

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Доктор технічних наук
професор

Синєглазов В. М.

“ _____ ” _____ 2020 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА **(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ “МАГІСТР”

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

**Тема: «Система автоматичного управління
маловисотним польотом гелікоптера»**

Виконавець:

Нікітюк Д.С.

Керівник: к.т.н., професор

Філяшкін М.К.

Консультант розділу

«Охорона навколишнього середовища»: проф., д.т.н.

Маджд С.М.

Консультант розділу «Охорона праці»: проф., к.т.н.

Козлітін О.О.

Нормоконтролер: доцент

Тупіцин М.Ф.

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь магістр

Спеціальність 151 “Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології”

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри АКІК

_____ Синєглазов В.М.
“ _____ ” _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Нікітюк Д.С.

- 1. Тема проекту (роботи):** “Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера”
- 2. Термін виконання проекту (роботи):** з _____ 2020 р. до _____ 2020 р.
- 3. Вихідні данні до проекту (роботи):** Розробку алгоритмів проводять за таких умов:
1. Переміщення гелікоптера над плоскорівнинною місцевістю зі схилами крутість яких не перевищує 6°; 2. Задана приладова швидкість не більше 150 км/год.; 3. Виконання маневру в вертикальній площині здійснюється двоконтурним управлінням, зберігаючи максимальну вертикальну швидкість при зменшенні швидкості польоту від 150 км/год до 50 км/год.
- 4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**
1. Аналіз техніки пілотування вертольота; 2. Аналіз і вибір способів управління гелікоптером на малих висотах; 3. Розробка алгоритмів управління висотою польоту; 4. Розробка структурної схеми САУ гелікоптера; 5. Синтез контурів управління висотою польоту; 6. Дослідження алгоритмів контурів управління; 7. Моделювання контурів управління в програмному середовищі Matlab.
- 5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:**
1. Ручки управління вертольотом; 2. Схема Гірки; 3. Управління МВП за двоканальною схемою; 4. Управління МВП за інформації від радіовисотоміра; 5. Алгоритм реалізації МВП за інформацією від радіовисотоміра; 6. Управління МВП з переключенням стабілізації барометричної та істинної висоти; 7. Алгоритм управління МВП з чергуванням стабілізації барометричної та істинної висоти; 8. Алгоритм реалізації МВП за двоканальною схемою з чергуванням стабілізації

барометричної та істинної висоти; 9. Методика синтезу; 10. Дослідження алгоритмів управління.

6. Календарно-графічний план

№ по р.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури.	20.06.20-01.09.20	Виконано
2	Класифікація висот польоту та методи їх вимірювання.	01.09.20-06.09.20	Виконано
3	Аналіз і вибір способів управління гелікоптером на малих висотах.	06.09.20-13.09.20	Виконано
4	Постановка задачі.	13.09.20-17.09.20	Виконано
5	Розробка алгоритмів управління висотою польоту гелікоптера.	17.09.20-25.09.20	Виконано
6	Розробка структурної схеми САУ гелікоптера.	25.09.20-02.10.20	Виконано
7	Синтез контурів управління висотою польоту.	02.10.20-10.10.20	Виконано
8	Дослідження алгоритмів контурів управління.	10.10.20-20.10.20	Виконано
9	Моделювання контурів управління.	20.10.20-05.11.20	Виконано
10	Оформлення пояснювальної записки.	05.11.20-20.11.20	Виконано

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
З охорони навколишнього природного середовища	Маджд С.М. проф., д.т.н.		
З охорони праці	Козлітін О.О. проф., к.т.н.		

8. Дата видачі завдання _____

Керівник к.т.н., професор _____ Філяшкін М.К.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ Нікітюк Д.С.
(підпис)

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

1. Найменування та галузь застосування

У даний час перед авіацією ставляться найрізноманітніші за своєю специфікою задачі. Виконання деяких з них або неможливе для літаків, або економічно не вигідне. Великі можливості і особливості гелікоптерів дозволяють широко застосовувати їх у всіх областях народного господарства. Серед таких найбільш відомими є: перевезення людей і вантажів у районах, де немає розвиненої транспортної мережі, а гелікоптер є ледве не єдиним транспортним засобом; будівництво і монтаж висотних будинків, ліній електропередач, телевеж; перевезення великогабаритних вантажів на зовнішній підвісці; буксирування морських суден; геологорозвідка; аварійно-рятувальні, сільськогосподарські роботи; екологічний моніторинг; моніторинг трубопроводів і ліній електропередач. Виконання цих задач потребує використання головної переваги гелікоптера перед іншими ПС — здатність злітати і сідати вертикально на необладнані площадки, виконувати польоти з зупинкою в повітрі і висіння на малих висотах.

Для розширення сфери застосування гелікоптера необхідно, у першу чергу, автоматизувати процеси пілотування, особливо при виконанні пілотування на малих висотах і швидкостях. Відмінною рисою використання гелікоптерів є те, що абсолютна більшість з усіх перерахованих задач необхідно виконувати на малих і гранично малих висотах, в умовах недостатньої видимості і при інших несприятливих обставинах, що ускладнюють умови польоту. Пілот гелікоптера повинен аналізувати багато чинників, що швидко змінюються, забезпечувати надійне управління гелікоптером і при цьому виконувати корисну роботу. Виконання таких складних і важких операцій в умовах близькості до землі накладає на пілота

великі фізичні й психологічні навантаження, потребує концентрації сил і уваги при керуванні гелікоптером. Розробка засобів автоматизації польотів гелікоптера на малих висотах стримується відсутністю датчиків і пристроїв, що дозволяють одержати надійну, достатньо точну інформацію про поточне значення істинної (геометричної) висоти, про швидкість наближення до землі і до навколишніх об'єктів. Також існують певні недоліки при роботі алгоритмів забезпечення системи управління маловисотним польотом.

Таким чином, розробка систем двоканального автоматичного управління висотою польоту гелікоптера є актуальною задачею.

2. Мета і призначення розробки

Основна мета роботи є розробка системи автоматичного управління висоти польоту (САУ) гелікоптера за двоканальною схемою з розподілом управління між повздовжнім каналом автомату перекоосу та каналом загального кроку несного гвинта.

Метод дослідження – математичне моделювання.

Основним предметом є розробка структури та алгоритмів системи автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера за двоканальною схемою.

3. Технічні вимоги

Технічні вимоги до САУ гелікоптера залишаються аналогічними до вимог прототипу, тобто до вимог, що пред'явлені до САУ-В24.

3.1. Основні технічні дані:

- Час приведення системи в дію після вмикання живлення: не більш 2 хв.;
- Похибка стабілізації кутового положення гелікоптера:

По куту крену - $\pm 0,5^0$;

По куту тангажа - $\pm 0,5^0$;

По куту курсу - $\pm 1,0^0$;

- Похибка стабілізації заданої барометричної висоти польоту :

До висот 1000 м - ± 6 м;

Більш 1000м - ± 12 м;

- Похибка стабілізації заданої приладової швидкості більш 150 км/год. - ± 15 км/год;

- Похибка витримки заданої геометричної висоти при висінні на висоті від 5 м до 100 м - ± 4 м;

- Швидкість відхилення гелікоптера від вихідної точки висіння в горизонтальній площині/ при звільненні керування і спокійній атмосфері/ - не більш 15м/хв.

- Помилка у витримуванні заданого шляхового кута не більш 5^0 ;

- маса системи не більш 25 кг.

- Система автоматичного керування САУ –В24 зберігає свої характеристики при температурі від -60^0 до $+60^0$ до висоти 10000 м;

3.2. Напряга живлення:

- постійного струму : 27 - $\pm 2,7$ В – не більш 2А ;

- перемінного струму : 36 - ± 2 В частоти 400 - ± 8 Гц – не більш 2А в кожній фазі.

3.3. Додаткові вимоги:

- Виконання маневру в вертикальній площині здійснюється двоконтурним управлінням, зберігаючи максимальну вертикальну швидкість при зменшенні швидкості польоту від 250 км/год до 0 км/год;

- система повинна забезпечувати політ тільки над плоскою рівниною місцевістю з кутом нахилу до 6°.

4. Стадії та етапи розробки.

4.1. Технічний проект

Потрібно проаналізувати способи і алгоритми маловисотного польоту та обрати такий спосіб який би забезпечував поставлені технічні вимоги. Розробити алгоритми згідно обраних способів управління.

Проаналізувати існуючу САУ –В24 та розробити технологію процесу доробки такої САУ.

Розробити заходи по охороні праці та охороні навколишнього середовища.

4.2. Робочий проект

Необхідно провести синтез контуру управління, розробити функціональну та структурну схему, а також провести розробку програмного забезпечення для проведення моделювання синтезованих контурів управління. Провести дослідження контурів управління.

АНОТАЦІЯ

Метою даної роботи є розробка системи автоматичного управління (САУ) маловисотним польотом.

Для досягнення поставленої мети були розв'язані наступні задачі:

- проаналізовані способи управління висотою польоту гелікоптера;
- проаналізовані техніки пілотування гелікоптера;
- виявлені недоліки існуючих варіантів управління МВП та обрано спосіб управління за інформацію про істинну висоту польоту;
- розроблені алгоритми управління маловисотним польотом гелікоптера, з чергуванням режимів стабілізації барометричної та істинної висоти польоту, а також зі змінною енергійністю обльоту перешкоди в залежності від підстилаючої поверхні.
- запропоновано реалізувати управління МВП за двоканальною схемою з „перекачкою” управління з каналу загального кроку несного гвинта в повздовжній канал автомата перекоосу;
- проаналізована робота САУ-В24 та запропонована доробка даної системи з огляду на розроблений алгоритм.
- проведений синтез контурів управління висотою польоту для каналу несного гвинта, та каналу автомата перекоосу;
- проведені дослідження розроблених алгоритмів шляхом математичного моделювання.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

ПС — повітряне судно;

АП — автомат перекоосу;

НГ — несний гвинт;

МВ — мала висота;

МВП — маловисотний політ;

САУ — система автоматичного управління;

РВ — радіовисотомір.

ЗМІСТ

Вступ.....	10
1. Аналіз техніки пілотування вертольота.....	11
1.1. Пілотування «по вертольотному».....	11
1.2. Пілотування «по літаковому».....	14
2. Класифікація висот польоту та методи їх вимірювання.....	20
3. Аналіз і вибір способів управління гелікоптером на малих висотах.....	25
3.1. Стабілізація істинної висоти.....	28
3.2. Стабілізація похилої дальності.....	31
3.3. Вибір способу управління маловисотним польотом.....	35
4. Постановка задачі.....	37
5. Розробка алгоритмів управління маловисотним польотом.....	40
5.1. Управління маловисотним польотом за інформацією від РВ з прогнозуванням зміни нахилу рельєфу.....	40
5.2. Управління маловисотним польотом з чергуванням стабілізації барометричної та істинної висоти.....	45
5.3. Розробка алгоритму за двоканальною схемою.....	53
6. Розробка структурної схеми САУ.....	56
6.1. Призначення САУ.....	56
6.2. Основні тактико-технічні характеристики розробленої САУ.....	56
6.3. Склад і структурна схема САУ.....	58
6.4. Призначення блоків САУ.....	61
7. Синтез контурів управління маловисотним польотом.....	67
7.1. Розробка математичної моделі гелікоптера.....	67
7.2. Розрахунок коефіцієнтів математичної моделі.....	77
7.3. Синтез контуру управління загальним кроком несного гвинта.....	78
7.4. Синтез контуру управління в повздовжньому та поперечному каналах автомата перекоосу.....	83
8. Охорона праці	
8.1. Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів при технічній експлуатації об'єкту, що проектується.....	90

8.2. Технічні заходи, що виключають чи обмежують вплив на технічний персонал небезпечних та шкідливих виробничих факторів.....	91
8.3. Забезпечення пожежної та вибухової безпеки об'єкту, що проектується.....	93
8.4. Інструкція з техніки безпеки, пожежної та вибухової безпеки.....	94
9. Охорона навколишнього середовища.....	96
9.1. Захист атмосферного повітря.....	96
9.2. Розрахунок маси викидів повітряними суднами та екологоекономічної оцінки збиту.....	100
9.3. Захист атмосфери від забруднення і зниження емісії авіаційних двигунів.....	102
Висновки.....	104
Список використаної літератури.....	105

ВСТУП

В даний час гелікоптери широко використовуються в транспортній авіації в гірській місцевості, у болотистих, бездоріжніх районах. Можливість виконання вертикального зльоту і посадки обумовила застосування гелікоптерів у морській авіації, аварійно-рятувальній і санітарній службах. Усе більш широке застосування знаходять гелікоптери при контролі технічного стану різноманітних нафто- і газопроводів. У останні роки усе більше застосування знаходять гелікоптери для попередження і ліквідації промислових аварій, здійснюючи екологічний контроль стану повітряного простору. Необхідність у гелікоптерах також виникає при виконанні загальноєвропейської програми екологічного моніторингу.

Відмінною рисою використання гелікоптерів є те, що абсолютна більшість із усіх перерахованих задач необхідно виконувати на малих і гранично малих висотах, в умовах недостатньої видимості і при інших несприятливих факторах, що складають умови польоту. Пілот гелікоптеру повинний аналізувати багато чинників, що швидко змінюються, забезпечувати надійне управління гелікоптером і при цьому виконувати корисну роботу. Виконання таких складних і важких операцій в умовах близькості до землі накладає на пілота великі фізичні і психологічні навантаження, потребує концентрації сил і уваги при керуванні гелікоптером.

Маловисотний режим польоту гелікоптера є найбільш небезпечним для гелікоптероводіння. Підвищити рівень безпеки маловисотного режиму можливо за рахунок автоматизації процесів обробки інформації та управління.

Автоматичне управління повздовжнім рухом гелікоптера відбувається через канал загального кроку несного гвинта або через канал автомата перекосу. При цьому в першому випадку гелікоптер рухається суто вертикально,

в іншому суто горизонтально. На практиці ж, досвідчені пілоти керують висотою по різному, тобто чергують управління через той чи інший канал. Це пов'язане, по-перше, з більшою ефективністю управління висотою польоту через канал АП на великих швидкостях, а, по-друге, з появою критичних режимів обтікання несного гвинта на великих швидкостях при спробі збільшити вертикальну швидкість за рахунок збільшення загального кроку несного гвинта. Таким чином постає питання про автоматизацію двоканального управління маловисотним польотом.

Отже автоматизація висоти польоту є досить актуальною проблемою, тому тема дипломної роботи “Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера” також актуальна.

1. АНАЛІЗ ТЕХНІКИ ПІЛОТУВАННЯ ВЕРТОЛЬОТА.

1.1. Пілотування «по вертольотному»

Почнемо з того, що визначимо більш конкретно типи управління вертольотом.

Перше - це вертикальне управління. Здійснюється шляхом одночасної зміни кута установки лопатей несучого гвинта (тобто зміною загального кроку). Робить це автомат перекоосу.

Друге - колійне управління. Тобто зміна напрямку польоту. Здійснюється за допомогою рульового (хвостового) гвинта шляхом зміни його тяги (тобто зміна загального кроку рульового гвинта). Якщо вертоліт двогвинтової схеми (без хвостового гвинта), то шляхом зміни крутного моменту одного з гвинтів.

Третій тип - поперечне управління. Це управління вертольотом по крену. Крен створюється нахилом площини обертання гвинта (а значить і повної аеродинамічної сили гвинта) в потрібну сторону, вправо або вліво. При цьому з'являється бічна складова повної аеродинамічної сили, що забезпечує можливість бічного руху вертольота. Крім того сила тяги гвинта тепер вже не проходить через центр ваги вертольота. Тому щодо нього з'являється момент, крениться вертоліт в потрібну сторону. Все це теж прерогатива автомата перекоосу.

Ну і четвертий тип управління вертольотом - поздовжнє управління. Це управління вертольотом по тангажу, при цьому вертоліт летить вперед або назад з відповідною швидкістю. Здійснюється шляхом нахилу площини обертання несучого гвинта і, відповідно, вектора повної

Кафедра АКІК

НАУ 20 12 70 000 ПЗ

Виконавець	Нікітюк Д.С.			Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера	Літера	Аркуш	Аркуші
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.							
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синьглазов В.М						
					151.КП-204м		

аеродинамічної сили в поздовжньому напрямку, вперед або назад. При цьому створюється кут тангажу (вертоліт опускає або піднімає ніс) через створення моменту нахиленою аеродинамічної сили відносно центра ваги вертольота. Плюс з'являється горизонтальна складова цієї сили, яка, власне, і рухає вертоліт в потрібному напрямку. Головну роль тут знову ж грає автомат перекоосу, який змінює циклічний крок гвинта.

Отже у вертольота є три головних агрегата, які визначають його рух. Двигун, автомат перекоосу і рульовий гвинт. Управління вертольотом означає управління цими трьома агрегатами. Для цього існують три системи: система управління автоматом перекоосу (управління циклічним кроком несучого гвинта), система управління хвостовим гвинтом і система управління спільним кроком гвинта у взаємодії з управлінням оборотами (потужністю) двигуна, або система «крок-газ».

Що таке «крок-газ». Кут установки лопатей несучого гвинта (загальний крок) і обороти двигуна пов'язані. Адже якщо збільшити кут, то зросте величина аеродинамічних сил, що діють на лопаті. Збільшується і підйомна сила, і сила опору. Гвинт, як кажуть, навантажується. Двигун, перебуваючи на певному рівні потужності не може «обслужити» зросле навантаження і може почати втрачати обороти. Тяга гвинта, відповідно, може зменшитися.

Щоб цього не відбувалося, була придумана система крок-газ, яка одночасно зі збільшенням кута установки лопатей подає команду в паливну автоматику на збільшення оборотів (тобто «збільшуєш крок даєш газ» і навпаки), тим самим виключаючи падіння потужності двигуна.

Тепер про те, що у нас в кабіні. У пілота є власне дві ручки управління вертольотом, які показані на рис 1.1.

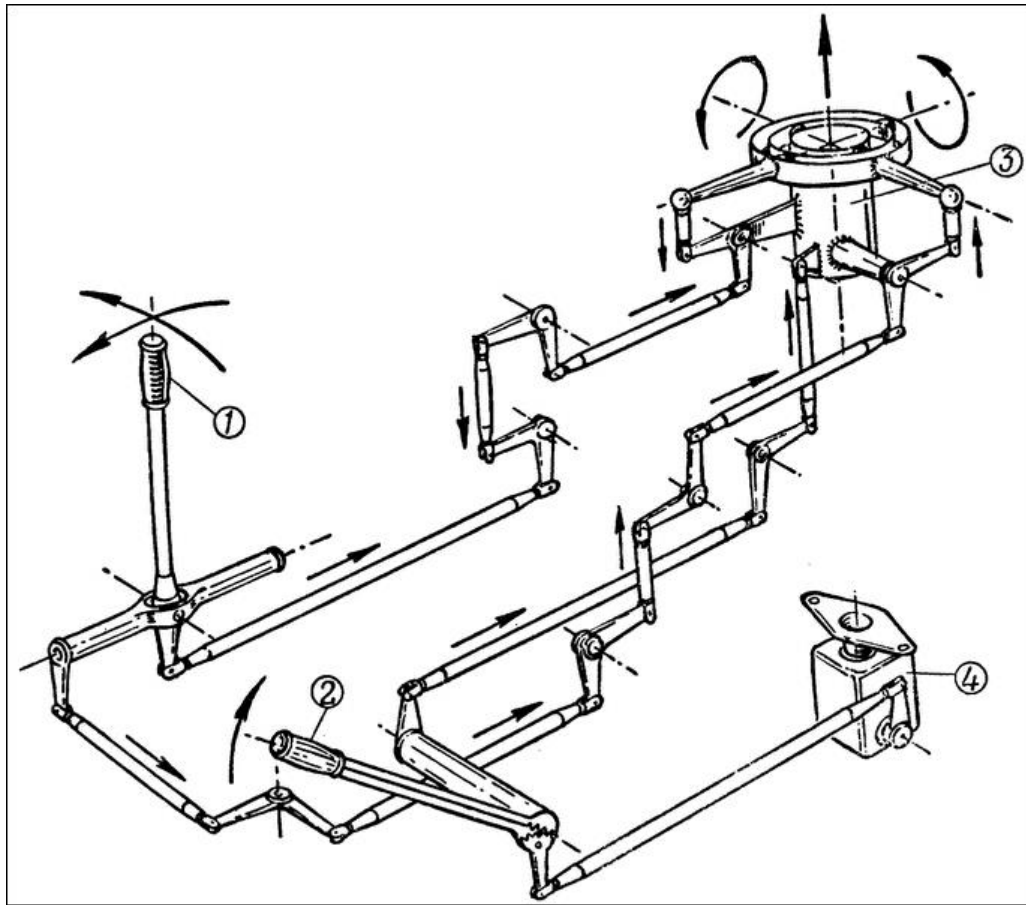


Рис 1.1.

Перша - ручка управління циклічним кроком гвинта (або просто ручка управління вертольотом). Вона літакового типу, розташована перед кріслом пілота, і з її допомогою здійснюється поздовжнє і поперечне управління вертольотом. Від неї через спеціальну систему тяг і качалок вплив передається на тарілку автомата перекосу, яка, в свою чергу, визначає циклічний кут установки лопатей.

Друга - ручка управління загальним кроком несущого гвинта або, як її ще називають «ручка крок-газ». Ця ручка зазвичай розташована зліва від крісла пілота і переміщається вертикально вгору-вниз. З її допомогою здійснюється вертикальне управління шляхом одночасного впливу на автомат перекосу і систему зміни обертів двигуна. Зазвичай обороти двигуна змінюються на першій третині переміщення ручки, далі вже змінюється тільки спільний крок гвинта.

Окремо від кроку гвинта потужність двигуна може змінюватися тільки в невеликих межах для необхідного коригування. Для цього на ручці крок-газ існує спеціальний коректор (зазвичай щось типу поворотного кільця).

1.2. Пілотування «по літаковому»

Сучасні маневрені вертольоти можуть виконувати досить складний комплекс маневрів і фігур пілотажу: розгони і гальмування з граничним темпом, віражі з кутами нахилу до $50-55^\circ$, спіралі, гірки, пікірування, бойові розвороти, повороти і розвороти на гірці.

Гірка є складовим елементом маневрування і застосовується для швидкого набору висоти або забезпечення умов пікірування. Вона складається з криволінійних ділянок введення і виведення, а також похилого прямолінійного ділянки набору висоти що проілюстровану на рис 1.1.

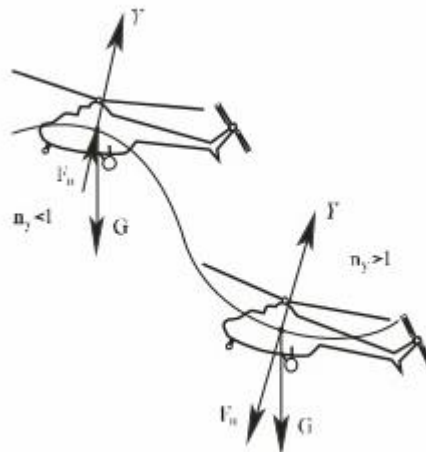


Рис 1.1

Максимальне значення кута тангажу, відповідного ДП на даній швидкості, не повинно перевищувати 20° . При цьому введення в гору і висновок з неї допускається з кутовий швидкістю не більше $30^\circ/\text{с}$, тобто за 6-7с.

Гірку дозволяється виконувати тільки при незмінному загальному кроці, відповідному початкового значення перед введенням, щоб не допустити створення надмірного навантаження на лопатях НГ.

Введення в гірку виконувати плавним відхиленням руля управління на себе, контролюючи відсутність крену і ковзання. Зі збільшенням кута тангажу кут атаки НГ зростає, а момент опору його обертання зменшується. В результаті цього на ввіді в гірку збільшується.

Слід враховувати, що при енергійному перекладі вертольота з прямолінійного в криволінійний політ вертоліт швидко виходить на граничні значення перевантаження. Перевищення допустимого перевантаження на введенні сприймається як підвищення рівня вібрацій. У таких випадках слід уповільнити темп відхилення РУ на себе.

Після досягнення заданого кута нахилу траєкторії незначним відхиленням РУ від себе зафіксувати його і зберігати постійним до моменту досягнення встановленої швидкості початку виведення з гірки. Слід мати на увазі, що кут тангажу 20° на меншій швидкості польоту досягається значно швидше, ніж на більшій при одній і тій же перевантаженні.

При введенні в гірку виникає момент крену вправо. Дія цього моменту необхідно парировати відповідним відхиленням РУ вліво. Відхиленням відповідної педалі утримувати вертоліт від розворотів і ковзання, зберігаючи положення кульки в центрі.

