

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 СИНЄГЛАЗОВ

“ ____ ” _____ 2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”

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

Тема: Система автоматичного управління маловисотним польотом безпілотної літальної апарата

Виконавець: студент групи КП-403 Почупайло Дмитро Сергійович

Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

Нормоконтролер: _____ Філяшкін М.К
(підпис)

Київ – 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: бакалавр

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

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Віктор СИНЄГЛАЗОВ

“ _____ ” _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

Почупайло Дмитра Сергійовича

- 1. Тема проекту (роботи):** “Система автоматичного управління маловисотним польотом безпілотного літального апарата ”
- 2. Термін виконання проекту (роботи):** з 22.05.2023 р. до 14.06.2023 р.
- 3. Вихідні данні до проекту (роботи):** Розробку системи проводити для безпілотного літального апарата типу «Рейс».
- 4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):** 1. Аналіз етапів польоту БПЛА та методи формування програмного маршруту БПЛА. 2. Способи завдання профілю польоту. 3. Розробка алгоритмів роботи САУ БПЛА при зміні профілю польоту. 4. Аналіз і вибір контурів управління висотою польоту БПЛА. 5. Аналіз способів управління на малих висотах. 6. Розробка алгоритмів управління маловисотним польотом. 7. Синтез контурів управління висотою польоту. 8. Дослідження синтезованих контурів управління.

Перелік обов'язкового графічного матеріалу: 1. Типовий профіль польоту БПЛА. 2. Алгоритм роботи САУ БПЛА при зміні профілю польоту. 3. Структурні схеми контурів управління висотою польоту БПЛА. 4. Алгоритми управління маловисотним польотом. 5. Моделювання рельєфу місцевості. 6. Результати дослідження контурів автоматичного управління.

6. Календарний план-графік:

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз літературних джерел	23.05.2023	
2.	Збір інформації	24.05. 2023	
3.	Аналіз етапів польоту БПЛА та методів формування маршруту	25.05.2023- 26.05.2023	
4.	Аналіз профілю польоту та способів його задання	27.05.2023 – 28.05.2023	
5.	Розробка алгоритму при зміні профілю польоту БПЛА	29.05.2023 – 30.05.2023	
6.	Аналіз і вибір контурів управління висотою польоту БПЛА	30.05.2023	
7.	Аналіз способів управління на малих висотах	31.05.2023	
8.	Розробка алгоритмів управління маловисотним польотом	31.05.2023- 02.06.2023	
9.	Синтез контурів управління висотою польоту та дослідження синтезованих контурів управління	03.06.2023- 11.06.2023	

10.	Висновки по роботі	12.06.2023	
11.	Оформлення пояснювальної записки	13.06.2023	
12.	Створення презентації	14.06.2023	

7. Дата видачі завдання _____

Керівник: _____ Філяшкін М.К

Завдання прийняв до виконання _____ Почупайло Д.С

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «Система автоматичного управління маловисотним польотом безпілотного літального апарата»

БПЛА, РЕЙС, МАЛОВИСОТНИЙ ПОЛІТ, РАДІОВИСОТОМІР, БАРОМЕТР, РЕЛЬЄФ, АЛГОРИТМ РОБОТИ САУ, ОГИБАННЯ РЕЛЬЄФУ.

Об'єкт дослідження – Система автоматичного управління маловисотним польотом БПЛА

Предмет дослідження – алгоритми управління безпілотним літальним апаратом на малій висоті

Мета кваліфікаційної роботи – розробка системи автоматичного управління БПЛА на малих висотах в бойових та не бойових умовах

Метод дослідження – порівняльний аналіз, обробка літературних джерел, цифрове математичне моделювання.

Теоретичні дослідження склалися з аналізу методів маловисотного польоту БПЛА, які базуються на неперервному зборі даних з радіовисотоміра та вимірюваннях барометричної висоти. Було ретельно досліджені алгоритми обробки інформації, отриманої з радіовисотоміра та барометричних датчиків, з метою оптимізації роботи системи автоматичного бортового пілота під час маловисотних польотів.

Результати досліджень показали ефективність розроблених алгоритмів маловисотного польоту БПЛА при бойових завданнях та при звичайних завданнях. Були допрацьовані методи управління

Розроблена система управління підмотування барабану паливного шлангу значно зменшує психофізичні навантаження на пілота та полегшує підтримку дистанції літаків у повітрі під час дозаправки.

Зміст

Вступ.....	8
1. Аналіз етапів польоту бпла та методи формування програмного маршруту бпла	10
1.1. Аналіз етапів польоту БПЛА.....	10
1.2. Формування програмного маршруту БПЛА.....	11
2. Способи завдання профілю польоту.....	13
2.1 Задання профілю польоту для бпла ту-143 “Рейс” при виконанні бойового завдання.....	17
3. Розробка алгоритмів роботи САУ бпла при зміні профілю польоту.....	23
4. Аналіз і вибір контурів управління висотою польоту бпла.....	27
4.1. Управління висотою польоту через контур тангажа.....	28
5. Аналіз способів управління на малих висотах.....	31
5.1. Стабілізація похилої дальності або випередженої висоти.....	32
5.2. Управління бпла “рейс” в умовах бойового завдання.....	36
6. Розробка алгоритмів управління маловисотним польотом.....	39
6.1. Управління маловисотним польотом за інформацією від РВ з прогнозуванням зміни нахилу рельєфу.....	39
6.2. Управління маловисотним польотом з чергуванням стабілізації барометричної та істинної висоти.....	45
7. Синтез контурів управління висотою польоту.....	48
7.1. Математичне імітування рельєфу місцевості.....	48
7.2 Математичне моделювання руху БПЛА у режимі оминання рельєфу місцевості	55
7.3 Математична модель управління ту-143 «Рейс» в умовах бойового завдання	61
7.3.1 Інформаційна модель простору.....	61

7.3.2	Моделювання зони небезпеки	63
7.3.3	Модель нижньої границі небезпеки	64
7.3.4	Модель верхньої границі небезпеки.....	66
7.3.5	Содель коридору безпеки.....	70
8.	Дослідження синтезованих контурів управління.....	73
8.1	Опис вхідних та вихідних даних	75
8.2	Блок-схема програми	76
8.3	Опис інтерфейсу користувача	77
8.4.	Приклад роботи програми	78
	Висновок.....	79
	Список використаних джерел	82

ВСТУП

В добу технологічного прогресу безпілотні літальні апарати, здобувають все більшого розповсюдження і відіграють значну роль у широкому спектрі сфер та галузей. Одним із важливих напрямків, в якому ці інноваційні технології реалізують свій потенціал, є моніторинг земної поверхні, збір та аналіз даних, а також використання у військових операціях, особливо у контексті сучасних військових конфліктів. Вони можуть виконувати різноманітні бойові завдання, включаючи розвідку та безпосереднє ураження ворожих об'єктів.

Для забезпечення ефективності польотів, особливо у випадках, коли потрібно уникнути радіолокаційних систем противника, виникає необхідність виконання польотів БПЛА на низьких висотах. Зазвичай, існуючі системи автоматичного управління БПЛА сфокусовані на підтримці сталої висоти польоту, проте це не завжди оптимально, особливо для детального моніторингу земної поверхні.

Основоположним аспектом є розробка вдосконаленої системи автоматичного управління (САУ), яка забезпечить можливість БПЛА автоматично регулювати висоту польоту відповідно до конкретних завдань та зовнішніх умов. Польоти на низьких висотах можуть призвести до зіткнення з додатковими викликами та ризиками, такими як аеродинамічні ефекти, нестабільні погодні умови та змінність середовища, тому розробка ефективної САУ для маловисотних польотів є першочерговою задачею.

Окрім того, важливим компонентом бортового обладнання БПЛА, який сприятиме точному моніторингу, є барометричний висотомір. Він допоможе в реальному часі коригувати параметри руху БПЛА відносно земної поверхні, що критично важливо для точного контролю висоти польоту та безпечного виконання маневрів на низьких висотах.

Понад це, САУ має бути спроектована таким чином, щоб забезпечити плавний перехід БПЛА з великих висот до низьких, при цьому обережно враховуючи динамічні обмеження та потенційні ризики, асоційовані з польотною динамікою.

Розробка такої комплексної системи автоматичного управління, яка спроможн оптимізувати профіль польоту, мінімізувати ризики та значно підвищити ефективність збору даних на низьких висотах, представляє собою вкрай актуальну та перспективну сферу наукових досліджень та технологічних розробок у галузі безпілотних літальних апаратів.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ЕТАПІВ ПОЛЬОТУ БПЛА ТА МЕТОДИ ФОРМУВАННЯ ПРОГРАМНОГО МАРШРУТУ БПЛА

1.1 Аналіз етапів польоту БПЛА

Аналіз етапів польоту БПЛА дає можливість виділити три основні етапи:

- Старт БПЛА
- Політ по маршруту
- Посадка

Старт БПЛА включає передпольотну перевірку, калібрування сенсорів, запуск і з'єднання, перевірку зовнішніх умов та зліт. Передпольотна перевірка стану БПЛА є критично важливим кроком, який включає оцінювання цілісності дрона, включаючи пропелери, корпус, камеру, інші компоненти, а також перевірку заряду батареї. Наступним кроком є калібрування сенсорів, таких як GPS та компас, що забезпечує точність даних, важливих для безпечного польоту. Потім дрон запускається і з'єднується з пультом дистанційного управління. Перед зльотом важливо оцінити зовнішні умови, включаючи погоду та видимість. Після виконання всіх перевірок і налаштувань, здійснюється зліт дрона.

Політ по маршруту є основним і найбільш довготривалим етапом польоту БПЛА. Після успішного зльоту, БПЛА переходить до цього етапу, на якому дотримується встановленого маршруту. Для реалізації польотного завдання в навігаційну систему БПЛА перед пуском повинна бути введена задана траєкторія польоту. БПЛА використовує вбудовані системи навігації, зокрема GPS, для дотримання цієї траєкторії. Управління політами може бути автоматичним або дистанційним, і маршрут може включати прямий політ до певної точки або складніший маршрут з різними точками. На цьому етапі БПЛА виконує свої основні завдання, які можуть включати зйомку відео, фотографування, збір даних для досліджень і нагляд. Важливо також постійно моніторити стан БПЛА, включаючи заряд батареї, для гарантування безпечного повернення і посадки.

Етап посадки є завершальним етапом польоту БПЛА і відіграє важливу роль у забезпеченні безпеки дрона і оточення. Коли БПЛА виконав своє польотне завдання та маршрут, він переходить до етапу посадки. Посадка може бути автоматична, коли дрон повертається до визначеного місця посадки використовуючи свої вбудовані навігаційні системи, або ручна, коли оператор керує процесом. У будь-якому випадку, дрон повинен знижуватися плавно і контролювано, з урахуванням погодних умов та інших факторів. На цьому етапі важливо забезпечити, що місце посадки безпечно і має достатньо простору, щоб уникнути зіткнень з об'єктами. Після посадки, оператор має провести остаточну перевірку стану дрона, перевірити батарею і інші компоненти, щоб виявити можливі проблеми, що могли виникнути під час польоту.

1.2. Формування програмного маршруту БПЛА.

Визначення маршруту дрона часто відбувається через проекцію його траєкторії на карту, тобто на земну поверхню. Профіль польоту, що включає в себе зміни висоти під час руху, має виразний контур і може бути описаний або як конкретна траєкторія, або як схема польоту в вертикальному профілі. Цей аспект дозволяє нам визначити вертикальну структуру політу.

Важливим елементом у політі є маршрутна частина, яка зазвичай охоплює відстань від початкового пункту маршруту (ППМ) до кінцевого пункту маршруту (КПМ). Цей кінцевий пункт маршруту, як правило, знаходиться в місцевості, що збігається з точкою посадки або цільовим місцем, особливо якщо ми говоримо про бойовий безпілотник.

Перед взлетом безпілотного літального апарату, маршрут і профіль польоту виводяться і записуються в пам'ять навігаційної системи БПЛА. Це включає в себе введення координат маршрутних точок на етапі передстартової підготовки. У ситуаціях, коли профіль польоту є складним, до обчислювача траєкторного управління безпілотника вводиться додаткова інформація про рубежі зміни висот, щоб встановити програму польоту в вертикальній площині.

Щодо безпілотників, що виходять на старт з носія, існує можливість оперативного змінення маршруту безпосередньо перед стартом з борту цього носія. Ця можливість є важливою, адже умови польоту можуть швидко змінюватися, і гнучкість в регулюванні маршруту є критичною для успішного завдання.

РОЗДІЛ 2

СПОСОБИ ЗАВДАННЯ ПРОФІЛЮ ПОЛЬОТУ

Перед здійсненням польотного завдання залежно від навігаційної системи безпілотного літального апарата (БПЛА), необхідно ввести визначену траєкторію польоту. Траєкторія польоту - це шлях, яким рухається центр мас БПЛА у тривимірному просторі. Зазвичай, траєкторія польоту визначається маршрутом (лінією заданого шляху на карті) та профілем польоту. Маршрут представляє собою проекцію траєкторії на земну поверхню, а профіль польоту визначає зміну висоти і може бути представлений як траєкторія або схема польоту у вертикальній площині.

У випадку складного профілю польоту, система управління траєкторією БПЛА повинна мати інформацію про рубежі зміни висоти, щоб забезпечити відповідну програму польоту у вертикальній площині.

Коли БПЛА наближається до цілі (точки приземлення) або рубежу зміни висоти, система автоматичного управління БПЛА видає команду на початок вертикального маневру (Рис 2.1).

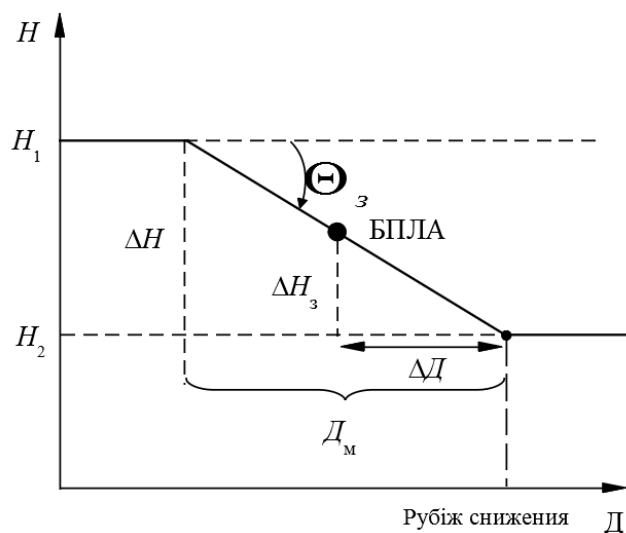


Рис 2.1

Дальність початку вертикального маневру (зниження) D_m визначається виразом:

$$D_m = \Delta H \operatorname{ctg} \Theta_3$$

де Θ_3 - заданий кут нахилу траєкторії вертикального маневру (зниження).

Надалі повинна забезпечуватися стабілізація відхилення БПЛА від траєкторії зниження, що формується у вигляді $\Delta H_3 = f(\Delta D)$.

$$\Delta H_3 = \frac{\Delta D}{ctg\Theta_3} \quad (2.1)$$

Можливим складовим елементом бортового обладнання БПЛА є аерометричний вимірник висоти. Включення цього пристрою пояснюється необхідністю прив'язки параметрів руху БПЛА до земної поверхні, наприклад, до точки приземлення або координат цілі. Висота польоту може бути виміряна за допомогою барометричного висотоміра, який отримує дані від комплексної баросупутникової системи. Перед злітом необхідно ввести інформацію про абсолютну висоту цілі або точки приземлення в БЦОМ БПЛА. Функціонування контуру стабілізації абсолютної барометричної висоти польоту БПЛА може бути здійснено за законом:

$$\delta_\theta = \kappa_\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + \kappa_{\omega_z} \omega_z$$

$$\text{Де } \vartheta_3 = -\frac{1}{\kappa_\vartheta} (\kappa_H + \kappa_{H\rho})(H - H_3) \quad (2.2)$$

Здатність до відхилення від заданої висоти польоту є ключовим сигналом для керування БПЛА у даному контексті. Це вимагає введення програми в БЦОМ, яка визначає профіль польоту шляхом встановлення меж для зміни висоти, залежно від залишкових дальностей до певних точок польотного маршруту.

$$H_3 = f(D_{ij}).$$

де H_3 – задане значення абсолютної (геодезичної при роботі тільки від СНС або барометричної при роботі від баросупутникової системи) висоти польоту; i – номер рубежу на j -ій ортодромії.

Звичайним є вибір у якості H_3 на початковому етапі траєкторії висоти пуску БПЛА й $H_3 = 0$ у точці приземлення. Задані кути нахилу траєкторії набору висоти й зниження Θ_3 є константами й повинні бути закладені в програму роботи обчислювача траєкторного керування.

На початковому етапі траєкторії запуску БПЛА, зазвичай вибирається висота польоту H_3 , а $H_3 = 0$ в точці приземлення. Кути нахилу для набору висоти та зниження H_3 є фіксованими значеннями, які включаються в програму обчислення траєкторного керування. На рисунку 2.2 показана типова програма для задання профілю польоту БПЛА (штрихова лінія), а також суцільна лінія, що відображає фактичну траєкторію польоту БПЛА, яка буде реалізована згідно з цією програмою.

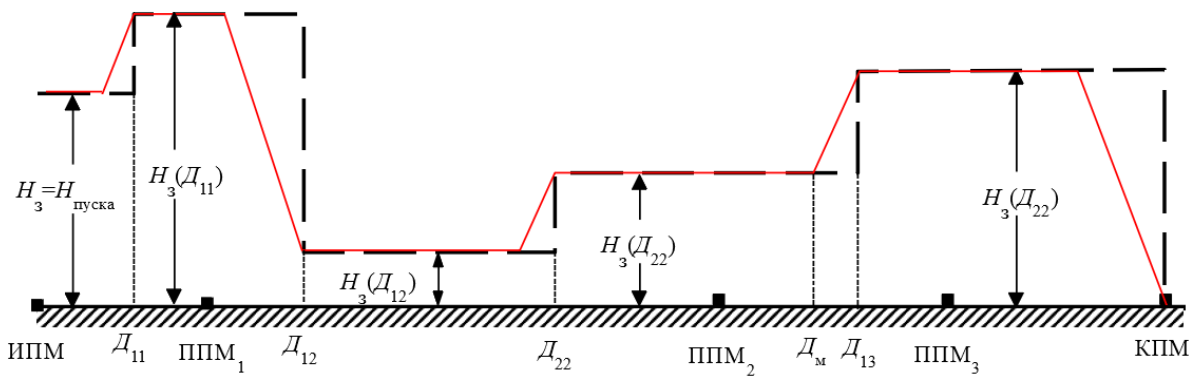


Рис 2.2

В якості прикладу на рисунку 2.2 для рубежу D_{13} показана дистанція D_m , яка визначає початок маневру і обчислюється в обчислювачі БПЛА.

Проблема полягає в переході з режиму набору або зниження на режим стабілізації барометричної висоти, особливо важливою ця проблема стає при зниженні БПЛА на низькі висоти, наприклад, для огляду ділянок нафтопроводів. Це може призвести до значних перерегулювань і, в результаті, до зіткнення з землею.

Розробимо алгоритм переходу БПЛА з режиму зниження на режим стабілізації заданої висоти. Такий маневр може бути виконаний аналогічно бічному руху БПЛА

при переході з однієї ділянки політної траєкторії на іншу з урахуванням лінійного випередження розвороту.

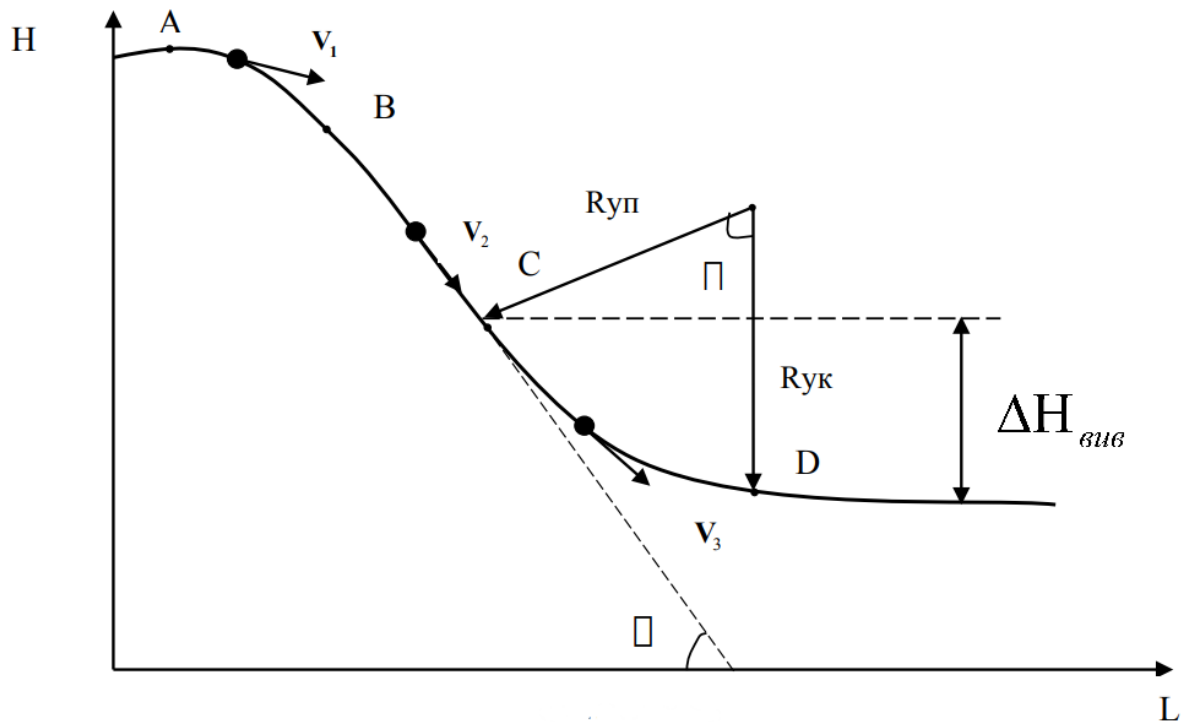


Рис 2.3

Згідно з рисунком 2.3, траєкторія зниження складається з трьох ділянок: введення в зниження АВ, прямолінійна ділянка зниження ВС і вихід з режиму зниження на режим стабілізації барометричної висоти CD. Остання ділянка є дуже важливою, оскільки необхідно визначити правильний момент початку виводу БПЛА з режиму зниження, щоб мати достатній запас висоти.

