме: відстеження маршрутних точок, дальність польоту по траєкторії, зміна кута крену по траєкторії, висотний профіль по траєкторії. Проведено експерименти і зафіксовані данні.

## ОХОРОНА ПРАЦІ

### 4.1 Аналіз небезпечних та шкідливих факторів при роботі с двигуном.

У роботі розглядається питання розробки автоматизованої системи розрахунку можливих траєкторій БПЛА.

Робота з безпілотними літальними апаратами може належати до потенційно небезпечних завдань, і важливо бути обізнаним з можливими ризиками та шкідливими факторами, щоб уникнути можливих негативних наслідків. Ось деякі з них:

**Високі швидкості обертання:** Безколекторні двигуни працюють на високих швидкостях обертання, що може створювати небезпеку при прямому контакті з пропелерами. Дотримання заходів безпеки, таких як використання захисних окулярів та одягу, може знизити ризик травм.

**Електричний струм:** Висока напруга, необхідна для роботи безколекторних двигунів, створює ризик ураження електричним струмом. Слід дотримуватися правил електробезпеки та вимикати живлення перед проведенням будь-яких робіт.

**Нагрівання:** Довготривала робота або великі навантаження можуть призводити до нагрівання безколекторних двигунів. Слід враховувати температуру та використовувати додаткове охолодження при необхідності.

**Ризик порізів:** Ротори безколекторних двигунів можуть бути гострими та швидкими, тому обережність під час роботи з ними є важливою для уникнення травм.

**Високі оберти роторів:** Швидкість обертання пропелерів може створювати значний ризик травм для операторів, чи інших осіб, які перебувають поблизу. Контакт з швидкими обертовими частинами може викликати серйозні травми.

**Зовнішні впливи:** Двигуни можуть бути чутливими до зовнішніх впливів, таких як волога, пил чи бруд. Це може вплинути на їхню

ефективність та тривалість роботи.

Відмова двигуна: Неіснує абсолютно невразливих двигунів, і в разі відмови може втратитися контроль над дроном. Це може створити ризик для навколишнього середовища та безпеки.

Потенційні небезпеки для навколишнього середовища: Дрони можуть впливати на оточуюче середовище, зокрема на птахів та інших тварин, викликаючи стрес або травми.

Висока швидкість реакції: Безколекторні двигуни можуть забезпечувати швидку реакцію на команди оператора, що вимагає високої вправності та уваги.

Електромагнітні перешкоди: Сильне електромагнітне поле, створене двигунами, може впливати на інші електронні пристрої, такі як GPS-навігація, радіо чи Bluetooth. Перед використанням дрона важливо перевірити, чи немає впливу на навколишні пристрої та системи.

Викиди та шум: Генерація шуму та повітряних викидів може впливати на здоров'я оператора, тому важливо використовувати захисні навушники та працювати в добре провітрюваних місцях.

Ці фактори важливі для розуміння та врахування при роботі з безколекторними двигунами дронів для забезпечення безпеки та ефективності.

#### **4.2 Інженерно-технічні заходи з охорони праці при роботі з дронами.**

Під час управління дроном, що працює на безколекторних двигунах, дотримання інженерно-технічних заходів з охорони праці є важливим аспектом для забезпечення безпеки оператора та оточуючих. Ось кілька рекомендацій для забезпечення безпеки та ефективного використання:

Читайте та розумійте інструкції виробника: Перед використанням дрона та безколекторних двигунів докладно вивчайте інструкції та



рекомендації, які надає виробник. Це містить важливу інформацію щодо безпечного використання, монтажу та обслуговування.

Використовуйте захисне обладнання: Завжди носіть захисні окуляри або шолом з візором під час монтажу, обслуговування або ремонту дрона для захисту очей від можливих поранень.

Уникайте контакту з роторами: Будьте уважні при монтажі, налаштуванні або ремонті дрона. Вимикайте двигуни під час роботи з ними та тримайте пальці подалі від роторів, щоб уникнути травм та порізів.

Працюйте на відкритому просторі або в добре провітрюваних приміщеннях: Намагайтеся працювати на відкритому просторі для зменшення ризику накопичення шкідливих викидів та шуму. Якщо працюєте у закритому приміщенні, переконайтеся, що є достатня вентиляція.