На прямолінійній ділянці гірки зі зменшенням швидкості вертоліт має тенденцію до зменшення кута кабірування, яку необхідно парировати від-

повідним відхиленням РУ на себе. Увага при виконанні цієї частини фігури направляти на збереження прямолінійності траєкторії. Після досягнення заданого кута більше уваги приділяти контролю за швидкістю польоту. Початок виведення з гірки має визначатися не тільки величиною швидкості польоту, але і темпом її зміни.

Вивід з гірки починати на швидкості 100-110 км/год плавним відхиленням РУ від себе при постійному загальному кроці. При інтенсивному виведення вертольота з гірки кут конусності НГ зменшується, і при подальшому відхиленні РУ на себе лопаті НГ наближаються до хвостової балки. Тому РУ слід переміщати так, щоб в польоті з постійним спільним кроком вертолiт вийшов з гірки за час не менше 6-7с. Крім того, при зменшенні кута тангажу і кута атаки НВ збільшується потрібна потужність. Момент крену вправо, що виникає в результаті дії, парирувати відхиленням РУ вліво, утримуючи вертолiт від розворотів відхиленням відповідної педалі.

Вивід з гірки здійснюється подвійним керуючим дією льотчика - спочатку РУ відхиляється від себе, а потім для припинення пікірування вертольота - на себе. Якщо перша управляюча дія супроводжується зменшенням загального кроку, то нормальне перевантаження, що діє на вертолiт різко зменшується до значень 0.2 – 0.5 од., наближаючи вертолiт до умов невагомості. В цьому випадку середній кут конусності НГ також зменшується, а при відхиленні РУ на себе конус НГ завалюється назад і кінці лопатей проходять в небезпечній близькості від хвостової балки. При різкому відхиленні РУ від себе для виведення вертольота з гірки, зменшенні загального кроку і подальшим різкому взяття РУ на себе до упору небезпека удару лопатей НГ по ХБ стає реальною.

За час виходу з гірки швидкість зменшується на 20-30 км/год.

При виконанні гірок максимальна величина набору висоти досягається при куті тангажу 10° , але час виконання гірки при цьому збільшується.

Введенням вертольота в розворот з креном $20-30^\circ$ рекомендується здійснювати вивід з гірки в разі ненавмисного зменшення швидкості на гірці менш 100 км/год.

Вивід з гірки доцільно починати після швидкості $120-130$ км/год з одночасним введенням в розворот. Введення в розворот з менших швидкостей не рекомендується з тієї причини, що в процесі його виконання швидкість польоту продовжує зменшуватися і може вийти за обмеження. Розворот виконується при постійному загальному кроці.

Для введення вертольота в розворот на гірці РУ плавно відхилити від себе в бік розвороту. Одночасно в ту ж сторону координовано відхилити педаль. Темп дії важелями управління повинен бути таким, щоб кут тангажу зменшився до нуля за час $6-7$ с, а крен за цей час досяг 30° .

Як і на форсованому розвороті, при виконанні лівого розвороту на гірці вертоліт має тенденцію до збільшення крену, а при виконанні правого розвороту - до зменшення крену. Прагнення вертольота змінити крен парировати на лівому віражі відхиленням РУ в сторону, протилежну розвороту, на правому - в сторону розвороту, намагаючись координації розвороту відповідним відхиленням педалі.

Увага на вводі в розворот звертати на координацію (одночасне зменшення кута тангажа, створення крену і кута тангажа), визначення моменту відхилення важелів управління для фіксування заданого крену і кута тангажа.

За $15-20^\circ$ до заданого курсу координованим відхиленням РУ і педалі вивести вертоліт із розвороту в допустимих межах на швидкості не менше 70 км/год.

Розворот на гірці виконується практично координовано з малими значеннями поперечної перевантаження і являє собою висхідну несталий спіраль в кінці гірки з розворотом до 180° і виходом в допустимі межі, в кінці розвороту. В процесі розвороту вертоліт досить стійкий і добре керований.

При виконанні розвороту на гірці зі зменшенням швидкості на лівому розвороті менш 80 км / год з'являється нестійкість в показаннях показчика швидкості, особливо при розвороті з ковзанням.

Для МІ-8 мінімальна швидкість пілотування через повздовжній канал автомата перекосу становить 150 км/год , якщо швидкість нижча запропонованої – через канал загального кроку несного гвинта.

Пропонується реалізувати спільне управління через повздовжній канал автомата перекосу та канал загального кроку несного гвинта. Приклад лінійного закону зміни інтенсивності управління представлений на рис 1.2.

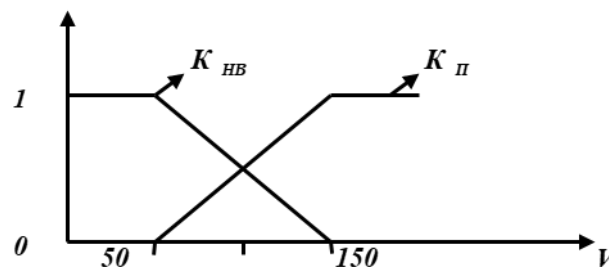


Рис 1.2.

Розглянемо варіанти реалізації управління висотою польоту на прикладі маловисотного контура.

1.3. Маловисотний контур

На високих швидкостях енергічне зменшення загального кроку несучого гвинта приводить до зриву потоку з лопатей. Тому енергічність керування має зменшуватись на швидкості 150 км/год .

Управління швидкістю польоту через повздовжній канал атомата перекосу через можливість виходу на мінімальну евалютивну швидкість польоту і звалювання вертольота, яке попереджується на управлінні несного гвинта.

В режимі стабілізації висоти польоту управління реалізується тільки через канал загального кроку несучого гвинта, а на етапах управління (маневри) або по літаковому, тобто через повздовжній канал атомата перекосу або по вертольотному – через канал загального кроку несучого гвинта залежно від швидкості польоту. Тому в автопілоті має бути логіка виявлення початку виконання маневра, яка може бути визначена за величиною керуючого сигналу

2. КЛАСИФІКАЦІЯ ВИСОТ ПОЛЬОТУ ТА МЕТОДИ ЇХ ВИМІРЮВАННЯ.

2.1. Класифікація висот польоту

Висота польоту H — це відстань по вертикалі від деякого рівня, прийнятого за початок відліку, до повітряного судна ПС. Вона є одним з найважливіших навігаційних елементів. Знання висоти необхідно для витримування заданого профілю польоту, вирішення деяких задач літаководіння і забезпечення безпеки польоту. Її вимірюють у метрах за допомогою приладів — висотомірів.

У практиці літаководіння за рівнем початку відліку розрізняють наступні висоти польоту: істину, абсолютну і барометричну

Істина висота H_I — висота польоту, вимірювана відносно місцевості, що пролітається. Вона залежить від рельєфу місцевості.

Абсолютна висота $H_{\text{абс}}$ — висота польоту, вимірювана відносно рівня Балтійського моря. Вона не залежить від рельєфу місцевості і при горизонтальному польоті залишається постійною.

Барометрична H_B — висота польоту, вимірювана відносно ізобаричної поверхні атмосферного тиску, встановленого на шкалі барометричного висотоміра.

Відповідно до правил польотів шкалу тиску барометричного висотоміра прийнято встановлювати на один з наступних тисків: атмосферний тиск аеродрому злету (посадки), мінімальний атмосферний

Кафедра АКІК

НАУ 20 12 70 000 ПЗ

Виконавець	Нікітюк Д.С.			Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.							
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синьглазов В.М						
					151.КП-204м		

тиск по маршруту (ділянці) польоту, приведений до рівня моря, і стандартний атмосферний тиск 760 мм рт. ст. Тому барометричну висоту прийнято підрозділяти на кілька видів. Вона може бути:

- відносною $H_{\text{від}}$, якщо її вимірюють відносно тиску аеродрому зльоту або посадки (використовується в зоні злету і посадки при польотах на висоті кола і нижче);
- зведеною $H_{\text{звед}}$, якщо її вимірюють відносно мінімального атмосферного тиску по маршруту (ділянці) польоту, приведеного до рівня моря (використовується при візуальних польотах по маршруту нижче нижнього ешелону);
- умовно барометричною H_{760} , якщо її вимірюють відносно умовного рівня, що відповідає стандартному атмосферному тиску 760 мм рт. ст. (1013,2 мбар). Цю висоту використовують для витримання заданого ешелону при польотах по повітряних трасах і в зоні очікування і зазвичай називають висотою ешелону.

Таким чином, правила польотів передбачають вимір висоти як від рівня тиску, пов'язаного з місцем розташування ПС, так і від рівня тиску, що є загальним для усіх ПС незалежно від їхнього місцезнаходження. Це вимагає від екіпажа знання і строгого дотримання рубежів переводу шкали тиску барометричного висотоміра з одного відліку на іншій.

На практиці висоти польоту прийнято підрозділяти на гранично малі — до 200 м (включно), малі — від 200 до 1000 м, середні — від 1000 до 4000 м, великі від 4000 до 12 000 м і стратосферні — вище 12 000 м.

2.2 Вимірювання висоти польоту.

Висоту польоту можна вимірювати різними методами. В даний час основними методами виміру висоти є барометричний і радіотехнічний. В

авіаційній практиці поряд зі стандартною висотою, тобто висотою, яка відповідає певним значенням температури і тиску, широко використовується геометрична висота. Геометрична висота визначається в польоті за допомогою радіотехнічних засобів (радіовисотомірів) або барометричним способом (барометричним висотоміром) і виражається у лінійних метрах.

Якщо підрахунок висоти проводиться від рівня моря, то виходить абсолютна висота (h_1).

Якщо підрахунок висоти проводиться від рівня аеродрому, то виходить відносна висота (h_2).

Якщо підрахунок висоти проводиться від рівня місцевості, над якою летить повітряне судно, то виходить дійсна (істинна) висота (h_3).

Радіовисотоміром вимірюють дійсну висоту польоту (h_3). Це впливає з принципу роботи приладу. Висота знаходиться по часу (t) проходження радіохвилею відстані, яка дорівнює подвоєній дійсній висоті польоту: $h_3 = \frac{ct}{2}$, де C – швидкість розповсюдження радіохвилі. Радіовисотоміри забезпечують високу точність вимірювань, їх показники практично не залежать від метеорологічних умов та швидкості польоту. Для одержання абсолютної або відносної висоти за показаннями радіовисотоміру достатньо ввести до них поправки на підвищення місцевості, над якою пролітає ПС (на момент виміру) відносно рівня моря або аеродрому вильоту відповідно. Та обставина, що радіовисотоміри безперервно показують дійсну висоту польоту і чутливі до будь-якої зміни рельєфу місцевості, є не тільки їх достоїнстю, але й серйозним недоліком.

Якби над складною місцевістю пілот спробував утримати певну висоту польоту по радіовисотоміру, то траєкторія польоту літака повторювала б профіль рельєфу місцевості. Разом з тим при польоті, наприклад, за хмарами або в умовах обмеженої видимості, пілот не має можливості встановити, чим обумовлена зміна висоти польоту – порушенням режиму польоту або впли-

вом рельєфу місцевості. Все це обмежує використання радіовисотоміру. Тому радіовисотоміри використовуються, головним чином, як контрольні прилади, а також при посадці в складних метеорологічних умовах, коли необхідно докладно знати дійсну висоту польоту.

Барометричний метод. Він заснований на вимірі атмосферного тиску, що закономірно змінюється з висотою. Відомо, що зі збільшенням висоти атмосферний тиск зменшується. Оскільки цей тиск пов'язаний з висотою однозначною залежністю, то, виміривши на деякій висоті тиск повітря, можна визначити висоту точки виміру. Атмосферний тиск на висоті польоту вимірюють за допомогою анероїда, шкала якого проградуїрована в одиницях висоти. Такий прилад називається *барометричним висотоміром*. Його шкала тарується по стандартній атмосфері, для якої прийняті такі значення фізичних параметрів на рівні моря: тиск повітря $p_0 = 760$ мм рт.ст. (1013,2 мбар), температура повітря $t_0 = +15^\circ\text{C}$ ($T_0 = 288\text{K}$), вертикальний температурний градієнт $t_{\text{Гр}} = 0,0065^\circ/\text{м}$ ($6,5^\circ/\text{км}$). Для висот більш 11 000 м $t_{\text{Гр}} = 0$, тому що з цієї висоти температура повітря вважається постійною і рівною $T_{11} = 216,5\text{K}$ ($-56,5^\circ\text{C}$). Ці параметри є вихідними.

На ПС цивільної авіації встановлюють механічні висотоміри і електромеханічні. Механічні висотоміри мають дві стрілки (мала вказує висоту в кілометрах, велика — у сотнях і десятках метрів). Електромеханічні висотоміри мають одну стрілку і цифровий лічильник. Ці висотоміри, крім видачі інформації про висоту польоту екіпажу ПС, забезпечують видачу її через літаковий відповідач на наземні пункти автоматичних систем управління повітряним рухом.

Цифровий лічильник таких висотомірів складається з чотирьох дисків, на яких індиціюються десятки тисяч, тисячі, сотні і десятки метрів висоти з дискретним відліком через 10 м. Єдина стрілка вказує по шкалі сотні і десят-

ки метрів висоти від 0 до 1000 м. Вона призначена для точного витримування заданого ешелону польоту.

Барометричні висотоміри мають просту конструкцію і зручні в користуванні, але їхній недолік полягає в тому, що показання не завжди точні, тому що залежать від зміни тиску і температури повітря біля землі. Це вимагає обліку їхніх похибок.

Радіотехнічний метод. Він заснований на використанні закономірностей поширення радіохвиль. Відомо, що радіохвилі поширюються з постійною швидкістю і відбиваються від різних поверхонь. Використовуючи ці властивості радіохвиль, можна визначити істину висоту польоту.

На практиці застосовують два способи визначення висоти радіотехнічним методом: частотний і імпульсний. Частотний метод покладений в основу роботи радіовисотомірів малих висот, що використовуються при заході на посадку. Принцип їхньої роботи заснований на порівнянні частот випромінюваного і прийнятого відбитого від поверхні землі радіосигналів. Випромінювання радіосигналу відбувається безупинно з плавною зміною його частоти по визначеному закону. Різниця частот сигналів, що прямо пропорційна висоті, визначається за допомогою частотоміра, шкала якого проградуєвана в метрах висоти. Імпульсний метод покладений в основу роботи радіовисотомірів великих висот, що служать для визначення істинної висоти польоту. Принцип роботи цих радіовисотомірів заснований на визначенні тимчасового інтервалу проходження радіосигналом відстані від ПС до землі і назад.

Зазвичай барометричні висотоміри і радіовисотоміри використовують комплексно: барометричний застосовують для витримування заданого ешелону польоту, а радіовисотоміри — для визначення і контролю істинної висоти.

3. АНАЛІЗ І ВИБІР СПОСОБІВ УПРАВЛІННЯ ГЕЛІКОПТЕРОМ НА МАЛИХ ВИСОТАХ

Принципова відмінність гелікоптера від літака полягає в наявності несучого і рульового або двох несучих гвинтів із шарнірно або пружно закріпленими пружними махаючими лопатями, що забезпечують піднімальну і пропульсивну (рушійну) сили, стійкість і керованості гелікоптеру в польоті і при прямуванні до землі. Це дозволяє сучасним гелікоптерам виконувати вертикальний зліт і посадку, зависання в повітрі і переміщення в будь-якому напрямку (уперед, назад, убік), планування і приземлення з виключеними двигунами в режимі самообертання несучого гвинта і т.п. В наші дні гелікоптери виконують безліч функцій. А такі моделі як "Єврокоптер Твін Стар" і "Б-3" можуть водночас швидко долати великі відстані, перевезти вантажі і виконувати завдання в обмеженому просторі.

Вертоліт – це складний механізм. І змусити його працювати - не так вже й просто. Перша складність – відірватись від землі. Друга – управляти польотом, і третя – не дати машині розбитися у разі відмови двигуна.

Лопатям вертольота для підйому потрібне важке повітря. Але чим вище підіймаєшся – тим менший тиск і тим складніше набирати висоту.

На черзі - керування. Стрімке обертання основного ротора створює певні проблеми. Для початку, корпус вертольота починає крутитися в протилежному до обертання ротора напрямку. Тому для управління машиною і врівноваженого польоту необхідна точно встановлена противага.

Третя складність в управлінні вертольотом – залишитись в повітрі,

Кафедра АКІК				НАУ 20 12 70 000 ПЗ			
Виконавець	<i>Нікітюк Д.С.</i>			Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера	Літера	Аркуш	Аркуші
Керівник	<i>Філяшкін М. К.</i>						
Консульт.							
Н.Контр	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
Зав. каф.	<i>Синеглазов В.М</i>						
					151.КП-204м		

якщо щось вийде з ладу. Що буде, якщо двигун раптово відмовить? Якщо думаєте, що гелікоптер каменем полетить униз, то помиляєтеся. Щоб літати на цих апаратах, потрібно навчитися здійснювати посадку навіть з несправним двигуном. Це можливо за рахунок довільного обертання.

Переміщення (підльоти) і польоти на малих висотах є практично основним режимом роботи гелікоптерів. У документації з льотної експлуатації гелікоптерів даються обмеження для виконання польотів на малих і надмалих висотах, зокрема:

- переміщення на гранично малій висоті виконуються вперед із швидкістю до 20...30 км/г, назад й убік - до 10 км/г;
- дозволяється проліт над перешкодами по висоті не менше 5 м;
- над сильно пересіченою місцевістю (яри, балки, обриви) політ дозволяється на висоті не менше 20 м над рельєфом місцевості і зі швидкістю не менше 60 км/г.

Аналіз передумов і льотних подій показує, що найбільш характерною помилкою пілотів при виконанні польотів на малих висотах є невитримання висоти і напряму польоту. Це у свою чергу викликано неправильним розподілом уваги пілота, що випускає з-під контролю або висоту або напрямок переміщення гелікоптеру, а також тим, що не береться до уваги вплив приземного вітру. Природно, що наслідком цих помилок є зіткнення гелікоптера з наземними перешкодами.

Важливо відзначити, що виникнення особливих ситуацій при виконанні польотів гелікоптерів на гранично малих висотах обумовлено не тільки безпосередньо можливістю зіткнення з наземними перешкодами, але і можливими помилками в техніці пілотування при відхиленні від цих перешкод.

Наявності системи автоматичного управління МВП дозволяє зменшити вірогідність цих помилок. Включення точного вимірювача малих висот до складу САУ вертольоту практично усунуло б зіткнення з перешкодами.

Ускладнення горизонтального польоту вертольоту на гранично малих висотах обумовлено такими основними чинниками:

- пілотування об'єднується з безупинним візуальним спостереженням за місцевістю, за курсом польоту з метою своєчасного виявлення й обходу перешкод;
- для збільшення дальності і надійності виявлення перешкод у спостереженні повинні брати участь усі члени екіпажу;
- радіотехнічні засоби гелікоптероводіння не можуть бути використані повною мірою через зменшення дальності їхньої дії;
- постійна небезпека зіткнення з земною поверхнею, наземними перешкодами або птахами, необхідність частого маневрування по висоті і курсу польоту, складність ведення візуального орієнтування, відволікання уваги різноманітними позакабінними сигналами значно збільшують емоційне і психофізіологічне навантаження на пілота і всіх члени екіпажу;
- політ виконується в небезпечній зоні «висота - швидкість» для випадку можливої відмови двигуна.

3.1. Стабілізація істинної висоти польоту

При стабілізації істинної висоти польоту як основний датчик інформації використовується радіовисотомір. Природно, що тільки за сигналами радіовисотоміра, не маючи інформації про місцевість, що знаходиться попереду, гелікоптер не в змозі подолати крутий східчастий схил рельєфу, висота якого перевищує задану висоту польоту. До того ж, він повторює плавну зміну рельєфу з деяким запізненням й інерційністю, які залежать від швидкості польоту та від маневрених можливостей гелікоптера змінювати траєкторію

польоту у вертикальній площині. При цьому максимальний кут схилу рельєфу Θ_{pmax} залежить від заданої висоти польоту H_3 .

Системи автоматичного управління, що реалізують такий спосіб мало-висотного польоту, в змозі забезпечити політ не нижче 200...300 м над рівнинною або слабо пересіченою місцевістю зі схилами, крутість яких не перевищує $5...10^\circ$, а також над водною поверхнею.

Контур автоматичного управління істинною висотою польоту зазвичай будується через канал загального кроку несного гвинта. На відміну від контуру стабілізації барометричної висоти польоту істинна висота H_{PB} , яку вимірює радіовисотомір, може бути подана як різниця барометричної висоти H_B і висоти рельєфу h_p . Пілот на покажчику радіовисотоміра встановлює задану висоту польоту H_{PB3} .

Сигнал різниці $(H_{PB} - H_{PB3})$ - це основний керуючий сигнал, на основі якого формується задана вертикальна швидкість V_{y3} .

Структура контуру управління істинною висотою польоту зображена на рис. 3.1.

Якщо за внутрішній контур обраний контур управління вертикальною швидкістю, наприклад, з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, що реалізує закон управління у вигляді

$$\delta_{\varphi} = K_{V_y} (V_y - V_{y3}), \quad (3.1)$$

то за задане значення вертикальної швидкості можна обрати відхилення від заданої істинної висоти польоту

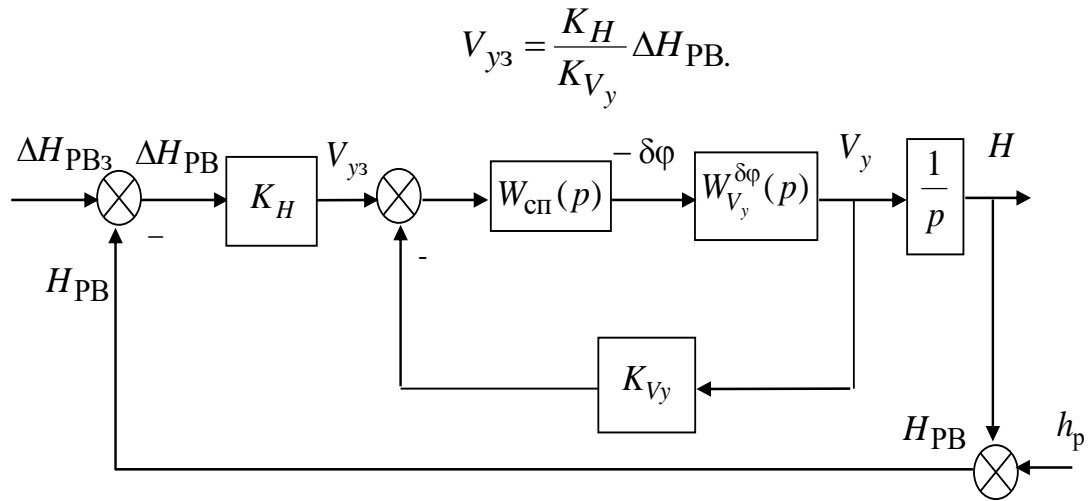


Рис. 3.1

Для підвищення структурної стійкості контуру управління висотою польоту задане значення вертикальної швидкості можна формувати з урахуванням похідної від відхилення від заданої висоти. До того ж, похідна в законі управління враховує швидкість зміни рельєфу (кут схилу рельєфу), тобто

$$V_{yz} = \frac{1}{K_{V_y}} (K_H + pK_{\dot{H}}) \Delta H_{PB}.$$

Сигнал радіовисотоміра, як правило, фільтрують, щоб згладити дрібні складки рельєфу. Задане значення вертикальної швидкості обмежується, щоб не допустити зрив потоку з несного гвинта. Таким чином, задане значення вертикальної швидкості може формуватись у вигляді

$$V_{yz} = -\frac{F_{\Gamma p}^{V_y}}{K_{V_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) \frac{(H_{PB} - H_{PB3})}{T_{\Phi} p + 1}, \quad (3.2)$$

тут $F_{\Gamma p}^{V_y}$ – функція обмеження вертикальної швидкості;

T_{Φ} – стала часу аперіодичного фільтра.

Аналізуючи статичні властивості контуру управління істинною висотою польоту, відмітимо, що основним збуренням цього контуру є зміна висоти рельєфу h_p .

По відношенню до цього збурення контур володіє астатизмом другого порядку, а по відношенню до вітрових збурень f_W - астатизмом першого порядку.