Під час польоту на заданій висоті постійно контролюється залишкова дальність до точки зміни висоти. Вертикальне випередження виводу, тобто дальність до цілі зміни висоти, на якій потрібно почати вихід з режиму зниження, можна розрахувати за допомогою наступного рівняння, що визначає викривлення траєкторії у вертикальній площині.

$$\dot{\Theta} = \frac{g}{V} (n_{ya} - \cos \Theta) \quad (2.3)$$

Де n_{ya} - величина перевантаження, можна розрахувати втрату висоти при виході з режиму зниження:

$$\Delta H_{\text{вив}} = R_{\text{ук}} - R_{\text{уп}} \cos \Theta = R_{\text{уср}} (1 - \cos \Theta) \quad (2.4)$$

$$R_{\text{уср}} = \frac{V_{\text{ср}}}{\dot{\Theta}_{\text{ср}}} = \frac{V_{\text{ср}}^2}{g(n_{\text{уаср}} - \cos \Theta_{\text{ср}})} \quad (2.5)$$

$$\text{де } \Theta_{\text{ср}} = \frac{\Theta_{\text{п}} + \Theta_{\text{к}}}{2} = \frac{\Theta}{2} ; V_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{п}} + V_{\text{к}}}{2} = V$$

Тоді величина випередження виводу прийме вигляд:

$$\Delta H_{\text{вив}} = \frac{V^2 (1 - \cos \Theta)}{g(n_{\text{уаср}} - \cos \frac{\Theta}{2})} \quad (2.6)$$

Так, для розрахунку висоти випередження виходу БПЛА на режим горизонтального польоту необхідно знати величину перевантаження, кут нахилу траєкторії та швидкість. Ці дані можна отримати від БІНС (безпілотної інерціальної навігаційної системи), яка знаходиться на борту БПЛА. БІНС вимірює і відстежує рухові параметри БПЛА, такі як перевантаження, кут нахилу та швидкість, і надає цю інформацію для подальших обчислень і керування політною траєкторією БПЛА.

2.1 Задання профілю польоту для БПЛА Ту-143 “Рейс” при виконанні бойового завдання

При заданні профілю польоту для безпілотного літального апарату (БПЛА) Ту-143 “Рейс”, необхідно врахувати ряд критеріїв. Поворотні точки маршруту задаються на основі характерних орієнтирів, які добре розпізнаються в польоті, таких як вигиби річок, перехрестя доріг, ізольовані будівлі та ін. Перша поворотна точка маршруту призначається поруч з точкою старту.

Глибина робочої зони - це відстань від місця розташування антени НСУ до максимально віддаленої поворотної точки. Вона повинна бути в межах стійкого прийому відеосигналу та телеметричної інформації з борту БПЛА. У виняткових

випадках допускається збільшення глибини робочої зони, але лише якщо політ здійснюється в режимі радіомовчання.

Лінія шляху, по можливості, не повинна проходити біля ліній електропередач великої потужності та інших об'єктів з великим рівнем електромагнітного випромінювання, таких як радіолокаційні станції, приймально-передавальні станції та ін.

При заданні профілю польоту для безпілотного літального апарату Ту-143"Рейс", важливо звернути увагу на вибір варіанту маршруту. Спосіб визначення маршруту може включати розробку взаємно паралельного маршруту, кільцевого замкнутого маршруту або комбінації обох.

Взаємно паралельний маршрут (Рис. 2.4) передбачає рух БПЛА вздовж ділянок, паралельних одна одній так, щоби краї поля зору камери перекривали сусідні поля приблизно на 15-20% (Рис. 2.5). Цей варіант є ефективним для проведення систематичного огляду великих територій, оскільки дозволяє забезпечити повне покриття заданої зони. При цьому, цей метод дозволяє просто планувати і легко коригувати маршрут у випадку зміни умов або завдань.

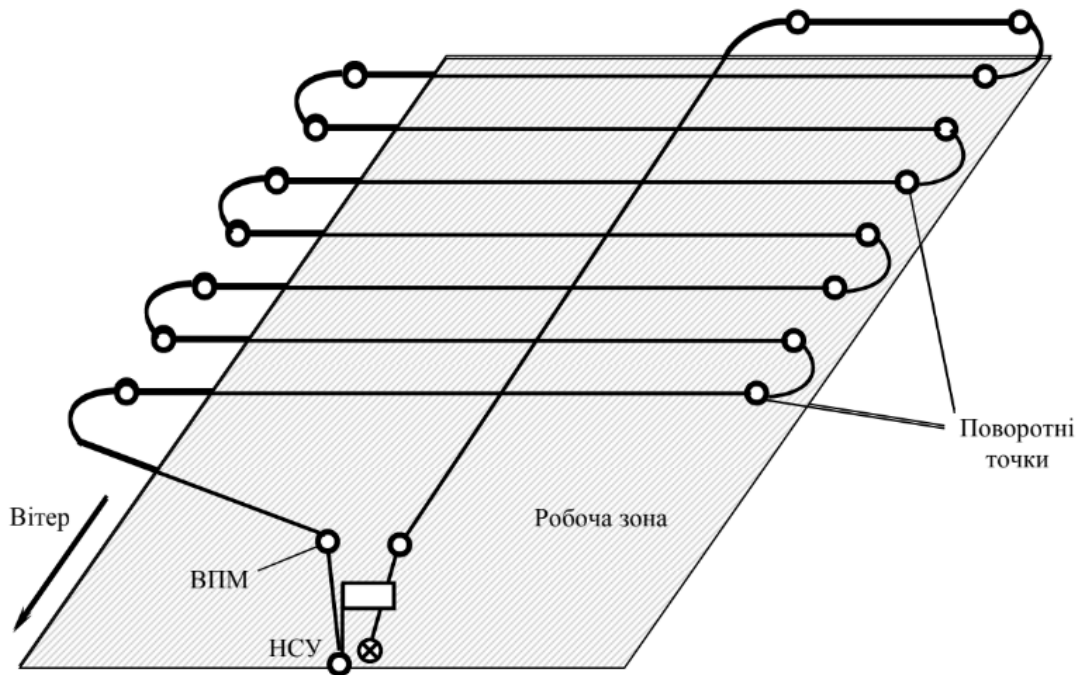


Рис. 2.4

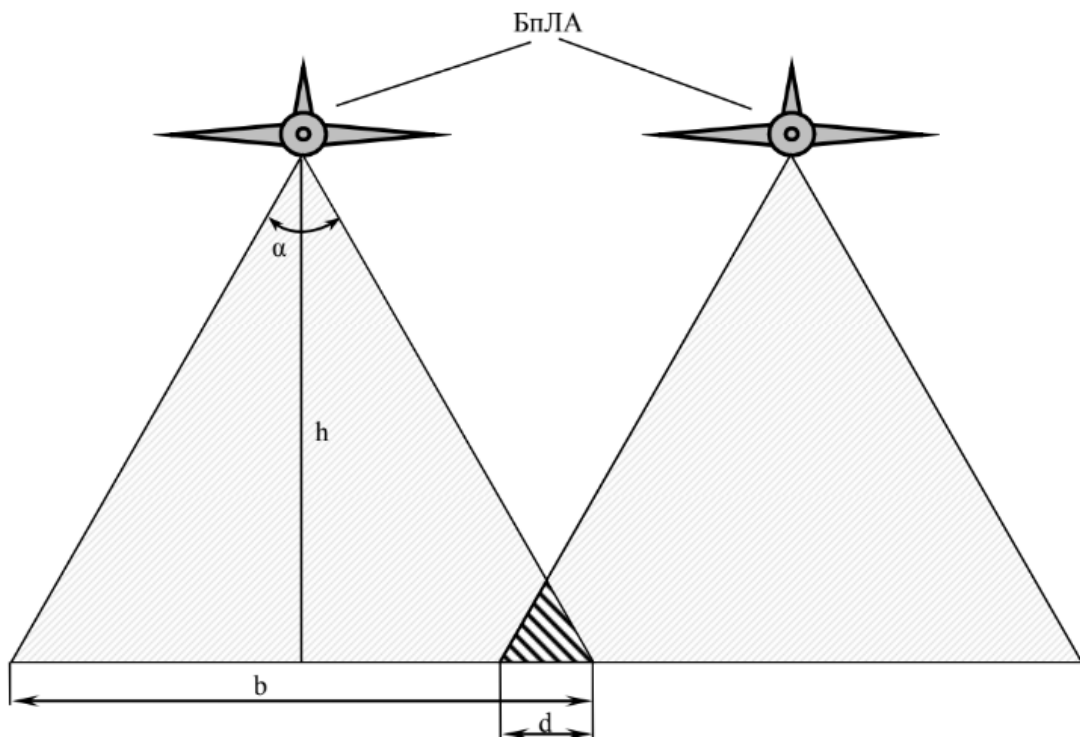


Рис. 2.5

Кільцевий замкнутий маршрут (Рис. 2.6) є ідеальним для задач, які вимагають постійного нагляду за конкретним об'єктом або зоною. Даний маршрут дозволяє БПЛА постійно знаходитися в полі зору цільової області, забезпечуючи неперервний огляд і збір даних. Крім того, цей маршрут дозволяє економити паливо, оскільки БПЛА не потребує додаткового палива для зміни напрямку польоту.

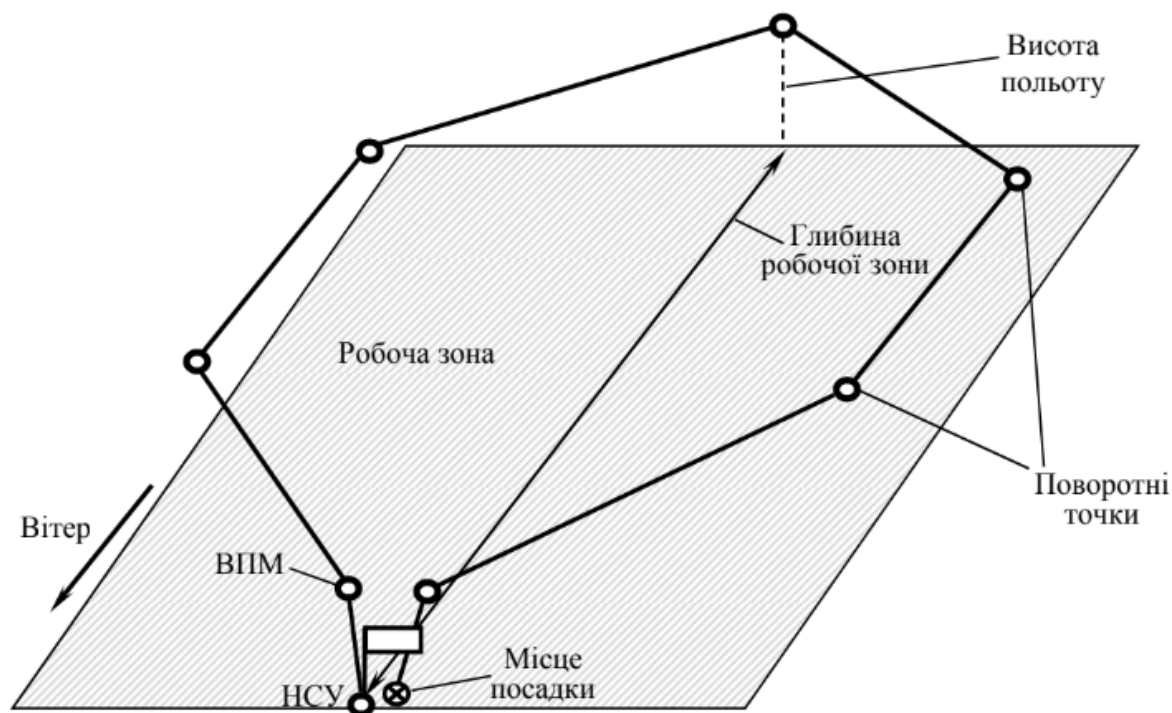


Рис. 2.6

При обльоті заданого об'єкту (Рис. 2.7) БПЛА "Рейс" планує маршрут, який охоплює конкретний об'єкт інтересу. Це може включати повітряний розвідувальний обліт навколо важливого об'єкта, що забезпечує детальний збір даних з різних ракурсів. Це особливо корисно для завдань, які вимагають глибокого аналізу окремих об'єктів.

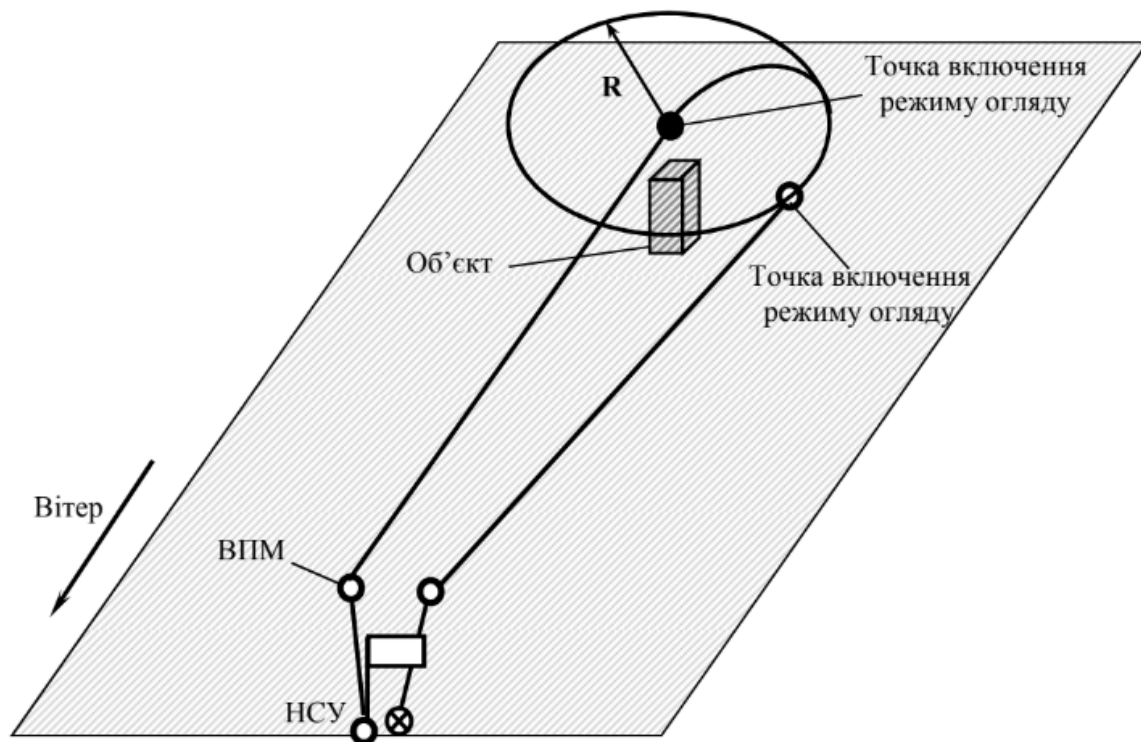


Рис. 2.7

При профілю контроль лінійних (Рис 2.8) об'єктів, "Рейс" буде маршрут вздовж лінійних об'єктів, таких як дороги, трубопроводи або річки. Це є важливим при моніторингу лінійних структур на великій відстані, таких як контроль дорожнього руху, нагляд за безпекою критичних інфраструктурних об'єктів, або екологічний моніторинг водних шляхів.

Для раціонального використання енергоресурсів БПЛА , якщо є така можливість, маршрут польоту доцільно прокладати з таким розрахунком, щоби перша половина польоту БПЛА проходила проти вітру.

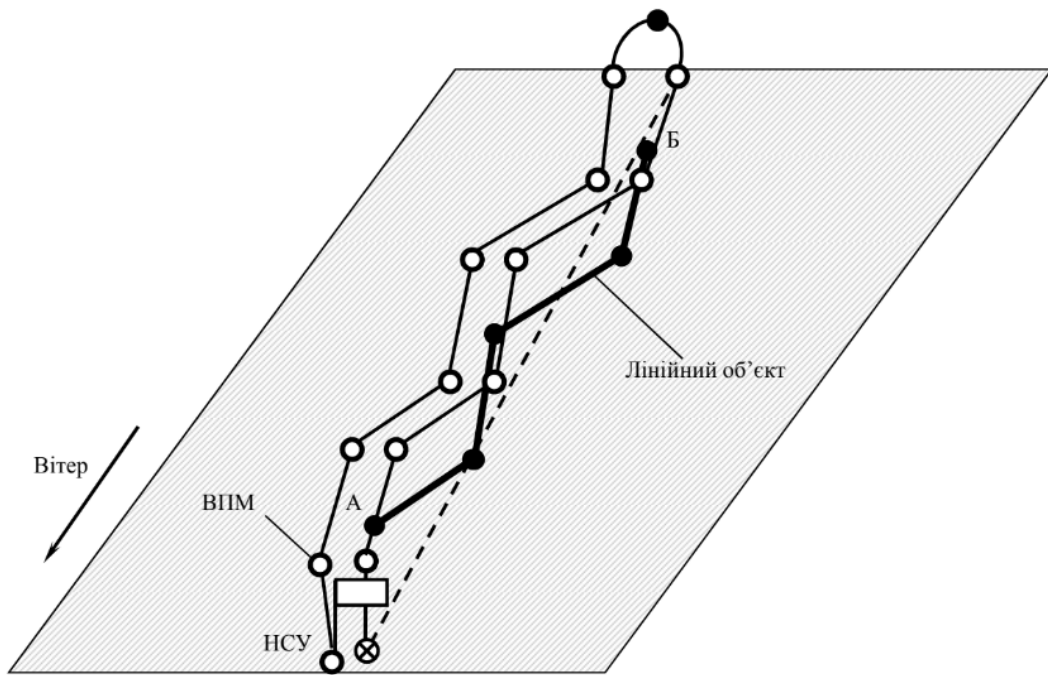


Рис. 2.8

Вибір варіанту маршруту повинен базуватися на конкретних завданнях, які ставляться перед БПЛА , і умовах експлуатації, включаючи відстань від точки старту, напрямок та швидкість вітру, наявність палива та якість зв'язку з оператором дистанційного управління польотом.

РОЗДІЛ 3

РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ РОБОТИ САУ БПЛА ПРИ ЗМІНІ ПРОФІЛЮ ПОЛЬОТУ

На сьогоднішній день, на пілотованих літаках існують алгоритми, які дозволяють вивести літак на задану висоту з використанням різних критеріїв оптимальності. Один з базових алгоритмів включає програму набору енергії (висоти та швидкості) за мінімальний час з метою досягнення максимальної висоти (висоти статичної стелі). Цей алгоритм є основним для надзвукових літаків під час наведення на повітряну ціль.

Управління поздовжнім рухом маневрених надзвукових літаків, як правило, здійснюється через контур нормального перевантаження. Наприклад, за допомогою закону управління:

$$\delta_B = K_{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z \quad (3.1)$$

Автоматизація виходу на задану програмну траєкторію та реалізація програмного набору висоти включає чергування заданих значень нормального перевантаження n_{y3} для режимів стабілізації барометричної висоти або заданого числа $M = M_3$. Вся програма набору висоти може бути розділена на три етапи: етап виходу на висоту розгону згідно з програмою $M_3 = M_{\text{пр}}^1(H)$, етап розгону зі стабілізацією висоти розгону $H_3 = H_{\text{роз}}$, та етап подальшого набору висоти згідно з програмою $M_3 = M_{\text{пр}}^2(H)$. Задані значення нормального перевантаження n_{y3} можуть бути сформовані у вигляді:

$$\begin{aligned} n_{y3} = n_{y3}^H &= \frac{1}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) (H - H_3) \\ \text{або} \\ n_{y3} = n_{y3}^M &= \frac{1}{K_{n_y}} (K_M + K_{\dot{M}} p) (M_3 - M). \end{aligned} \quad (3.2)$$

Значення H_3 та M_3 , що використовуються при виході літака на програмну траєкторію, залежать від вихідних значень висоти H_0 та числа M_0 польоту, а також від заданого кінцевого числа M_k . Алгоритми перемикавання заданого значення нормального перевантаження n_{y3} виконуються в обчислювачі САУ. На різних етапах набору висоти n_{y3} порівнюються з поточним значенням заданого перевантаження, і обирається таке перевантаження, яке забезпечує літак оптимальну програмну траєкторію або стабілізує його на цій траєкторії. Під час набору висоти, коли досягається кінцева швидкість польоту, літак продовжує набір висоти, стабілізуючи цю швидкість. Алгоритм, що реалізує програмний набір висоти, може бути представлений у вигляді, зображеному на рис. 3.1.