Забезпечте належну вентиляцію: При тривалому використанні дрона на безколекторних двигунах забезпечте ефективну вентиляцію для охолодження двигунів та запобігання перегріву.

Заряджайте акумулятори відповідно до інструкцій: Дотримуйтеся інструкцій виробника щодо заряджання акумуляторів безколекторного двигуна та використовуйте тільки рекомендовані зарядні пристрої, уникаючи перезарядки.

Зберігайте акумулятори в безпечному місці: Літій-полімерні акумулятори (LiPo) слід зберігати в огорожених, пожежонебезпечних контейнерах, дотримуючись вимог щодо температури та вологості.

Проводьте регулярне обслуговування: Регулярно перевіряйте стан безколекторних двигунів, роторів та електричної системи дрона, виявляючи та виправляючи потенційні проблеми.

Практикуйте безпеку під час польоту: Стежте за правилами безпілотних літальних апаратів, дотримуйтеся встановлених місцевими законами та регуляторними органами, і завжди дотримуйтеся відстані та безпечних меж польоту.

Уникайте перевантаження системи: Дотримуйтеся максимальних навантажень, встановлених виробником, та уникають надмірної швидкості або підняття великих вантажів, що може призвести до нестабільності системи.

Запасна система безпеки: Розгляньте можливість встановлення додаткових систем безпеки для уникнення аварійних ситуацій. Наприклад, врахуйте можливість встановлення парашутної системи або автоматичної системи повернення дрона до базової позиції у випадку втрати зв'язку.

Захист від електромагнітних перешкод: Щоб забезпечити стабільну роботу безколекторних двигунів, уникайте наближення до сильних джерел електромагнітних сигналів. Утримуйтеся від високовольтних ліній живлення та зон з інтенсивним радіо- чи магнітним випромінюванням.

Контроль температури: Слід звертати увагу на температуру безколекторних двигунів та їхнього оточення. Уникайте експлуатації дрона в екстремально високих або низьких температурах, що може негативно вплинути на роботу двигунів та акумуляторів.

Освітлення та сигналізація: Для безпеки оператора та навколишніх використовуйте належне освітлення та сигналізацію на дроні. Перед польотом завжди переконайтеся, що ви ознайомлені з правилами та обмеженнями, встановленими місцевими регуляторними органами.

Тренування та практика: Проводьте достатню підготовку та набувайте досвіду у керуванні дроном перед польотами в умовах обмежень або високої складності. Використовуйте тренувальні польоти на відкритих майданчиках та симулятори для вдосконалення навичок.

Перевірка перед польотом: Перед кожним польотом ретельно перевірте стан дрона. Переконайтеся, що батареї заряджені, ротори та кріплення знаходяться в нормальному стані, і перевірте наявність сигналу зв'язку та GPS.

Урахування погодних умов: При плануванні польоту враховуйте погодні умови. Уникайте польоту при сильному вітрі, дощі, тумані або

яскравому сонячному світлі, що може негативно позначитися на стабільності та видимості.

**Свідомість про оточуючих:** Завжди стежте за людьми та майном навколо під час польоту. Уникайте зайвої близькості до людей, тварин або об'єктів, які можуть постраждати від роторів дрона.

**Збереження відстані від повітряних суден:** Уникайте наближення до повітряних суден, таких як літаки або гелікоптери, дотримуючись встановлених правил безпілотних літальних апаратів щодо безпеки польоту в районах аеропортів та інших зон повітряного руху.

**Використання системи повернення до базової позиції:** Знайте функцію автоматичного повернення дрона до базової позиції у випадку втрати зв'язку чи низького рівня заряду батареї. Активуйте цю функцію та переконайтеся, що вона працює належним чином.

**Обережність з батареями:** Батареї безколекторних двигунів можуть бути небезпечними, тому використовуйте їх з особливою обережністю. Уникайте перегріву, перезарядження та пошкодження батарей. Зберігайте їх у безпечному місці та відокремлено від легкозаймистих матеріалів.

**Запасне живлення:** Розгляньте можливість встановлення додаткових батарей або генераторів, які можуть забезпечити резервне живлення дрона. Це може бути корисним у випадку неочікуваного вимкнення основного джерела живлення.