Стабілізація геометричної висоти забезпечує маловисотний політ над плоскорівнинною місцевістю. Маловисотний політ над складним, сильно пересіченим рельєфом можливий тільки за інформацією про місцевість, що знаходиться попереду. Цю інформацію можна отримати за допомогою радіолокаційного далекоміра, візуальний промінь якого нахилений до земної поверхні. За допомогою такого далекоміра реалізують маловисотний політ зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти.

3.2. Стабілізація похилої дальності або випередженої висоти

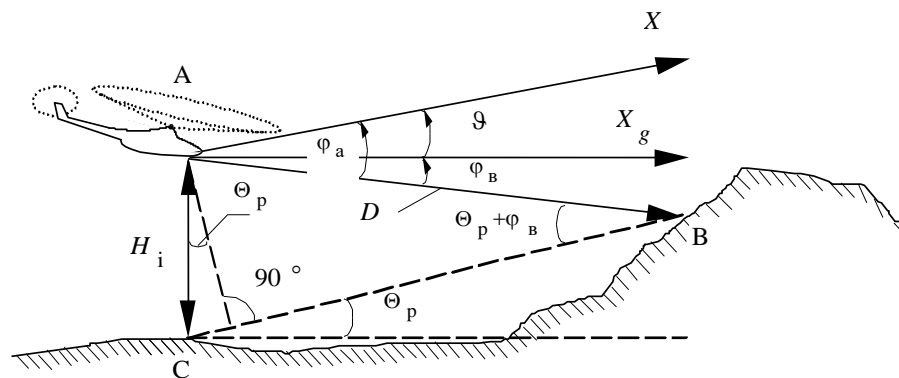


Рис.3.2

При управлінні маловисотним польотом за інформацією про похилу дальність основним керуючим сигналом є відхилення поточної похилої дальності D від заданої D_3 , яка призначається з умов безпеки польоту й залежить від маневрених характеристик гелікоптера та крутості схилів рельєфу місцевості.

Похила дальність D визначається як дальність між центром мас гелікоптера і точкою візування рельєфу місцевості радіолокаційним далекоміром

і залежить (рис.3.2) від істинної висоти польоту H_i , усередненого кута схилу рельєфу Θ_p , кута візування рельєфу φ_B .

Кут візування рельєфу φ_B при фіксованому куті установки антени далекоміра відносно поздовжньої осі гелікоптера – φ_a у свою чергу залежить від кута тангажа ϑ

$$\varphi_B = \varphi_a - \vartheta. \quad (3.3)$$

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

Застосовуючи теорему синусів до трикутника ABC (рис. 3.2), отримаємо співвідношення

$$\frac{D}{\sin(\frac{\pi}{2} - \Theta_p)} = \frac{H_i}{\sin(\varphi_B + \Theta_p)}, \quad (3.4)$$

з якого виходить

$$D = H_i \frac{\cos \Theta_p}{\sin(\varphi_B + \Theta_p)}. \quad (3.5)$$

Таким чином, зміна рельєфу, що знаходиться попереду (зміна Θ_p), призводить до зміни похилої дальності D , яка повинна бути усунена за рахунок зміни істинної висоти польоту H_i .

Структура контуру управління поздовжнім рухом при стабілізації похилої дальності не відрізняється від контуру управління істинною висотою польоту, тому в законах управління траєкторного контуру (3.2) необхідно тільки замінити сигнал різниці $(H_{PB} - H_{PB3})$ на $D - D_3$, де D_3 - задана похила дальність. Тоді

$$V_{y3} = -\frac{F_{Гр}}{K_{V_y}} (K_D + K_{\dot{D}p}) \frac{(D - D_3)}{T_{\phi p} + 1}. \quad (3.6)$$

Не відрізняється структура контуру управління і при стабілізації випередженої висоти $H_D = D \sin \varphi_B$ – висоти між точкою візування рельєфу місцевості й поточною висотою гелікоптера (рівнем поточного положення центра мас гелікоптера, рис. 3.3).

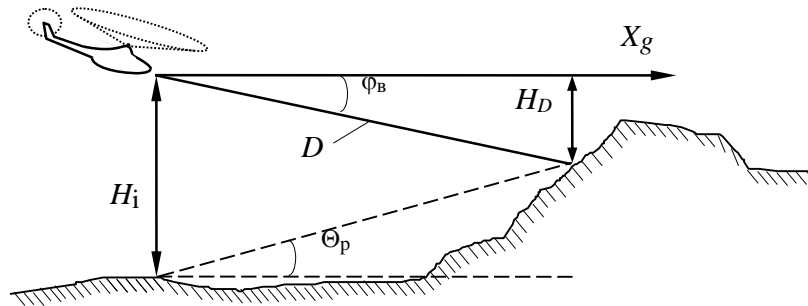


Рис. 3.3

При стабілізації похилої дальності або випередженої висоти певні проблеми виникають при обльоті вершини та заднього схилу рельєфу.

Для розв'язання цієї проблеми можна організувати такий спосіб обльоту вершини. У момент зустрічі променя далекоміра з перешкодою – цей момент визначається як різке та тривале збільшення заданої вертикальної швидкості

$$V_{y_3} = (K_D + K_{\dot{D}p}) \frac{(D - D_3)}{T_{\phi} p + 1} \geq V_{y_3}^* \quad \text{при } \Delta t > \Delta t^*, \quad (3.7)$$

(за задану вертикальну швидкість обирається граничне значення), гелікоптер переходить у кабрирування. Одночасно промінь далекоміра починає сканувати вверх, розшукуючи вершину схилу – кут візування рельєфу φ_B^* , на якому починає втрачатися інформація від радіолокаційного далекоміра. Для цього кута візування розраховується поточна випереджена висота у районі вершини схилу:

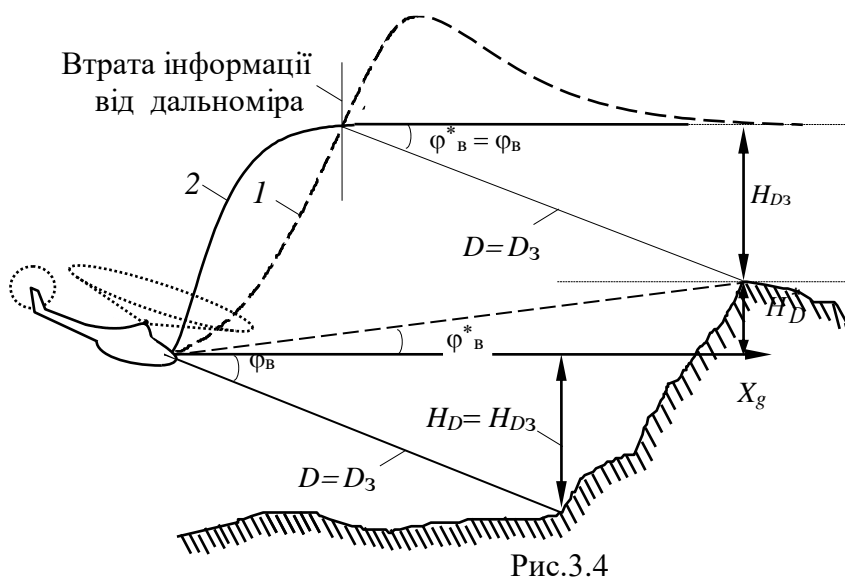
$$H_D^* = D \sin \varphi_B^*, \quad (3.8)$$

яка порівнюється з заданою безпечною висотою, й на основі цієї різниці формується задана вертикальна швидкість для виходу на висоту прольоту вершини:

$$V_{y_3} = -\frac{F_{ГР}^{V_y}}{K_{V_y}} (K_H + K_{\dot{H}P}) \frac{(H_D^* - H_{D_3})}{T_{\Phi P} + 1}. \quad (3.9)$$

Гелікоптер енергійно, але без перерегулювання виходить на задану висоту для обльоту вершини (траєкторія 2).

Протягом виконання маневру промінь далекоміра продовжує стежити за вершиною схилу, надаючи інформацію про D та φ_B^* для обчислення поточного значення H_D^* , доки кут візування рельєфу не досягне свого вихідного значення ($\varphi_B^* = \varphi_B$), після чого вмикається режим стабілізації антени у просторі за допомогою гіростабілізатора. Подальший політ над вершиною призводить до втрати інформації від далекоміра. У цьому випадку доцільно переходити або на управління від радіовисотоміра, або починати поступове зниження аж до наступного підвищення рельєфу (до відновлення інформації далекоміра).



Аналізуючи рис. 3.4, зауважимо, 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 за задану істинну висоту приймається висота в момент вмикання з плавним зменшенням її до висоти, встановленої на покажчику радіовисотоміра.

При застосуванні далекоміра зі скануючою антеною виникає можливість визначення висоти перешкод, які не можуть бути подоланими тільки за інформацією радіовисотоміра. При підльоті до цих перешкод управління перемикається на стабілізацію похилої дальності або випередженої висоти за вище викладеним алгоритмом, а після прольоту вершини знову вмикається стабілізація істинної висоти польоту. За інформацією від скануючої антени можна також організувати управління, яке забезпечує обхід перешкод маневром у горизонтальній площині.

3.3. Обґрунтування вибору способу управління маловисотним польотом

При стабілізації похилої дальності або випередженої висоти певні проблеми виникають при обльоті вершини та заднього схилу рельєфу, оскільки при цьому, по-перше, втрачається інформація від радіолокаційного далекоміра в момент переходу променя далекоміра за вершину. По-друге, вихід над вершиною здійснюється з великим перерегулюванням, оскільки обліт переднього схилу виконується з позитивною вертикальною швидкістю аж до вершини. Тому при обльоті вершини в цей момент доцільно переходити на управління від радіовисотоміра, тобто наявність висотоміра в контурі МВП обов'язкове.

До того ж більшість типів гелікоптерів не обладнані радіолокаційними далекомірами. Їхнє дооснащення такими приладами потребує перекомпону-

вання планера, переобладнання приладних дощок та систем електроживлення, тобто вимагає значних прямих затрат коштів.

Враховуючи, що територія України це рівнинна та плоско рівнинна місцевість (за виключенням Кримських та Карпатських гір), використання далекомірів при реалізації МВП — не обов'язкове, та, як уже зазначалось, економічно не вигідне. Тобто при польоті на малій висоті можна застосовувати інформацію від РВ.

Але використання інформації від радіовисотоміра у чистому вигляді також буде некоректне, оскільки, як зазначалось раніше, це має певні недоліки.

Отже, проаналізувавши переваги та недоліки способів управління МВП, в даній магістерській роботі необхідно розробити алгоритми управління МВП гелікоптера за інформацією від РВ, які максимально усувають існуючі недоліки застосування РВ. На наш погляд це може бути алгоритм з прогнозуванням зміни нахилу рельєфу. Таке прогнозування можна здійснити за інформацією про швидкість зміни сигналу РВ, з урахуванням вертикальної швидкості гелікоптера. Це в деякій мірі може усунути той недолік який притаманний для РВ.

Для підвищення комфортності польоту на МВ (висота не надмала) можна запропонувати алгоритм чергування стабілізації барометричної та істинної висоти. При цьому при польоті з стабілізацією барометричної висоти весь час контролюється істинна висота. Саме за таким принципом в наш час реалізується МВП досвідченими пілотами гелікоптера.

4. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Переміщення і польоти на малих висотах з постійним переключенням каналів управління є практично основним режимом роботи гелікоптера. У документації з льотної експлуатації гелікоптерів даються обмеження для виконання польотів на малих і надмалих висотах, зокрема:

- над сильно пересіченою місцевістю (яри, балки, обриви) політ дозволяється на висоті не менше 20 м над рельєфом місцевості і зі швидкістю не менше 60 км/год.
- переміщення на гранично малій висоті виконуються вперед із швидкістю до 20...30 км/год, назад й убік - до 10 км/год;
- дозволяється проліт над перешкодами по висоті не менше 5 м;

Ускладнення горизонтального польоту вертольоту на гранично малих висотах обумовлено такими основними чинниками:

- пілотування об'єднується з безупинним візуальним спостереженням за місцевістю, за курсом польоту з метою своєчасного виявлення й обльоту перешкод;
- для збільшення дальності і надійності виявлення перешкод у спостереженні повинні брати участь усі члени екіпажу;
- радіотехнічні засоби не можуть бути використані повною мірою через зменшення дальності їхньої дії;
- при польоті над лісовими масивами і пересіченою місцевістю радіовисотоміри дають показання з певною похибкою;
- постійна небезпека зіткнення з земною поверхнею, наземними перешкодами або птахами, необхідність частого маневрування по висоті і

Кафедра АКІК

НАУ 20 12 70 000 ПЗ

Виконавець	Нікітюк Д.С.			Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.							
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синьглазов В.М						
					151.КП-204м		

курсу польоту, складність ведення візуального орієнтування, відволікання уваги різноманітними позакабінними сигналами значно збільшують емоційне і психофізіологічне навантаження на пілота і всіх члени екіпажа.

Найбільш характерною помилкою пілотів при виконанні польотів на малих висотах з постійним переключенням каналів управління є невтримання висоти і напрямку польоту. Це у свою чергу викликано неправильним розподілом уваги пілота, що випускає з-під контролю або висоту або напрямки переміщення гелікоптера. Природно, що наслідком цих помилок є зіткнення гелікоптера з наземними перешкодами.

Важливо відзначити, що виникнення особливих ситуацій при виконанні польотів з постійним переключенням каналів управління на гранично малих висотах також може бути пов'язане з помилками в техніці пілотування при спробі обльоту перешкоди .

На даний час розробка двоканальної САУ маловисотним польотом гелікоптера є досить актуальним питанням. Така розробка має підвищити рівень безпеки маловисотного режиму за рахунок автоматизації процесів обробки інформації та управління.

Отже, метою даної роботи є розробка двоканальної системи автоматизованого управління маловисотним польотом гелікоптера. Проаналізувавши попередні розділи, зазначимо, що управління має здійснюватися за інформацією від радіовисотоміра з реалізацією ідеї двоконтурного управління.

Особливістю даної роботи є те, що МВП виконується над плоскорівнинною місцевістю з кутами нахилу рельєфу не більше 6° .

Для досягнення поставленої мети потрібно розв'язати наступні задачі:

- проаналізувати способи управління маловисотним польотом гелікоптера ;

- виявивши недоліки існуючих варіантів управління МВП, запропонувати вдосконалення системи шляхом зміни структури законів управління;
- розробити алгоритми МВП;
- провести синтез контура управління загальним кроком несного гвинта на режимі МВП, а також синтез двоконтурного управління: через канал несного гвинта та канал автомату перекоосу з урахуванням перехресних зв'язків між цими контурами управління;
 - для дослідження синтезованих контурів управління розробити математичну модель рельєфу місцевості;
 - шляхом математичного моделювання дослідити алгоритми маловисотним польотом за новітньою схемою чергування режимів стабілізації барометричної або істинної висоти польоту; також дослідити граничні можливості польоту гелікоптера над плоскорівнинною місцевістю;
 - доробити схему системи автоматизованого управління польотом САУ- В24 під режим МВП.

За критерій якості доцільно обрати:

- швидкодію (при польоті на малих висотах $H < 25\text{м}$) для забезпечення безпеки польоту;
- критерій узагальненої роботи (мінімізацію коливань центра мас гелікоптера при МВП, тобто підвищення комфортності польоту при польоті на висотах більших за 25м).

5. РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ УПРАВЛІННЯ МАЛОВИСОТНИМ ПОЛЬОТОМ

5.1. Розробка алгоритму управління МВП за двоканальною схемою

Наведені в 1 розділі техніки польоту базувалися на управлінні як в каналі загального кроку несного гвинта, так і в поздовжньому каналі автомата перекоосу при цьому гелікоптер для підвищення маневреності польоту на малих висотах набір висоти повинен здійснюватися під кутом до горизонту, тобто по літаковому, так як при підйомі гелікоптера з поступальною швидкістю вертикальна швидкість в 1,5-2 рази більше ніж при вертикальному підйомі гелікоптера. Отже на великих швидкостях зміна висоти польоту повинна здійснюватися через поздовжній канал автомата перекоосу.

Це надає підстави для розробки алгоритмів управління маловисотним польотом за двоканальною схемою, а саме на великих швидкостях через поздовжній канал автомата перекоосу, а на швидкостях менших 150км/год - через канал загального кроку несного гвинта (швидкість 150км/год рекомендована в інструкції з техніки пілотування гелікоптера Ми-8).

- Зміна висоти польоту через поздовжній канал автомата перекоосу в режимі автоматичного управління може відбуватися в режимі управління швидкістю польоту шляхом зменшення заданої швидкості V_3 до 150км/год з одночасним обмеженням кута тангажа до гранично експлуатаційних значень. У цьому випадку гелікоптер буде переведений у кабрирування з набором висоти й одночасним зменшенням швидкості. При наближенні до потрібної швидкості повинна вмикатися стабілізація кута тангажа, а подальше

Кафедра АКІК				НАУ 20 12 70 000 ПЗ			
Виконавець	Нікітюк Д.С.			Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.							
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синеглазов В.М						
					151.КП-204м		

управління вертикальною швидкість перемикається на канал загального кроку несного гвинта.

У каналі загального кроку несного гвинта та в поздовжньому каналі автомата перекоосу, з урахуванням алгоритмів перехресних зв'язків між каналами управління, реалізуються закони управління

$$\begin{aligned}\delta_{\Pi} &= K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z - K_{\text{НГ}}^{\Pi} \delta_{\text{НГ}} \\ \delta_{\text{НГ}} &= K_{V_y}(V_y - V_{y_3}) - K_{\omega_z}^{\text{НГ}} \omega_z - K_V^{\text{НГ}} \Delta V - K_{\delta_{\Pi}}^{\text{НГ}} \delta_{\Pi}\end{aligned}\quad (5.1)$$

де
$$\vartheta_3 = \begin{cases} \frac{K_V}{K_{\vartheta}}(V_y - V_{y_3}) & \text{при } V < V_3 + \sigma \\ \vartheta^* & \text{при } V = V_3 + \sigma \end{cases};$$

$$K_{V_y} = \begin{cases} 0 & \text{при } V < V_3 + \sigma \\ K_{V_y} & \text{при } V = V_3 + \sigma \end{cases},$$

σ – зона допуску, при якій вимикається режим зменшення швидкості;

ϑ^* – кут тангажа, на якому здійснюється припинення зменшення швидкості;

V_{y_3} – вертикальна швидкість набору висоти, яка була в момент перемикавання каналів управління.

Якщо вмикання режиму МВП здійснюється на швидкості більш ніж 150км/год, то управління починає реалізуватися через канал автомата перекоосу. Коли в наслідок маневрування швидкість польоту знизиться до встановленої в алгоритму швидкості, наприклад до 50 км/год, канал автомата перекоосу переводиться в режим стабілізації цієї швидкості, а канал загального кроку несного гвинта перемикається на управління МВП.

Алгоритм реалізації перемикавання двоканального управління наведено на рис. 5.1. Таке переключення управління висотою польоту з одного каналу на інший відбувається ступінчасто.

Однак, для підвищення ефективності маневру в вертикальній площині, в роботі пропонується не ступінчасте переключення, а зміна інтенсивності управління в кожному контурі в залежності від швидкості польоту. Тобто “перекачка” управління на великих швидкостях в канал автомату перекоосу, а на малих – в канал несного гвинта. При цьому обидва канали працюють одночасно, але з різним ступенем інтенсивності.

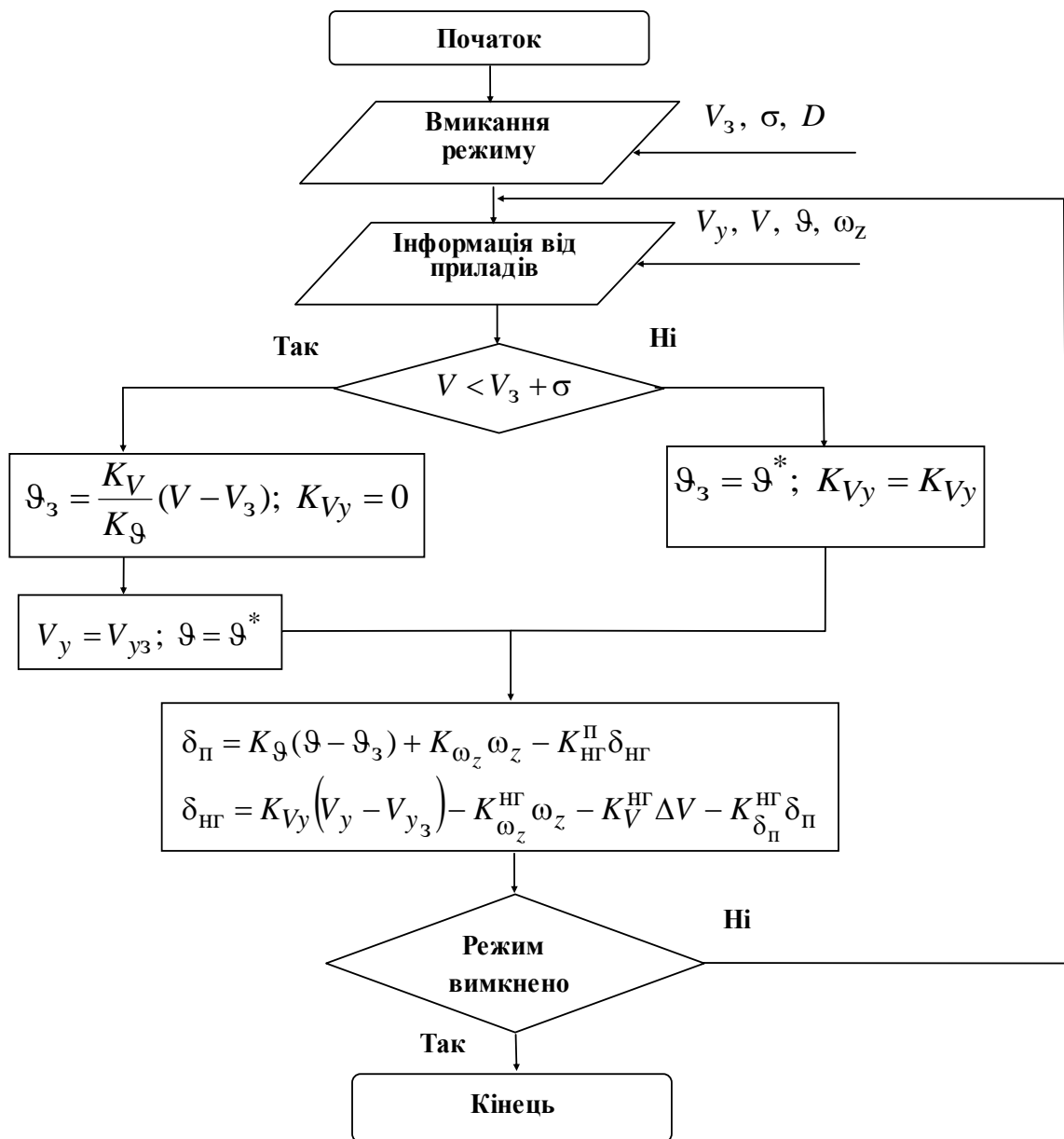


Рис.5.1

В найпростішому випадку зміна інтенсивності може відбуватися за лінійним законом (рис. 5.2)

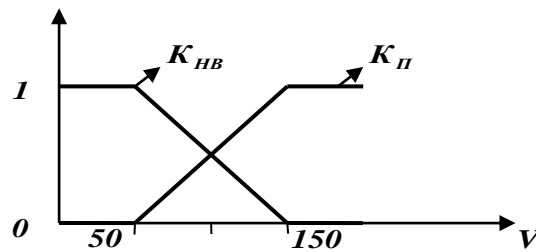


Рис.5.2

При швидкості $V \geq 150 \text{ км/год}$ управління висотою проходить через канал автомата перекосу, а канал несного гвинта працює в режимі компенсації перехресних зв'язків, підтримуючи загальний крок який був в момент відключення режиму НВ. При швидкості $V \leq 50 \text{ км/год}$ управління відбувається через канал несного гвинта, а канал автомата перекосу працює в режимі стабілізації кута тангажа. Якщо швидкість гелікоптера знаходиться в діапазоні від 50 км/год до 150 км/год обидва канали працюють разом..