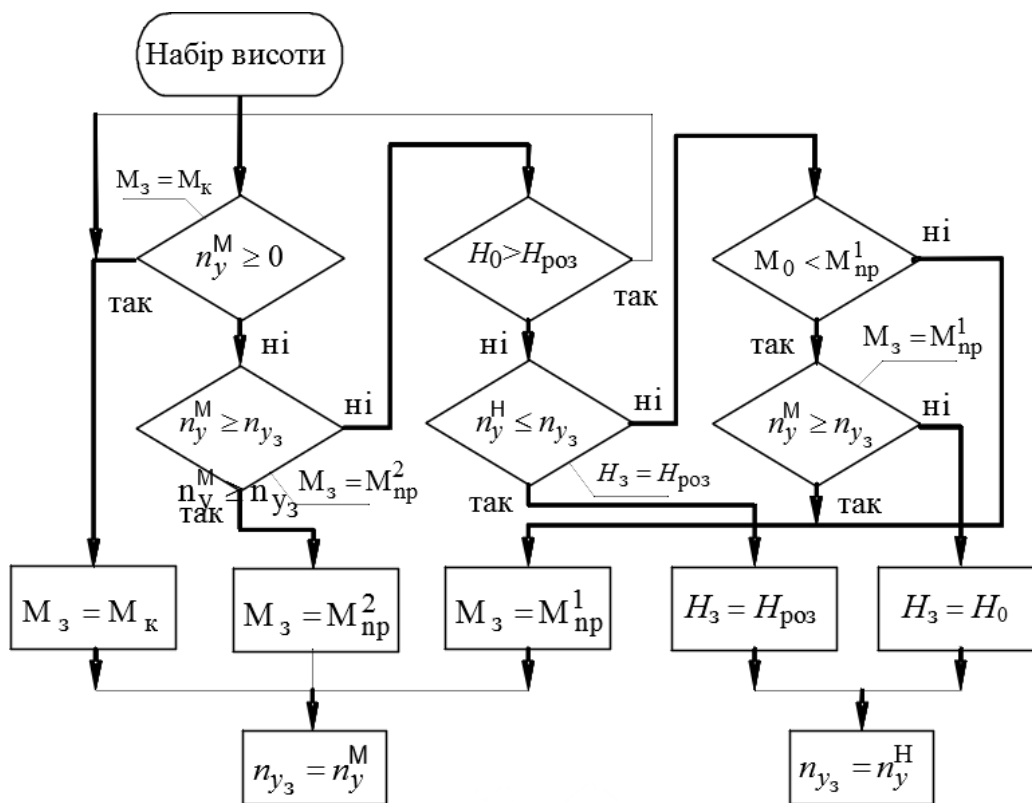


Рис 3.1

У цьому алгоритмі перемикавання управління з режиму набору висоти на режим стабілізації здійснюється шляхом порівняння поточного перевантаження з необхідним перевантаженням для виходу на задану висоту польоту. Однак такий підхід може призводити до перерегулювання при виході на задану висоту, що є

особливо небезпечним для БПЛА під час зниження. Тому в даній роботі ми зупинимося на раніше описаній ідеї з визначення висоти початку вирівнювання для виходу на задану висоту. Алгоритм послідовного виводу БПЛА на задану висоту реалізується за допомогою перемикання законів управління, яке зображено на рис. 3.2.

В точці, де виконується відповідне співвідношення $D = D_m$, БПЛА переходить з режиму горизонтального польоту в режим зниження або набору відповідно до заданого профілю польоту. Після цього має бути забезпечена стабілізація відхилення БПЛА від траєкторії зниження або набору, при цьому в обчислювачі розраховується випередження виходу на нову висоту. При досягненні випередження виходу алгоритм управління перемикається на режим стабілізації заданої барометричної висоти.

Таким чином, здійснюється перехід з однієї висоти на іншу. Алгоритм перемикання законів управління польотом БПЛА функціонуватиме до тих пір, поки не буде увімкнено режим заходу на посадку.

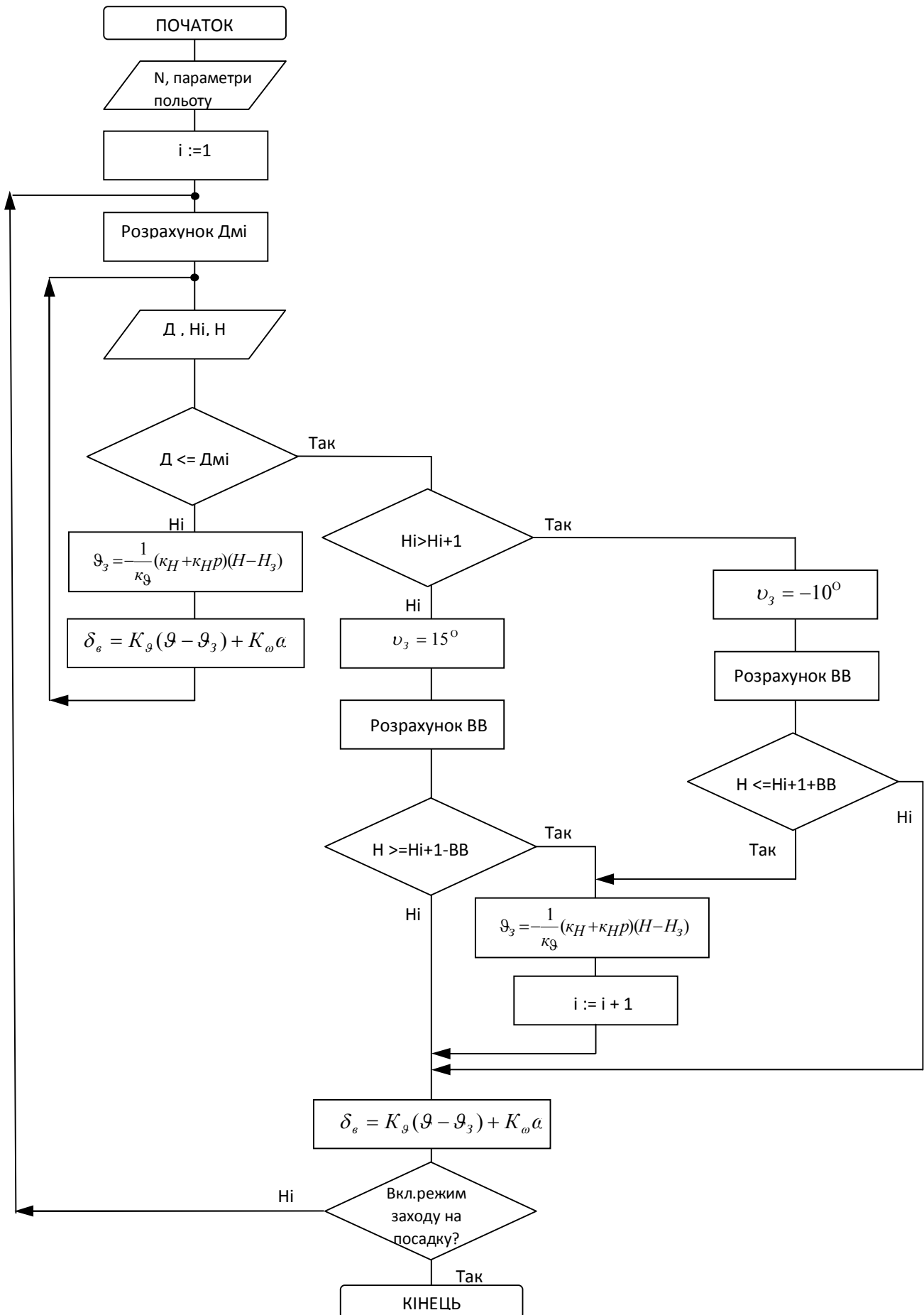


Рис 3.2

РОЗДІЛ 4

АНАЛІЗ І ВИБІР КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ БПЛА

Контроль над висотою відіграє ключову роль в управлінні траєкторією польоту, будучи важливим елементом виконання польотних завдань. Підтримання заданої висоти вважається одним з основних режимів польоту.

При перебуванні на великих висотах під час маршрутного польоту, здійснюється стабілізація барометричної висоти, що є невід'ємною частиною ешелонування та забезпечення оптимального режиму роботи авіаційного двигуна. При цьому, польотний профіль вибирається незалежно від рельєфу земної поверхні. Для автоматичного утримання висоти в таких умовах використовується інформація з барометричних коректорів висоти.

У випадку польоту на малих висотах, а також при автоматичному зльоті та посадці, контроль на основі сигналів від барометричних датчиків не дозволяє стабілізувати траєкторію польоту відносно земної поверхні. В таких режимах необхідно регулювати геометричну висоту, використовуючи дані від відповідних датчиків.

Траєкторію польоту в поздовжній площині можна контролювати, змінюючи кут тангажа або керуючи нормальним перевантаженням. Тому автоматичний контроль висоти H будується на основі систем управління кутом тангажа ϑ або нормальним перевантаженням n_y .

Щоб підвищити точність утримання висоти, коли літак потрапляє у вертикальні потоки повітря, можна використовувати управління за допомогою автопілотів

перевантаження. Замість сигналу кута тангажа, що забезпечує стабільність управління висотою, вводиться сигнал вертикальної швидкості \dot{H} . Цей сигнал отримується шляхом диференціювання сигналу коректора висоти. У стабільному режимі, сигнал вертикальної швидкості, так само як і надмірне перевантаження, дорівнює нулю. Таким чином, при впливі вертикального вітру, навіть без вводу інтегралу, можлива астатична стабілізація заданої висоти польоту.

4.1. Управління висотою польоту через контур тангажа

Щоб дослідити механізми, які відбуваються в системі управління висотою, важливо вдосконалити математичну модель лінійного руху літака, додавши до неї кінематичне рівняння. Це рівняння відображає траєкторний рух і поєднує зміну висоти польоту з кутовими рухами (кут нахилу траєкторії).

$$\dot{H} = V \sin \theta$$

Коли ми лінеаризуємо кінематичне рівняння лінійного руху літака, ми отримуємо наступне:

$$\Delta \dot{H} = (V_0 \cos \theta_0) \Delta \theta + \sin \theta_0 \Delta V \quad (4.1)$$

Використовуючи перетворення Лапласа при відсутності початкових умов, ми можемо виразити рівняння в операторній формі.

$$p \Delta H(p) = (V_0 \cos \theta_0) \Delta \theta(p) + \sin \theta_0 \cdot \Delta V(p)$$

При виборі горизонтального польоту з нульовим кутом нахилу траєкторії θ та сталою швидкістю $V = V_0$ (тобто $\sin \theta_0 = 0$, $\cos \theta_0 = 1$, $\Delta V = 0$), ми отримуємо наступне:

$$p \Delta H(p) = V_0 \Delta \theta(p) \quad (4.2)$$

Кінематичне рівняння (4.2) лінійного руху літака може бути також виражене в безрозмірній операторній формі:

$$pH(p) = \frac{\theta(p)}{\tau_a} \quad (4.3)$$

$$\text{де } H = \frac{\Delta H}{\tau_a V_0}; \quad \tau_a = \frac{m}{\rho V_0 S};$$

$\tau_a V_0$ – висота польоту, яка обрана за базову величину.

За базову величину для кута нахилу траєкторії обирається величина в один радіан.

Використовуючи відношення (4.3), ми отримаємо передаточну функцію:

$$W_H^\theta(p) = \frac{H(p)}{\theta(p)} = \frac{1}{\tau_a p}$$

Формуючи зворотний зв'язок за висотою польоту, отримаємо контур управління висотою. Структурна схема контура управління висотою польоту зображена на рис. 4.1.

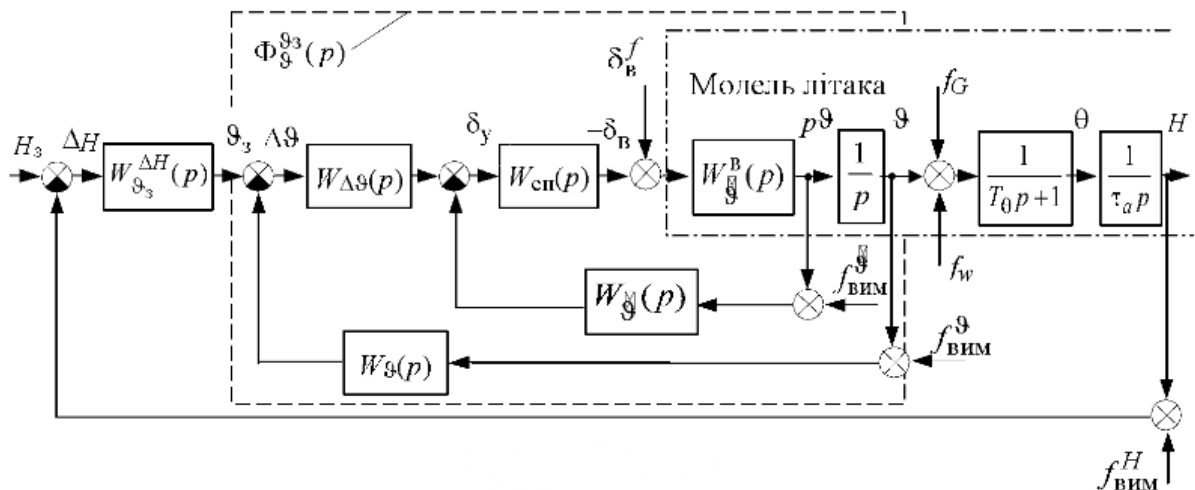


Рис. 4.1

На структурній діаграмі показані основні збурюючі фактори: миттєві перешкоди, збурення δ_B^f , які порушують рівновагу сил на нормаль до траєкторії під час скидання вантажу та при вертикальному вітрі f_G , f_w , та помилки вимірювання фазових координат $f_{\text{вим}}^H$, $f_{\text{вим}}^{\vartheta}$, $f_{\text{вим}}^{\dot{\vartheta}}$.

Зі структурної схеми стає очевидною роль системи управління кутом пікірування, яка забезпечує стабільність системи управління висотою. Без зворотного зв'язку з пікіруванням, в системі управління висотою залишаються два інтегратора, які не контролюються зворотним зв'язком, і управління можливе тільки за допомогою сигналу про похідну висоти польоту.

Передаточна функція $W_{\vartheta_3}^{\Delta H}(p)$ відображає перетворення сигналу $H - H_3$ у сигнал ϑ_3 . Передаточна функція $W_{\vartheta}(p)$ враховує включення в коло сигналу ϑ іздромної ланки.

Ми можемо спростити структурну схему, замінивши її функцією $\Phi_{\vartheta_3}^{\vartheta}(p)$, а збурення, що виникають в системі управління кутом пікірування, перенесемо до входу, використовуючи правила перетворення структурних схем. Структурна схема системи управління висотою в такому вигляді представлена на рис. 4.2.

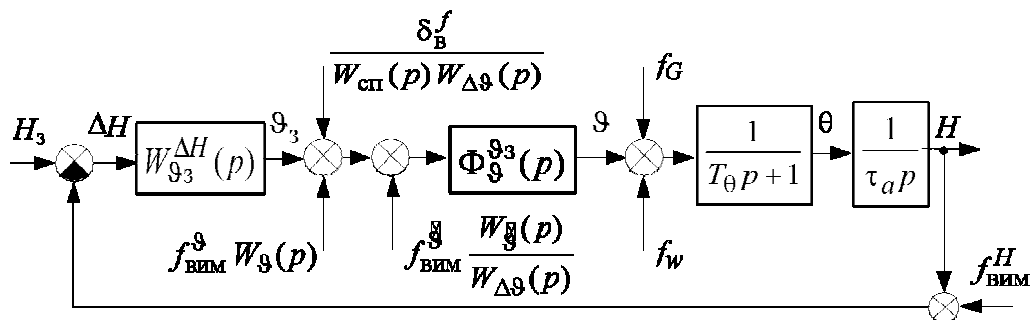


Рис 4.2

РОЗДІЛ 5

АНАЛІЗ СПОСОБІВ УПРАВЛІННЯ НА МАЛИХ ВИСОТАХ

Певні ситуації при проведенні польотів БПЛА на екстремально низьких висотах виникають не лише через безпосередню загрозу зіткнення з земельними перешкодами, але й через потенційні помилки в техніці керування при намаганні обійти ці перешкоди.

Присутність автоматичної системи управління польотами суттєво знижує ймовірність таких помилок. Інтеграція прецизійного вимірювача низьких висот в цю систему керування БПЛА відіграє важливу роль в уникненні зіткнень з перешкодами.

Складність горизонтального польоту БПЛА на мінімальних висотах визначається такими основними факторами:

- У випадку, якщо керування відбувається в ручну то доводиться постійно займатися візуальним спостереженням за місцевістю та за курсом польоту з метою своєчасного виявлення та обходу перешкод;

- радіотехнічні засоби управління БПЛА не можуть бути використані в повній мірі через скорочення дальності їх дії;

- постійна загроза зіткнення з земною поверхнею, наземними перешкодами або птахами, необхідність частого маневрування по висоті і курсу польоту, складність візуального орієнтування, відволікання уваги різноманітними зовнішніми сигналами значно підвищують емоційний і психофізіологічний тиск на оператора і всіх членів команди;

- політ проводиться в небезпечній зоні "висота - швидкість" у разі можливої відмови двигуна.

5.1. Стабілізація похилої дальності або випередженої висоти

При керуванні маловисотним польотом за допомогою інформації про похилу дальності, головним керуючим сигналом стає відхилення поточної похилої дальності D і від заданої D_3 , що встановлюється з урахуванням безпеки польоту і залежить від маневрових характеристик БПЛА та крутості схилів рельєфу місцевості.

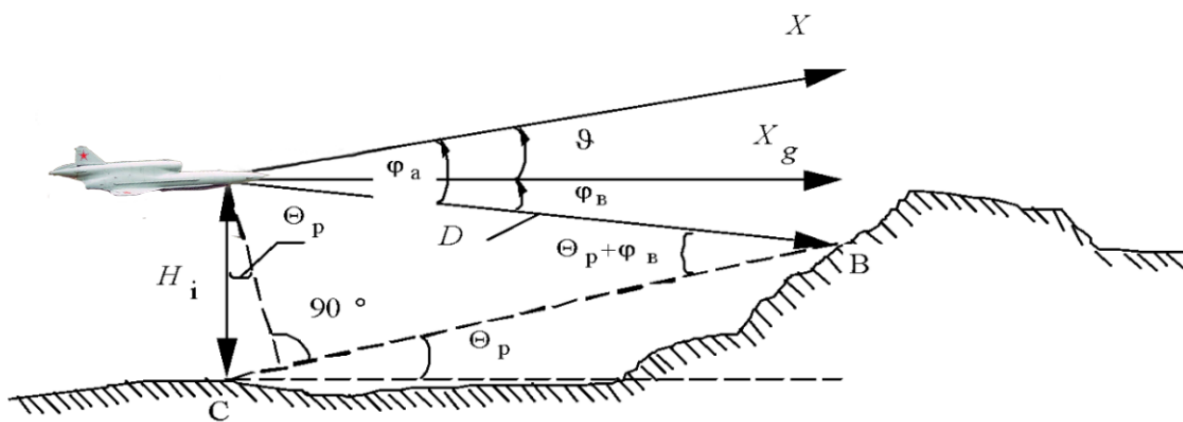


Рис 5.1

Похила дальність D визначається як дистанція між центром мас БПЛА та точкою спостереження рельєфу місцевості радіолокаційним дальномером і залежить (див. мал.5.1) від реальної висоти польоту, середнього кута нахилу рельєфу Θ_p , кута візування рельєфу Φ_v .

Кут візування рельєфу Φ_v при фіксованому куті установки антени дальномером відносно довготної осі БПЛА - Φ_a залежить в свою чергу від кута тангажа Θ .

$$\Phi_v = \Phi_a - \Theta \quad (5.1)$$

Якщо антена стабілізована в просторі за допомогою гіростабілізатора, то кут спостереження рельєфу залишається постійною величиною $\varphi_B = \text{const}$.

Застосовуючи теорему синусів до трикутника ABC (рис. 5.1), отримаємо наступне співвідношення:

$$\frac{D}{\sin(\frac{\pi}{2} - \Theta_p)} = \frac{H_i}{\sin(\varphi_B + \Theta_p)} \quad (5.2)$$

З якого виходить

$$D = H_i \frac{\cos \Theta_p}{\sin(\varphi_B + \Theta_p)} \quad (5.3)$$

Отже, зміна рельєфу, що знаходиться перед БПЛА (зміна Θ_p), призводить до зміни похилої дальності D , яка має бути компенсована шляхом зміни реальної висоти польоту H_i .

Структура контуру управління продольним рухом при стабілізації похилої дальності не відрізняється від контуру управління реальною висотою польоту, тому в законах управління траєкторного контуру необхідно тільки замінити сигнал різниці потрібно лише замінити сигнал різниці на, $(H_{PB} - H_{PB3})$ на $D - D_3$, де D_3 - задана похила дальність.

$$V_{y3} = -\frac{F_{Гр}}{K_{V_y}} (K_D + K_{\dot{D}P}) \frac{(D - D_3)}{T_{\phi}P + 1} \quad (5.4)$$

Структура контуру управління також залишається незмінною при стабілізації випередженої висоти $H_D = D \sin \varphi_B$ - висоти між точкою спостереження рельєфу місцевості та поточною висотою БПЛА (рівнем поточного положення центра мас БПЛА, рис. 5.2).

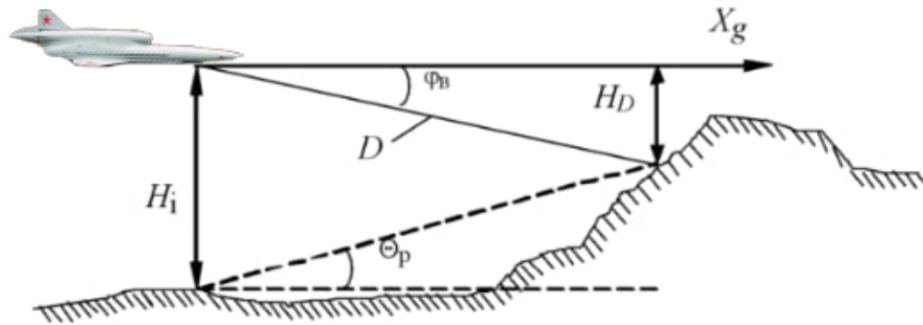


Рис 5.2

При стабілізації похилої дальності або випередженої висоти можуть виникнути певні складнощі під час перельоту вершини або заднього схилу рельєфу.

Для вирішення цієї проблеми можливо організувати наступний метод перельоту вершини. Коли промінь радіолокаційного далекоміра стикається з перешкодою - цей момент визначається як різке та тривале зростання передбачуваної вертикальної швидкості

$$V_{y_3} = (K_D + K_{\dot{D}p}) \frac{(D - D_3)}{T_{\phi p} + 1} \geq V_{y_3}^* \quad (5.5)$$

при

$$\Delta t > \Delta t^*$$

(за передбачувану вертикальну швидкість вибирається крайнє значення), БПЛА переходить в кабрирування. Паралельно, промінь далекоміра починає сканувати вгору, шукаючи вершину схилу - кут спостереження рельєфу ϕ_B^* , на якому починає втрачатися інформація від радіолокаційного далекоміра. Для цього кута спостереження вираховується поточна передбачувана висота у районі вершини схилу:

$$H_D^* = D \sin \phi_B^* \quad (5.6)$$

яка порівнюється з заданою безпечною висотою, і на основі цієї різниці формується передбачувана вертикальна швидкість для досягнення висоти перельоту вершини:

$$V_{y_3} = -\frac{F_{гр}^{V_y}}{K_{V_y}} (K_H + K_{\dot{H}P}) \frac{(H_D^* - H_{D_3})}{T_{\phi} p + 1} \quad (5.7)$$

БПЛА енергійно піднімається на задану висоту для обльоту вершини (траєкторія 2). Протягом виконання маневру промінь далекоміра продовжує стежити за вершиною схилу, щоб надати інформацію про D та φ_B^* для обчислення поточного значення H_D^* . Це триває до того моменту, коли кут візування рельєфу досягає свого вихідного значення ($\varphi_B^* = \varphi_B$). Після цього активується режим стабілізації антени у просторі за допомогою гіростабілізатора. Подальший політ над вершиною призводить до втрати інформації від далекоміра. В такому випадку доцільно перейти або на управління від радіовисотоміра, або починати поступове зниження аж до наступного підвищення рельєфу (для відновлення інформації від далекоміра).