**Захист від несанкціонованого доступу:** Забезпечте безпеку вашого дрона, захищаючи його від несанкціонованого доступу. Де можливо, використовуйте системи блокування або шифрування.

Ці рекомендації спрямовані на забезпечення безпеки та ефективного використання дрона з безколекторними двигунами, підкреслюючи важливість обережності та проактивного управління ризиками.

### 4.3 Пожежна профілактика.

Запобігання пожежі є важливою частиною безпеки при використанні дронів. Ось кілька рекомендацій з запобігання пожежі під час експлуатації дрона:

**Вибір безпечного місця для польоту:** Завжди обирайте безпечні місця для польоту дрона, уникайте сухої рослинності, запальних матеріалів та інших джерел вогню.

**Перевірка дрона перед польотом:** Ретельно перевіряйте дрон перед кожним польотом на наявність пошкоджень та нормальної роботи. Всі компоненти, включаючи батареї, повинні бути безпечними та належно утримуватися.

**Обережне поводження з батареями:** Батареї дрона можуть бути потенційним джерелом пожежі. Використовуйте лише рекомендовані батареї та зарядні пристрої. Ніколи не залишайте заряджені батареї без нагляду, особливо під час зарядки.

**Контроль перегріву:** Під час тривалої роботи дрона бережіться перегріву електронних компонентів, оскільки це може призвести до пожежі. Строго дотримуйтеся рекомендацій щодо тривалості польоту та робіть перерви для охолодження дрона, якщо це необхідно.

Запобігання пожежі при роботі з акумуляторами дрона є ключовою для забезпечення безпеки. Важливо дотримуватися наступних правил:

Уникайте використання пошкоджених або несумісних зарядних пристроїв та батарей.

Перевіряйте стан акумулятора перед роботою та уникайте використання пошкоджених чи несправних акумуляторів.

Суворо дотримуйтесь інструкцій з безпечної зарядки, використовуйте лише рекомендовані зарядні пристрої та не залишайте акумулятори без нагляду під час зарядки.

Уникайте зберігання акумуляторів поблизу горючих матеріалів або на прямому сонячному світлі.

Під час польоту уникайте перевантаження акумулятора та слідкуйте за будь-якими ознаками перегріву.

У випадку виникнення пожежі при роботі з акумулятором, відійдіть на безпечну відстань, викличте пожежну службу та використовуйте вогнегасники, якщо це безпечно.

Загальною метою є вживання заходів безпеки для уникнення пожежі та зменшення ризиків під час експлуатації дрона.

## **ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА**

### **5.1 Основні положення та діапазон частот управління БПЛА**

В дипломній роботі « Автоматизована система розрахунку можливих траєкторій дрону» мною було розроблено алгоритм та програма що реалізує поставлену задачу. В даному розділ я звертаю увагу на питання охорони навколишнього середовища оскільки, при роботі з електрообладнанням , потрібно дотримуватись екологічних норм та стандартів. Зокрема метою досліджень і є нормування та контроль параметрів радіохвиль, в першк чергу для того щоб були дотримані екологічні норми.

Діапазон радіочастот для управління дронами залежить від регулятивних вимог кожної країни, а також від конкретних характеристик дрона та його призначення. Нижче наведено деталі щодо основних компонентів, які використовують для радіокерування дронів в данному випадку використовують діапазон від 433 МГц до 900 МГц.

Низькочастотні ділянки, такі як 433 МГц та 900 МГц, використовують для довгого розділу зв'язку, і можуть бути вибраними для дронів, які споживають велику дальність.

Важливо знати, що в багатьох країнах обмеження радіо та вимоги щодо використання частоти для дронів. Користувачі повинні дотримуватися місцевих нормативних актів, отримувати надання ліцензій або дозволів та дотримуватися зазначених частотних обмежень.

### **5.1.1 Шкідливі і небезпечні чинники, що виникають під час управління дроном.**

Управлінням дронами супроводжується шкідливими та небезпечними чинниками, які можуть виникати під час експлуатації цих апаратів. Нижче зазначено деякі з них.