При управління за лінійним законом реалізуються такі закони управління

$$\begin{aligned} K_{\Pi} \delta_{\Pi} &= K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z - K_{\text{НГ}}^{\Pi} \delta_{\text{НГ}} \\ K_{\text{НГ}} \delta_{\text{НГ}} &= K_{V_y} (V_y - V_{y_3}) - K_{\omega_z}^{\text{НГ}} \omega_z - K_V^{\text{НГ}} \Delta V - K_{\delta_{\Pi}}^{\text{НГ}} \delta_{\Pi} \end{aligned} \quad (5.2)$$

$$\text{де } \vartheta_3 = \begin{cases} \frac{K_{V_y}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y_3}) & \text{при } V > 50 \text{ км/год} \\ \vartheta^* & \text{при } V \leq 50 \text{ км/год} \end{cases},$$

$$K_{V_y} = \begin{cases} 0 & \text{при } V > 150 \text{ км/год} \\ K_{V_y} & \text{при } V < 150 \text{ км/год} \end{cases}$$

σ – зона допуску, при якій припиняється управління; ϑ^* – кут тангажа, на якому здійснюється припинення зменшення швидкості; V_{y_3} – вертикальна

швидкість набору висоти, яка була в момент перемикання каналів управління.

Алгоритми реалізації МВП за двоканальною схемою наведено на рис.5.3

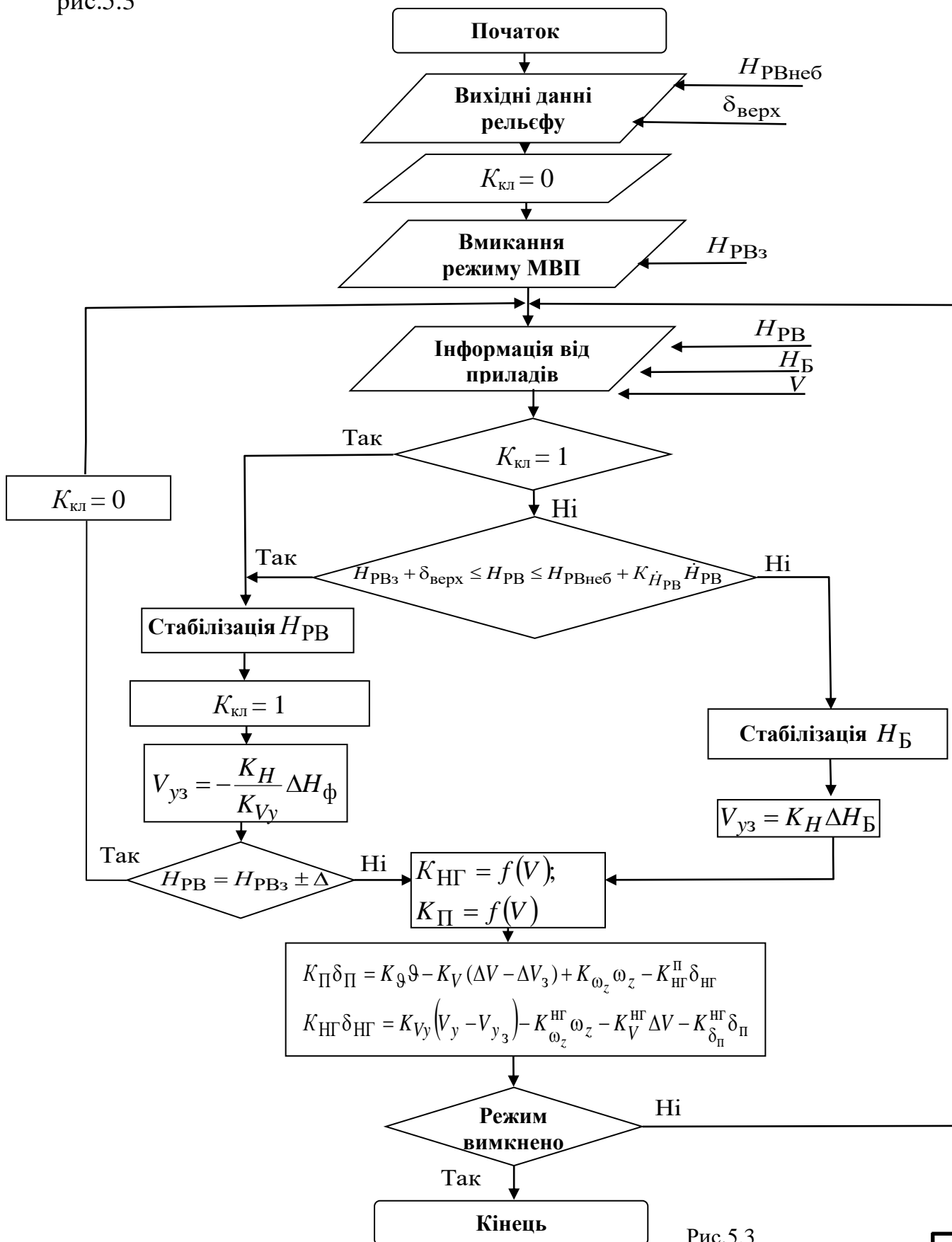


Рис.5.3

5.2. Додаткові алгоритми

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

Методика проектування спеціальних режимів роботи САУ, до яких відноситься режим маловисотного польоту гелікоптера, передбачає вибір методу реалізації спеціального режиму – режиму МВП та розробку для цього режиму алгоритмів управління. Управління МВП може бути реалізовано на основі інформації про істинну висоту польоту через канал управління загальним кроком несного гвинта. Аналіз існуючих САУ гелікоптерів показує, що це є найбільш поширений спосіб реалізації МВП при польоті над плоско-рівнинною місцевістю. Наприклад, в теперішній час в САУ гелікоптера (САУ - В24) в режимі стабілізації малої висоти застосовується такий закон управління:

$$\delta_{\text{НГ}} = K_H \Delta H_{\phi} + K_{V_y} V_y \quad (5.3)$$

де $\Delta H_{\phi} = \frac{\Delta H_{\text{РВ}} + K_{V_y}^* V_y}{T_{\phi} p + 1}$, а $\Delta H_{\text{РВ}} = H_{\text{РВ}} - H_{\text{РВз}}$.

Тут $\delta_{\text{НГ}}$ - відхилення загального кроку несного гвинта;

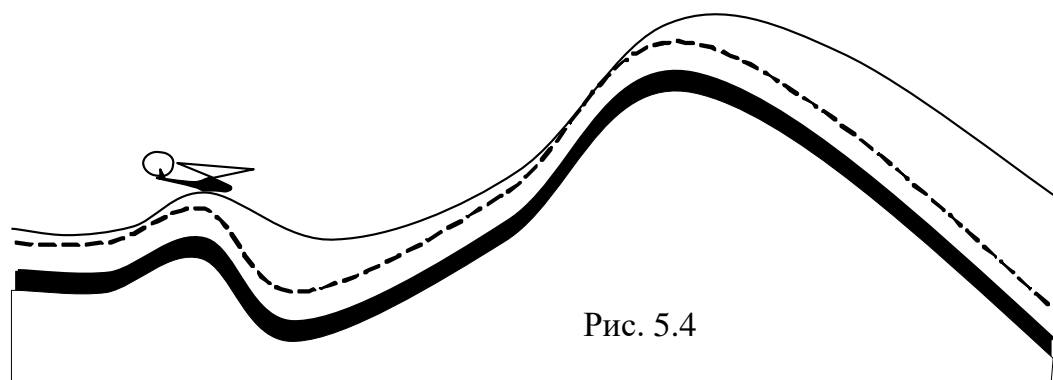
$H_{\text{РВ}}$ – поточна істинна висота, що вимірюється радіовисотоміром;

$H_{\text{РВз}}$ – задана істинна висота, значення якої встановлює пілот на покажчику радіовисотоміра.

Оскільки сигнал радіовисотоміра містить у собі високочастотні шуми, а також інформацію про дрібні складки рельєфу, він повинен бути пропущений крізь високочастотний фільтр $\frac{1}{T_{\phi} p + 1}$, але будь-який фільтр вносить запізнення. Для відновлення інформації про істинну висоту польоту використовується складова $K_{V_y}^* V_y$. Інформацію про швидкість зміни істинної висоти

польоту можна отримати за інформацією від РВ, диференціюючи сигнал $H_{РВ}$. При $K_{Vy}^* = T_{\phi}$ інформація про істинну висоту польоту повністю відновлюється.

Як варіант цей закон може бути взятий за основу при розробці алгоритмів МВП, але недоліком даного алгоритму є обмеження можливості застосування гелікоптера при польоті на достатньо великих швидкостях над складним рельєфом. У роботі передбачається вдосконалення даного алгоритму шляхом змін енергійності управління (збільшення керуючих впливів) при наближенні або при появі тенденції наближення гелікоптера до крутих схилів, тобто до небезпечної висоти. Інформацію про крутизну схилів рельєфу при польоті над плоско-рівнинною місцевістю можна оцінити за швидкістю зміни висоти рельєфу, тобто за похідною сигналу радіовисотоміра. Запропонований алгоритм управління може бути реалізований як система зі змінною структурою. При реалізації цього алгоритму над підстильним рельєфом формується еквідистанта (обвідна рельєфу) як показано на рис. 5.4.



Еквідистанта піднята над рельєфом на висоту безпечної перешкоди $H_{БП}$.

Якщо при польоті гелікоптера на малій висоті сигнал автоматики не виходить за межі певного діапазону висот δ^* , то вважається, що не існує

загрози зіткнення з земною поверхнею, а керуючий сигнал управління загальним кроком несного гвинта формується за таким законом:

$$\delta_{\text{НГ}} = K_{V_y}(V_y - V_{y3}), \quad (5.4)$$

$$V_{y3} = -\frac{K_H}{K_{V_y}} \Delta H_{\phi},$$

де
$$\Delta H_{\phi} = \frac{\Delta H_{\text{РВ}} + K_{V_y}^* V_y}{T_{\phi} p + 1}; \quad \Delta H_{\text{РВ}} = H_{\text{РВ}} - H_{\text{РВ3}}.$$

Тобто реалізується типовий закон управління системи САУ-В-24.

У випадку якщо сигнал автоматики виходить чи має тенденцію до виходу за межі допуску δ^* , тобто виникає загроза зіткнення з земною поверхнею, закон управління змінюється. Умова зміни закону управління може бути представлена алгоритмом виду:

$$\delta^* \geq K_H^* \Delta H_{\text{РВ}} + K_{\dot{H}_{\text{РВ}}} \Delta \dot{H}_{\text{РВ}} + K_{V_y} V_y. \quad (5.5)$$

Перша складова алгоритму враховує зниження гелікоптера до висоти $H_{\text{БП}}$. Друга складова передбачає тенденцію виходу гелікоптера за межі небезпечної висоти за рахунок зміни характеру рельєфу. Третя складова передбачає тенденцію виходу гелікоптера на небезпечну висоту за рахунок власного маневру.

При виконанні даної умови, енергійність відходу гелікоптера від небезпечної перешкоди повинна підсилитися. Це може бути здійснено шляхом корекції сигналу управління загальним кроком несного гвинта.

Попереднє твердження може виражатися, наприклад, таким законом:

$$V_{y3} = \frac{1}{K_V} (K_H \Delta H_{\phi} + K_H^* \Delta H_{\phi} + p K_{\dot{H}} \Delta H_{\phi} + K_{V_y} V_y). \quad (5.6)$$

Збільшення керуючих впливів здійснюється за рахунок підсилення основного керуючого сигналу $K_H \Delta H_\phi$ за рахунок сумування його з сигналом $K_H^* \Delta H_\phi$. Друга складова $-K_{\dot{H}_\phi} \Delta \dot{H}_\phi$, а також складова $K_{V_y} V_y$ забезпечує зберігання стійкості контуру управління при збільшенні позиційного сигналу.

Крім того, алгоритм передбачає зміну характеру огинання гелікоптером переднього або заднього схилу рельєфу, оскільки задній схил повинен огинатися обережно, щоб гелікоптер був у змозі з етапу зниження одразу перейти на набір висоти.

Зміна характеру огинання гелікоптером переднього або заднього схилу рельєфу здійснюється за рахунок зміни сталої часу фільтра T_ϕ , яка при зниженні, тобто при огинанні заднього схилу рельєфу збільшується в 2...3 рази. Інформацію про вихід на передній або на задній схил рельєфу можна отримати, застосовуючи сигнали H_{pB} та \dot{H}_{pB} .

Управління маловисотним польотом при реалізації алгоритму управління за інформацією від радіовисотоміра представлено на рис. 5.5.

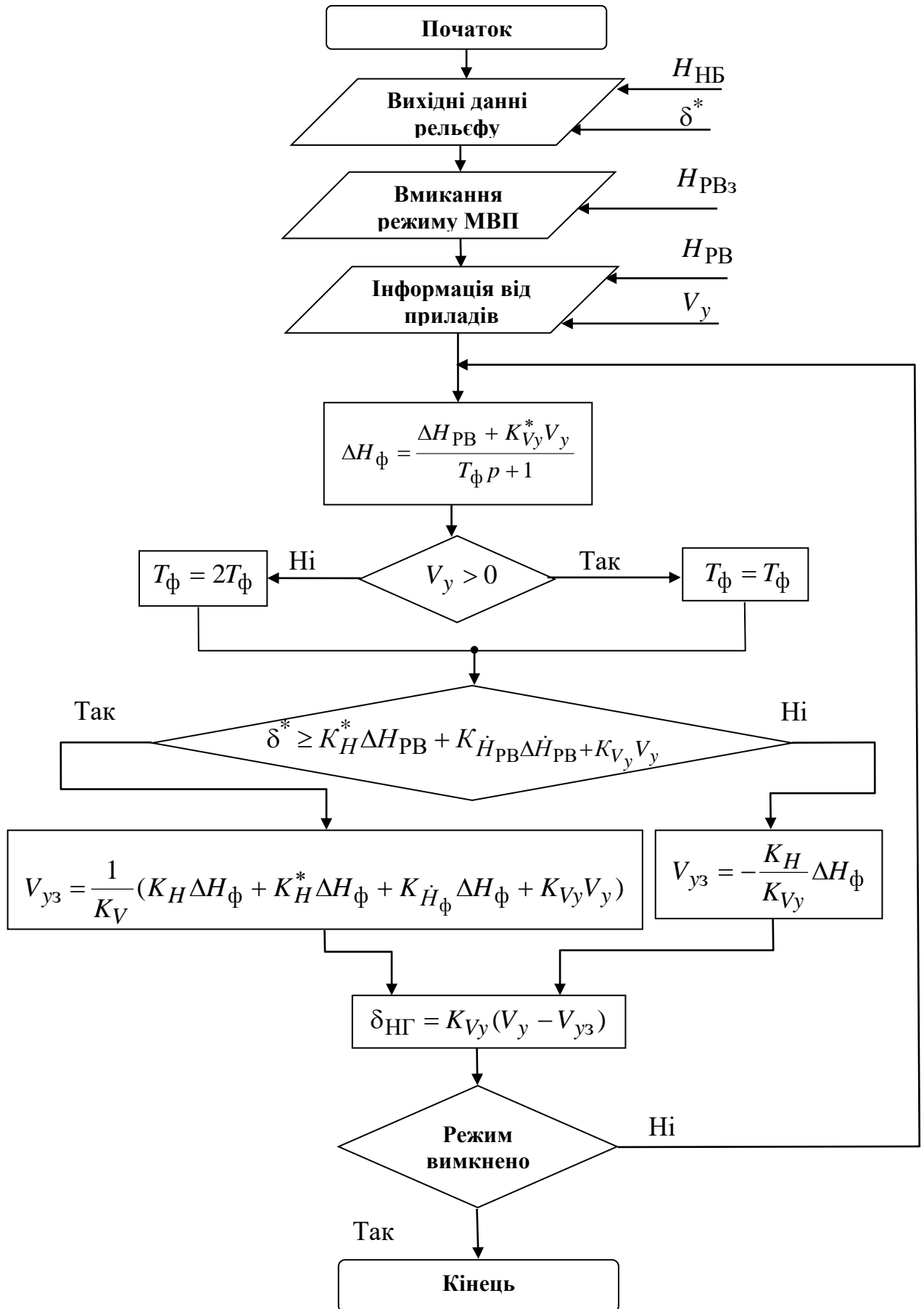


Рис.5.5

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

При виконанні польотних завдань, наприклад, пов'язаних зі спостереженням за ділянками місцевості, які не потребують точного відстеження підстилаючого рельєфу (лісоохорона, патрулювання газо- та нафтопроводів, геологорозвідка, льодова розвідка та ін.) з метою забезпечення певного комфорту членам екіпажу може бути запропонований інший алгоритм, який передбачає перемикання режимів стабілізації істинної та барометричної висот. Управління маловисотним польотом при реалізації такого алгоритму управління пояснюється на рис. 5.6 :

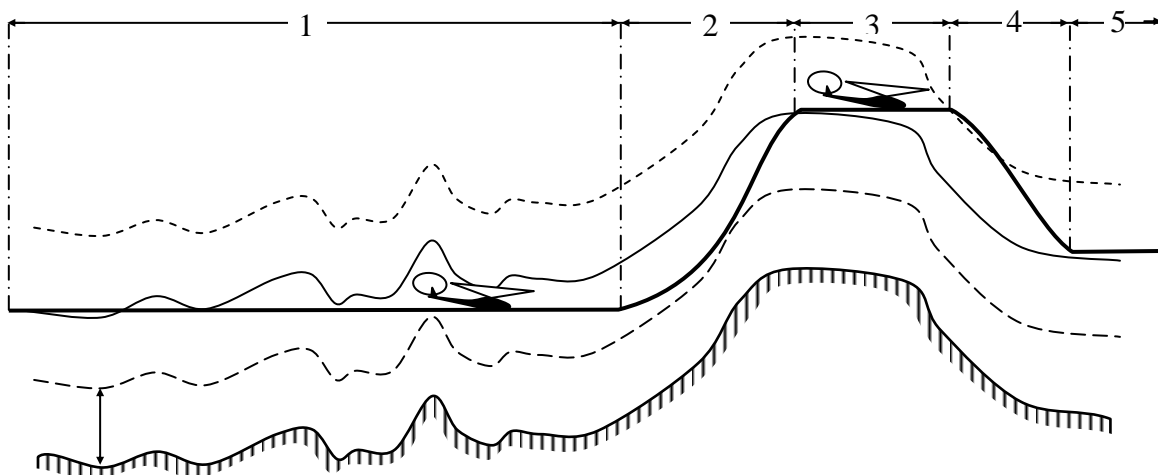


Рис. 5.6

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

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

Над підстилаючим рельєфом формується обвідна допусків по висоті δ^* , яка піднята над рельєфом на висоту $H_{RBнеб}$. Верхня межа обвідної - $H_{RBз} + \delta_{верх}$ ($\delta_{верх}$ також являє собою певну межу допусків). Після вмикання режиму маловисотного польоту одразу вмикається режим стабілізації тієї барометричної висоти, на якій знаходився гелікоптер в момент вмикання режиму. Політ гелікоптера здійснюється за сигналом H_B , який надходить від

барометричного коректора висоти. Одночасно контролюється істинна висота польоту H_{PB} за інформацією від радіовисотоміра (PB).

У випадку виходу гелікоптера за межі допуску або при тенденції виходу, аналогічно з попереднім алгоритмом, управління перемикається на стабілізацію істинної висоти польоту. В цьому режимі гелікоптер повертається на задану істинну висоту $H_{PB3} \pm \Delta$. При підході до заданої істинної висоти польоту знову вмикається режим стабілізації барометричної висоти польоту.

Формалізація такого алгоритму перемикання режимів має вигляд:

$$V_{y3} = \begin{cases} K_H \Delta H_B & \text{при } H_{PB3} + \delta_{\text{верх}} > H_{PB} > H_{PB\text{неб}} + K \dot{H}_{PB} \dot{H}_{PB} \\ K_H \Delta H_{PB} & \text{при } H_{PB3} + \delta_{\text{верх}} \leq H_{PB} \leq H_{PB\text{неб}} + K \dot{H}_{PB} \dot{H}_{PB} \end{cases} \quad (5.7)$$

де $\Delta H_B = H_B - H_{\text{вмк}}$; $\Delta H_{PB} = H_{PB} - H_{PB3}$;

H_B – поточна барометрична висота польоту;

$H_{\text{вмк}}$ – 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. 5.7.

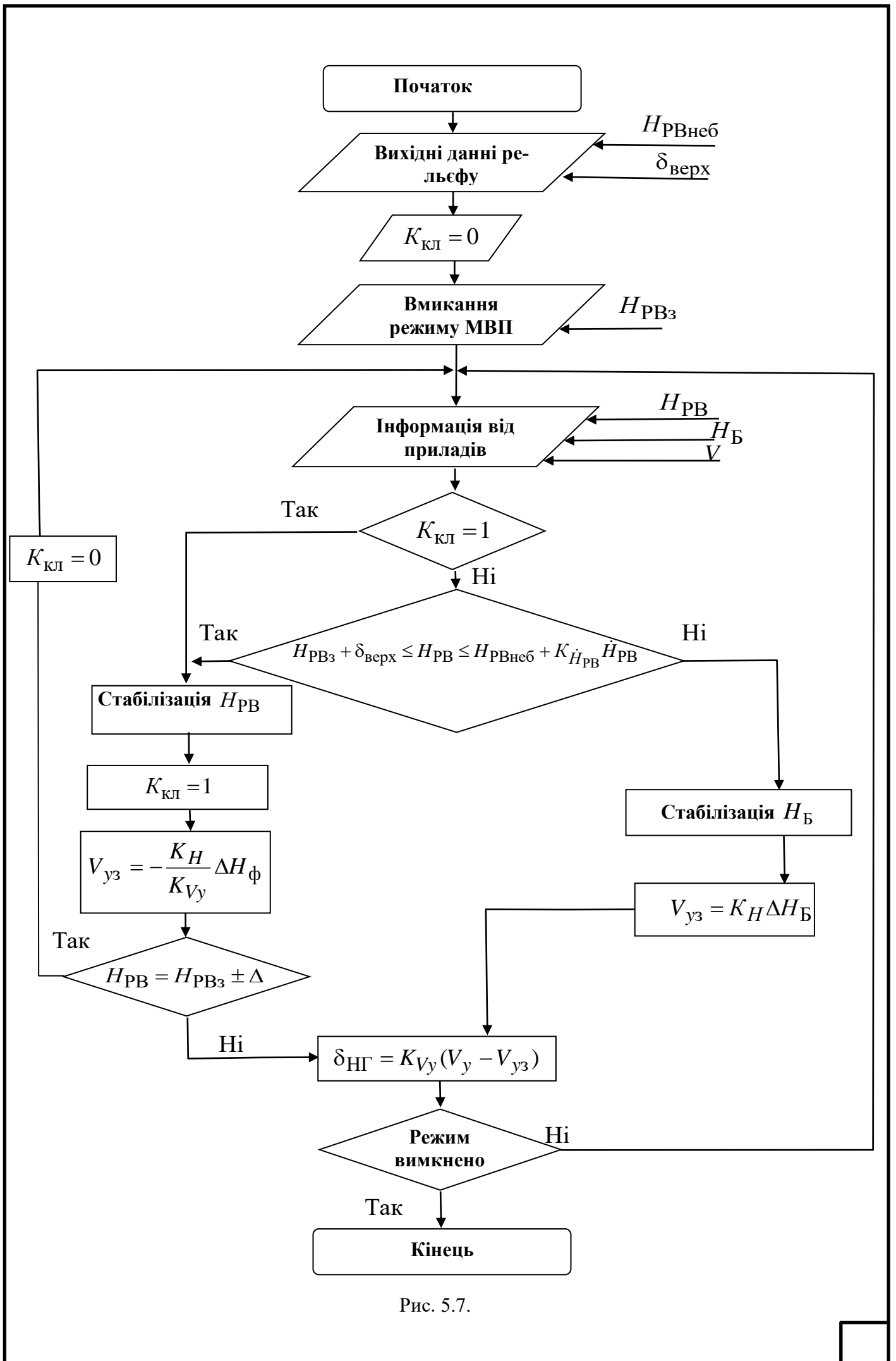


Рис. 5.7.

5.3. Алгоритм управління МВП за двоканальною схемою з чергуванням стабілізації барометричної та істинної висоти

Беручи до уваги попередні додаткові алгоритми, проведемо синтез стабілізації барометричної та істинної висоти з двоканальною схемою управління маловисотним польотом гелікоптера для покращення загальних характеристик польоту, а також зручності управління маловисотним польотом гелікоптером на рис. 5.8.