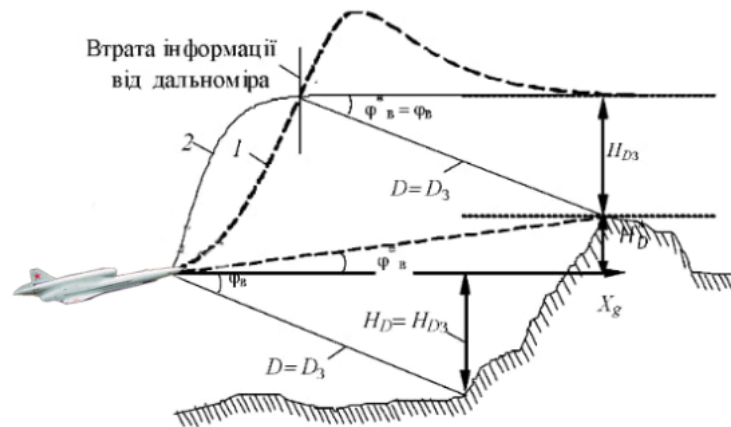


Рис 5.3

Аналізуючи рис. 5.3, можна помітити, що при обльоті переднього схилу ($\Theta_P > 0$) зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти істинна висота польоту збільшується. Тому після перемикання управління на радіовисотомір приймається висота в момент вмикання з плавним зменшенням до встановленої висоти на показчику радіовисотоміра.

При використанні далекоміра зі скануючою антеною виникає можливість визначення висоти перешкод, які не можуть бути подолані тільки за допомогою радіовисотоміра. Під час наближення до таких перешкод управління переключється на стабілізацію похилої дальності або випередженої висоти за алгоритмом, описаним вище, а після проходження вершини знову вмикається стабілізація істинної висоти польоту. За допомогою інформації від скануючої антени також можна організувати управління, яке дозволяє обходити перешкоди шляхом маневрування в горизонтальній площині.

5.2. Управління БПЛА “Рейс” в умовах бойового завдання

Маловисотний політ (МВП) для безпілотних літальних апаратів БПЛА “Рейс” та інших створює унікальні виклики, які впливають на безпеку, ефективність та стратегічне значення. Від уникнення радіолокаційного виявлення до ефективного використання метеорологічних умов, МВП є основою для різноманітних військових застосувань БПЛА.

Автоматизоване керування в умовах МВП може бути складним. З одного боку, зменшення висоти польоту та збільшення швидкості можуть збільшити вимоги до реагування та контролю. З іншого боку, БПЛА потребує високої ступені автономності, що вимагає відповідного рівня технологічного розвитку.

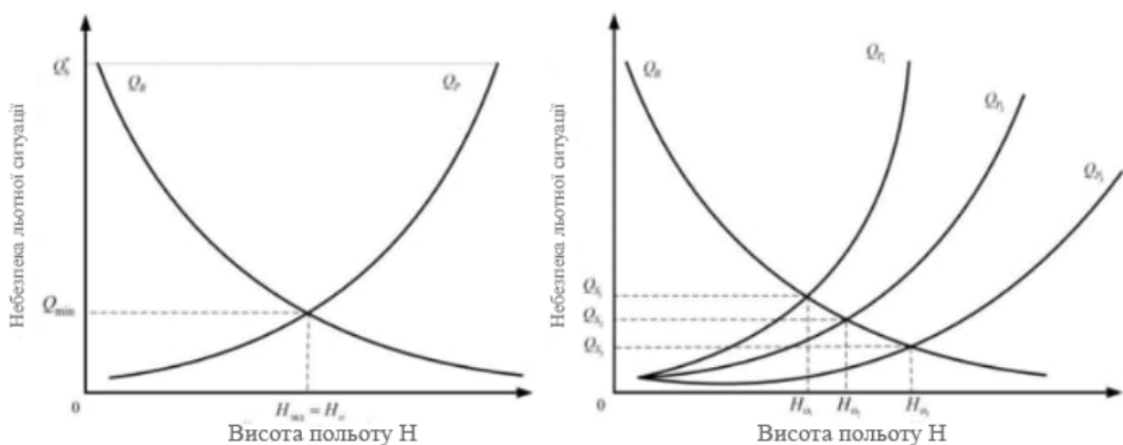
Додаткові виклики включають необхідність уникнення радіолокаційного виявлення, надійності і практичної складності систем вбудованого контролю, необхідності переносити ефективні висоти МВП до дуже низьких рівнів, та викликів, пов'язаних з координацією маловисотних контурів (МВК) з іншими бортовими системами.

Таким чином, важливим напрямком досліджень є розробка математичних моделей для бортових систем забезпечення безпеки польоту БПЛА. Ці моделі мають надати оптимальний спосіб досягнення цілей польотного завдання при польоті на низьких і дуже низьких висотах, враховуючи потенційну присутність засобів протиповітряної оборони противника.

Для забезпечення безаварійного функціонування системи БПЛА життєво важливе значення в автоматичному управлінні набуває оцінка небезпеки польотної ситуації. Надалі під небезпекою польотної ситуації Q_S будемо розуміти миттєву характеристику ситуації, що відображатиме міру можливості (ймовірності) не навмисного знищення БПЛА в інтервалі часу виконання польотного завдання, що розглядається.

Основним параметром МВП, що визначає компроміс між двома протилежними подіями – виявлення засобами ППО супротивника та зіткнення з рельєфом місцевості, є справжня висота польоту. При цьому максимальна ефективність МВП досягається при витримуванні справжньої висоти польоту в околиці точки H_0 перетину графіків функцій Q_R і Q_P , що характеризують зміну небезпеки польотної ситуації в коридорі безпеки (Рис 5.4 а).

На рис. 1 значення небезпеки Q^*_S відповідає нижній та верхній межі небезпеки, вихід за які з ймовірністю близькою до одиниці веде до розвитку авіаційної події. Зміна кількісного та якісного складу, розташування на місцевості засобів ППО противника Q_3 і $Q_{P_3} \rightarrow Q_{P_1}$ (Рис. 1б) викликає зсув кордону коридору безпеки та зміну оптимального співвідношення між Q_R і Q_P . При цьому відбувається зміна оптимальної висоти польоту H_0 , що об'єктивно відображає ступінь зміни загальної небезпеки польотної ситуації Q_S .



а)

Рис 5.4

б)

На рис. 5.4 зображено межі коридору безпеки МВП: а) оптимальні параметри МВП; б) вплив показників ППО на H_0 . Позначення на рис.: Q^*_s - критичне значення небезпеки; Q_{\min} - мінімальне значення небезпеки; H_0 - оптимальне значення висоти польоту; Q_R - небезпека польотної ситуації через зіткнення з рельєфом місцевості; Q_p - небезпека польотної ситуації через вплив засобів ППО

Таким чином, формування оптимального значення висоти польоту має відбуватися в рамках коридору безпеки, де верхня межа визначається критичним значенням небезпеки ураження (виявлення) засобами ППО противника, а нижня – критичним значенням параметра, перевищення якого призводить до виникнення аварійної чи катастрофічної ситуації через зіткнення із рельєфом місцевості. Це дозволить сформувати опорну траєкторію МВП, яка є оптимальною за критерієм мінімуму небезпеки. Реалізація запропонованого підходу може бути проілюстрована наступною схемою виконання МВП (Рис. 5.5).

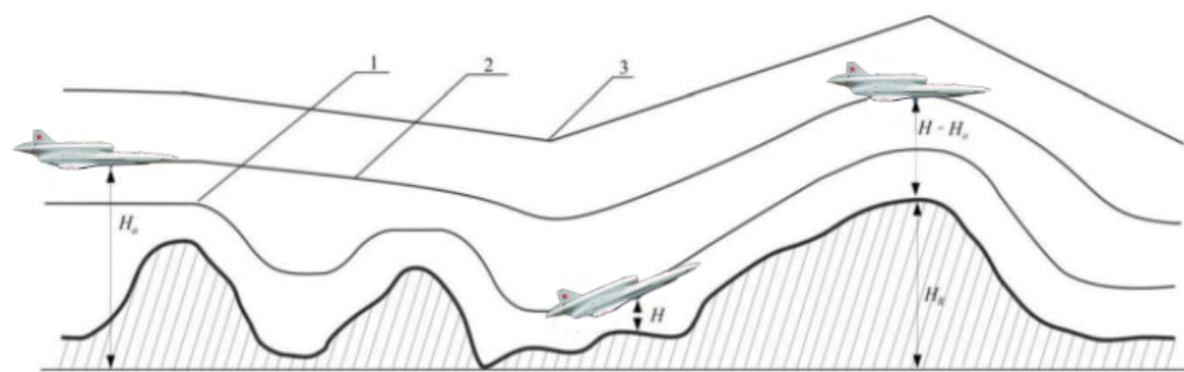


Рис.5.5

На рис 5.5 можемо побачити схему виконання маловисотного польоту БПЛА “Рейс”. Позначення: H - справжня висота польоту; H_a - абсолютна висота польоту; H_0 - оптимальне значення висоти польоту H_R - висота рельєфу; 1, 3 – нижня та верхня границя коридору безпеки; 2 – опорна траєкторія

РОЗДІЛ 6

РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ УПРАВЛІННЯ МАЛОВИСОТНИМ ПОЛЬОТОМ

6.1. Управління маловисотним польотом за інформацією від РВ з прогнозуванням зміни нахилу рельєфу.

Процедура розробки спеціальних режимів роботи системи автоматичного управління, як-то режим маловисотного польоту, включає вибір методу реалізації цього спеціального режиму - режиму МВП, а також розробку алгоритмів управління для цього режиму. Управління МВП може бути здійснено на основі інформації про реальну висоту польоту через канал керування висотою. Огляд існуючих методів управління на низьких висотах свідчить, що цей метод є найбільш поширеним для реалізації МВП під час польоту над плоско-рівнинною місцевістю.

Структура контурного управління реальною висотою польоту представлена на рис. 6.1.

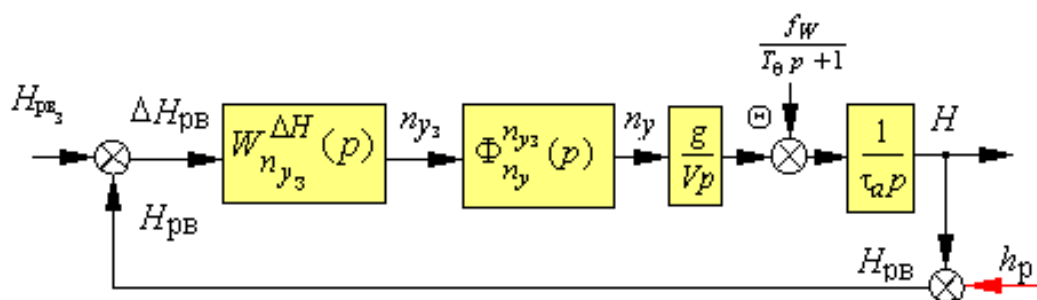


Рис.6.1

Враховуючи, що внутрішнім контуром $\Phi_{n_y}^{n_{y3}}(p)$ було обрано контур керування нормальним перевантаженням, наприклад, з ізодромною зворотною зв'язків у сервоприводі, який реалізує закон управління у вигляді

$$\frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \delta_B = K_{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z \quad (6.1)$$

для забезпечення структурної стабільності контура керування висотою польоту, задане значення нормального перевантаження має бути сформовано, враховуючи похідну відхилення від заданої висоти. Крім того, похідна в законі керування враховує швидкість зміни рельєфу (кут нахилу рельєфу). Сигнал радіовисотоміра зазвичай фільтрується для згладжування маленьких нерівностей рельєфу. Задане значення нормального перевантаження обмежується, причому обмежувальна величина наближається до граничних можливостей БПЛА. Таким чином, задане значення нормального перевантаження може формуватися у такий спосіб:

$$n_{y3} = -\frac{F_{\Gamma p}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) \frac{(H_{pB} - H_{pB.3})}{T_{\phi} p + 1} \quad (6.2)$$

тут $F_{\Gamma p}^{n_y}$ – функція обмеження нормального перевантаження; T_{ϕ} – стала часу аперіодичного фільтру.

Сигнал від радіовисотоміра, що включає високочастотні шуми та дані про незначні вирівнювання рельєфу, має бути пройдений через фільтр $\frac{1}{T_{\phi} p + 1}$, проте будь-який фільтр спричиняє затримку. Для відтворення даних про реальну висоту польоту використовується складова $K_{V_y}^* V_y$. Інформацію про темпи зміни реальної висоти польоту можна отримати з даних від РВ, диференціюючи сигнал H_{pB} . При $K_{V_y}^* = T_{\phi}$ дані про реальну висоту польоту повністю відновлюються.

Цей закон може бути прийнятий як базовий при створенні алгоритмів МВП, але обмеженість його використання при високих швидкостях польоту БПЛА над складним рельєфом є його недоліком. У цьому дослідженні передбачено вдосконалення цього алгоритму шляхом збільшення інтенсивності управління (підвищення керуючих впливів) при наближенні або з'яві тенденції до наближення БПЛА до стрімких схилів, тобто до небезпечної висоти. Інформацію про нахил схилів при польоті над плоским рельєфом можна оцінити за швидкістю зміни висоти рельєфу, тобто похідною сигналу радіовисотоміра.

Запропонований алгоритм управління можна реалізувати як систему з рухомою структурою. При використанні цього алгоритму над підстильним рельєфом створюється еквідистанта (обхідна рельєфу), як показано на Рис. 6.1.

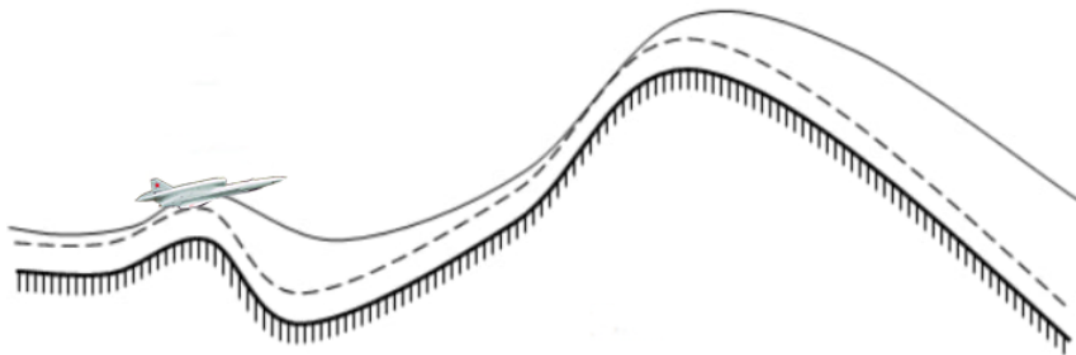


Рис 6.1

При політі БПЛА на невеликій висоті, якщо сигнал автоматики залишається в межах заданого діапазону висот δ^* , то відсутність загрози зіткнення з земною поверхнею відсутній, і керуючий сигнал формується відповідно до наступного закону:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z$$

$$n_{y3} = -F_{\Gamma p}^{n_y} \frac{K_H}{K_{n_y}} \Delta H_\phi \quad (6.3)$$

$$\text{де } \Delta H_\phi = \frac{\Delta H_{PB} + K_{V_y}^* V_y}{T_\phi p + 1};$$

$$\Delta H_{PB} = H_{PB} - H_{PB3}$$

Однак, у випадку коли сигнал автоматики перевищує або має тенденцію перевищити встановлені границі δ^* , тобто є загроза зіткнення з земною поверхнею, закон управління змінюється. Умову зміни закону управління можна представити алгоритмом виду:

$$\delta^* \geq K_H^* \Delta H_{PB} + K_{\dot{H}_{PB}} \Delta \dot{H}_{PB} + K_{V_y} V_y \quad (6.4)$$

Перша частина алгоритму враховує зниження БПЛА до висоти $H_{БП}$. Друга частина передбачає потенційне перевищення БПЛА над дозволеною висотою через зміни в рельєфі. Третя частина передбачає потенційне перевищення БПЛА над небезпечною висотою через власний маневр.

Якщо ця умова виконується, потужність відхилення БПЛА від потенційної перешкоди має бути збільшена. Це може бути досягнуто шляхом коригування сигналу управління. Наведене вище можна виразити за допомогою наступного закону:

$$n_{y3} = \frac{1}{K_V} (K_H \Delta H_\phi + K_H^* \Delta H_\phi + K_{\dot{H}_\phi} \Delta \dot{H}_\phi + K_{V_y} V_y) \quad (6.5)$$

Підсилення керуючих впливів виконується шляхом збільшення основного керуючого сигналу $K_H \Delta H_\phi$, що досягається за допомогою його сумування з

сигналом $K_H^* \Delta H_\phi$. Додаткова складова $- K_{\dot{H}_\phi} \Delta \dot{H}_\phi$, а також складова гарантують збереження стабільності керувального контуру при посиленні позиційного сигналу.

Крім цього, алгоритм передбачає модифікацію обхідного руху БПЛА на передній або задній схилі рельєфу, адже задній схил має обходитися обережно, аби БПЛА зміг після етапу зниження негайно перейти до набору висоти.

Адаптація обхідного руху БПЛА на передній або задній схилі рельєфу відбувається за допомогою корекції постійної часу фільтра T_ϕ , яка під час зниження, а саме при обході заднього схилу рельєфу, збільшується в 2...3 рази. Інформацію про переходи на передній або задній схил рельєфу можна отримати, використовуючи сигнали H_{PB} та \dot{H}_{PB} .

Керування маловисотним польотом у контексті виконання алгоритму керування згідно з даними від радіовисотоміра представлено на рис.6.2.

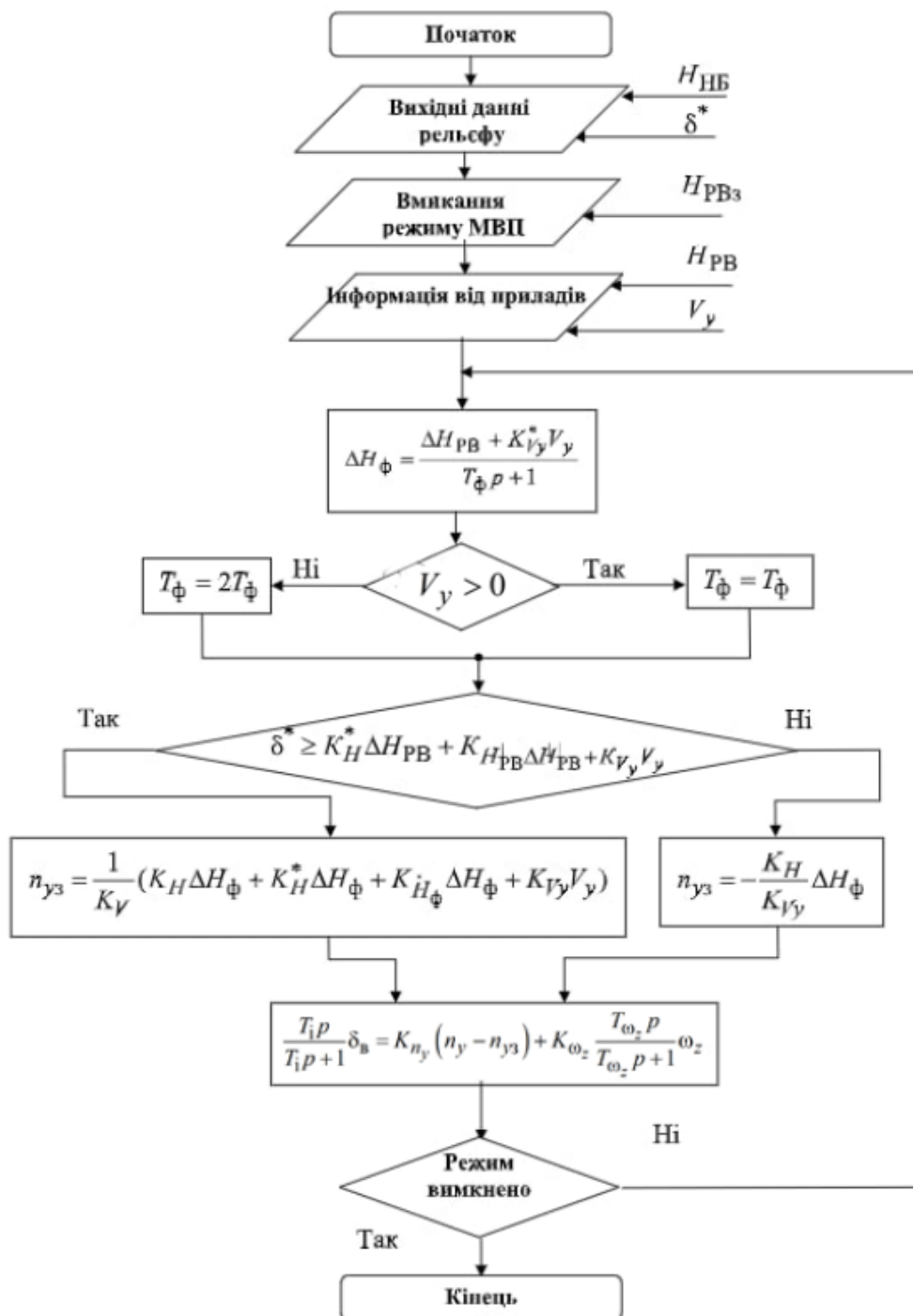


Рис 6.2

6.2. Управління маловисотним польотом з чергуванням стабілізації барометричної та істинної висоти

У випадку виконання польотних задач, наприклад, пов'язаних із спостереженням за певними областями місцевості, які не вимагають точного слідування за рельєфом, може бути запропонована альтернативна методика. Цей алгоритм включає перемикання між режимами стабілізації істинної та барометричної висоти. При реалізації такого алгоритму керування маловисотний політ пояснюється на рис. 6.3:

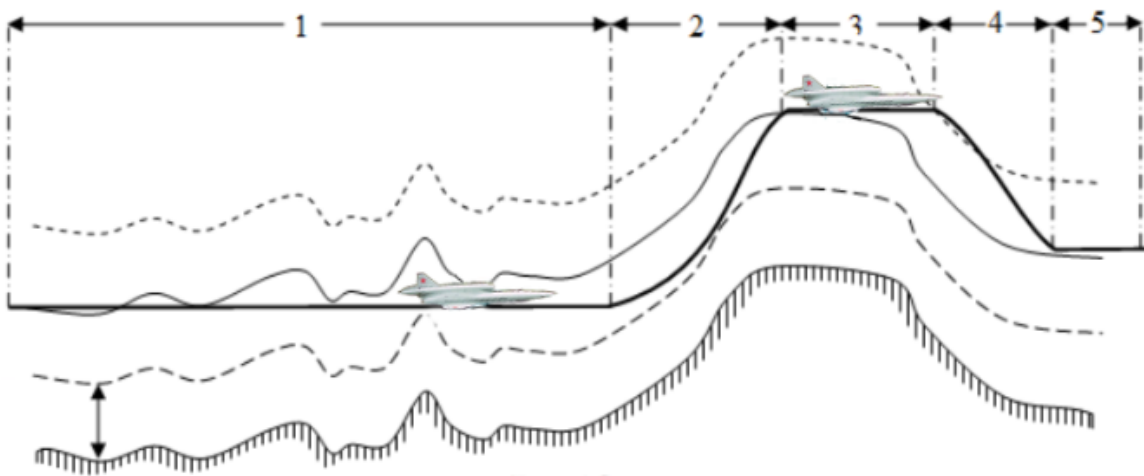


Рис. 6.3

1, 3 – ділянки стабілізації барометричної висоти польоту (H_B),

2,4 – ділянки стабілізації істинної висоти (H_{RB}).