Втрата контролю над дроном може стати причиною небезпеки. Це може бути викликано підвищеними факторами, такими як втрата сигналу, несправність обладнання або програмного забезпечення, перешкоди в атмосфері та інші технічні або програмні помилки.

Проблеми з радіозв'язком можуть викликати внутрішню зв'язку між оператором та дроном. Це може призвести до втрати контролю над апаратом і його автономного руху або випадкового падіння.

Невірне використання дрона, зокрема в заборонених зонах, великих містах, аеропортах або в околицях людей, може стати причиною аварій та небезпеки для оточуючих.

Робота в районах із великою кількістю електромагнітних сигналів (наприклад, великого міста) може призвести до перешкод у роботі радіосистеми дрона та зниження стійкості зв'язку.

Погані погодні умови, такі як сильний вітер, дощ, туман або сніг, можуть вплинути на стабільність та безпеку польоту дрона.

Несправність або неправильна робота різних систем дрона (датчики, GPS, бортова електроніка) може викликати непередбачені ситуації та аварії.

Комп'ютерне обладнання та обладнання радіозв'язку може викликати негативний вплив на інші системи та пристрої, якщо їх електромагнітне випромінювання виходить за межі допустимих норм і нормативів. Ось деякі чинники, які можуть стати загрозою:

Електромагнітне випромінювання (ЕМВ) - це поширення електричних та магнітних полів, що виникає внаслідок руху електричних зарядів. У контексті комп'ютерного обладнання та обладнання радіозв'язку EMR стає проблемою, коли воно може впливати на інші електронні пристрої, місця та системи.

Основні аспекти електромагнітного випромінювання включають:

Спектр електромагнітних хвиль включає в себе величезний спектр електромагнітних хвиль, які можна класифікувати за частотою та довгою хвилі. Спектр включає радіочастоти, мікрохвилі, інфрачервоне випромінювання, видиме світло, ультрафіолетове випромінювання, рентгенівське та гамма-випромінювання.

Електромагнітні поля характеризується наявністю електричного та магнітного полів, які перпендикулярні одному та перпендикулярному напрямку поширення хвилі. Взаємодія цих полів спричинює рух частинок та зміну електричного струму.

Електромагнітне випромінювання від обладнання. Електронні пристрої, такі як комп'ютери, монітори, ноутбуки, смартфони та інші, генерують ЕМВ внаслідок руху заряджених частинок у своїх електричних колах. Чим вища частота пристрою, тим коротша довжина хвилі .

Недостатній контроль може призвести до електромагнітної інтерференції, що впливає на електроніку в інших приладах, або навіть може стати причиною нежиттєважливих помилок та збоїв.

Робота комп'ютерних пристроїв може бути супроводжена високочастотними перешкодами, які можуть вплинути на роботу радіоблаَدнання в околицях.

Неконтрольоване випромінювання з пристроїв, які виходять за межі дозволених норм, може призвести до виникнення електромагнітних перешкод та завад у роботі інших систем.

Використання сильних передавачів у багатьох радіоблаَدнаннях може викликати інтерференцію та перешкодження в роботі інших систем.



Якщо пристрої не відповідають нормам та стандартам щодо електромагнітної сумісності, це може призвести до конфліктів та проблем у роботі інших електронних систем.

Перепади напруги, спричинені включенням та вимиканням електрообладнання, можуть генерувати електромагнітні перешкоди, які впливають на сусідні пристрої.

Для мінімізації впливу шкідливих чинників необхідно підтримувати стандарти електромагнітної сумісності, проводити вимірювання та перевірку електромагнітних параметрів обладнання та враховувати можливість виникнення електромагнітних перешкод у процесі експлуатації.

### **5.1.2 Нормативні вимоги для роботи з комп'ютерним обладнанням та обладнанням радіозв'язку з дроном.**

Нормативні вимоги для роботи з комп'ютерним обладнанням та обладнанням радіозв'язку включають в себе широкий спектр стандартів та правил, призначених для забезпечення безпеки, надійності та ефективності роботи. Нижче наведено деякі з основних нормативних вимог:

Електромагнітна сумісність (ЕМС) встановлює вимоги до електромагнітної сумісності, щоб уникнути неправильної роботи електронних пристроїв та пошкоджень у роботі системи. Забезпечення ефективної ЕМС є критичним аспектом проектування, виробництва та експлуатації електронних та електричних систем для забезпечення їхньої стабільної та безпечної роботи в умовах реального середовища.