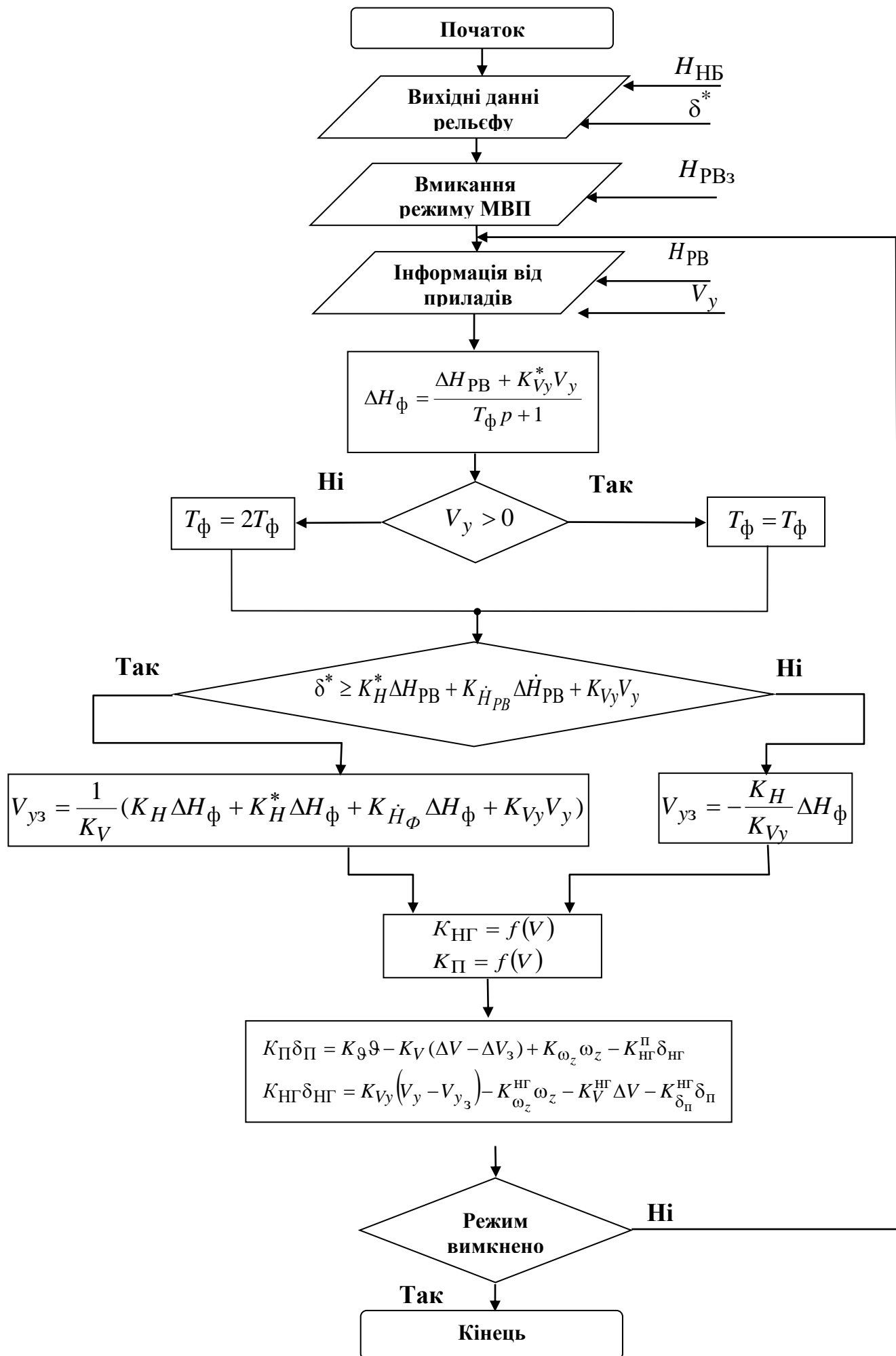


Рис. 5.8

6. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ САУ ГЕЛІКОПТЕРА

6.1 Призначення системи автоматичного управління

Для розробки структурної схеми САУ гелікоптера в роботі будемо брати систему САУ-В24.

Система автоматичного управління САУ-В24 призначена для покращення характеристик стійкості й керованості гелікоптера, зниження втрати членів екіпажу, збільшення ефективності його використання та безпечності польоту. Це призначення САУ забезпечується за рахунок таких функцій:

- демпфування кутових коливань гелікоптера відносно зв'язаних осей;
- стабілізація кутового положення гелікоптера;
- стабілізація заданої барометричної висоти польоту;
- стабілізація геометричної висоти польоту;
- забезпечення польоту з заданим шляховим кутом;
- забезпечення автоматичного весіння гелікоптера;
- стабілізація заданої приладної швидкості польоту;
- виконання довороту по курсу за командою від оператора.

6.2 Основні тактико-технічні характеристики розробленої САУ

Система автоматичного управління має наступні тактико-технічні характеристики:

- час приведення системи в готовність після вмикання живлення – не більше 2 хв.;

Кафедра АКІК				НАУ 20 12 70 000 ПЗ			
Виконавець	Нікітюк Д.С.			Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.							
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синєглазов В.М						
					151.КП-204м		

- помилка стабілізації кутового положення гелікоптера в спокійній атмосфері :

по куту крена - $\pm 0,5^\circ$;

по куту тангажа - $\pm 0,5^\circ$;

по куту курсу - $\pm 1,0^\circ$;

- помилка стабілізації заданої барометричної висоти польоту:

по висоті 1000м - ± 6 м;

більше 1000м - ± 12 м;

- помилка стабілізації заданої приладної швидкості:

при швидкості польоту більше 150км/год – 15км/год;

- помилка витримування заданої геометричної висоти:

при висоті на висоті від 5м до 100м - ± 4 м;

- швидкість уводу гелікоптера від початкової точки в горизонтальній площині – не більше 15м/хв.;

- помилка витримування заданого шляхового кута – не більше 5° ;

- маса системи не більше 25 кг

- помилка автоматичного управління доробленої САУ-В24 зберігає свої характеристики при температурі від -60° до $+60^\circ$ до висоти 10000м;

Додаткові вимоги:

- виконання маневру в вертикальній площині здійснюється двоконтурним управлінням, зберігаючи максимальну вертикальну швидкість при зменшенні швидкості польоту від 250 км./год. до 0 км/год.

- система повинна забезпечувати політ тільки над плоскою рівниною місцевістю з кутом нахилу до 6° .

6.3 Склад і структурна схема системи автоматичного управління

В систему автоматичного управління доробленої нами САУ-В24 входять: вертолітний уніфікований автопілот ВУАП-1, який має такий склад:

- пульт управління ПУ-В;
- пульт управління ПУ-Н;
- пульт управління ПУ-К;
- пульт управління ПУ-Т;
- компенсійний датчик КД;
- датчик кутової швидкості уніфікованого ДКШУ-18АС(ДУСУ-18АС);
- пульт управління “Висіння-маршрут” ПВМ-24;
- пульт управління “Висота-посадка” ПВП-24;
- задатчик шляхового кута ЗШК-24;
- блок обчислювань БО-24;
- блок зв’язку з радіовисотоміром БЗВ-24;
- рама монтажна РМ-24.

Система автоматичного управління в процесі роботи взаємодіє з наступними системами та обладнанням, яке не входить до складу САУ:

- курсова система “Гребінь”;
- малогабаритна гіровертикаль МГВ;
- коректор - задатчик висоти КЗВ;
- коректор – задатчик приладної швидкості КЗШП;
- доплерівський вимірник ДВШЗ “Вінт”;
- радіовисотомір РВ-5 “Челнок”;
- комбінований агрегат управління КАУ-110.

Система автоматичного управління САУ має чотири канали:

- канал управління автоматом перекоосу в поперечній площині

(канал крену);

- канал управління автоматом перекосу в повздовжній площині (канал тангажа);
- канал управління рульовим гвинтом (канал курсу);
- канал управління загальним кроком несного гвинта (канал висоти).

Система автоматичного управління САУ-В24 виконує свої основні функції, використовував принцип регулювання по відхиленню, основними елементами якого являються:

- знаходження поточних значень параметрів руху гелікоптера;
- порівняння поточних параметрів з заданими;
- формування законів управління рульовими агрегатами;
- відхилення рульових органів гелікоптера відносно сформованим законам управління.

Гелікоптер, як об'єкт управління, має особисту нестійкість, яка виявляється при польоті на малих швидкостях та в режимі весіння, при цьому управління гелікоптером потребує від пілота затрати значних сил та відволікає його від виконання інших функцій.

Для зменшення сил, прикладених пілотом до важелів управління, на гелікоптер становлять комбіновані агрегати типу КАУ, які виконують функцію гідропідсилювачів системи автоматичного управління.

Структурна схема САУ і її зв'язок з іншими системами приведена на рис. 6.1.

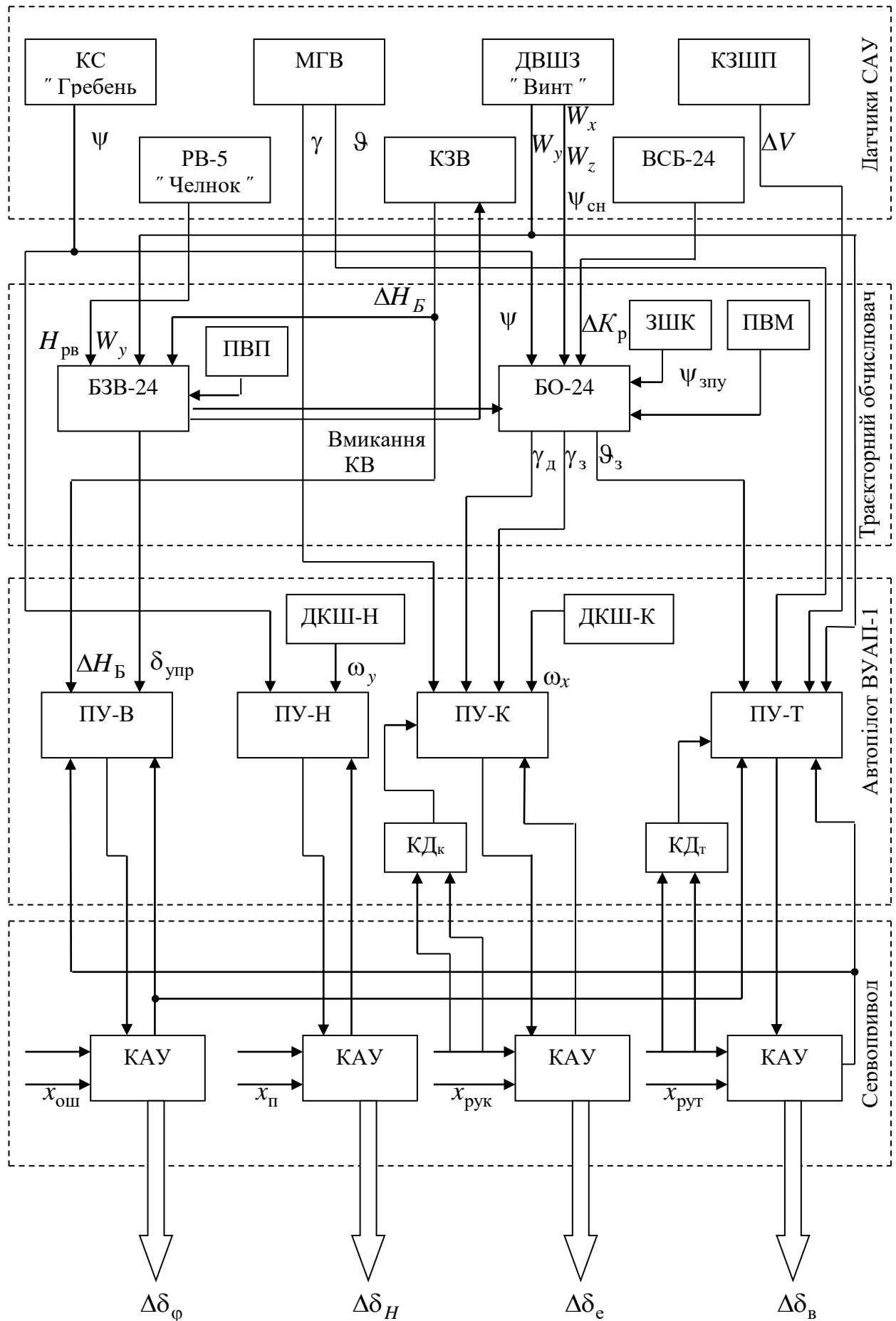


Рис. 6.1

6.4 Призначення блоків схеми системи автоматичного управління

Пульт управління ПУ-В конструктивно об'єднує всі елементи електронної частини каналу управління загальним кроком несного гвинта системи автоматичного управління польотом гелікоптера. Він призначений для виконання наступних задач: вмикання та вимикання каналу управління загальним кроком несного гвинта та забезпечення екіпажу відповідною сигналізацією; перетворення, диференціювання, складання й підсилення керуючих сигналів; індикація положення штока малого циліндру рульового агрегату каналу управління загальним кроком несного гвинта по індикатору нульовому; забезпечення необхідного регулювання каналу управління загальним кроком несного гвинта при експлуатації САУ; використання при земній перевірці системи – за допомогою перемикача “Контроль” та кнопок – табло можемо задавати визначенні сигнали на вхід каналу управління загальним кроком несного гвинта.

Конструктивно пульт управління ПУ-В складається з литої основи, до якого прикріплюють індикатор нульовий, кнопки – табло, перемикач контролю “Контроль”

Пульти управління ПУ-Н, ПУ-К(крена), ПУ-Т(тангажа) мають абсолютно однакову конструкцію й взаємозамінні після перенастройки передаточних коефіцієнтів.

Пульт управління ПУ-Н призначений для виконання наступних операцій:

- обнуління сигналів кута направлення перед вмиканням автопілоту;
- вмикання й вимикання каналу направлення автопілоту;
- введення поправок в польоті за допомогою ручок центрівки;
- перетворення, диференціювання складання й підсилення керуючих сигналів;

- забезпечення необхідним регулюванням параметрів автопілоту при експлуатації;
- індикації положення штоків малого циліндра рульового агрегату каналу направлення по індикатору нульовому, який знаходиться на лицевій панелі;
- використанням при наземній перевірці.

Пульт управління ПУ – К має у своєму складі в основному всі елементи електроніки каналу управління автоматом перекоосу в поперечній площині. Він призначений для виконання наступних операцій:

- обнуління сигналу по куту крену перед включенням рульового агрегату в автоматичний режим роботи;
- включення й відключення каналу управління автоматом перекоосу в поперечній площині й видачі відповідної сигналізації;
- перетворення, диференціювання, складання й підсилення управляючих сигналів;
- індикації положення штока малого циліндру рульового агрегату каналу управління автоматом перекоосу в поперечній площині;
- введення поправок в польоті покуту крену за допомогою ручки центрівки;
- використання при наземній перевірці системи – за допомогою ручки центрівки й кнопок – табло може задавати визначенні сигнали на вхід каналу управління автоматом перекоосу у поперечній площині САУ.

Пульт управління ПУ – Т є практично електронною частиною каналу управління автоматом перекоосу у повздовжній площині. Він призначений для виконання наступних функцій:

- обнуління сигналу по куту тангажа перед включенням рульового агрегату в автоматичний режим роботи;

- включення й відключення каналу управління автоматом перекоосу в повздовжній площині й видачі відповідної сигналізації;
- перетворення, диференціювання, складання й підсилення управляючих сигналів;
- індикації положення штока малого циліндру рульового агрегату каналу управління автоматом перекоосу в повздовжній площині;
- введення поправок в польоті по куту крену за допомогою ручки центрівки;
- використання при наземній перевірці системи – за допомогою ручки центрівки й кнопок табло може задавати визначенні сигнали на вхід каналу управління автоматом перекоосу у повздовжній площині САУ.

В комплект автопілота ВУАП – 1 входять два компенсаційні датчика (ДК), які включенні відповідно у канал управління автоматом перекоосу у поперечній й повздовжній площинах.

Компенсійний датчик використовується для: введення балансуєчих кутів тангажа при зміні пілотом швидкості польоту; гасіння можливих коливань гелікоптера по куту крену, які виникають при відхиленні ручки управління пілотом.

Датчик кутової швидкості уніфікованого ДКШУ-18АС призначений для видачі сигналів, пропорційних кутовим швидкостям гелікоптера відносно його зв'язаних осей. Чутливим елементом датчика є гіроскоп з двома степенями свободи.

Конструктивно датчик кутової швидкості уніфікований складається з наступних основних елементів:

- гіровузол;
- передаточний механізм;
- демпфер;
- моментний датчик.

Гіровузол представляє собою герметично закритий стакан, всередині якого вмонтований асинхронний гіромотор. Для зменшення втрат й підвищення тепловідводу внутрішня частина стакану заповнена воднем. Гіромотор представляє собою трьохфазний асинхронний електродвигун із короткозамкненим ротором.

Передаточний механізм який має у своєму складі дві плоскі пружини, щіткотримач із щітками й потенціометр, призначений для створення протидіючого моменту повороту гіровузла й перетворення кута повороту в електричний сигнал.

Демпфер призначений для збільшення демпфуючих властивостей гіровузла. Моментний датчик призначений для повороту гіровузла при перевірці функціонування системи.

Пульт управління “Висіння-маршрут” ПВМ-24 призначений для: вмикання та вимикання режимів “Висіння” та “Маршрут”; сигналізації про режими роботи системи; сигналізації про наявність живлення та справності взаємодіючих агрегатів.

Пульт управління “Висота-посадка” ПВП-24 призначений для: вмикання та вимикання режимів “Висота” та “Посадка”; сигналізації про режими роботи системи; сигналізації про наявність живлення та справності взаємодіючих агрегатів. Даний пульт дороблений для можливості вмикання одного чи другого режиму роботи маловисотного польоту.

Задатчик шляхового кута ЗШК-24 призначений для формування сигналу пропорційного значенню заданого шляхового кута.

Блок обчислювань БО-24 призначений для формування сигналів управління в співвідношенні з законами управління САУ в режимі “Висіння” та “Маршрут” й при роботі системи з спеціальними навігаційними приладами.

Вмикання й вимикання режимів роботи блока виконується дистанційно по командам з пульта управління ПВМ-24. Формування керуючих сигналів в відповідності з законами управління для реалізації автоматичних режимів польоту гелікоптера здійснюється обчислювальним пристроєм, виконаним у модульному виконання на магнітних пристроях.

Блок зв'язку з радіовисотоміром БЗВ-24 використовується для формування керуючих сигналів в залежності з законом управління САУ в режимі "Висота". Цей блок видає керуючий сигнал в канал загальним кроком несного гвинта та канал автомата перекоосу. В режимі чергування істинної та барометричної висоти видає команду на вмикання КЗВ при переході на стабілізацію барометричної висоти.

Рама монтажна призначена для зниження рівня перевантажень діючі на встановленні блоки БО-24 і БЗВ-24, і для стикування цих блоків з іншими агрегатами системи САУ-24.

Рульові агрегати є виконавчими пристроями САУ – В24, це комбіновані агрегати типу КАУ – 30Б и КАУ – 110, встановлювані по одному в каналах управління загальним кроком несного гвинта, автоматах перекоосу в повздовжній і поперечній площинах.

Можливість спільної роботи льотчика і САУ здійснюється за допомогою так званого диференціального управління, при якому результуюче переміщення органів управління гелікоптера дорівнює алгебраїчній сумі переміщень від керуючих впливів льотчика і САУ. Диференціальне керування здійснюється на гелікоптері за допомогою електрогідравлічних комбінованих агрегатів управління типу КАУ – 110, встановлюваних у систему управління гелікоптера.

Вихідний шток КАУ – 110 може переміщується як від важелів управління льотчика, так і від електричних сигналів САУ. Конструкція рульового

агрегату така, що переміщення органів управління від сигналів САУ не передаються на важелі льотчика й обмежені 20% повного переміщення органів управління.

Таке обмеження необхідне для забезпечення безпеки польоту у випадку відмовлення САУ, тому що більшість можливих відмовлень САУ супроводжується появою однобічного сигналу на виході і швидкому відхиленні органів управління. Разом з тим такий обмежений діапазон роботи органів управління від сигналів САУ в більшості випадків цілком достатній для відбивання реальних збурень, що діють на гелікоптер, і стабілізації кутових положень гелікоптера.

Комбінований агрегат управління КАУ-110 є електрогідравлічним силовим виконавчим механізмом у системі управління гелікоптера. Він призначений для зниження зусиль, які прикладаються льотчиком до органів управління, і використання як виконавчий пристрій у системі автоматичного управління.

Конструктивно КАУ-110 складається з наступних основних вузлів:

- клапан включення (переключення) гідросистем;
- клапан включення автоматичного (комбінованого) управління;
- циліндр і шток рульової машинки;
- стопор штока рульової машинки;
- циліндр і шток виконавчого агрегату;
- гідропідсилювач з електромеханічним перетворювачем;
- механізм відключення механічного зворотнього зв'язку;
- лінійний індукційний безконтактний датчик кута.

Реалізація алгоритмів здійснюється в блоці БЗВ-24, доробку якого, у складі САУ необхідно зробити. Цей блок буде реалізує зміну інтенсивності управління з загального кроку несного гвинта на автомат перекоосу й назад.

7. СИНТЕЗ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ МАЛОВИСОТНИМ ПОЛЬОТОМ

7.1 Розробка математичної моделі гелікоптера

Основою синтезу будь-якого контуру автоматичного управління є математична модель об'єкта управління, у нашому випадку це математична модель гелікоптера, яка повинна бути придатною для проведення синтезу контурів автоматичного управління з використанням інженерних методів синтезу, а також для проведення досліджень контурів автоматичного управління шляхом математичного моделювання динаміки польоту гелікоптера цього типу. Для таких цілей зазвичай використовують лінійні математичні моделі. Але для конкретизації моделей повинні бути, для конкретних умов польоту (режимів), для конкретного типу гелікоптера, розраховані значення коефіцієнтів цих математичних моделей.

Строгий опис динаміки гелікоптера істотно складніше опису динаміки жорсткого літака. Це обумовлено тим, що кожна лопать несного гвинта має від однієї (для так званих «твердих» несних гвинтів) до трьох (для звичайних гвинтів) додаткових обертальних ступенів вільності.

Ці ступені вільності створюються так називаними осьовими, горизонтальними і вертикальними шарнірами. Крім того, самі лопаті несного гвинта досить гнучкі і здобувають необхідну несучу здатність тільки за рахунок відцентрових сил.

При розробці прийнятної для практичного застосування математичної моделі гелікоптера звичайно користуються спрощеною моделлю несного гвинта. У власному обертальному русі будемо розглядати несний гвинт як

Кафедра АКІК				НАУ 20 12 70 000 ПЗ			
Виконавець	Нікітюк Д.С.			Система автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.							
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синєглазов В.М						
					151.КП-204м		

тверде тіло, що обертається навколо нерухомої осі. Це може бути аргументоване тим, що коливальні рухи лопатей, що існують при відхиленні осі конуса несного гвинта від осі обертання (осі втулки), викликають циклічні пульсації, непомітні в середньому русі. Моменти коріолісових сил, що виникають при зміні положення осі конуса несного гвинта, також не роблять помітного впливу на середню швидкість обертання гвинта. Відповідно до цього для несного гвинта записуємо

$$J_{\text{НГ}}\dot{\Omega} + M_{\text{НГ}}(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}) = M_{\text{ДВ}}(\delta_{\text{СГ}}) \quad (7.1)$$

де $J_{\text{НГ}}$ — момент інерції несного гвинта;

Ω — швидкість обертання несного гвинта;

$M_{\text{НГ}}$ — момент опору обертання, що залежить крім Ω від загального кроку гвинта $\delta_{\text{СГ}}$ і повітряної швидкості V_{y1} уздовж осі O_{y1} гелікоптера;

$M_{\text{ДВ}}$ - момент двигуна, що залежить від положення сектора газу $\delta_{\text{СГ}}$.