Над відповідним рельєфом виокремлюється обвідна допустимих відхилень за висотою δ^* , яка виступає над рельєфом на висоту $H_{RBнеб}$. Верхній край обвідної - $H_{RBз} + \delta_{верх}$ ($\delta_{верх}$ це також представляє деякі допустимі відхилення). Після активації режиму маловисотного польоту негайно активується режим стабілізації тієї барометричної висоти, на якій БПЛА знаходився в момент активування режиму. Політ БПЛА відбувається за сигналом H_B , що надходить від барометричного

коректора висоти. Паралельно відбувається контроль за істинною висотою польоту H_{PB} за допомогою інформації від радіовисотоміра (РВ).

Якщо БПЛА перевищує допустимі межі або має тенденцію до виходу за ці межі, аналогічно до попереднього алгоритму, контроль переключається на стабілізацію істинної висоти польоту. В цьому режимі БПЛА повертається до заданої істинної висоти $H_{PB3} \pm \Delta$. При наближенні до заданої істинної висоти польоту знову активується режим стабілізації барометричної висоти польоту.

Такий алгоритм перемикання режимів може бути формалізований таким чином:

$$n_{yz} = \begin{cases} n_{yz} = -F_{гр}^{n_y} \frac{K_H}{K_{n_y}} \Delta H_B & \text{при } H_{PB3} + \delta_{\text{верх}} > H_{PB} > H_{PB\text{неб}} + K_{\dot{H}_{PB}} \dot{H}_{PB} \\ n_{yz} = -F_{гр}^{n_y} \frac{K_H}{K_{n_y}} \Delta H_\phi & \text{при } H_{PB3} + \delta_{\text{верх}} \leq H_{PB} \leq H_{PB\text{неб}} + K_{\dot{H}_{PB}} \dot{H}_{PB} \end{cases} \quad (6.6)$$

де $\Delta H_B = H_B - H_{BМК}$; $\Delta H_\phi = \frac{\Delta H_{PB} + K_{V_y}^* V_y}{T_\phi p + 1}$; $\Delta H_{PB} = H_{PB} - H_{PB3}$

H_B – поточна барометрична висота польоту;

$H_{BМК}$ – барометрична висота вмикання режиму стабілізації барометричної висоти;

H_{PB3} – задана істинна висота польоту (істинна висота вмикання режиму МВП).

Повторне вмикання стабілізації барометричної висоти здійснюється при виконанні умови $H_{PB} = H_{PB3} \pm \Delta$.

Алгоритми маловисотного польоту з чергуванням стабілізації барометричної та істинної висоти представлено на рис. 6.4.

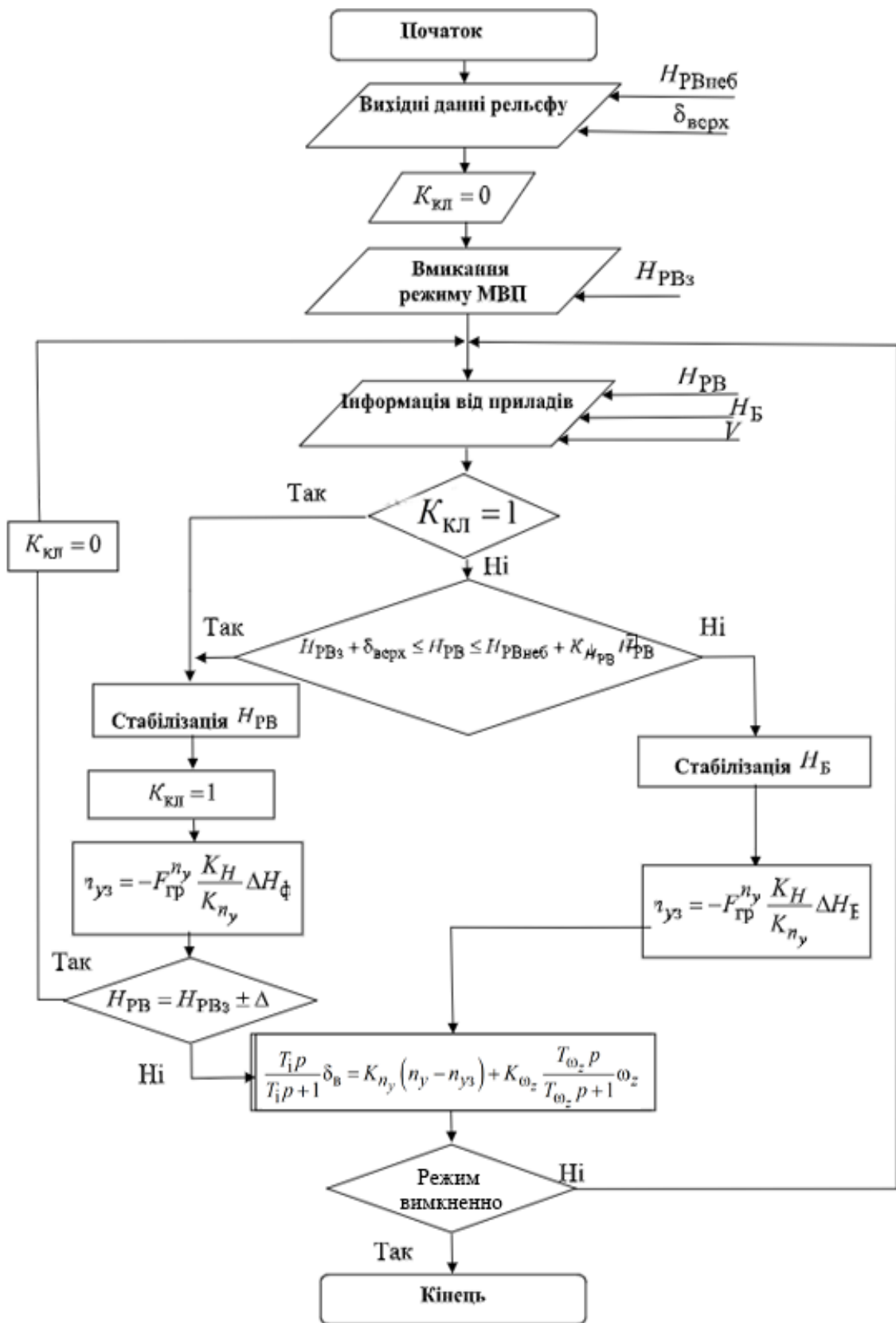


Рис. 6.4.

РОЗДІЛ 7

СИНТЕЗ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ ВИСОТОЮ ПОЛЬОТУ

7.1. Математичне імітування рельєфу місцевості.

Для аналізу динамічних та конструктивних характеристик БПЛА при автоматичному виконанні маловисотного польоту, потрібно мати математичну модель (ММ) частини земної поверхні (ЗП), над якою здійснюється політ. Наявність математичної моделі ЗП в цьому контексті дає змогу генерувати сигнали геометричних характеристик ділянки ЗП, симулювати сигнали поточної геометричної висоти польоту H_T , на основі яких проєктована система може формувати сигнали керування $\delta_{пр}$, $\delta_{ошв}$ згідно з польотним завданням. Розглянемо можливий підхід до створення ММ ділянки ЗП.

Під профілем ділянки ЗП розуміємо неперервну або розривну криву (розриви 1-го типу), яка виникає в результаті перетину продольної вертикальної площини в системі координат OXYZ, яка проходить через центр мас БПЛА в напрямку заданої траєкторії, з поверхнею землі.

Припустимо, що профіль ділянки земної поверхні апроксимується ламаними лініями $A_i A_{i+1}$, проведеними через ключові точки профілю.

Визначимо, що до ключових точок профілю належать точки зі значущою зміною кута орієнтації відносно площини локального горизонту: точка, де починається підйом $A_{під}$ (A_2), або спуск $A_{сп}$ (A_4) у відповідному відрізку профілю, точка початку горизонтальної ділянки $A_{гор}$ (A_1, A_3, A_5), а також довжина цієї ділянки dl_i ($A_1 A_2, A_3 A_4, A_5 A_6$). Під значущим кутом нахилу перешкоди $\alpha_{пр}(\alpha_{скл})$ розуміємо такий кут α , при якому зростання висоти нахилу перешкоди на одиницю польотного часу вимагає зміни керівних впливів на органи керування БПЛА ($\delta_{пр}, \delta_{зкг}$).

Уявляючи зміну профілю ділянки земної поверхні, над якою відбувається політ, як послідовність підйомів, горизонтальних ділянок, спусків та знову

горизонтальних ділянок, виділимо частину профілю земної поверхні, яку будемо називати базовим відрізком профілю земної поверхні. Припустимо, що, послідовно з'єднуючи ці відрізки і змінюючи параметри кожного базового відрізка, ми можемо описати типовий профіль земної поверхні вздовж траєкторії польоту БПЛА.

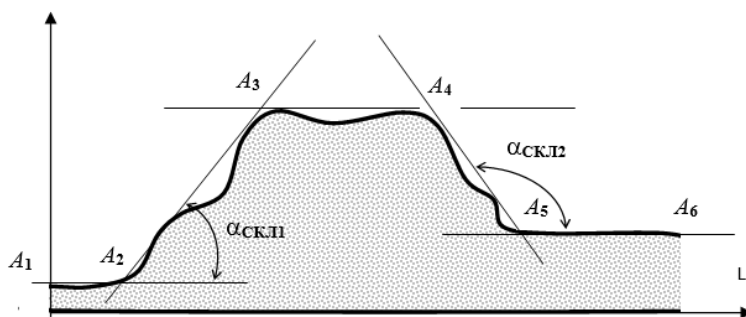


Рис. 7.1

На рис. 7.1 демонструється, що профіль земної поверхні (ламана $A_1A_2A_3A_4A_5A_6$), та його складові A_iA_{i+1} можна відобразити наступним чином:

$$A_1A_2 = H_1 \quad (7.1)$$

$$A_2A_3 = H + \alpha_{1пр} B_2B_3 \quad (7.2)$$

$$A_3A_4 = H_2 \quad (7.3)$$

$$A_4A_5 = H_2 + \alpha_{2пр} B_4B_5 \quad (7.4)$$

$$A_5A_6 = H_3 \quad (7.5)$$

На підставі співвідношень 7.1...7.5 можна сформуванати аналітичну узагальнену функцію, яка описує варіації профілю земної поверхні $H_{пр}$ як функцію $H_{пр}(L_{пр})$ від відстані $L_{пр}$, яку долає БПЛА:

$$\left. \begin{array}{ll}
 H_1 & \text{якщо } L_1 \leq L_{пр} \\
 H_1 + \alpha_{1пр} B_2B_3 & \text{якщо } L_1 \leq L_{пр} \leq L_2 \\
 H_{пр}(L_{пр}) = H_2 & \text{якщо } L_2 \leq L_{пр} \leq L_3 \\
 H_2 + \alpha_{2пр} B_4B_5 & \text{якщо } L_3 \leq L_{пр} \leq L_4 \\
 H_3 & \text{якщо } L_4 \leq L
 \end{array} \right\} \quad (7.6)$$

Залежність 7.6 можна легко перетворити з аргументу відстані $L_{пр}$, яку долає БПЛА, на аргумент польотного часу t , знаючи поточну швидкість ($V_{пр}$) польоту БПЛА:

$$t_T = \frac{L_{\Pi}}{V_{\Pi}}, \quad (7.7)$$

В виразі (7.7):

L_{Π} – відстань, яку БПЛА пройшов на даний момент часу,

V_{Π} – поточна подовжна швидкість польоту БПЛА $V_{\text{хп}}$.

Співвідношення 7.7 дозволяє розробити програму для генерації профілю земної поверхні, над якою відбувається політ, як функції часу або відстані

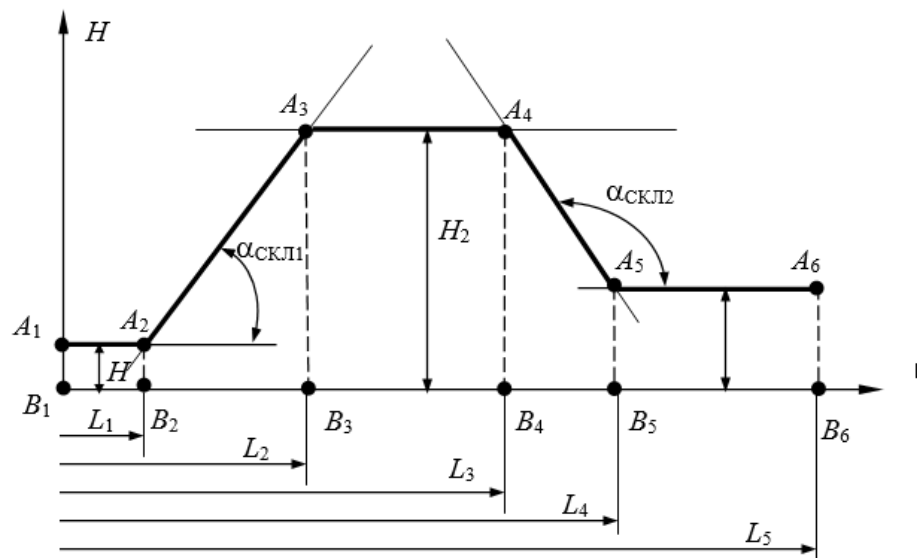


Рис. 7.2

У дослідженні під час моделювання рельєфу місцевості в середовищі MATLAB використовувався блок одномірної таблиці Look-Up Table, який у табличній формі задає функцію однієї змінної.

Параметри конфігурації блоку:

- Vector of input values – масив значень вхідного сигналу. Може бути визначений як набір дискретних значень або як безперервний діапазон. Елементи масиву або межі діапазону можуть бути задані у вигляді функціональних виразів, наприклад $[\tan(5) \sin(3)]$.
- Vector of output values – масив вихідних значень, що відповідає масиву вхідних значень.

Блок працює за такими правилами:

- якщо вхідний сигнал дорівнює одному з елементів масиву вхідних значень (Vector of input values), то вихідне значення блоку буде рівне відповідному елементу масиву вихідних значень (Vector of output values).
- якщо вхідний сигнал не співпадає з жодним з елементів масиву вхідних значень, то блок виконує лінійну інтерполяцію між двома найближчими елементами.
- якщо вхідний сигнал перевищує границі масиву вхідних значень, блок виконує лінійну екстраполяцію, використовуючи два крайніх елементи.

Графік функції, заданої за допомогою конфігурацій блоку, відображається на його іконці. Вхідний сигнал може бути векторним. У такому випадку, блок виконує елементарну операцію.

У дослідженні було розроблено методику формування рельєфу підстильної місцевості з використанням вищезгаданої функції. Вхідним значенням блоку слугує відстань, яку зазвичай визначають шляхом інтегрування швидкості польоту, а вихідним значенням є відповідна висота, яка відповідає цій відстані. На рисунках 7.3...7.4 показані налаштування блоку та приклади його використання, тоді як на рисунках 7.5...7.6 показані приклади симуляції рельєфу.

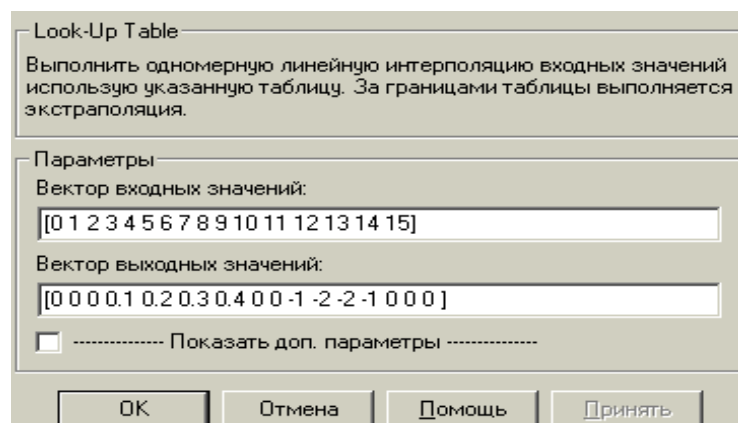


Рис. 7.3

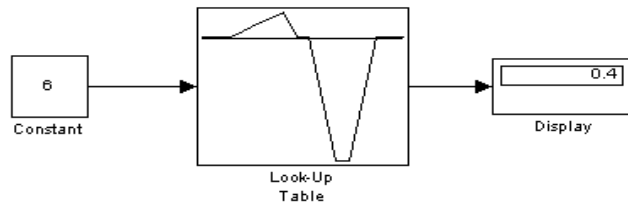


Рис. 7.4

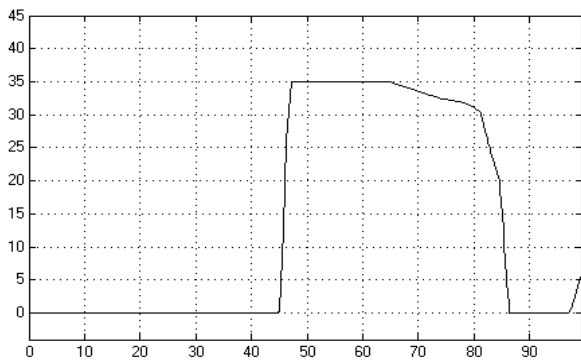


Рис. 7.5

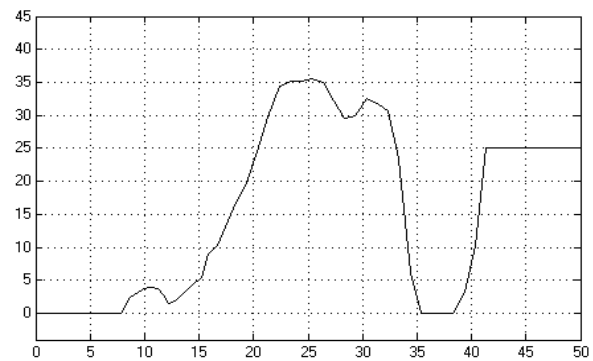


Рис. 7.6

Дослідження різних алгоритмів для маловисотного польоту за допомогою створених математичних моделей рельєфу земної поверхні було виконано за допомогою програми Simulink для візуального моделювання. Simulink є частиною MATLAB, який є універсальним пакетом математичного програмування.

Схема цієї моделі представлена на рисунку 7.7.

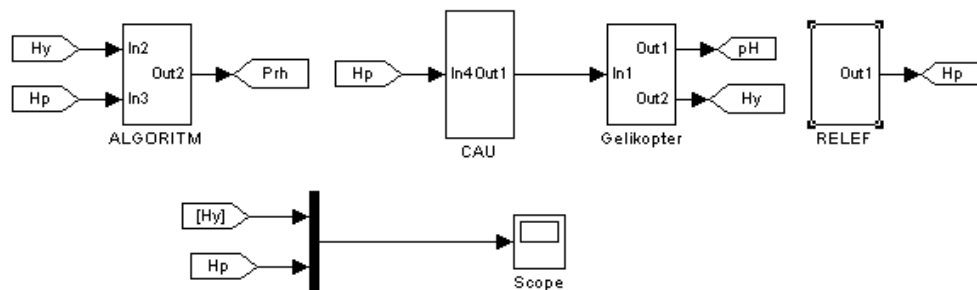


Рис. 7.7

На рисунках 7.8 та 7.9 представлено деталі деяких субсистем. Конкретно, на рисунку 7.8 показано субсистему RELEF, яка займається формуванням моделі рельєфу m

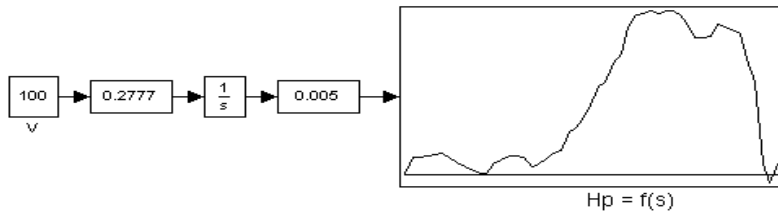


Рис. 7.8

На рисунку 7.9 представлена субсистема ALGORITHM, яка відповідає за моделювання розроблених алгоритмів МВП (модель висотного польоту), базуючись виключно на даних про реальну висоту польоту.