Електробезпека (для інформаційних технологій): Стандарт, що встановлює вимоги до безпеки електронних пристроїв для обробки інформації. Стандарт безпеки аудіо/відео, інформаційних та комунікаційних технологій.

Безпека праці система управління безпекою та охороною здоров'я на роботі, яка забезпечує створення безпечного та здорового робочого середовища.

Заходи захисту від електричних уражень забезпечує норми для управління електроустановками з точки зору безпеки та надійності.

Радіочастотна безпека стандарт для оцінки експозиції людей електромагнітним полем, зокрема при роботі з радіоелектронними приладами.

Охорона даних (загальний регламент про захист персональних даних): Регламент захисту особистих даних громадян Європейського Союзу.

Стандарти безпеки для безпілотних апаратів (БПЛА)

Встановлює вимоги до безпеки та управління ризиками для БПЛА для безпілотних літальних апаратів для цивільного використання, включаючи безпеку та конструкцію.

Операторам дронів необхідно дотримуватися правил та рекомендацій, встановлених законодавством, а також приділяти увагу безпеці, підтримувати свої апарати в належному технічному стані та слідкувати за умовами їх використання.

Ці нормативні вимоги застосовують стандарти безпеки, взаємодії та управління ризиками для комп'ютерного обладнання та обладнання радіозв'язку з наданням послуг безпеки працівників та користувачів, а також надійність та ефективність їх функцій.

### **5.1.3 Організаційні і технічні заходи мінімізації негативного впливу БПЛА.**

Мінімізація негативного впливу безпілотних літальних апаратів (БПЛА) включає в себе ряд організаційних та технічних заходів, спрямованих на забезпечення безпеки, конфіденційності та ефективності їхньої роботи. Нижче наведено детальний огляд цих заходів:

Організаційні заходи:

Законодавство та Ліцензування. Встановлення чітких правил і законів, що регулюють експлуатацію БПЛА. Вимоги до ліцензування та сертифікації можуть допомогти забезпечити безпеку та відповідність нормам.

Визначення спеціальних зон для польотів БПЛА та обмеження доступу до них. Це може включати зони підприємств, аеропортів, критичних інфраструктур та інших об'єктів, де польоти можуть бути небезпечними або неприйнятними.

Обов'язкова реєстрація та ідентифікація. Встановлення систем реєстрації та ідентифікації для всіх БПЛА, щоб контролювати їхню роботу та відповідати вимогам безпеки.

Навчання та сертифікація операторів. Забезпечення, щоб оператори БПЛА мали високий рівень навчання та сертифікації. Визначення стандартів для отримання ліцензій може допомогти в уникненні непрофесійного використання.

Регулярні аудити та відстеження. Проведення регулярних аудитів щодо використання БПЛА, а також відстеження їх роботи для виявлення будь-яких порушень та вжиття відповідних заходів.

Страхування та відповідальність. Влада повинна встановлювати вимоги до страхування та відповідальності для операторів БПЛА для покриття можливих шкідливих наслідків.

Технічні засоби:

Технічні засоби запобігання зіткненню. Використання систем автоматичного управління, які дозволяють уникнути зіткнень з іншими повітряними засобами або перешкодами.

Визначення географічних областей, в яких можна або не можна використовувати БПЛА. Це може включати обмеження у висоті або заборонення використання в окремих зонах.

Шифрування та конфіденційність даних. Застосування заходів забезпечення інформаційної безпеки, таких як шифрування даних, щоб забезпечити конфіденційність і захист від несанкціонованого доступу.

Високоякісні систем системи запису та трансляції даних. Використання високоякісних запису та передачі даних для аналізу та відстеження дій БПЛА. Це може служити як засіб безпеки та контролю.

Автоматичне управління висотою. Вбудовані системи, які автоматично регулюють висоту польоту, щоб уникнути взаємодії з повітряним простором, де рух БПЛА може бути небезпечним.