Головними параметрами, від яких залежить тяга несного гвинта T , є $\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}$. Однак при наявності поступальної швидкості уздовж осей O_{x1}, O_{z1} виникає додаткова піднімальна сила, що залежить від V_{x1}, V_{z1} , а також від кута нахилу осі конуса несного гвинта. Останній залежить від відхилень ручки керування, точніше, відхилень шайби автомата перекоосу $\delta_{\text{П}}, \delta_{\text{Б}}$, а також кутових швидкостей тангажа ω_{z1} і крену ω_{x1} . Тому

$$T = T(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}, V_{x1}, V_{z1}, \delta_{\text{П}}, \delta_{\text{Б}}, \omega_{x1}, \omega_{z1}). \quad (7.2)$$

Подальші рівняння відносяться до одногвинтового гелікоптера. Усі рушійні і керуючі сили і моменти, за винятком моменту ристання, створюються в основному несним гвинтом. Сила Y_1 уздовж зв'язаної нормальної осі O_{y1} дорівнює проекції тяги T на цю вісь плюс проекція піднімальної сили фюзеляжу. Тому Y_1 залежить від тих же параметрів, що і T

$$Y_1 = Y_1(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}, V_{x1}, V_{z1}, \delta_{\text{П}}, \delta_{\text{Б}}, \omega_{x1}, \omega_{z1}). \quad (7.3)$$

Сила X_1 уздовж подовжньої зв'язаної осі гелікоптера складається з проекції сили T на цю вісь, а також проекції сили лобового опору. Тому

$$X_1 = X_1(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}, V_{x1}, V_{z1}, \delta_{\text{П}}, \delta_{\text{Б}}, \omega_{x1}, \omega_{z1}). \quad (7.4)$$

Аналогічне походження має сила уздовж поперечної зв'язаної осі гелікоптера. Силу уздовж цієї осі створює також хвостовий гвинт. Тому

$$Z_1 = Z_1(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}, V_{x1}, V_{z1}, \delta_{\text{П}}, \delta_{\text{Б}}, \delta_{\text{ХГ}}, \omega_{x1}, \omega_{z1}, \omega_{y1}). \quad (7.5)$$

При відхиленні осі конуса, таким чином, і вектора сили тяги несного гвинта, ця сила створює керуючі моменти тангажа і крена. Крім того, при поступальному русі гелікоптера деякі моменти тангажа і крена виникають за рахунок кутів атаки і ковзання фюзеляжу. З огляду на вираз (7.4), (7.5) знайдемо

$$M_{x1} = M_{x1}(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}, V_{x1}, V_{z1}, \delta_{\text{П}}, \delta_{\text{Б}}, \delta_{\text{ХГ}}, \omega_{x1}, \omega_{z1}). \quad (7.6)$$

$$M_{z1} = M_{z1}(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}, V_{x1}, V_{z1}, \delta_{\text{П}}, \delta_{\text{Б}}, \omega_{x1}, \omega_{z1}). \quad (7.7)$$

Момент щодо нормальної зв'язаної осі O_{y1} складається з моменту - $M_{\text{ДВ}}(\delta_{\text{СГ}})$ створеного двигуном; моменту хвостового гвинта $M_{\text{ХГ}}(\delta_{\text{ХГ}}, \omega_{y1})$, що залежить від кроку цього гвинта і $\delta_{\text{ХГ}}$ кутової швидкості ристання; моменту фюзеляжу і вертикального оперення $M_{\text{ФЮ}}(\omega_{y1}, V_{z1}, V_{x1})$, що залежить від кутової швидкості ристання і кута ковзання. Таким чином,

$$\begin{aligned} M_{y1} &= M_{y1}(\delta_{\text{ХГ}}, \omega_{y1}, \delta_{\text{СГ}}, V_{z1}, V_{x1}) = \\ &= -M_{\text{ДВ}}(\delta_{\text{СГ}}) + M_{\text{ХГ}}(\delta_{\text{ХГ}}, \omega_{y1}) + M_{\text{ФЮ}}(\omega_{y1}, V_{z1}, V_{x1}). \end{aligned} \quad (7.8)$$

Рух фюзеляжу гелікоптера як твердого тіла з шістьма ступенями вільності описується шістьма рівняннями Ейлера □ рівняннями сил і моментів, які можуть бути одержані з законів збереження кількості та моменту кількості руху і які у проекціях на осі зв'язаної системи координат мають вигляд

$$\begin{aligned}
m(\dot{V}_{x1} + \omega_{y1}V_{z1} - \omega_{z1}V_{y1}) &= X_1(\delta_{\sigma}, \delta_{\Pi}, \delta_{\text{НГ}}, V_{z1}, V_{x1}, V_{y1}, \omega_{y1}, \omega_{x1}, \Omega) \\
&- mg\varepsilon_{21}; \\
m(\dot{V}_{y1} + \omega_{z1}V_{x1} - \omega_{x1}V_{z1}) &= Y_1(\delta_{\sigma}, \delta_{\Pi}, \delta_{\text{НГ}}, V_{z1}, V_{x1}, V_{y1}, \omega_{y1}, \omega_{x1}, \Omega) \\
&- mg\varepsilon_{22}; \\
m(\dot{V}_{z1} + \omega_{x1}V_{y1} - \omega_{y1}V_{x1}) &= Z_1(\delta_{\sigma}, \delta_{\Pi}, \delta_{\text{НГ}}, \delta_{\text{ХГ}}, V_{z1}, V_{x1}, V_{y1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}, \omega_{x1}, \Omega) - \\
&- mg\varepsilon_{23}; I_x \dot{\omega}_{x1} + (I_z - I_y)\omega_{z1}\omega_{y1} = M_{x1}; \\
I_y \dot{\omega}_{y1} + (I_x - I_z)\omega_{x1}\omega_{z1} &= M_{y1}; \\
I_z \dot{\omega}_{z1} + (I_y - I_x)\omega_{y1}\omega_{x1} &= M_{z1}, \\
J_{\text{НГ}} \dot{\Omega} + M_{\text{НГ}}(\Omega, \delta_{\text{НГ}}, V_{y1}) &= M_{\text{ДВ}}(\delta_{\text{СГ}}); \\
\dot{\varepsilon}_{11} + \omega_{y1}\varepsilon_{13} - \omega_{z1}\varepsilon_{12} &= 0; \quad \dot{\varepsilon}_{12} + \omega_{z1}\varepsilon_{11} - \omega_{x1}\varepsilon_{13} = 0; \\
\dot{\varepsilon}_{13} + \omega_{x1}\varepsilon_{12} - \omega_{y1}\varepsilon_{11} &= 0; \quad \dot{\varepsilon}_{21} + \omega_{y1}\varepsilon_{23} - \omega_{z1}\varepsilon_{22} = 0; \\
\dot{\varepsilon}_{22} + \omega_{z1}\varepsilon_{21} - \omega_{x1}\varepsilon_{23} &= 0; \quad \dot{\varepsilon}_{23} + \omega_{x1}\varepsilon_{22} - \omega_{y1}\varepsilon_{21} = 0; \\
\dot{\varepsilon}_{31} + \omega_{y1}\varepsilon_{33} - \omega_{z1}\varepsilon_{32} &= 0; \quad \dot{\varepsilon}_{32} + \omega_{z1}\varepsilon_{31} - \omega_{x1}\varepsilon_{33} = 0; \\
\dot{\varepsilon}_{33} + \omega_{x1}\varepsilon_{32} - \omega_{y1}\varepsilon_{31} &= 0; \\
\dot{x} &= V_{x1}\varepsilon_{11} + V_{y1}\varepsilon_{12} + V_{z1}\varepsilon_{13}; \\
\dot{y} &= V_{x1}\varepsilon_{21} + V_{y1}\varepsilon_{22} + V_{z1}\varepsilon_{23}; \\
\dot{z} &= V_{x1}\varepsilon_{31} + V_{y1}\varepsilon_{32} + V_{z1}\varepsilon_{33},
\end{aligned} \tag{7.9}$$

Застосування нелінійної математичної моделі гелікоптера (7.9) для цілей автоматизованого проектування зустрічає певні труднощі, тому першим кроком на шляху спрощення цих рівнянь є їхня лінеаризація. Обираючи за незбурений рух прямолінійний політ, отримаємо рівняння лінійного наближення – лінеаризовані рівняння, які для цього режиму мають вигляд (7.10).

У рівняннях (7.10) уже відкинуто кілька лінійних членів, коефіцієнти яких при даному незбуреному русі порівняно малі. Така математична модель гелікоптера (7.10) досить громіздка і не цілком зручна для синтезу контурів автоматичного управління.

Однак за допомогою цієї моделі зручно перевіряти вже синтезовані контури управління шляхом математичного моделювання.

$$\begin{aligned}
& \Delta \dot{\omega}_{x1} + a_{mx}^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_{mx}^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_{mx}^{Vx} \Delta V_{x1} + a_{mx}^{Vz} \Delta V_{z1} = \\
& = a_{mx}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_{mx}^{\delta_{\sigma}} \Delta \delta_{\sigma} + a_{mx}^{\delta_{XB}} \Delta \delta_{XB}, \\
& \Delta \dot{\omega}_{y1} + a_{my}^{\omega y} \Delta \omega_{y1} + a_{my}^{Vz} \Delta V_{z1} = a_{my}^{\delta_{\sigma\Gamma}} \Delta \delta_{\sigma\Gamma} + a_{my}^{\delta_{XB}} \Delta \delta_{XB}, \\
& \Delta \dot{\omega}_{z1} + a_{mz}^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_{mz}^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_{mz}^{Vx} \Delta V_{x1} + a_{mz}^{Vy} \Delta V_{y1} + a_{mz}^{Vz} \Delta V_{z1} + a_{mz}^{\Omega} \Delta \Omega = \\
& = a_{mz}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_{mz}^{\delta_{\sigma}} \Delta \delta_{\sigma} + a_{mz}^{\delta_{HB}} \Delta \delta_{HB}, \\
& \Delta \dot{V}_{x1} + a_x^{Vx} \Delta V_{x1} + a_x^{Vz} \Delta V_{z1} + a_x^{Vy} \Delta V_{y1} + a_x^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_x^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta = \\
& = a_x^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_x^{\delta_{\sigma}} \Delta \delta_{\sigma} + a_x^{\delta_{HG}} \Delta \delta_{HG}, \\
& \Delta \dot{V}_{y1} + a_y^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_y^{Vy} \Delta V_{y1} + a_y^{Vx} \Delta V_{x1} + a_y^{\Omega} \Delta \Omega = \\
& = a_y^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_y^{\delta_{\sigma}} \Delta \delta_{\sigma} + a_y^{\delta_{HG}} \Delta \delta_{HG}, \\
& \Delta \dot{V}_{z1} + a_z^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_z^{\omega y} \Delta \omega_{y1} + a_z^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_z^{Vx} \Delta V_{x1} + a_z^{Vz} \Delta V_{z1} + a_z^{\gamma} \Delta \gamma = \\
& = a_z^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_z^{\delta_{\sigma}} \Delta \delta_{\sigma} + a_z^{\delta_{X\Gamma}} \Delta \delta_{X\Gamma}, \\
& \Delta \dot{\Omega} + a_m^{\Omega} \Delta \Omega + a_m^{Vy} \Delta V_{y1} = a_m^{\delta_{\sigma\Gamma}} \Delta \delta_{\sigma\Gamma} + a_m^{\delta_{HG}} \Delta \delta_{HG}, \\
& \Delta \dot{\gamma} - \Delta \omega_x = 0, \Delta \dot{\psi} - \Delta \omega_y = 0, \Delta \dot{\vartheta} - \Delta \omega_z = 0, \\
& \Delta \dot{x} - \Delta V_{x1} + a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta = 0, \Delta \dot{y} - \Delta V_{y1} + a_y^{\vartheta} \Delta \vartheta, \\
& \Delta \dot{z} - \Delta V_{z1} = 0.
\end{aligned} \tag{7.10}$$

Проводити синтез контурів управління доцільно на спрощених моделях. Для дослідження цих моделей вони повинні бути конкретизовані під аеродинамічні характеристики гелікоптера, на якому буде встановлена проєктована САУ.

Лінеаризовані рівняння поздовжнього руху гелікоптера це рівняння кутової швидкості обертання відносно поперечної осі і поступальних швидкостей вздовж поздовжньої та нормальної осей.

$$\begin{aligned}
& \Delta \dot{\omega}_{z1} + a_{mz}^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_{mz}^{Vx} \Delta V_{x1} + a_{mz}^{Vy} \Delta V_{y1} + a_{mz}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_{mz}^{\delta_{HG}} \Delta \delta_{HG} = 0, \\
& \Delta \dot{V}_{x1} + a_x^{Vx} \Delta V_{x1} + a_x^{Vy} \Delta V_{y1} + a_x^{\omega z} \Delta \omega_z + a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta + a_x^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_x^{\delta_{HG}} \Delta \delta_{HG} = 0, \\
& \Delta \dot{V}_{y1} + a_y^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_y^{Vy} \Delta V_{y1} + a_y^{Vx} \Delta V_{x1} + a_y^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_y^{\delta_{HG}} \Delta \delta_{HG} = 0.
\end{aligned} \tag{7.11}$$

Рівняння доповнимо кінематичними співвідношеннями

$$\Delta \dot{x} - \Delta V_{x1} = 0, \quad \Delta \dot{H} - \Delta V_{y1} = 0, \quad \Delta \dot{\vartheta} - \Delta \omega_{z1} = 0. \quad (7.12)$$

де $\Delta x = \int \Delta V_{x1} dt$, $\Delta H = \int \Delta V_{y1} dt$. - повздовжня координата та висота польоту відповідно.

Дослідження моделі проводились с використанням програми візуального моделювання *Simulink*, яка входить до складу універсального математичного пакету програмування *MATLAB*.

Блок-діаграма моделі показана на рис. 7.1.

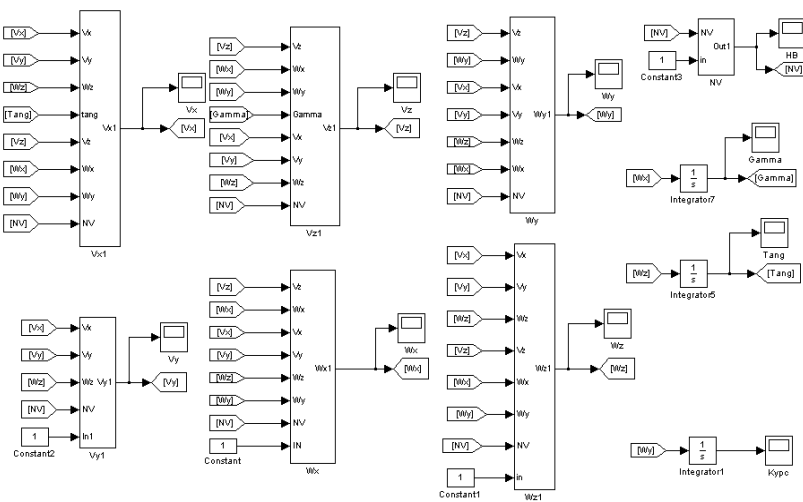


Рис.7.1

На рис. 7.2-7.3 розкрито частина субсистем, що формують окремі рівняння повної системи рівнянь математичної моделі.

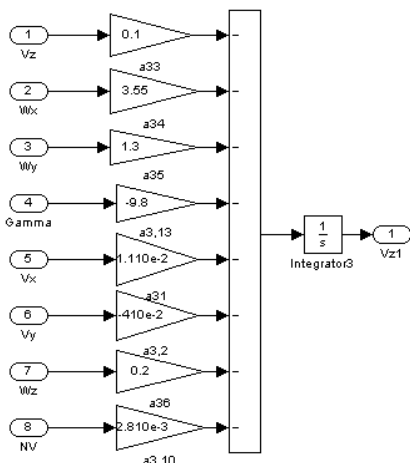


Рис.7.2

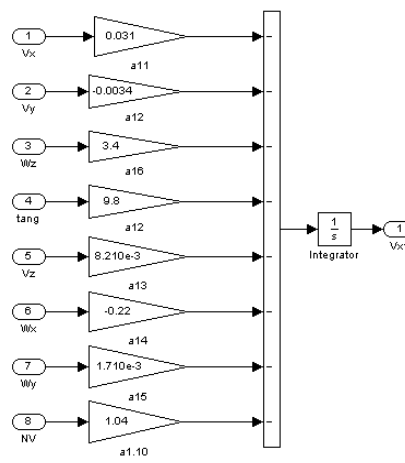


Рис.7.3

Перевірка адекватності створеної моделі здійснювалась шляхом порівняння динаміки поведінки повної моделі зі заздалегідь відомою реакцією гелікоптера на конкретні керуючі впливи. При цьому в моделі на початок досліджень відключалися усі перехресні зв'язки й залишалися тільки основні найбільш вагомі складові моделі, тобто модель перетворювалася на модель окремих ізольованих рухів.

Переконавшись в адекватності спрощених моделей, в модель поступово додавалися окремі складові та перехресні зв'язки. При цьому перевірявся вплив цих складових на модель шляхом порівняння поведінки моделі з фізикою дій додаткових сил і моментів на динаміку руху гелікоптера.

При дослідженні траєкторних рухів гелікоптера, а саме змін висоти, шляхової швидкості, координат місцезнаходження модель була доповнена додатковими складовими.

Зокрема для поздовжнього руху визначалися:

- величина вектора повітряної швидкості $V = \sqrt{V_y^2 + V_x^2}$;
- кут атаки $\alpha = \arcsin \frac{V_{y1}}{V}$ (V_{y1} – складова V вздовж поздовжньої осі);
- кут нахилу траєкторії $\Theta = \vartheta - \alpha$;
- вертикальна швидкість та висота польоту $\dot{H} = V_y = V \sin \Theta$;
- шляхова швидкість та пройдений шлях $\dot{X} = V_{\text{ш}} = V \cos \Theta$

Блок-діаграма моделі поздовжнього руху гелікоптера, що доповнена рівняннями траєкторних рухів показана на рис. 7.4.

На рис. 7.5 показані результати перевірки адекватності створеної моделі для поздовжнього та поперечного каналів без врахування перехресних зв'язків, а на рис. 7.6 – з урахуванням більшості найбільш суттєвих зв'язків.

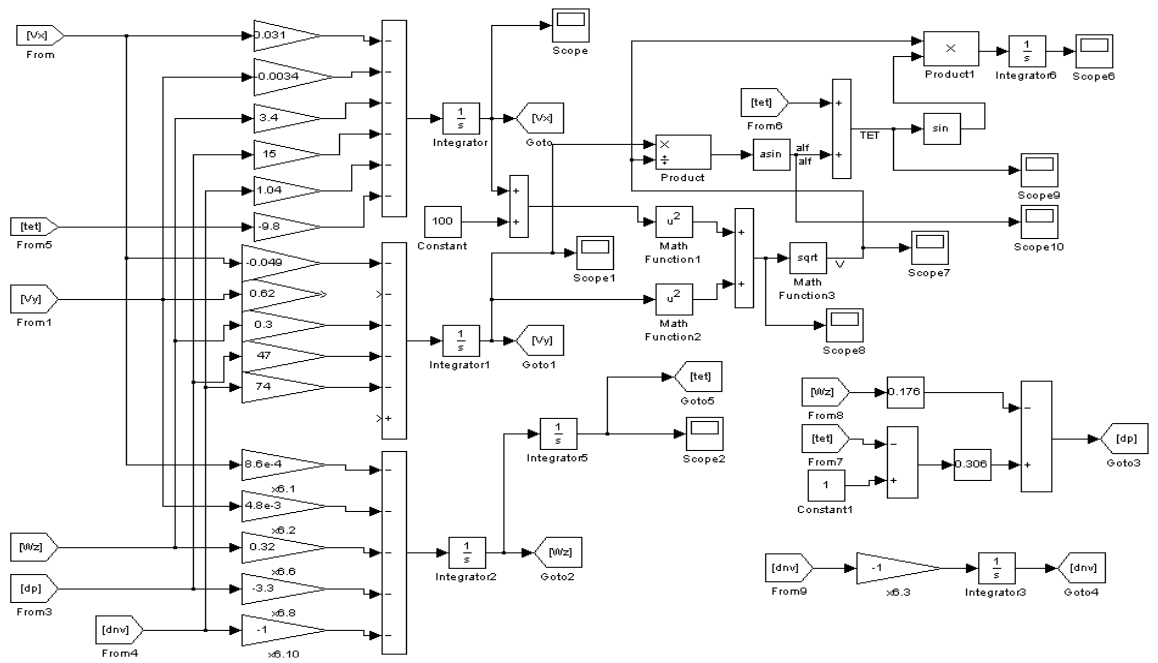


Рис.7.4

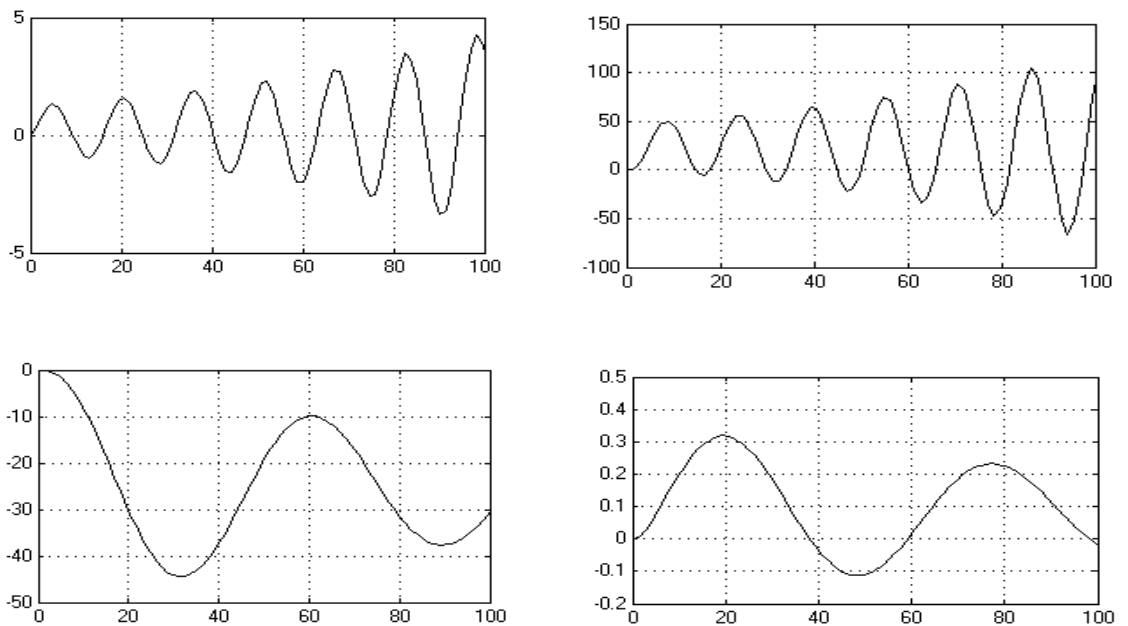


Рис. 7.5

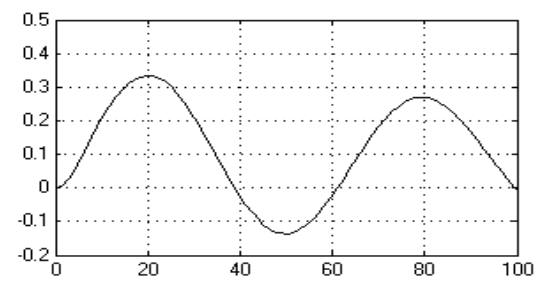
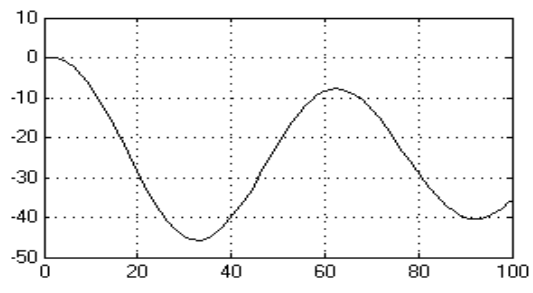
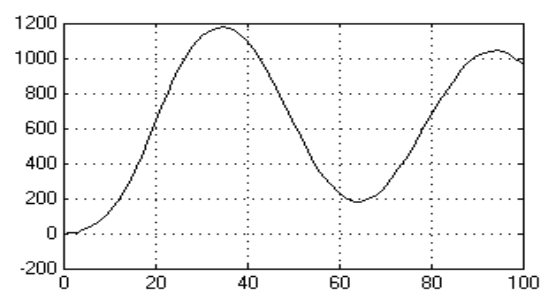
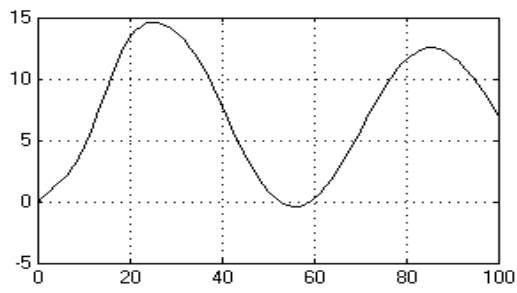
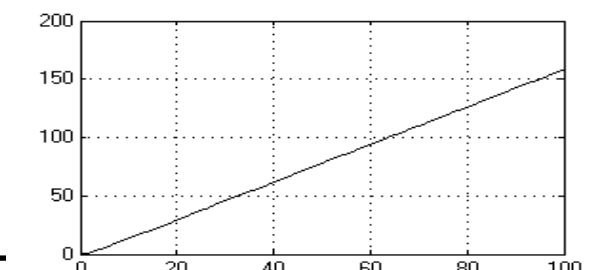
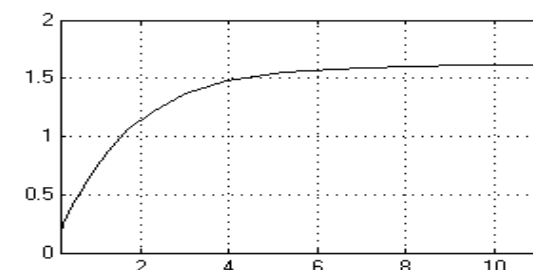
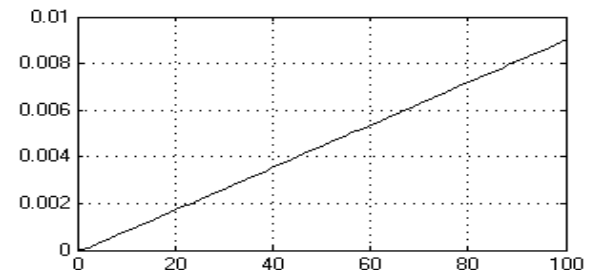
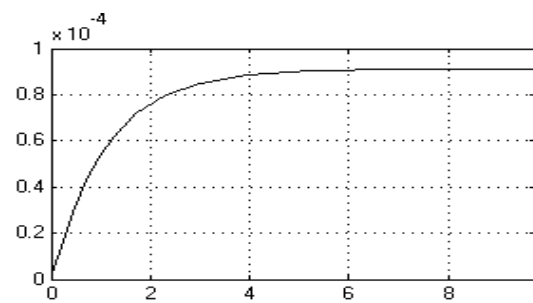


Рис.7.6

Аналогічні дослідження були проведені для каналів загального кроку несного гвинта та для каналу хвостового гвинта рис. 7.7-7.8.