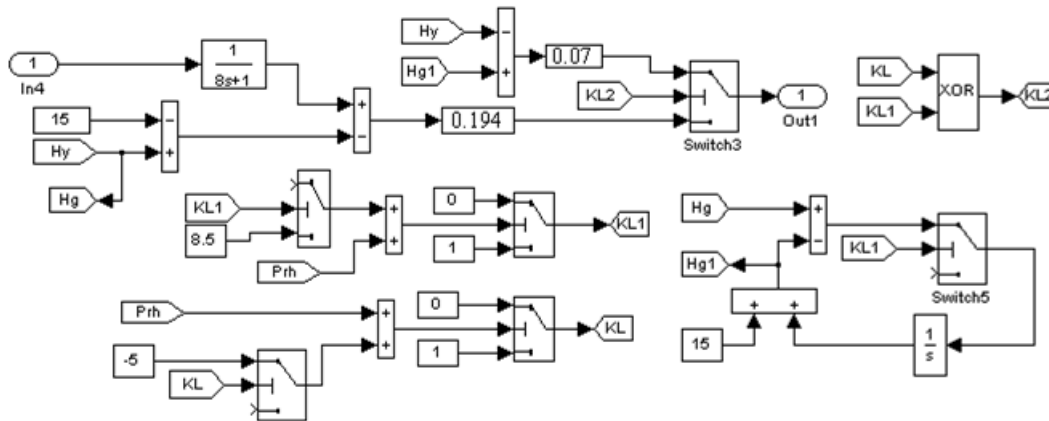


Рис. 7.9

На рисунку 7.10 представлено модель алгоритму МВП, яка включає в себе переключення між режимами стабілізації істинної та барометричної висот.

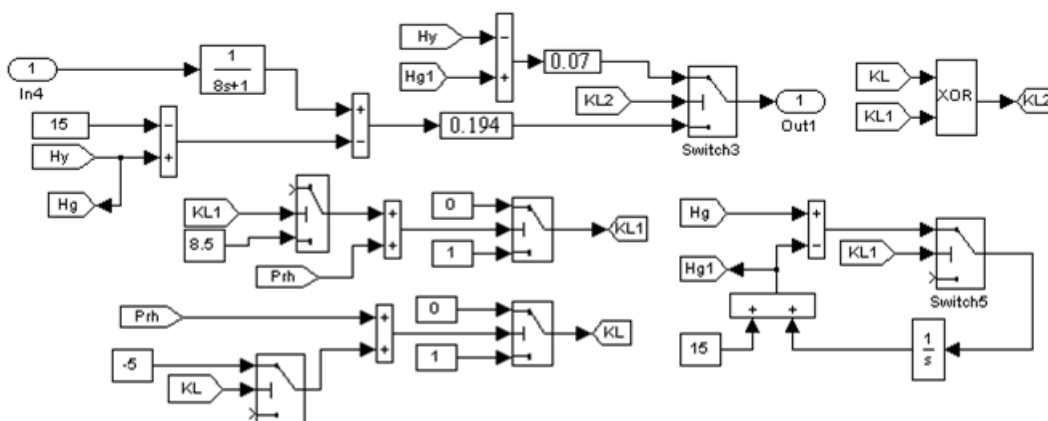


Рис. 7.10

7.2 Дослідження алгоритму чергування істинної й барометричної висоти

На рисунку 7.11 ілюструється функціонування алгоритму МВП, який включає чергування режимів стабілізації істинної та барометричної висот, під час обльоту стандартної перешкоди. На рисунку 7.12 відображено роботу алгоритму МВП, в якому змінюється інтенсивність облету перешкоди, зокрема її заднього та переднього схилів. Для порівняння, на рисунку 7.13 продемонстровано, що перешкода не може бути подолана без використання запропонованого алгоритму.

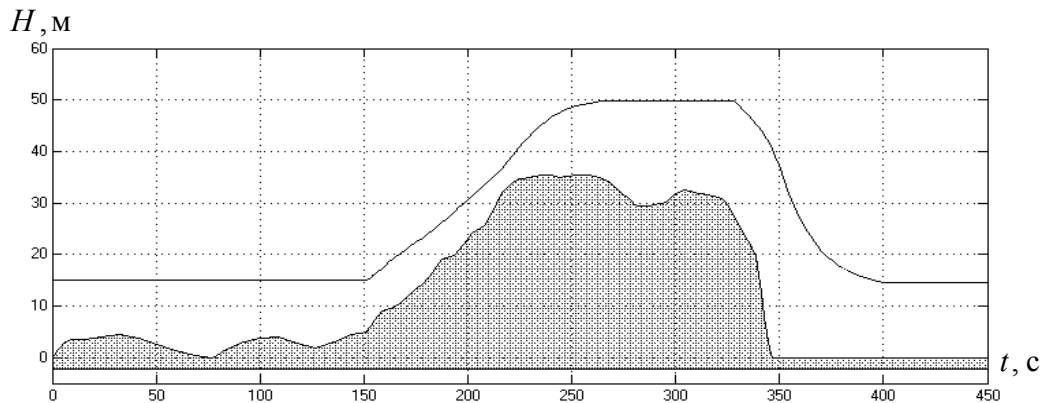


Рис. 7.11

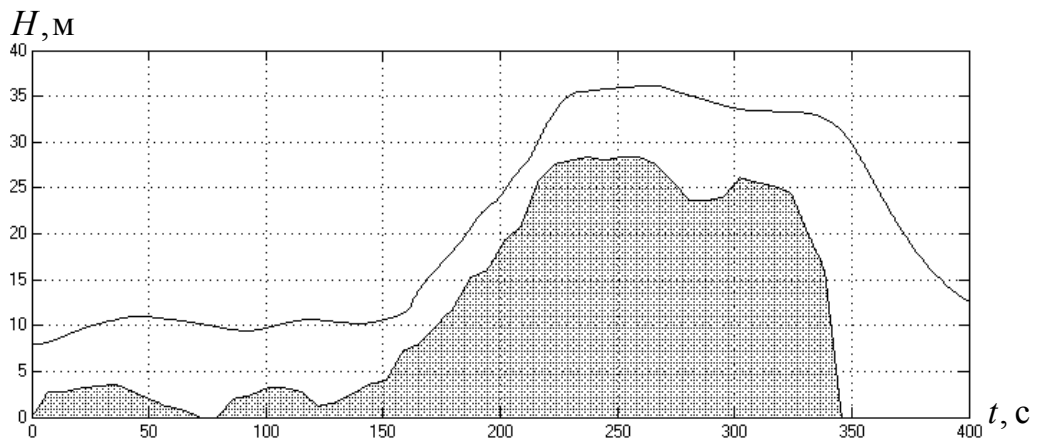
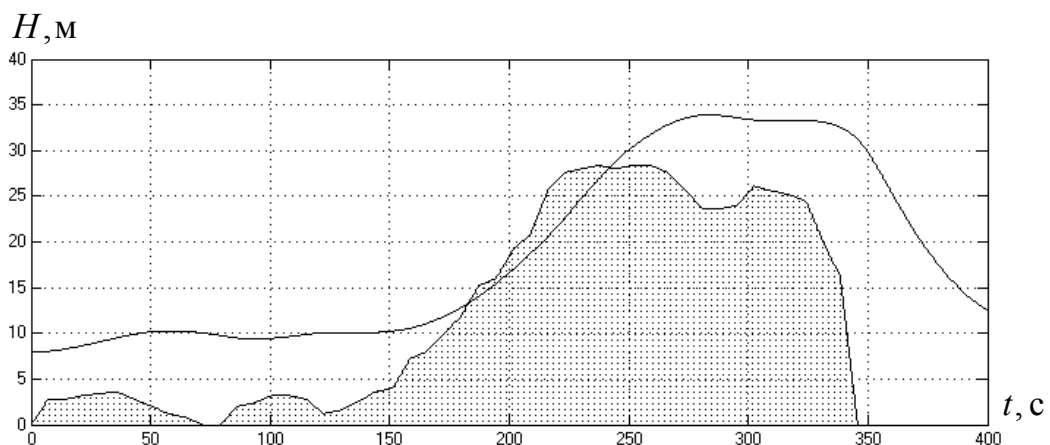


Рис. 7.12



7.2 Математичне моделювання руху БПЛА у режимі оминання рельєфу місцевості

Безпека використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є серйозною науково-технічною проблемою. Одним із аспектів цієї проблеми є забезпечення безаварійного використання БПЛА під час здійснення політів в умовах гірського складноперетиненого рельєфу місцевості.

Розіб'ємо суть цієї проблеми та можливі шляхи її вирішення на прикладі політу БПЛА Ту-142 «Рейс» в умовах гірського рельєфу місцевості з обходом рельєфу.

Однією з найважливіших експлуатаційних характеристик, що визначає безпеку політу БПЛА в режимі льоту з обходом рельєфу, є мінімально допустима безпечна висота політу.

Мінімально допустима безпечна висота політу БПЛА, яка визначається з умови уникнення зіткнення БПЛА з землею, залежить від показників експлуатаційної маневреності літального апарату, зокрема від крайніх можливих та допустимих значень перевантажень, швидкості накладення перевантажень, а також від діапазону допустимих швидкостей політу.

$$H_{зад}^{\min} = f(n_{ya.дост}, n_{y.max}^e, t_n, \Delta V) \quad (7.8)$$

де $n_{ya.дост}$ - доступне значення нормальної складової перевантаження, визначається крайнім значенням підйомної сили, яку можна створити при даному миттєвому значенні висоти та швидкості полоту; $n_{y.max}^e$ - максимальне експлуатаційне перевантаження (крайньо допустиме за міцністю літального апарату), визначається максимально допустимою величиною підйомної сили, яка є постійною для даного типу літального апарату; t_n - час створення нормального перевантаження; ΔV - діапазон швидкостей полоту.

Час створення нормального перевантаження (час досягнення нормального перевантаження) разом з доступними для даного типу БПЛА значеннями n_y характеризує можливості виконання різких маневрів, які вимагають швидкої зміни кривизни траєкторії польоту в площині симетрії БПЛА, що особливо важливо під час обльоту гірського складноперетиненого рельєфу місцевості.

Час створення нормального перевантаження t_n та характер залежності $\Delta n_y = f(t)$ залежить від: моменту інерції літального апарату відносно його поперечної осі; демпфуючого моменту; моментів статичної стійкості, ефективності "руля висоти", інерційності ланок каналу керування поздовжнім рухом БПЛА.

Показники експлуатаційної маневреності визначають характер зміни кривизни траєкторії польоту БПЛА в площині симетрії літального апарату і, в кінцевому підсумку, мінімально допустиму безпечну висоту польоту БПЛА в режимі обходу рельєфу.

Під час обходу БПЛА гірського рельєфу найважливішим етапом, з точки зору забезпечення безпеки, є обліт підйомних схилів рельєфу. Етап польоту БПЛА над підйомним схилом рельєфу, за ступенем впливу на безпеку польоту, можна умовно розділити на дві основні фази польоту (Рис. 7.14):

- політ БПЛА від моменту початку відхилення "руля висоти" (початок обліту підйомного схилу) до моменту закінчення перехідного процесу, спричиненого відхиленням елевонів (до моменту досягнення БПЛА кута нахилу траєкторії рівним куту підйомного схилу, $\theta = \lambda B$);
- політ БПЛА від моменту закінчення перехідного процесу, спричиненого відхиленням елевонів і стабілізації заданої висоти польоту $H_{зад}^{PB}$, до моменту обходу вершини схилу.

Перша фаза польоту БПЛА визначається перехідними процесами збуреного руху, спричиненими відхиленням "руля висоти" вгору на кабріровання і характеризується зменшенням геометричної висоти польоту відносно поверхні підйомного схилу ("провисання" літального апарату).



Рис. 7.14

Відхилення траєкторії в бік зменшення геометричної висоти польоту над покривною поверхнею відбувається через:

- вплив на перехідний процес підйомної сили "руля висоти" при його сходяччастому відхиленні (особливо характерно для літальних апаратів типу "безхвостка");
- неможливість миттєвого створення необхідного приросту нормального перевантаження (кута атаки) при відхиленні "руля висоти" і досягнення необхідного кута нахилу траєкторії ($\theta = \lambda_{в}$);
- інерційності ланок автопілота, а також принципової неможливості уникнути відхилення БПЛА від еквідистанти обліту рельєфу у тому випадку, якщо це відхилення є керуючим сигналом стабілізації заданої висоти.

Друга фаза польоту визначається доступною тяговоозброєністю БПЛА. Профіль польоту при достатній тяговоозброєності БПЛА близький до еквідистанти, яка відслідковує зміну рельєфу місцевості і розташована на відстані від покривної поверхні, рівній заданій геометричній висоті польоту.

Однак при великих додатних температурах через недостатню тягу маршового двигуна набір висоти може супроводжуватися зменшенням швидкості і, як наслідок, збільшенням кута атаки.

Для запобігання виходу кута атаки за допустиме значення, система управління БПЛА зменшує значення заданого кута тангажа, що призведе до зменшення кута нахилу траєкторії і швидкопідйомності літального апарату.

Для запобігання зіткнення БПЛА з землею необхідно збільшити значення мінімально-допустимої висоти полоту. Мінімально-допустима безпечна висота полоту БПЛА у режимі обходу рельєфу визначається величиною "просідання" $h_{пр}$ відносно заданої висоти полоту (Рис. 7.14):

$$H_{зад}^{min} = H_{min} + h_{пр} \quad (7.19)$$

де H_{min} - мінімальна висота полоту БПЛА над підйомним схилом рельєфу в процесі перехідних процесів збуреного руху під час обходу рельєфу (ділянка АВ на Рис. 7.14).

Таким чином, для вибору мінімально-допустимого значення $H_{зад}^{min}$ необхідно визначити мінімальну висоту полоту БПЛА над покривною поверхнею підйомного схилу рельєфу H_{min} . Мінімально необхідними параметрами руху БПЛА при визначенні мінімальної висоти політу є:

- висота політу H_0 та кут нахилу траєкторії БПЛА Θ_0 до початку процесу збуреного руху при обході підйомного схилу рельєфу;
- швидкість політу БПЛА - V ;
- кут підйомного схилу - λ_B ;
- приріст величини нормального перевантаження Δn_y ;
- час створення нормального перевантаження t_{ny} .

Висота полоту БПЛА в поздовжній площині руху визначається рішенням кінематичного рівняння.

$$\dot{H} = V \sin(\vartheta - a) = V \sin \Theta \quad (7.20)$$

Лінійаризуючи рівняння (7.20), отримаємо:

$$\Delta \dot{H} = \Delta V \sin \Theta + V \Delta \Theta \cos \Theta \quad (7.21)$$

В результаті інтегрування рівняння (7.21), отримаємо:

$$\Delta H = \int_0^t (\Delta V \sin \Theta + V \Delta \Theta \cos \Theta) dt = \int_0^t \Delta V \sin \Theta dt + \int_0^t V \Delta \Theta \cos \Theta dt \quad (7.22)$$

При малих кутах нахилу траєкторії Θ і з урахуванням наближення БПЛА до підйомного схилу рельєфу, рівняння (7.22) матиме наступний вигляд:

$$\Delta H = \int_0^t \Delta V (\Theta_0 - \lambda_B) dt + \int_0^t V \Delta \Theta dt \quad (7.23)$$

Зміна кута нахилу траєкторії $\Delta \Theta$ визначається з розв'язку диференціального рівняння:

$$\dot{\Theta} = \frac{g}{V} (n_y - \cos \Theta) \quad (7.24)$$

Інтегруючи рівняння (7.24) з урахуванням того, що досягнення нормального перевантаження n_y відбувається за аперіодичним законом з постійним часом T (що характерно для всіх сучасних БПЛА), отримуємо:

$$\Theta = \int_0^t \frac{g n_y}{V} (1 - e^{-\frac{1}{T}}) dt \quad (7.25)$$

Рівняння (7.25) в прирощеннях набуває наступного вигляду:

$$\Delta \Theta = \int_0^t \frac{g \Delta n_y}{V} (1 - e^{-\frac{1}{T}}) dt \quad (7.26)$$

Зміна висоти польоту БПЛА відносно підйомного схилу під впливом перевантаження описується наступним рівнянням:

$$H = H_0 + \int_0^t \Delta V (\Theta_0 - \lambda_B) dt + \int_0^t V \Delta \Theta dt \quad (7.27)$$

Приймаючи значення H_0 як поточне значення висоти, вимірної радіовисотоміром $H_{РВ}$, а $\Delta V (\Theta_0 - \lambda_B)$ - як поточне значення величини $p H_{РВ}$, після інтегрування рівняння (10) отримуємо:

$$H = H_{PB} + \dot{H}_{PB}t + g\Delta n_y \left[\frac{t^2}{2} - Tt + T^2(1 - e^{-\frac{t}{T}}) \right] \quad (7.28)$$

$$\frac{dH}{dt} = \dot{H}_{PB} + g\Delta n_y \left[t - T(1 - e^{-\frac{t}{T}}) \right] \quad (7.29)$$

Час досягнення мінімальної висоти H_{\min} визначається з умови:

$$\frac{dH}{dt} = 0$$

$$\frac{t}{T} - (1 - e^{-\frac{t}{T}}) = -\frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T} \quad (7.30)$$

Рівняння (7.28) з урахуванням рівнянь (7.29, 7.30) набуває зручного для практичного використання вигляду:

$$H_{\min} = H_{PB} + \dot{H}_{PB}(t + T) + \frac{g\Delta n_y}{2} t^2 \quad (7.31)$$

Рівняння (7.31) не має аналітичного розв'язку. Тому для визначення часу досягнення мінімальної висоти полоту використовуються методи апроксимаційного розв'язання рівняння.

Наприклад, час досягнення мінімальної висоти полоту БПЛА Ту-243Д може бути визначений наступним виразом:

$$t = T \sqrt{-\frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T B_2}}, \text{ при } -\frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T} \leq B_3$$

$$t = T(B_1 - \frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T}), \text{ при } -\frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T} \leq B_3 \quad (7.32)$$

Де $B_1=0,92$; $B_2=0,283$; $B_3=1,135$;

З урахуванням співвідношень (7.32) рівняння (7.31) набуває наступного вигляду:

$$H_{\min} = H_{PB} + \dot{H}_{PB}T[-B_4 + \sqrt{\frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T B_2}}], \text{ при } -\frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T} \leq B_3$$

$$H_{\min} = H_{PB} + \dot{H}_{PB}T - \frac{1}{2} \frac{\dot{H}_{PB}^2}{g\Delta n_y} + B_5 g\Delta n_y, \text{ при } -\frac{\dot{H}_{PB}}{g\Delta n_y T} > B_3 \quad (7.33)$$

Де $B_4=0,776$; $B_5=0,423$; $B_4=0,776$; $B_5=0,423$;

Рівняння (7.33) дозволяють визначати значення мінімально допустимих безпечних висот БПЛА при обході рельєфу з різними характеристиками з урахуванням зміни швидкості польоту БПЛА та конкретних атмосферних умов.

7.3 Математична модель управління ТУ-143 «Рейс» в умовах бойового завдання

7.3.1 Інформаційна модель простору

Для оцінки небезпеки польотної ситуації необхідно сформувавши інформаційну модель простір виконання польотного завдання (ПВПЗ)

$$\{t, M_a, M_t, M_c, M_q\} \Rightarrow G \quad (7.34)$$

де t - поточний час; M_a - модель БПЛА; $M_t = \{m_t\}$ - моделі мети управління; M_c - модель довкілля; $M_q = \{m_q\}$ - моделі джерел та носіїв небезпеки, G - інформаційна модель ПВПЗ

Тоді оцінка небезпеки поточної польотної ситуації може бути представлена на основі інформаційної моделі ПВПЗ

$$Q_S = f(G)$$

у якій найменш небезпечному варіанті досягнення мети в даній ситуації буде відповідати вираз

$$S_t = \arg \min(Q_S) \quad (7.35)$$

Інформаційна модель ПВПЗ є район польотів, розміри якого визначаються характером розв'язуваних бойових завдань, умовами базування і тактико-технічними можливостями авіаційної техніки. Для нанесення обстановки ПВПЗ використовується земна система координат $O_0X_0Y_0Z_0$. Початок системи координат знаходиться на поверхні землі на рівні світового океану, вісь O_0Y_0 спрямована вгору місцевою вертикаллю, вісь O_0X_0 спрямована на північ, вісь O_0Z_0 доповнює систему координат до правої. Для визначення параметрів руху БПЛА також застосовуються нормальна система координат $O_gX_gY_gZ_g$ та траекторна система координат $O_KX_KY_KZ_K$.

Необхідною вихідною інформацією для формування моделі ПВПЗ є наявність даних про маршрут і профіль польоту, даних розвідки, відомостей про поточне місцезнаходження БПЛА, а також цифрової карти рельєфу місцевості (ЦКРМ). В інтересах оцінки небезпеки польотної ситуації при виконанні МВП параметри руху БПЛА визначаються з використанням відомої математичної моделі руху центру БПЛА у вигляді системи диференціальних рівнянь.

$$m \frac{dV_k}{dt} = P \cos(a + \varphi_p) \cos \beta - X_a - mg \sin \Theta \quad (7.35)$$

$$mV_k \frac{d\Theta}{dt} = P[\sin(a + \varphi_p) \cos \gamma_a + \cos(a + \varphi_p) \sin \beta \sin \gamma_a] + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - mg \cos \Theta \quad (7.36)$$

$$-mV_k \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = P[\sin(a + \varphi_p) \sin \gamma_a - \cos(a + \varphi_p) \sin \beta \cos \gamma_a] + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \sin \gamma_a \quad (7.37)$$

$$\frac{dX_g}{dt} = V_k \cos \Theta \cos \psi \quad (7.38)$$

$$\frac{dY_g}{dt} = V_k \sin \Theta \quad (7.39)$$

$$\frac{dZ_g}{dt} = -V_k \cos \Theta \sin \psi \quad (7.40)$$

$$\frac{dm}{dt} = -q_c \quad (7.41)$$

де V_k - Земна швидкість БПЛА; Θ - кут нахилу траєкторії; Ψ - кут шляху; m - маса БПЛА; α - кут атаки; φ_p - кут між вектором тяги та поздовжньою віссю БПЛА; γ_a - швидкісний кут крену; β - кут ковзання; X_a - сила лобового опору; Y_a - підйомна сила; Z_a - бічна аеродинамічна сила; q_c - Витрата палива в одиницю часу.