Автоматичне уникання перешкод. Використання сенсорів та систем штучного інтелекту для виявлення та уникнення перешкод, таких як інші літальні апарати, споруди чи інші об'єкти.

Віддалене керування та телеметрія. Забезпечення забезпеченням можливостей віддаленого керування та збору телеметричних даних, що дозволяє операторам ефективно взаємодіяти з БПЛА та отримувати актуальну інформацію.

## **ВИСНОВОКИ**

У дипломній роботі розроблений і реалізований алгоритм для вирішення поставленого завдання. По даним схемам розроблена і реалізована траєкторія руху БПЛА. Також представлені розрахунки основних значень, а саме: відстеження маршрутних точок, дальність польоту по траєкторії, зміна кута крену по траєкторії, висотний профіль по траєкторії. Проведено експерименти і зафіксовані данні. У ході експериментів також, визначено основні фактори, що впливають на траєкторію руху дрона.

Шляхом математичного моделювання побудована та досліджена модель траєкторії руху БПЛА. Підсумовуючи можна зробити висновок, що результат моделювання повністю задовольняє поставлену задачу.

Проведено теоретичне підтвердження можливості рішення поставленого завдання

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. А.А.Лебедев и Л.С.Чернобровкин. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов;
2. Дмитриевский А.А., Кошевой В.Н. Основы теории полёта ракет;
3. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: Учебник для студентов вузов. 4-е изд., перераб. и доп. - М: Машиностроение, 2005. 608с.
4. Кринецкий, Евгений Иванович. Системы самонаведения [Текст]. - Москва : Машиностроение, 1970. - 236 с. : ил.; 21 см. - (Основы проектирования систем управления летательными аппаратами).
5. Аблесімов О.К., Александров Є.Є., Александрова І.Є. Автоматичне керування рухомими об'єктами і технологічними процесами. - Харків: НТУ «ХПІ», 2008. – 443с.
- 6.<https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A2%D1%80%D0%B0%D1%94%D0%BA%D1%82%D0%BE%D1%80%D1%96%D1%8F>
7. Безпілотні авіаційні системи та комплекси Національного авіаційного університету: навч. – метод. Посібник / М.Г. Луцький, М.П. Матійчик[ та ін.]за заг. ред.. д-ра техн.. наук, проф. М.Г. Луцького. – Київ : Видавництво Ліра – К. 2022. -248 с.
- 8.[https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B5%D1%82%D0%BE%D0%B4\\_%D0%9C%D0%BE%D0%BD%D1%82%D0%B5-%D0%9A%D0%B0%D1%80%D0%BB%D0%BE](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B5%D1%82%D0%BE%D0%B4_%D0%9C%D0%BE%D0%BD%D1%82%D0%B5-%D0%9A%D0%B0%D1%80%D0%BB%D0%BE)

9. Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден: підруч. /К.: НАУ,2003. -502 с.
10. Тупіцин Н.Ф. Графічне і геометричне моделювання та інтерактивні системи : методичні рекомендації до виконання курсової роботи / Н.Ф. Тупіцин, А.П. Козлов. – К. : НАУ, 2006. – 20 с
11. <https://fidelechevarria.github.io/aircraft-trajectory-optimization/>
12. [https://www.researchgate.net/publication/352101704\\_Method\\_for\\_Calculating\\_Aircraft\\_Flight\\_Trajectories\\_in\\_Presence\\_of\\_Winds](https://www.researchgate.net/publication/352101704_Method_for_Calculating_Aircraft_Flight_Trajectories_in_Presence_of_Winds)
13. Теорія і практика застосування безпілотних літальних апаратів (дронів) Видавництво "ЛІТЕРА" Рік видання2023.
14. Противодействие БПЛА. Защита от дронов и квадрокоптеров. <https://www.aoavtomatika.ru/media/blog/protivodeystvie-bpla-zashchita-ot-dronov-i-kvadrokopteroov>
15. N. F. Tupitsin et al. The special case of operative programming method of flight route// Electronic and control systems. – 2015. – №2(43). – p. 36–41.
16. Tokyo’s solution to rogue drones? Drones with nets. <https://www.engadget.com/2015/12/11/tokyo-drone-net>