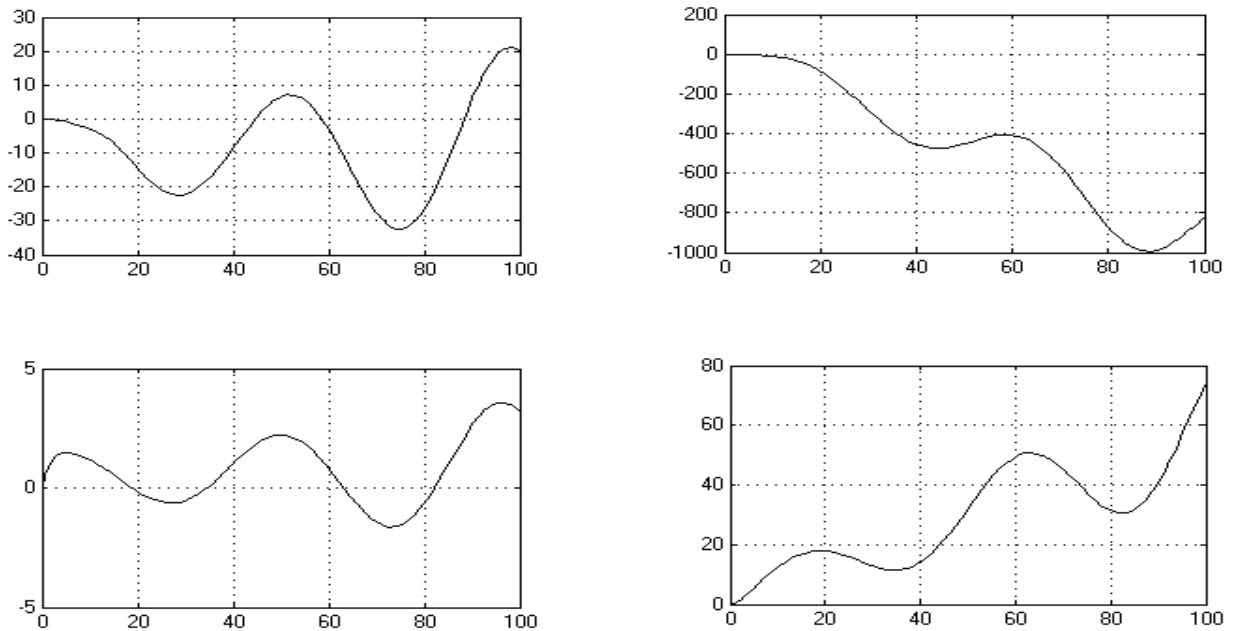


Рис. 7.8

Саме ці моделі застосовувались для проведення синтезу та досліджень синтезованих контурів автоматичного управління рухом гелікоптера.

7.2. Розрахунок коефіцієнтів математичної моделі

Коефіцієнти математичних моделей, що наведені вище мають наступні вирази:

$$a_{mx}^{\omega x} = -\frac{1}{J_{x1}} \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial \omega_{x1}} \right)_0, \quad a_{mx}^{\omega z} = -\frac{1}{J_{x1}} \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial \omega_{z1}} \right)_0, \quad a_{mx}^{Vx} = -\frac{1}{J_{x1}} \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial V_{x1}} \right)_0,$$

$$a_{mx}^{Vz} = -\frac{1}{J_{x1}} \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial V_{z1}} \right)_0, \quad a_{mx}^{\delta \Pi} = \frac{1}{J_{x1}} \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial \delta \Pi} \right)_0, \quad a_{mx}^{\delta \sigma} = \frac{1}{J_{x1}} \left(\frac{\partial M_{x1}}{\partial \delta \sigma} \right)_0,$$

$$a_{m_y}^{\omega_y} = -\frac{1}{J_{y1}} \left(\frac{\partial M_{y1}}{\partial \omega_y} \right)_0, \quad a_{m_y}^{V_z} = -\frac{1}{J_{y1}} \left(\frac{\partial M_{y1}}{\partial V_z} \right)_0, \quad a_{m_y}^{\delta_{\text{сг}}} = \frac{1}{J_{y1}} \left(\frac{\partial M_{y1}}{\partial \Delta \delta_{\text{сг}}} \right)_0,$$

$$a_{m_y}^{\delta_{\text{хг}}} = \frac{1}{J_{y1}} \left(\frac{\partial M_{y1}}{\partial \Delta \delta_{\text{хг}}} \right)_0, \quad a_{m_z}^{\omega_x} = -\frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial \omega_{x1}} \right)_0, \quad a_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial \omega_{z1}} \right)_0,$$

$$a_{m_z}^{V_x} = -\frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial V_{x1}} \right)_0, \quad a_{m_z}^{V_y} = -\frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial V_{y1}} \right)_0, \quad a_{m_z}^{V_z} = -\frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial V_{z1}} \right)_0,$$

$$a_{m_z}^{\Omega} = -\frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial \Omega} \right)_0, \quad a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} = \frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial \delta_{\Pi}} \right)_0, \quad a_{m_z}^{\delta_{\sigma}} = \frac{1}{J_{z1}} \left(\frac{\partial M_{z1}}{\partial \delta_{\sigma}} \right)_0,$$

$$a_x^{\omega_x} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial X_1}{\partial \omega_x} \right)_0, \quad a_x^{\omega_z} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial X_1}{\partial \omega_z} \right)_0 - (V_{y1})_0, \quad a_x^g = g,$$

$$a_x^{\delta_{\Pi}} = \frac{1}{m} \left(\frac{\partial X_1}{\partial \delta_{\Pi}} \right)_0, \quad a_x^{\delta_{\sigma}} = \frac{1}{m} \left(\frac{\partial X_1}{\partial \delta_{\sigma}} \right)_0, \quad a_y^{\omega_z} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Y_1}{\partial \omega_z} \right)_0 + (V_{x1})_0,$$

$$a_y^{V_y} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Y_1}{\partial V_{y1}} \right)_0, \quad a_y^{V_x} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Y_1}{\partial V_{x1}} \right)_0, \quad a_y^{\Omega} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Y_1}{\partial \Omega} \right)_0,$$

$$a_z^{\omega_x} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Z_1}{\partial \omega_{x1}} \right)_0, \quad a_z^{\omega_z} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Z_1}{\partial \omega_{z1}} \right)_0, \quad a_z^{V_x} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Z_1}{\partial V_{x1}} \right)_0,$$

$$a_z^{V_z} = -\frac{1}{m} \left(\frac{\partial Z_1}{\partial V_{z1}} \right)_0, \quad a_z^{\delta_{\Pi}} = \frac{1}{m} \left(\frac{\partial Z_1}{\partial \delta_{\Pi}} \right)_0, \quad a_z^{\delta_{\sigma}} = \frac{1}{m} \left(\frac{\partial Z_1}{\partial \delta_{\sigma}} \right)_0,$$

$$a_m^{\Omega} = -\frac{1}{J_{\text{НГ}}} \left(\frac{\partial M_{\text{НГ}}}{\partial \Omega} \right)_0, \quad a_m^{V_y} = -\frac{1}{J_{\text{НГ}}} \left(\frac{\partial M_{\text{НГ}}}{\partial V_{y1}} \right)_0, \quad a_m^{\delta_{\text{сг}}} = \frac{1}{J_{\text{НГ}}} \left(\frac{\partial M_{\text{ДВ}}}{\partial \delta_{\text{сг}}} \right)_0,$$

$$a_m^{\delta_{\text{НГ}}} = -\frac{1}{J_{\text{НВ}}} \left(\frac{\partial M_{\text{НГ}}}{\partial \delta_{\text{НГ}}} \right)_0, \quad a_z^{\gamma} = -g, \quad a_x^g = (V_{y1})_0, \quad a_y^g = -(V_{x1})_0.$$

Для одного з режимів польоту гелікоптера Ми-6 коефіцієнти математичної моделі повздовжнього руху мають такі значення:

$$\begin{aligned}
a_x^{Vx} &= 0,031 \text{сек}^{-1}, & a_x^{Vy} &= -0,0034 \text{сек}^{-1}, & a_x^{\omega z} &= 3,4 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
a_x^{\delta \Pi} &= 15 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, & a_x^{\delta \text{НГ}} &= 1,04 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, & a_x^{\vartheta} &= 9,8 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \\
a_y^{Vx} &= -0,049 \text{сек}^{-1}, & a_y^{Vy} &= 0,62 \text{сек}^{-1}, \\
a_y^{\omega z} &= 0,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, & a_y^{\delta \Pi} &= 47 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, & a_y^{\delta \text{НГ}} &= 74 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \\
a_{mz}^{Vx} &= 7,710^{-4} \text{м}^{-1}, & a_{mz}^{Vy} &= 4,7510^{-3} \text{м}^{-1}, & a_{mz}^{\omega z} &= 0,32 \text{сек}^{-1}, \\
a_{mz}^{\delta \Pi} &= 3,3 \text{сек}^{-1}, & a_{mz}^{\delta \text{НГ}} &= 1 \text{сек}^{-1}.
\end{aligned}$$

7.3. Синтез контуру управління загальним кроком несного гвинта

Роздивимося процедуру синтезу контурів управління висотою польоту через канал загального кроку несного гвинта.

Аналіз попередніх конструкторських рішень показує, що в системах автоматичного управління гелікоптера зазвичай використовуються контури управління, що побудовані на двоканальних сервоприводах, які складаються з “швидкого” сервопривода з малим діапазоном переміщення рульових органів гелікоптера та з “повільного” сервопривода з великим діапазоном переміщення. У розпорядження швидкодіючого сервопривода, як правило працюючого зі жорстким зворотним зв'язком, віддають до 20% усього діапазону відхилення рульового органу і цього достатньо для парирування основних збурень, що діють на гелікоптер. Компенсація великих збурень, виконання маневрів, які потребують значних відхилень рульових поверхонь, а також перебалансування забезпечуються малошвидкісним сервоприводом з великим діапазоном переміщення рульового органу. Для поліпшення точності управління в усталеному режимі використовують інтегровальні властивості “повільного” сервопривода. Такий двоканальний сервопривод за своїми характеристиками еквівалентний сервоприводу з ізодромним зворотним зв'язком.

Обираючи такий підхід до побудови контурів автоматичного управління, синтезуємо контур управління побудований на основі швидкодіючого сервопривода зі жорстким зворотним зв'язком.

Закон управління при цьому буде мати вигляд

$$\delta\varphi = K_H (H - H_3) + K_{V_y} V_y \quad (7.13)$$

Структура контуру управління висотою польоту зображена на рис. 7.9

Передаточна функція $W_{сп}(p)$ описує перетворення керуючого сигналу сервоприводом без додаткового підсилення (коефіцієнт підсилення сервопривода враховується в передаточних числах автопілоту), тобто $W_{сп}(p) = 1$.

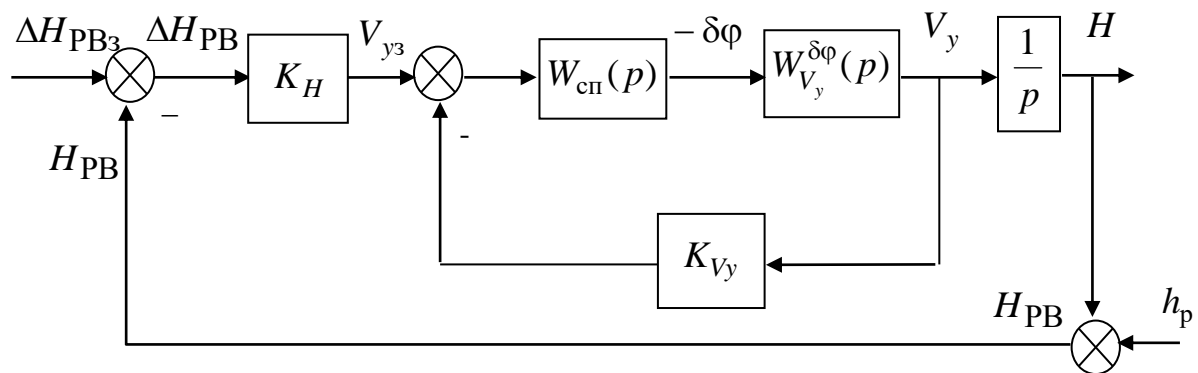


Рис. 7.9

Передаточна функція $W_{V_y}^{\delta\varphi}(p)$ відповідно зі спрощеною моделлю синтезу каналу вертикальної швидкості має вигляд

$$W_{V_y}^{\delta\varphi}(p) = \frac{a_y^{\delta\varphi}}{p + a_y^{V_y}} = \frac{K_{V_y}^{\delta\varphi}}{T_{V_y} p + 1}, \quad (7.15)$$

де
$$K_{V_y}^{\delta\varphi} = \frac{a_y^{\delta\varphi}}{a_y^{V_y}}; \quad T_{V_y} = \frac{1}{a_y^{V_y}}.$$

Передаточна функція внутрішнього замкненого контуру $\Phi_{V_y}^{V_{y3}}(p)$ при цьому має вигляд

$$\Phi_{V_y}^{V_{y3}}(p) = \frac{W_{V_y}^{\delta\varphi}(p)}{1 + W_{V_y}^{\delta\varphi}(p)K_{V_y}} = \frac{K_{V_{yA}}^{\delta\varphi}}{T_{V_{yA}} + 1}, \quad (7.16)$$

де
$$K_{V_{yA}}^{\delta\varphi} = \frac{K_{V_y}^{\delta\varphi}}{1 + K_{V_y}^{\delta\varphi}K_{V_y}}; \quad T_{V_{yA}} = \frac{T_{V_y}}{1 + K_{V_y}^{\delta\varphi}K_{V_y}}.$$

Якщо задаватися потрібним значенням сталої часу $T_{V_{yA}} = 0.5 \dots 1$ с., то формула для розрахунку передаточного числа K_{V_y} стає очевидною

$$K_{V_y} = \frac{T_{V_y} - T_{V_{yA}}}{T_{V_{yA}} K_{V_y}^{\delta\varphi}}. \quad (7.17)$$

У нашому випадку для висоти польоту $H = 500$ м та швидкості польоту $V = 150$ км/г коефіцієнти моделі $a_y^{\delta\varphi} = 74$ м/с²; $a_y^{V_y} = 0,62$ м/с, відповідно

$$K_{V_y}^{\delta\varphi} = \frac{a_y^{\delta\varphi}}{a_y^{V_y}} = 119,35; \quad T_{V_y} = \frac{1}{a_y^{V_y}} = 1,61$$

Обираючи $T_{V_{yA}} = 0,8$ с, отримаємо

$$K_{V_y} = \frac{T_{V_y} - T_{V_{yA}}}{T_{V_{yA}} K_{V_y}^{\delta\varphi}} = 0,00848.$$

Передаточна функція розімкненого контуру управління висотою польоту має вигляд

$$W_H(p) = \frac{K_H K_{V_{yA}}^{\delta\varphi}}{p(T_{V_{yA}} p + 1)}. \quad (7.18)$$

Передаточна функція замкненого контуру управління висотою польоту

$$\Phi_H^{H3}(p) = \frac{W_H(p)}{1 + W_H(p)} = \frac{K_H K_{V_{yA}}^{\delta\varphi} \omega_V}{p^2 + a_1 p + a_0}. \quad (7.19)$$

де $a_1 = (T_{V_{yA}})^{-1}; \quad a_0 = K_H K_{V_{yA}}^{\delta\varphi} (T_{V_{yA}})^{-1}; \quad \omega_V = (T_{V_{yA}})^{-1}.$

Нормуємо характеристичне рівняння замкненої системи

$$S^2 + A_1 S + 1 = 0$$

$$\text{де } S = \frac{p}{\sqrt{a_0}}; \quad A_1 = \frac{a_1}{\sqrt{a_0}} = \frac{1}{\sqrt{T_{VyA} K_H K_{VyA}^{\delta\phi}}} = \frac{1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}{\sqrt{K_H T_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}}$$

Вибір коефіцієнта K_H необхідно проводити з умов критичного згасання перехідних процесів у системі. Це відбувається при значенні коефіцієнта $A_1 = 2$, тому формула розрахунку передаточного числа K_H визначається співвідношенням

$$K_H = \frac{(1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi})^2}{4 T_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}} = 0,005217$$

Аналогічні розрахункові формули можна отримати використовуючи метод логарифмічних амплітудно-частотних характеристик (ЛАЧХ).

ЛАЧХ, яка відповідає передаточній функції розімкненого контуру управління висотою польоту має вигляд показаний на рис. 7.10.

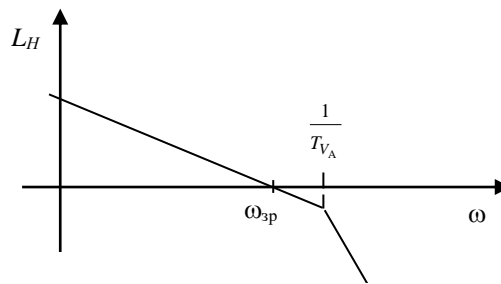


Рис.7.10

Частота зрізу $\omega_{зр}$ повинна знаходитися на ділянці -20дБ/дек , при цьому необхідно щоб була виконана умова

$$\omega_{зр} \leq 0,25 \frac{1}{T_{VyA}} = \frac{1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}{T_{Vy}}, \quad (7.20)$$

З іншого боку частота зрізу визначається як коефіцієнт підсилення передаточної функції розімкненого контуру управління висотою польоту

$$\omega_{зр} \leq K_H K_{VyA}^{\delta\varphi} = K_H \frac{K_{Vy}^{\delta\varphi}}{1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\varphi}}. \quad (7.21)$$

Дорівнюючи праві частини цих співвідношень отримуємо розрахунок формули визначення передаточного числа K_H

$$K_H = \frac{(1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\varphi})^2}{4T_{Vy} K_{Vy}^{\delta\varphi}}, \quad (7.22)$$

яка повністю співпадає з формулою отриманою за методом стандартних коефіцієнтів.

Синтезовані контури управління висотою польоту були перевірені на моделях синтезу шляхом математичного моделювання. Результати моделювання рис. 7.11 та 7.12 підтверджують коректність проведених розрахунків.

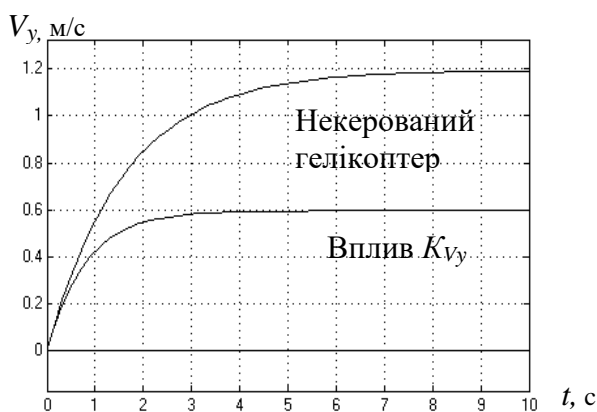


Рис. 7.11

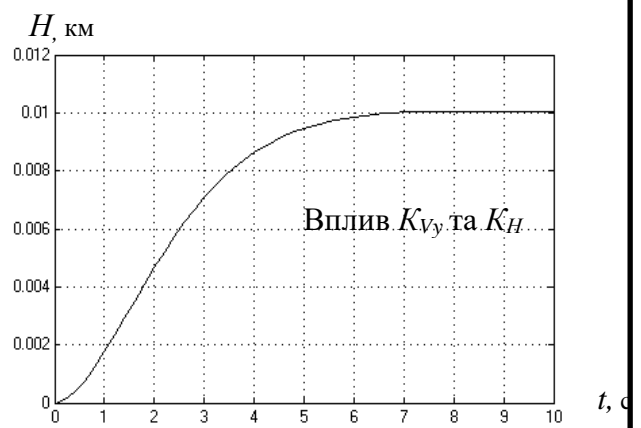


Рис. 7.12

7.4. Синтез контурів управління в поздовжньому та поперечному каналах автомата перекосу

Роздивимося процедуру синтезу контурів управління висотою польоту в поздовжньому та поперечному каналах автомата перекосу, в каналі загального кроку хвостового гвинта.

Закон управління для цього режиму

$$\delta_{\Pi} = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z$$

Структура контуру управління кутом тангажа гелікоптера відповідно до отриманих раніше спрощених моделей гелікоптера має вигляд, що зображений на рис. 7.13

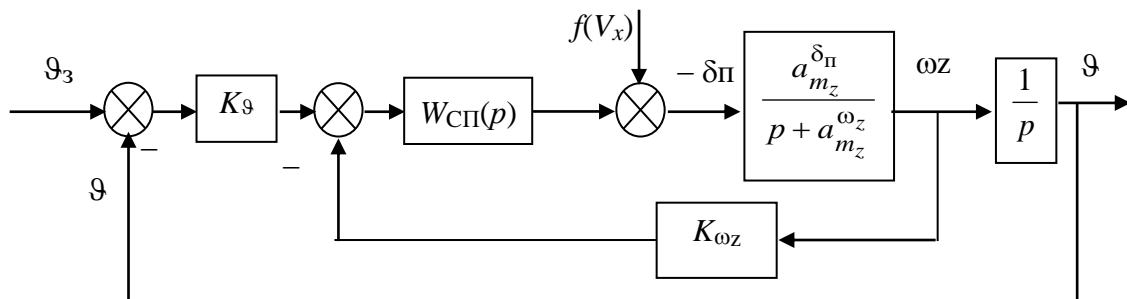


Рис 7.13

Перехресний вплив змін швидкості V_x на динаміку контуру стабілізації кута тангажа можна врахувати як додаткове збурення $f(V_x)$.

Для висоти польоту $H = 500$ м та швидкості польоту $V = 150$ км/г коефіцієнти математичної моделі мають такі значення

$$a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} = 3,3 \text{ с}^{-1}; \quad a_{m_z}^{\omega_z} = 0,32 \text{ с}^{-1},$$

відповідно, коефіцієнт підсилення аперіодичної ланки та її стала часу дорівнюють

$$K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}} = \frac{a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}}{a_{m_z}^{\omega_z}} = 10,3; \quad T_{\omega_z} = \frac{1}{a_{m_z}^{\omega_z}} = 3,125$$

Обираючи $T_{\omega_z}^* = 0,2$ с., отримаємо

$$K_{\omega_z} = \frac{T_{\omega_z} - T_{\omega_z}^*}{T_{\omega_z}^* K_{\omega_z}^{\delta\Pi}} = 1,42.$$

Розрахункова формула визначення передаточного числа K_g , яка отримана за методом стандартних коефіцієнтів має вигляд

$$K_g = \frac{(1 + K_{\omega_z} K_{\omega_z}^{\delta\Pi})^2}{4T_{\omega_z} K_{\omega_z}^{\delta\Pi}} \quad (7.23)$$

Розраховане за цією формулою передаточне число $K_g = 1,896$.