В якості джерел та носіїв небезпеки пропонуються моделі засобів ППО противника та моделі рельєфу місцевості. Побудова моделі ППО заснована на формуванні в ПВПЗ зон небезпеки за відомими координатами та технічними характеристиками засобів ППО, у тому числі станції радіолокації (РЛС), що входить до структури системи ППО.

7.3.2 Моделювання зони небезпеки

Зона небезпеки є область простору, в якій ППО здатна здійснювати спостереження за радіолокаційними об'єктами та їх знищення. В інтересах виконання МВП зони небезпеки можуть бути апроксимовані поверхнями другого порядку. Тоді як поверхні, що моделює нижню межу радіолокаційного поля на гранично малих висот можна розглянути конус.

$$\frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(z-z_0)^2}{b^2} - \frac{(y-y_0)^2}{c^2} = 0 \quad (7.42)$$

З урахуванням того, що найбільшу небезпеку становлять засоби ППО, які мають у своєму складі РЛС кругового огляду в азимутальній площині, отже параметри поверхні змінюються на $a = b$, тоді рівняння конуса набуде вигляду

$$y = \frac{c}{a} \sqrt{(x-x_0)^2 + (z-z_0)^2} + y_0 \quad (7.43)$$

Модель зони небезпеки ППО може бути побудована обертанням навколо осі конуса похилої прямої проходить через вершину, що визначається координатами розташування

$$y = \frac{c}{a}(x - x_0) + y_0; \frac{c}{a} = \operatorname{tg} \chi \quad (7.44)$$

де $\frac{c}{a}$ - коефіцієнт нахилу утворює конуса; χ -кут нахилу утвореного конуса.

7.3.3 Модель нижньої границі небезпеки

Для побудови нижньої межі небезпеки (Лінія 1 на Рис 5.5) літальних апаратів (БПЛА), важливо врахувати топографічний рельєф місцевості. Використовуючи цифрову картографічну рельєфну модель (ЦКРМ), можна отримати деталізовану інформацію про рельєф, що дозволить скласти оптимальний маршрут для БПЛА, мінімізуючи ризики, пов'язані з політом на низькій висоті.

ЦКРМ мають значні переваги у порівнянні з радіотехнічними системами навігації, зокрема вони менш вразливі до організованих радіопомех і не використовують потужне радіолокаційне випромінювання, що може збільшити шанси виявлення БПЛА.

Проте, використання ЦКРМ вимагає своєчасного оновлення інформації, особливо в динамічному середовищі, де висотний склад об'єктів може змінюватися. Крім того, необхідна висока точність визначення поточних координат розташування БПЛА в автономному режимі, що часто досягається за допомогою інерціальних методів вимірювання координат.

Для визначення нижньої межі коридору безпеки, що формується за цифровою матрицею висот, найбільш раціональним є уявлення рельєфу місцевості як сукупності макрорельєфу та мікрорельєфу.

$$H_R = H_{mak} + H_{mik} \quad (7.45)$$

де H_R – висота рельєфу; H_{mak} – макрорельєф; H_{mik} – мікрорельєф

Тому в сучасних алгоритмах МВК формують еталонну змінну макрорельєфу як оператор від висоти рельєфу.

$$H_{mak}(p) = W(p) * H_R \quad (7.46)$$

де $W(p)$ – оператор формування макрорельєфу, а величину мікрорельєфу вважають похибкою виміру макрорельєфу за умови точного виміру абсолютної висоти польоту.

Радіуси кривизни траєкторій визначаються максимальним і мінімальним надмірним нормальним навантаженням на БПЛА:

$$R_K = \frac{V_{\Pi}^2}{gn_{y \max}}; R_{\Pi} = \frac{V_{\Pi}^2}{gn_{y \min}} \quad (7.47)$$

де V_{Π} - швидкість польоту; R_K - радіус кадрування; R_{Π} – радіус пікірування.

Унікальною особливістю запропонованого підходу до забезпечення безпеки МВП БПЛА є можливість зменшити ризик знищення за допомогою ПВО або сильно низького польоту, що призведе до зіткнення з рельєфом. Обмеження стосуються лише швидкості та відстані до нижньої межі небезпеки.

Таким чином, нижня межа небезпеки є псевдорельєфною лінією у визначеній вертикальній площині виконання польотного завдання.

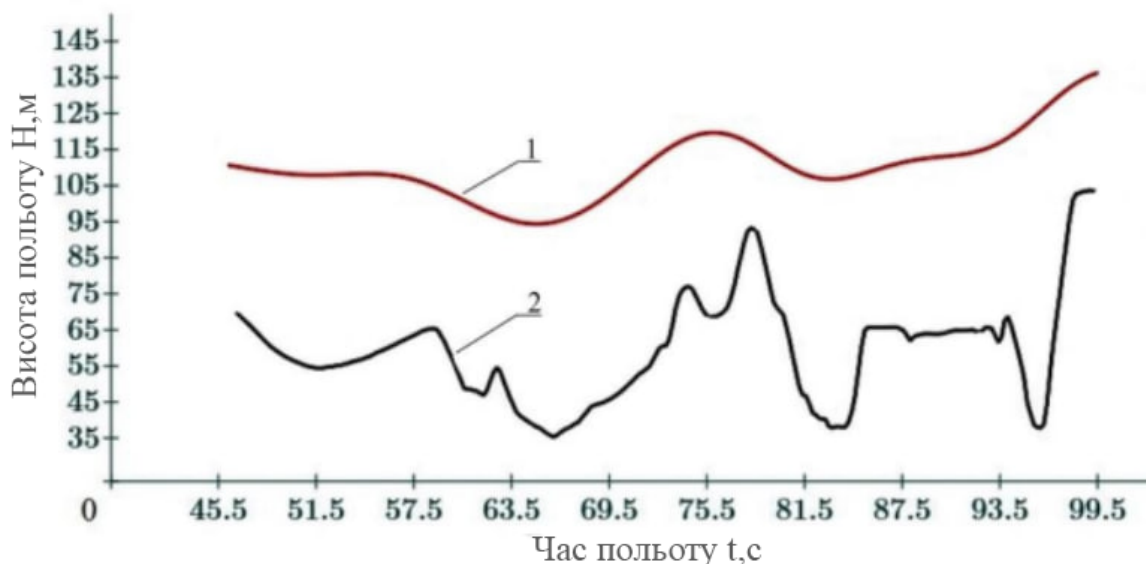


Рис 7.15

На рис 7.15 показано формування нижньої межі небезпеки; 1 - сформована лінія псевдорельєфу; 2 – висота рельєфу місцевості отримана з ЦКРМ

Сформована модель псевдорельєфа враховує похибки навігаційної системи, радіовисотоміра, системи управління, помилки картографування, можливі вітрові обурення та коефіцієнт, що характеризує зіткнення із землею:

$$H_P = H_R + H_{\min} + K_C \xi \quad (7.48)$$

$$\xi = \sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_r^2 + \sigma_k^2 + \sigma_u^2 + \sigma_w^2} \quad (7.49)$$

де H_P – висота псевдорельєфу; H_R – висота рельєфу; H_{\min} – мінімально допустима (можлива) висота польоту; K_C – коефіцієнт, що характеризує зіткнення із землею; ξ – сумарна помилка; σ_n – похибка навігаційної системи; σ_r – похибка радіовисотоміра; σ_k – похибка картографування за висотою; σ_u – похибка управління по висоті; σ_w – вітрова похибка.

7.3.4 Модель верхньої границі небезпеки

Моделювання верхнього обмеження небезпеки в просторі виконання польотного завдання БПЛА здійснюється на основі взаємного розташування безпілотного літального апарату, засобів протиповітряної оборони і визначається відстанню до зони виявлення в точці перетину вертикальної площини, що проходить уздовж лінії поточного шляху. Лінія поточного шляху в горизонтальній площині повністю визначається вектором шляхової швидкості. Тоді при моделюванні верхнього обмеження необхідно розглянути кілька частинних випадків відносного розташування БПЛА і засобів протиповітряної оборони (Рис 7.16 та Рис 7.17).

Для розрахунку дальності до зони небезпеки засобів ППО введемо допоміжний кут між вектором колійної швидкості та напрямком на центр зони небезпеки, який позначимо символом Ψ_p . Розглянемо порядок визначення кута для випадків, представлених на Рис. 7.16

$$\Psi_p = \frac{\pi}{2} - \Delta - \psi \quad (7.50)$$

$$\text{де } \Delta = \text{arctg}\left(\frac{x_a - x_p}{z_a - z_p}\right)$$

$$x_a - x_p = \begin{cases} \Delta x, x_a > x_p \\ -\Delta x, x_a < x_p \end{cases}$$

$$z_a - z_p = \begin{cases} \Delta z, z_a > z_p \\ -\Delta z, z_a < z_p \end{cases} \quad (7.51)$$

де x_a, z_a і x_p, z_p відповідні координати БПЛА та засобів ППО. Тоді кут між вектором колійної швидкості та напрямком на центр зони небезпеки визначається виразом

$$\psi_p = \frac{\pi}{2} - \psi - \text{arctg}\left(\frac{-\Delta x}{-\Delta z}\right) = \frac{\pi}{2} - \psi - \text{arctg}\left(\frac{\Delta x}{\Delta z}\right) \quad (7.52)$$

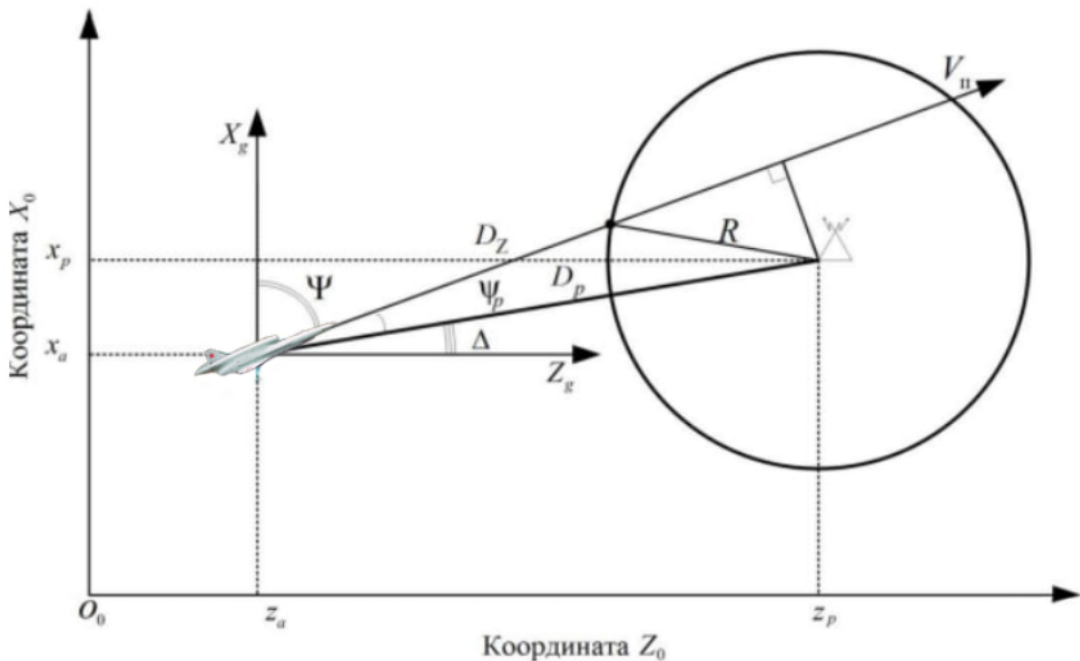


Рис 7.16

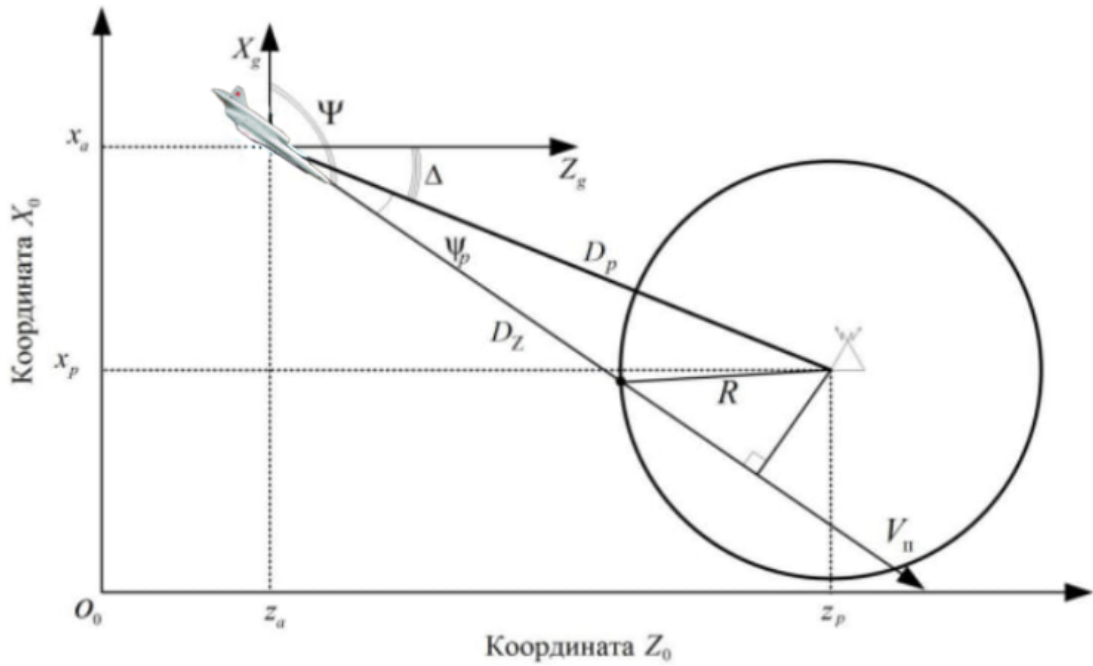


Рис 7.17

На рис. 7.16 та 7.17 показано розташування об'єктів у просторі виконання польотного завдання (вид зверху). Позначення на рис.: V_n - Вектор шляхової швидкості; Ψ - кут шляху; D_Z - дальність до зони виявлення; Δ - додатковий кут; R - максимальна дальність виявлення (D_r)

У разі наведеному на Рис 7.17 значення розглянутого кута визначається залежністю.

$$\psi_p = \psi - \frac{\pi}{2} - \Delta$$

$$\text{де } \Delta = \arctg\left(\frac{\Delta x}{-\Delta z}\right) = -\arctg\left(\frac{\Delta x}{\Delta z}\right)$$

$$\psi_p = \psi - \frac{\pi}{2} + \arctg\left(\frac{\Delta x}{-\Delta z}\right) \quad (7.53)$$

З виразів випливає, що знак кута ψ_p визначає положення центру зони небезпеки щодо лінії поточного шляху, отже, і напрямок вектора збільшення небезпеки.

Підсумковий вираз для визначення кута між вектором колійної швидкості та напрямком на центр зони небезпеки набуде наступного вигляду

$$\psi_p = \left(\frac{\pi}{2} - \psi\right) - \operatorname{arctg}\left(\frac{x_a - x_p}{z_a - z_p}\right) \quad (7.54)$$

де Ψ – поточний кут шляху; x та z відповідні координати БПЛА та засобів ППО.

Горизонтальна дальність від БПЛА до центру зони виявлення (РЛС) визначається наступним виразом

$$D_p = \sqrt{(x_a - x_p)^2 + (z_a - z_p)^2} \quad (7.55)$$

Враховуючи розрахунки вище

$$D_z = D_p \cos \psi_p - \sqrt{D_r^2 - (D_p \sin \psi_p)^2} \quad (7.56)$$

Виходячи з отриманого поточного значення D_z , оцінка небезпеки польотної ситуації може бути розглянута для двох випадків (Рис 7.18). Перший випадок (пряма 1 Рис 7.18) відповідає ситуації, коли $D_z > 0$, тобто БПЛА знаходиться поза зоною виявлення засобів протиповітряної оборони (може розглядатися задача взагалі уникнути зон виявлення ПВО). В даному випадку небезпека польотної ситуації визначається нижнім обмеженням небезпеки від зіткнення з рельєфом місцевості з урахуванням наближення БПЛА до зовнішньої межі зони небезпеки ПВО.

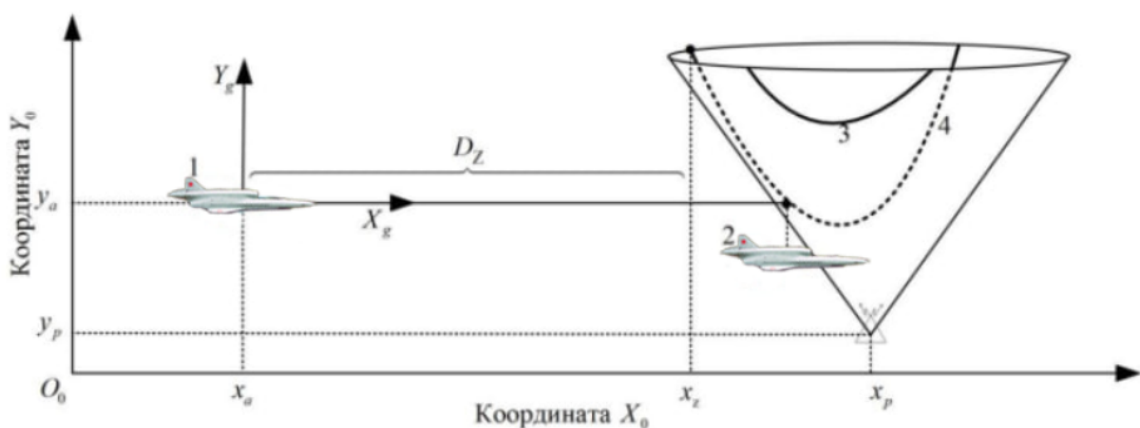


Рис 7.18

На рис 7.18 представлено вертикальну проекція розташування об'єктів у просторі виконання польотного завдання. Позначення: 1 - БПЛА поза зоною дії ППО; 2 – БПЛА у зоні дії ППО; D_z – дальність до зони виявлення; 3, 4 – межі небезпеки для різних маршрутів польоту

Другий випадок (пряма 2 Рис. 5.9 відповідає ситуації, коли $D_z \leq 0$, тобто БПЛА перебуває в зоні дії засобів ПВО. У цьому випадку оцінка небезпеки польотної ситуації здійснюється на основі поточного положення БПЛА в коридорі безпеки, який визначається верхнім і нижнім обмеженням небезпеки, та швидкістю зміни його фазових координат в зазначеному коридорі.

У частковому випадку, коли лінія шляху проходить через центр зони небезпеки, верхнє обмеження небезпеки представляє собою пару прямих, які є утворюючими конуса і перетинаються в центрі зони небезпеки. У всіх інших випадках в площині конусного перетину отримуємо криву другого порядку (криві 3, 4 на Рис. 5.9), яка є позитивною гілкою гіперболи.

$$H_C = \frac{c}{a} \sqrt{(x - x_p)^2 + (((x - x_a) \operatorname{tg} \psi + z_a)^2 + y_p^2)} \quad (7.57)$$

де y_p - Висота в ЦКРМ, що відповідає координатам центру зони небезпеки; x_p, y_p, z_p – відповідні координати центру зони небезпеки ППО; , а x_a, z_a - координати БПЛА; $\frac{c}{a}$ – параметри кругового конусу; ψ – кут шляху.

7.3.5 Модель коридору безпеки

На основі наявних даних у вертикальній площині може бути сформований коридор безпеки, який враховує верхнє і нижнє обмеження небезпеки, що дозволяє побудувати опорну траєкторію виконання польотного завдання (крива 2 на рис. 5.5). Опорна траєкторія представляє собою функцію, яка формується в кожний момент часу на відстані прогнозування як

$$H_0 = f(Q_P, Q_R) = \frac{H_C - H_P}{2} + H_P \quad (7.58)$$

Отримане значення H_0 встановлює точку відліку небезпеки польотної ситуації Q_0 . Оскільки нульового рівня небезпеки в природі не існує (завжди присутнє деяке фонове значення небезпеки), то при відповідності поточної траєкторії польоту опорній траєкторії буде забезпечуватися мінімальне значення небезпеки польотної ситуації.

$$\lim_{H \rightarrow H_C} Q_S(H) = Q_0$$

Математичну модель коридору безпеки виконання МВП:

$$\begin{aligned} H_C &= \frac{c}{a} \sqrt{(x - x_p)^2 + (((x - x_a) \operatorname{tg} \psi + z_a) - z_p)^2} + y_p \\ H_P &= H_R + H_{\min} + K_C \xi \\ H_0 &= \frac{H_C - H_P}{2} + H_P \end{aligned}$$

(7.59)

Отже, кількісна оцінка небезпеки поточної польотної ситуації може бути визначена як функція

$$Q_S = f(Q_0, Q_R, Q_P, H_C, H_P, D_Z, V_K, H, \dot{H}, \varepsilon) \quad (7.60)$$

де Q_0 - мінімальне значення небезпеки польоту; Q_R - значення небезпеки, що відповідає нижній межі; Q_P - значення небезпеки, що відповідає верхньому кордону; H_P - висота псевдорельєфу; H_C - висота межі ППО; H - поточна дійсна висота польоту, V_K - земна швидкість БПЛА; ε - помилка витримування оптимальної висоти (траєкторії) польоту.

Отже, отримуємо кількісну оцінку небезпеки поточної польотної ситуації. Розглядаючи отриману оцінку небезпеки в термінології безпеки польотів, можна визначити, що значення небезпеки, рівне Q_0 , буде відповідати нормальним умовам польоту. Тоді з приближенням до меж небезпеки $Q_{\text{рельєф}}$ і $Q_{\text{пво}}$ польотна ситуація

буде ускладнюватися, поступово наближаючись до рівня аварійного або катастрофічного.

За величиною помилки дотримання оптимальної висоти польоту ε і швидкості її зміни можна судити про характер небезпеки поточної польотної ситуації та розробляти адаптивні захисні керівні дії.

Реалізація запропонованих математичних моделей в алгоритмах функціонування бортової системи забезпечення безпеки польоту БПЛА. Крім того, функціонування бортової системи забезпечення безпеки польоту на основі запропонованих моделей дозволить мінімізувати системі наближення до меж небезпеки, забезпечить раннє попередження системі про можливе виявлення засобами ПВО противника або наближення до мінімально можливої висоти польоту за умовами безпеки.

РОЗДІЛ 8

ДОСЛІДЖЕННЯ СИНТЕЗОВАНИХ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ

У недавні часи з'явилося чимало інноваційних методів для аналізу та розробки систем керування. Ці методи мають відмінності від традиційних, оскільки є складнішими, більш формалізованими та потребують великої кількості обчислень, які спрощуються завдяки бібліотекам стандартних підпрограм. Однак розробникам все одно потрібно прикладати значні зусилля у програмуванні для рішення специфічних завдань. Додатково, інженер взаємодіє з технічним обладнанням (комп'ютерами) через програми, що може призвести до помилок. Важливо зауважити, що аналітичний зв'язок між постановкою задачі та її розв'язанням може бути втрачений.

Щодо опису систем керування, необхідні структури даних, які мають високу гнучкість, при цьому багато задач проектування систем керування можуть бути розв'язані лише за допомогою масивів. Масиви активно використовуються для опису лінійних систем в просторі станів та сигналів.

У процесі синтезу системи автоматичного керування, інженер має розробляти моделі керованого процесу, аналізувати їхні характеристики, розробляти стратегії керування та оцінювати показники якості системи як цілого. Основна нелінійна математична модель БПЛА спеціалізується на конкретний БПЛА фахівцем з динаміки, базуючись на аеродинамічних та польотних випробуваннях, і служить основою для розробки окремих математичних моделей. У цих окремих моделях (лінійних) використовуються задані алгоритми для розрахунку нових значень коефіцієнтів (залежно від умов польоту) на основі повної моделі конкретного БПЛА. Ці моделі служать основою для розробки специфічних контурів керування.

У процесі вивчення існуючих підходів до створення схем управління, обирається або розробляється власний підхід до створення схеми управління. З урахуванням загальних технічних вимог до системи автоматичного управління, розробляються специфічні технічні вимоги для різних режимів роботи системи, при

цьому визначаються критерії якості для проекрованої системи управління. З наявністю вихідних даних і обраної концепції, інженер приступає до проектування визначеного контуру управління, використовуючи комплекс застосункових програмних засобів. Проектування виконується відповідно до обраної методики.

На першому етапі відбувається вибір концепції створення контуру. На наступному етапі обирається математичний метод, що буде застосовуватися для синтезу контуру управління. У межах цього методу формуються критерії оптимальності (вибір функціоналу якості), якими повинен характеризуватися синтезований контур управління. Проводиться зменшення складності моделі (вибір або створення моделі, придатної для синтезу - одновимірної чи багатовимірної). Після цього безпосередньо відбувається синтез контуру управління.

У цій роботі було проведено аналіз синтезованих контурів управління для політів на малій висоті, використовуючи моделювання динаміки політів БПЛА та відповідних каналів системи автоматичного управління. Для оцінки ефективності були промодельовані алгоритми управління маловисотними політами БПЛА за допомогою даних від радіовисотоміра, а також алгоритм з чергуванням стабілізації реальної та барометричної висоти. Моделювання було проведено за допомогою спеціально розробленої програми, реалізованої в програмному середовищі Delphi.

Delphi є платформою для швидкої розробки, де використовується мова програмування Delphi, яка є суворо типізованою та об'єктно-орієнтованою мовою, базуючись на широко застосовуваній мові Object Pascal.

Інтеграція диференціальних рівнянь, що описують динаміку руху БПЛА, виконується допоміжною підпрограмою RKGS, яка використовує метод Рунге-Кута. Ця програма, в свою чергу, на кожному етапі звертається до підпрограми FCT, що містить диференціальні рівняння для інтеграції у формі Коші, а також до підпрограми OUP, яка створює масив результатів інтеграції. Перетворення чисельних даних у графічну форму здійснюється за допомогою сервісних підпрограм.

8.1 Опис вхідних та вихідних даних

Для програми, що була розроблена для моделювання, на вході приймаються наступні дані:

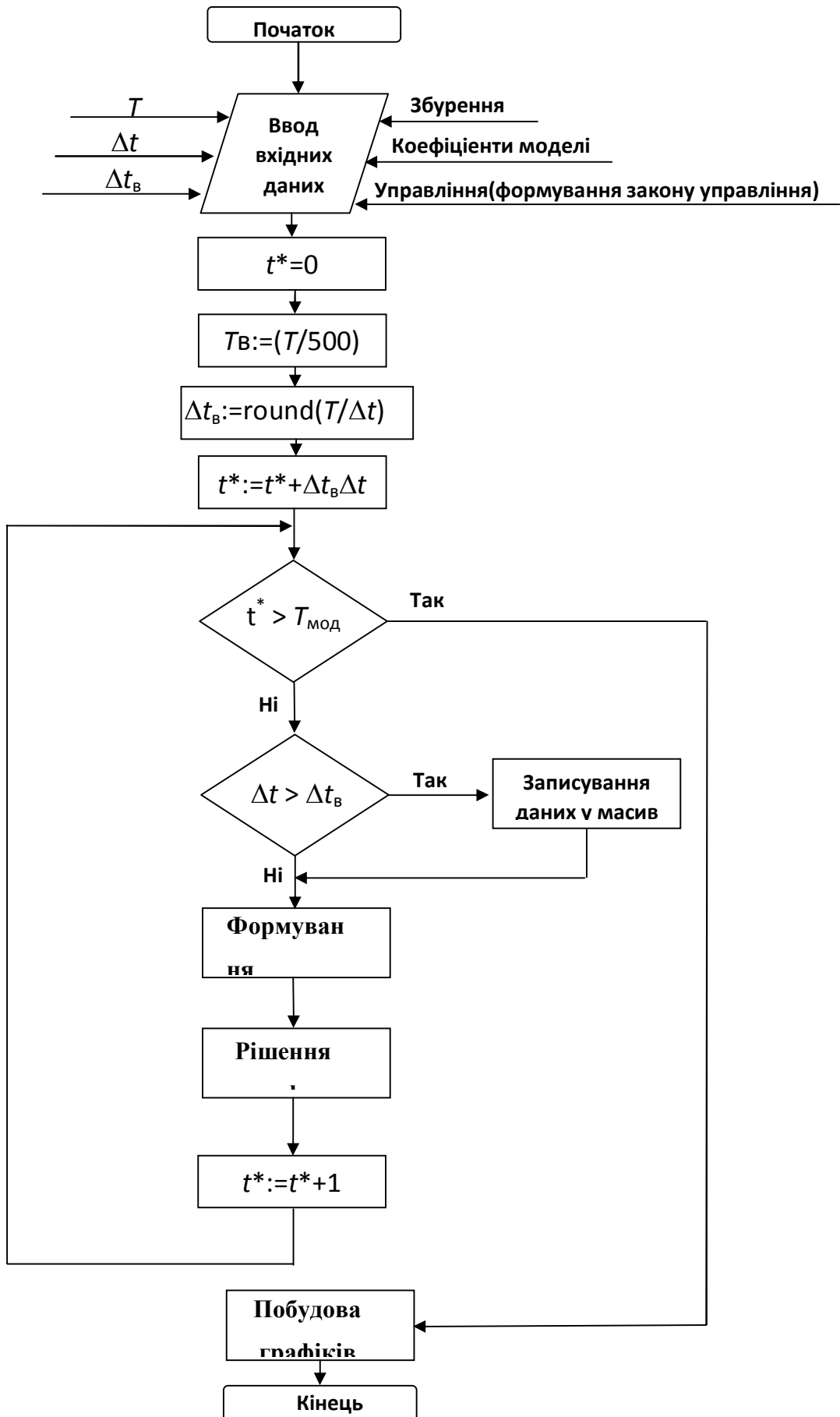
- Параметри математичної моделі САУ;
- Функції керування з відповідними параметрами;
- Дані про параметри польоту;
- Впливи, які діють на БПЛА;
- Дані, на основі яких будується рельєф;
- Дані про швидкість польоту;
- Зазначений час для моделювання;
- Зазначений інтервал інтеграції.

Щодо вихідних даних, отримуємо:

- Дані про висоту рельєфу;
- Дані про висоту польоту БПЛА.

Ці вихідні дані візуалізуються у вигляді діаграм, на яких представлено рельєф та траєкторію польоту БПЛА.

8.2 Блок-схема програми

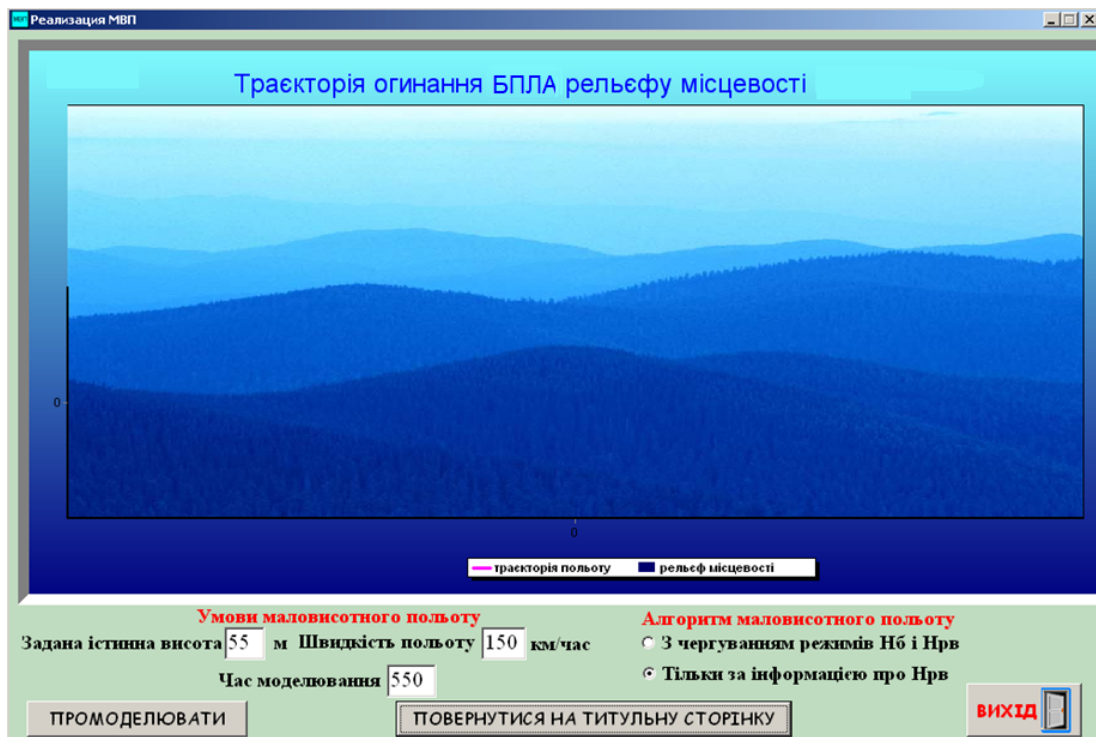


8.3 Опис інтерфейсу користувача

Інтегрована система Delphi для створення користувацького інтерфейсу пропонує можливість роботи з формами, на поверхні яких розташовуються різні компоненти. Зазвичай, це форми з вікнами, але також існують і форми, що не мають візуального відображення. Компоненти можуть мати візуальний або невізуальний характер. Візуальні компоненти можна бачити на екрані під час проектування в тому вигляді, в якому вони будуть представлені користувачеві. Невізуальні компоненти, хоча і не видимі користувачу, відображаються у вигляді піктограм на формі під час проектування і виконують важливі функції на задньому плані.

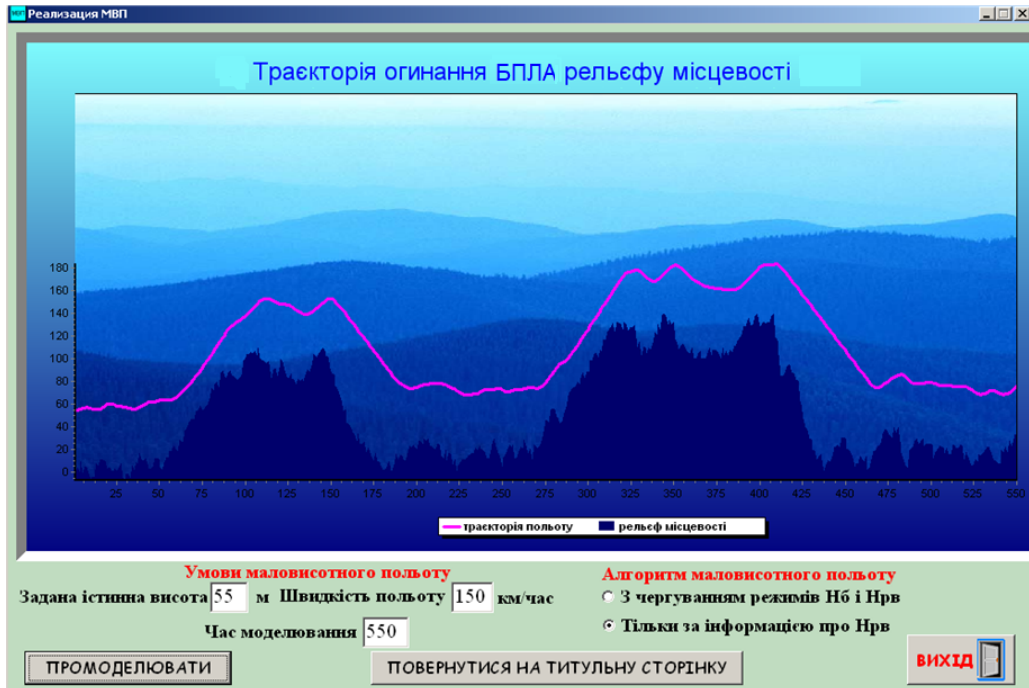
У цьому дослідженні було створено інтерфейс користувача, який в діалоговій формі надає змогу:

- налаштувати часові параметри моделювання;
- регулювати швидкість польоту БПЛА;
- коригувати значення заданої абсолютної висоти;
- вибирати алгоритм для моделювання.

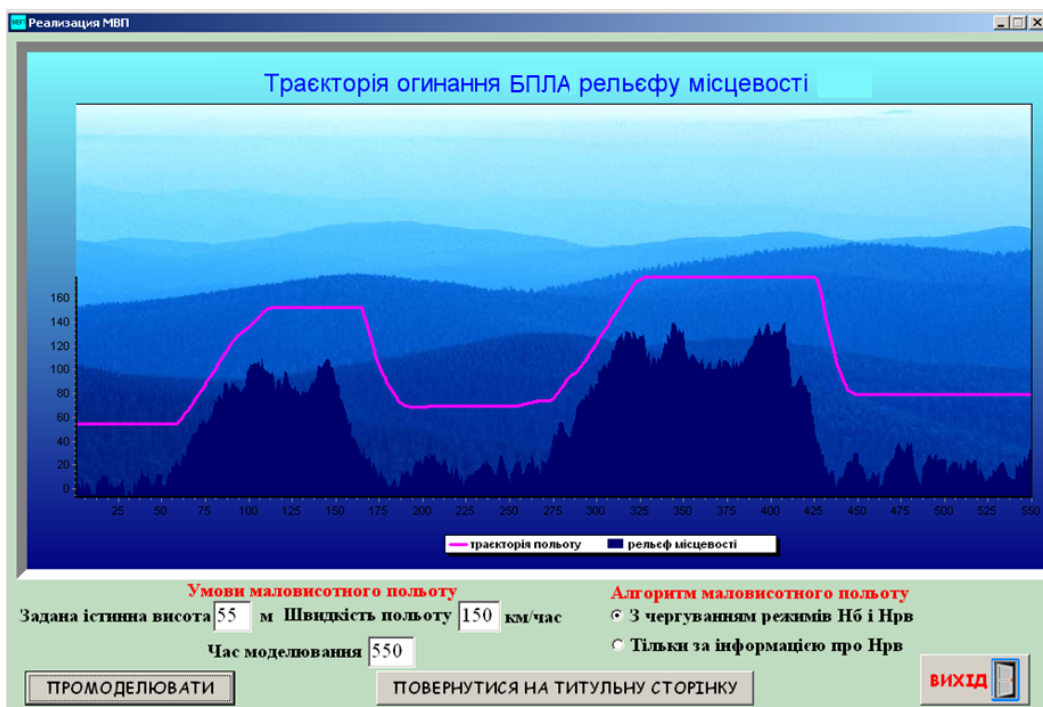


8.4. Приклад роботи програми

Програма функціонує у двох режимах. У першому режимі користувач має змогу моделювати алгоритм МВП, керуючись виключно даними від РВ.



У другому режимі програма надає можливість моделювання алгоритму управління



МВП, який поєднує стабілізацію істинної та барометричної висот.

ВИСНОВОК

1. Аналіз етапів польоту БПЛА показав, що цей процес складається з трьох основних етапів: старту, польоту по маршруту і посадки. Кожен з цих етапів має свої особливості і вимоги щодо безпеки. Передпольотна перевірка і калібрування сенсорів перед стартом є критично важливими. Політ по маршруту може бути автоматичним або дистанційним. Під час польоту виконуються завдання, такі як зйомка відео і фотографування. Посадка включає безпечне зниження дрона і контроль над процесом. Формування програмного маршруту включає визначення траєкторії польоту і введення координат маршрутних точок. Гнучкість у зміні маршруту перед стартом є критичною. Аналіз етапів польоту БПЛА та методів формування програмного маршруту підкреслює важливість безпечного старту, дотримання маршруту під час польоту і безпечної посадки.
2. В даному розділі розглянуто різні аспекти задання профілю польоту для безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Визначено ключову роль здатності до відхилення від заданої висоти польоту для керування БПЛА. Варіанти маршрутів, такі як взаємно паралельний маршрут, кільцевий замкнутий маршрут, маршрут обльоту об'єкта та профіль контролю лінійних об'єктів, дозволяють виконувати різні завдання з ефективним використанням БПЛА. Вибір варіанту маршруту залежить від конкретних завдань, відстані, швидкості вітру та інших умов. Оптимальне використання енергоресурсів та правильне задання профілю польоту є важливими аспектами для успішного виконання завдань БПЛА.
3. В розділі описано алгоритми виведення літаків на задану висоту з використанням оптимальних критеріїв. Зокрема, розглянуто алгоритми для надзвукових літаків, які включають програму набору енергії та управління через контур нормального перевантаження. Значення нормального

перевантаження порівнюються з заданими значеннями для досягнення оптимальної програмної траєкторії. Важливою частиною алгоритму є стабілізація висоти та швидкості польоту під час набору висоти. Алгоритми перемикання законів управління забезпечують перехід між різними режимами польоту. Алгоритми демонструють значення оптимального управління виведенням літаків на висоту та стабілізації польоту. Вони можуть бути використані для покращення ефективності та безпеки авіаційних польотів.

4. Управління висотою польоту є ключовим елементом управління траєкторією польоту БПЛА. В аналізі і виборі контурів управління висотою враховуються величина висоти, режим польоту (маршрутний, зльот або посадка) та вплив зовнішніх факторів, таких як вертикальний вітер. Застосовуються системи управління кутом тангажа або нормальним перевантаженням, а також автопілоти перевантаження для стабілізації висоти польоту при вертикальних потоках повітря. Аналіз математичної моделі лінійного руху літака дозволяє отримати передаточну функцію контуру управління висотою. Зворотний зв'язок з пікіруванням грає важливу роль у забезпеченні стабільності системи управління. Коректний вибір контуру управління висотою сприяє точності і стабільності польоту БПЛА на різних висотах.
5. Розділ відзначає важливість маловисотного політу БПЛА у військових застосуваннях та складнощі, пов'язані з цим. Зазначається потреба у високій автономності та технологічному розвитку систем керування. Розробляється математична моделі та визначається оптимальна висота польоту для забезпечення безпеки та успішного виконання польотних завдань. Розділ підкреслює значення опорної траєкторії та компромісу між виявленням засобами протиповітряної оборони та зіткненням з рельєфом місцевості.
6. У даному розділі розглянуто різні підходи до управління маловисотним польотом з використанням інформації від радіовисотоміра та прогнозуванням зміни нахилу рельєфу. В результаті досліджень запропоновано ефективні алгоритми, що забезпечують безпеку та точність польоту БПЛА на невеликій висоті в різних умовах місцевості.

7. Були розроблені та досліджені контури управління маловисотним польотом БПЛА. Розроблений синтез контурів управління висотою польоту безпілотного літального апарата на основі математичної моделі ділянки земної поверхні, над якою відбувається політ. В роботі був розроблений «коридор безпеки» для БПЛА в умовах бойового завдання.
8. В розділі демонструється, що існують складні та формалізовані методи аналізу та розробки систем керування, які вимагають значних зусиль у програмуванні та розв'язанні специфічних завдань. Використання програмного середовища Delphi та розроблених алгоритмів управління дозволяє спростити процес моделювання та аналізу систем керування.

Список використаних джерел

1. Филяшкин Н.К., Гриценко А.С., Дичек А.И. Автоматическое и директорное управление полетом летательных аппаратов. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 250с.
2. Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден: Підручник – К.: НАУ, 2003. – 502 с.
3. Бородин В.Т., Рыльский Г.И. Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов. – М.: Наука, 1978. – 213 с.
4. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979. – 348 с.
5. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
6. Ільїн О.Ю., Філяшкін М.К., Черних Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. – К.: Вид-во КІ ВПС, 1999. – 335 с.
7. Козлов В.И. Системы автоматического управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1979. – 216 с.
8. Новоселов А.С., Болнокин В.Е., Чинаев П.И., Юрьев А.Н. Системы адаптивного управления летательными аппаратами – М.: Машиностроение, 1987. –280 с.
9. Рогожин В.О., Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: Підручник – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 316 с.
10. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
11. Асланян А.Э., Филяшкин Н.К. Летательный аппарат как объект управления. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 115 с.