Аналіз синтезованого контуру управління проводився на спрощеній та на повній (с урахуванням перехресних зв'язків) моделях. Результати моделювання показані на рис. 7.14...7.15. Вплив перехресних зв'язків через зміну швидкості V_x проявляється, як повільна зміна помилки стабілізації тангажа протягом 50...100 с. (рис. 7.16).

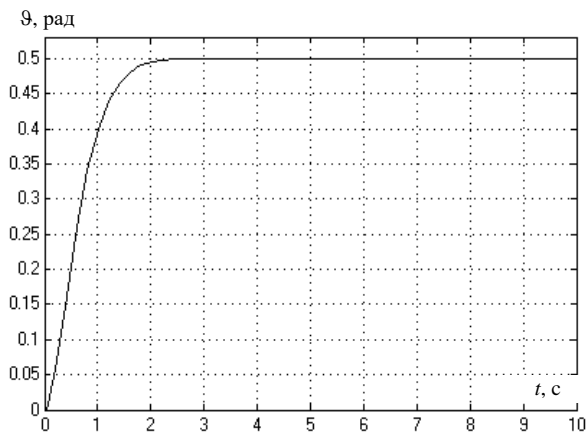


Рис. 7,14

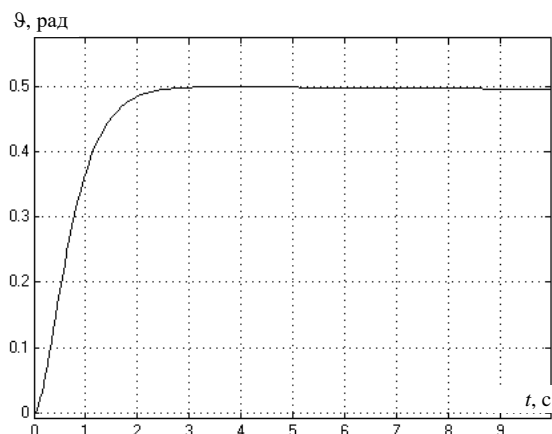


Рис. 7,15

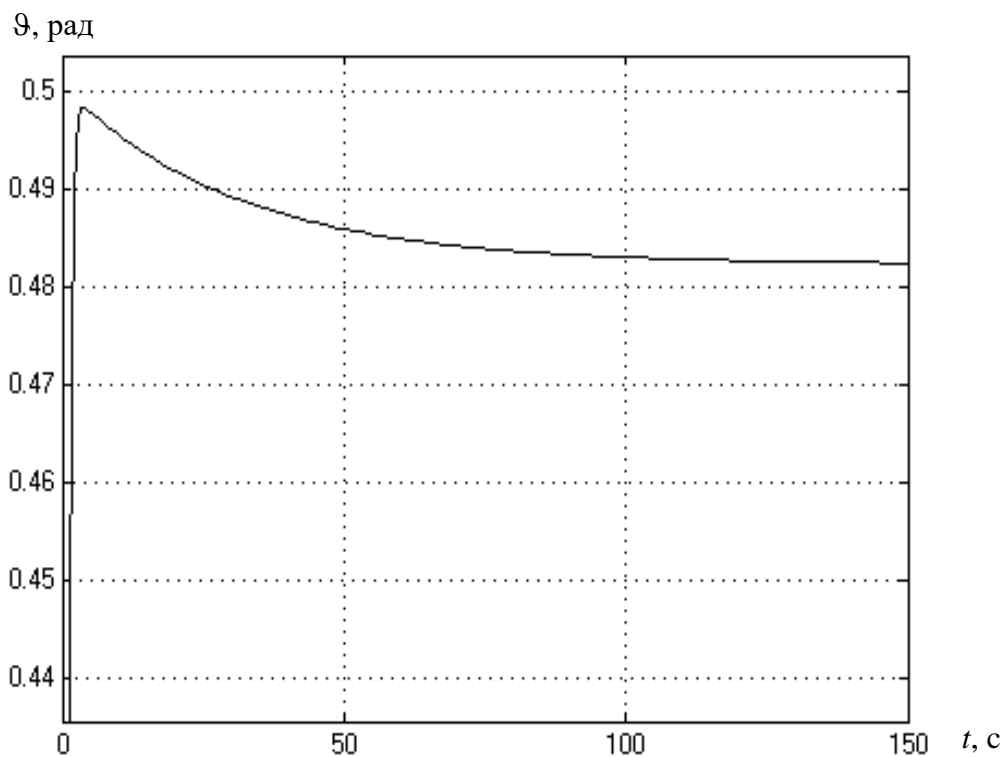


Рис. 7,16

При синтезі контурів управління швидкістю польоту також пропонується використовувати спрощену математичну модель поздовжнього руху.

За закон управління на цьому режимі роботи САУ як правило використовується закон управління у вигляді

$$\delta_{\Pi} = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega Z}\omega_Z \quad (7.24)$$

$$\text{де } \vartheta_3 = \frac{K_V}{K_{\vartheta}}(V - V_3)$$

Оскільки керування швидкістю гелікоптера здійснюється крізь контур кута тангажа, структурна схема контуру управління може бути подана у вигляді, що наведено на рис. 7.2, а синтез контуру управління швидкістю, як було запропоновано при розробці алгоритмів автоматизованого проектуван-

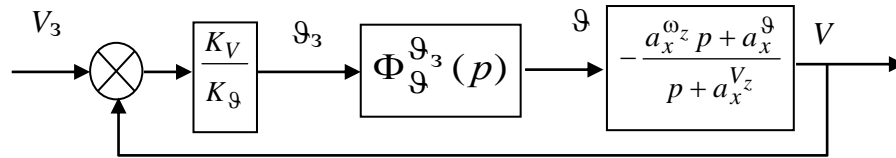


Рис 7.17

ня доцільно здійснювати на основі вже синтезованого контуру кута тангажа.

Передаточна функція $\Phi_{\theta}^{\theta_3}(p)$ на рис. 7.4 описує замкнений контур управління кутом тангажа й має вигляд

$$\Phi_{\theta}^{\theta_3}(p) = \frac{1}{\frac{p^2}{\omega_{\theta}^2} + 2\frac{\xi_{\theta}}{\omega_{\theta}}p + 1} \quad (7.25)$$

$$\text{де } \omega_{\theta} = \sqrt{\frac{K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}} K_{\theta}}{T_{\omega_z}}} = 2,5$$

Синтез контуру управління будемо здійснювати методом ЛАЧХ. Передаточна функція розімкненого контуру має вигляд

$$W(p) = \frac{a_x^{\theta} K_V (a_x^{V_x} K_{\theta})^{-1} (T_1 p + 1)}{\left(\frac{p^2}{\omega_{\theta}^2} + 2\frac{\xi_{\theta}}{\omega_{\theta}}p + 1 \right) (T_V p + 1)}$$

$$\text{де } T_1 = \frac{a_x^{\omega_z}}{a_x^{\theta}} = 0,346; \quad \frac{1}{T_1} = 2,89; \quad T_V = \frac{1}{a_x^{V_x}} = 32,26; \quad \frac{1}{T_V} = 0,031.$$

Передаточній функції відповідає ЛАЧХ, що наведена на рис. 7.18

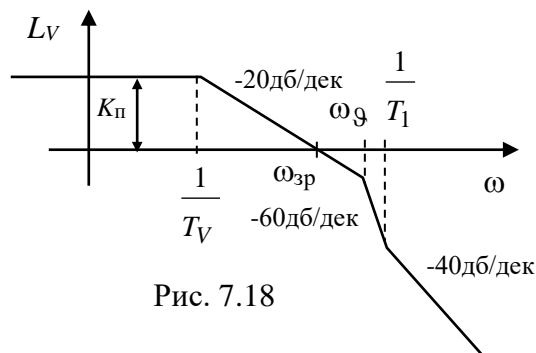


Рис. 7.18

Для забезпечення прийнятної якості перехідних процесів у контурі управління швидкістю польоту повинна виконуватися умова $\omega_{зр} \leq 0,25\omega_з$

З іншого боку частоту зрізу можна визначити через коефіцієнт підсилення передаточної функції розімкненого контуру та через сталу часу T_V . Використовуючи очевидні співвідношення

$$\omega_{зр} - \frac{1}{T_V} = K_{\Pi}, \quad (7.26)$$

або з урахуванням логарифмічного масштабу $20 \lg K_{\Pi} = 20 \lg \omega_{зр} T_V$,

отримаємо $\omega_{зр} = \frac{K_{\Pi}}{T_V}$, де $K_{\Pi} = \frac{a_x^g K_V}{a_x^{V_x} K_з}$ коефіцієнт підсилення передаточної

функції розімкненого контуру. Прирівнюючи вирази для $\omega_{зр}$ отримаємо формулу для розрахунку передаточного числа K_V .

$$K_V = \frac{0,25 K_з a_x^{V_x} \omega_з}{a_x^g} = \frac{0,25 K_з a_x^{V_x} \sqrt{K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}} K_з}}{a_x^g \sqrt{T_{\omega_z}}} \quad (7.27)$$

Підставляючи в цю формулу числові значення, отримаємо величину передаточного числа $K_V = 0,121$

Перевірка коректності процедури синтезу контуру управління швидкістю здійснювалась шляхом моделюванням контуру в середовищі *Simulink* пакету програмування *MATLAB* (блок-діаграма моделі показана на рис. 7.19), а також на повній математичній моделі гелікоптера.

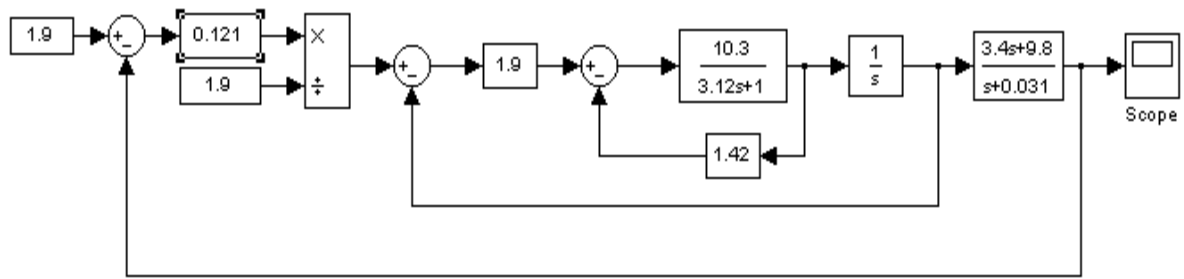


Рис.7.19

Результати моделювання контуру управління при опрацюванні заданого значення швидкості польоту показані на рис.7.20. Змін якості перехідних процесів при використанні повної математичної моделі гелікоптера не виявлено.

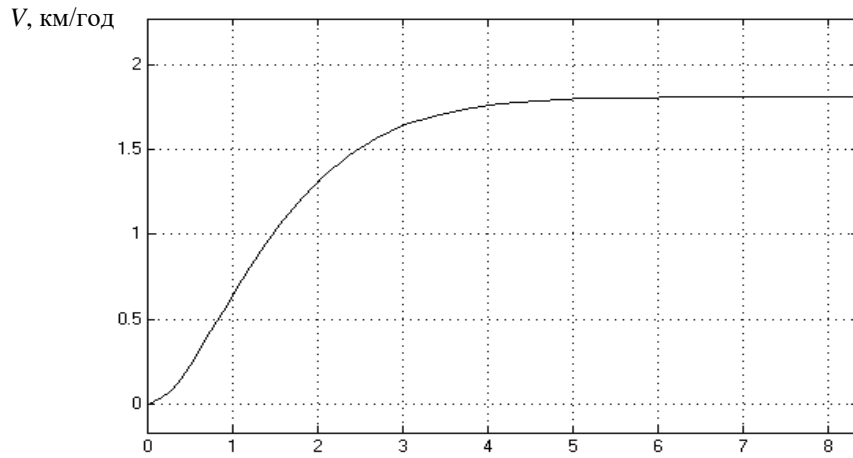


Рис.7.20

8. ОХОРОНА ПРАЦІ

8.1 Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів при технічній експлуатації об'єкту, що проектується

Відповідно до вимог ДСТ 12.0.003-74 „Небезпечні та шкідливі виробничі фактори. Класифікація”, небезпечні та шкідливі виробничі фактори поділяються по природі дії на наступні групи:

- фізичні,
- хімічні,
- біологічні,
- психофізіологічні.

На людину, що забезпечує технологічний процес експлуатації САУ – В24 потенційно діють небезпечні і шкідливі фактори:

- підвищенні сигнали змінного струму у каналах управління рульовим гвинтом і автоматом перекосу в подовжній і поперечній площинах;
- підвищенні сигнали постійного струму в каналах управління рульовим гвинтом і автоматом перекосу в подовжній і поперечній площинах;
- підвищений сигнал змінного струму з датчиків зворотнього зв'язку всіх чотирьох каналів;
- підвищений сигнал постійного струму з датчиків зворотнього зв'язку всіх чотирьох каналів;
- підвищенні сигнали постійного струму з коректора висоти і швидкості.

Кафедра АКІК

НАУ 20 12 70 000 ПЗ

Виконав	Нікітюк Д.С.			Охорона праці	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.	Козлітін О.О.						
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синєглазов В.М.						
					151.КП-204м		

Перед установкою на гелікоптер перевіряється комплектність САУ, проводиться зовнішній огляд блоків, перевіряється відсутність зовнішніх ушкоджень. Потім здійснюється перевірка САУ в лабораторних умовах, при якій проводиться контроль і аналіз усіх параметрів системи й у разі потреби регулювання параметрів.

Перевірка САУ в лабораторних умовах повинна проводитися при наступних умовах:

- напруга живлення - $27 \pm 0.5\text{В}$;
- напруга живлення трьохфазного змінного струму - $36 \pm 0.5\text{В}, 400 \pm 8$ Гц;
- температура навколишнього середовища - 25 ± 10 °С;
- атмосферний тиск - 750 ± 30 мм. рт. ст.;
- відносна вологість - $65 \pm 15\%$.

Після монтажу блоків САУ перевіряється якість монтажу. При цьому проводиться зовнішній огляд усіх блоків, перевіряється правильність розташування блоків і надійність кріплення блоків. Потім здійснюється перевірка функціонування і регулювання САУ в обсязі, зазначеному в технології виконання регламентних робіт.

При експлуатації САУ проводяться звичайні для авіаційного устаткування види підготовок і регламентні роботи. При цьому використовуються наступні перевірочні пульти й установки:

- пульт перевірки системи;
- універсальна поворотна установка;
- лампові вольтметри;
- вольтметри постійного струму;
- секундомір механічний;
- кронштейн для кріплення датчиків кутових швидкостей на поворотній установці.

При попередній підготовці проводиться огляд блоків САУ і перевірка працездатності системи.

При перевірці САУ в лабораторних умовах на людину, що виконує цей технологічний процес, діють наступні небезпечні та шкідливі фактори:

1. Підвищена температура поверхні устаткування, електроінструмента, виконавчих електромеханізмів і електромашин;

2. Знижена температура повітря і поверхонь устаткування при виконанні технічного обслуговування в умовах негативних температур.

3. Недостатня освітленість приміщення лабораторії, де встановлюється проєктований стенд, як одна з причин травмування технічного персоналу.

У оператора сильно напружуються очі, знижується темп та якість праці, з'являються відчуття втоми, знижується реакція та ослабляється увага;

4. Підвищене значення напруги в електричному колі (збільшується вірогідність проходження струму через тіло людини);

5. Гострі країки устаткування і кінці дроту (при демонтажі системи автоматичного управління вони можуть завдавати незначних пошкоджень);

6. Збільшений рівень вібрації при роботі системи автоматичного управління.

7. Рухливі і відкидні кришки і панелі розподільних пристроїв, розподільних коробок і іншого устаткування;

8.2 Технічні заходи, що виключають чи обмежують вплив на технічний персонал небезпечних та шкідливих виробничих факторів

Відповідно до вимог ДСТ 12.1.019- 79 та ДСТ 12.1.036- 82 „Електробезпечність значення напруги доторку струму” захист від небезпечного впливу електричного струму при експлуатації та ремонті

системи автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера забезпечується:

а) обмеженням струмоведучих частин і тим самим запобіганням доторкання до них;

б) маркуванням монтажних проводів та елементів, за допомогою якого виключається вірогідність переплутування їх при настройці та регулюванні, а також випадкове подавання інших напруг;

в) виконання електричного зв'язку проводами з достатньою ізоляцією та перерізом, які обираються з умови допустимих щільностей струму;

г) з метою зменшення вірогідності пошкодження проводів з причини перетирання, вони збираються в джгути і закріплюються хомутами з резиновими прокладками, тому що резинові прокладки встановлюються в місцях проходження джгутів;

д) враховуючи, що при експлуатації САУ МВП, техніку необхідно проводити реєстрацію результатів дослідження системи, освітлення його робочого місця має відповідати вимогам СНіП 11-4-79 „Денне та штучне освітлення. Норми проектування”.

За ступенем небезпеки ураження людини електричним струмом спроектована система відноситься до систем без підвищеної небезпеки.

Навколишні умови можуть сприяти підвищенню або зниженню небезпеки ураження людини електричним струмом. Струмopовідні підлоги також підвищують небезпеку ураження електричним струмом.

Технічне обслуговування електроустановок на підприємствах цивільної авіації часто виконується в тісних умовах, тобто існує можливість одночасного випадкового торкання з однієї сторони струмоведучих частин, а з другої сторони до металевих частин електрообладнання, що має з'єднання з землею. Недостатня освітленість приміщення лабораторії, де встановлюється

проектований стенд, як одна з причин травмування технічного персоналу. У оператора сильно напружуються очі, знижується темп та якість праці, з'являються відчуття втоми, знижується реакція та ослабляється увага.

Гострі країки, задирки та шорсткості можуть лишитися на поверхнях інструментів та устаткування в наслідок цього можливе травмування персоналу. Для запобігання використовуються загороджувальні кожухи рухомих частин та обмежувальні рухом упори.

На випадок короткого замикання в блоці системи автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера передбачені запобіжники. Вибір елементів електричної схеми зроблений таким чином, щоб не було перегріву елементів.

8.3 Забезпечення пожежної та вибухової безпеки об'єкту, що проектується

Розглянуті в цьому підрозділі заходи розроблені згідно вимог ДСТ 12.1.004-91 по запобігання пожежі та пожежного захисту, а також заходи згідно вимог ДСТ 12.1.010-76 по вибухозапобігання та вибухозахисту.

Пожежна та вибухова безпека – це стан об'єкту, при якому виключається виникнення пожежі і вибуху, а у випадку появи запобігається дія на людей небезпечних факторів пожежі і вибуху, а також забезпечується захист і збереження матеріальних цінностей.

В розробці системи автоматичного управління причинами виникнення пожежі можуть бути:

- перевантаження проводів електрокола, яке викликає нагрівання струмоведучих частин, загоряння їх ізоляції, неякісне виконання з'єднань електричної проводки, коротке замикання;

- можливість іскріння під щітками гідромотора від поганого контакту.

Додатково, з використанням запобіжників, конструкцією доробленої системи автоматичного управління МВП передбачено використання автоматів захисту ланцюгів у випадках перевантажень та короткого замикання, а також сигналізацією про наявність живлення та справності взаємодіючих агрегатів. Також періодично проводять перевірку стану ізоляції, насамперед силових проводів двигунів постійного струму.

Для покращення температурного режиму в блоці системи автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера встановлюється вентилятор.

У приміщеннях встановлюються надійні засоби попереднього сповіщення небезпеки виникнення пожежі. Для цього на стелі лабораторії встановлюється декілька датчиків пожежної сигналізації.

8.4 Інструкція з техніки безпеки, пожежної та вибухової безпеки

Інструкція з техніки пожежної та вибухової безпеки згідно з вимогами ДНАОП 0.00- 4.15-98 „Положення про розробку інструкції з охорони праці” розробимо типову інструкцію.

Загальні вимоги

1. До роботи з приладом допускається інженерно - технічний склад, що вивчив об'єкт, інструкцію з технічної експлуатації, діючу інструкцію, а також склав залік з технічної безпеки та пожежної безпеки;
2. Ремонт та наладку мають виконувати не менше, ніж два спеціаліста. При цьому інструмент має бути справним, а джерело живлення відключеним;
3. Робоче місце або ділянка має бути устаткована засобами захисту від пожежі - вогнегасник типу ОУ або порошковий. Слід пам'ятати, що при пожежі динамічного стенда забороняється використовувати воду для гасіння;

4. Готові до роботи агрегати системи мають бути у надітому корпусі.

Вимоги безпеки перед початком роботи.

Перед початком роботи слід пересвідчитись, що:

а) всі агрегати системи правильно підключені і мають заземлення;

б) перед запуском доробленої системи автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера оглянути чи не залишилось зайвих незакріплених предметів;

в) всі прилади, що досліджуються, закріплені належним чином, що відповідає аналогічно кріпленню на монтажній рамі гелікоптера;

г) усі з'єднувальні кабелі та місця рознімання справні.

Вимоги безпеки під час роботи.

Під час виконання роботи необхідно:

а) використовувати тільки справний інструмент і за призначенням;

б) стежити та запобігати випадковому торканню до рухомих частин доробленої системи автоматичного управління;

в) слідкувати, щоб на робочому місці оператора не було зайвих предметів, що відволікають увагу і можуть привести до його травмування;

г) при появі іскріння, короткого замикання, запаху гару, диму систему негайно відключити та виявити причини можливого виникнення пожежі.

Вимоги безпеки після закінчення роботи.

Після закінчення роботи необхідно:

а) вимкнути прилад, коли спеціаліст залишає своє місце;

б) прибрати своє робоче місце;

в) перевірити наявність всього інструменту згідно опису;

г) повідомити керівника робіт про виявлені недоліки в роботі приладу та занести їх до журналу.

Вимоги безпеки в аварійних ситуаціях:

а) у випадку виникнення пожежі негайно викликати пожежну команду.

До її приїзду приступити до тушіння пожежі підручними засобами, а також порятунку людей та надання їм допомоги;

б) при виникненні пожежі слід негайно знеструмити систему;

в) у випадку ураження електричним струмом відключити живлення, прийняти необхідні міри по наданню першої медичної допомоги;

г) в лабораторії робітники мають бути ознайомлені з планом та порядком евакуації з приміщення, що має бути повішеним на видному місці.

9. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

9.1 Захист атмосферного повітря.

Атмосфера – газова оболонка земної кулі, що обертається разом з нею як єдине ціле. Атмосфера є великою рівноважною системою, у якій протікають різні перетворення по визначених природних законах.

Зміна рівноважного стану атмосфери, що виникає через господарську діяльність людини, може компенсуватися і згладжуватись фізичними і хімічними процесами, що відбуваються в ній. Іншими словами, атмосфера може самоочищатися і відновлюватися до первісного свого рівноважного стану. Однак ця здатність атмосфери до самоочищення і самовідновлення незначна. Порушення деякої межі забруднення атмосфери може привести до зміни її первісного рівноважного стану, тобто вона буде мати новий склад, нову будову, з якими пов'язані нові якості і закони фізико-хімічних перетворень у ній. Це буде інша атмосфера – відмінна від тієї, у якій людина, тваринний і рослинний світ пройшли еволюційний розвиток.

Атмосфера, як частина навколишнього середовища, має великий вплив на всілякі сторони його життя. Різні зміни в складі газової оболонки й у будові атмосфери внаслідок господарської діяльності людини приводять до глобальних наслідків – підвищенню захворюваності людей, зміні кліматичних умов, зміні рослинного і тваринного світу. Відомо, що формування кліматичних умов на Землі в основному відбувається в атмосфері.

Науково-технічний процес у промисловому виробництві в даний час

Кафедра АКІК				НАУ 20 12 70 000 ПЗ			
Виконав	Нікітюк Д.С.			Охорона навколишнього середовища	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.	Маджд С.М.						
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синеглазов В.М						
					151.КП-204м		

сприяє тому, що в атмосферу безупинно надходить значна кількість промис-

Кафедра АКІК

НАУ 20 12 70 000 ПЗ

Виконав	Нікітюк Д.С.			Охорона навколишнього середовища	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М. К.						
Консульт.	Маджд С.М.				151.КП-204м		
Н.Контр	Тупіцин М.Ф.						
Зав. каф.	Синеглазов В.М.						

лових викидів – пил, шкідливі речовини і гази, пара, аерозолі.

Усі ці викиди спричиняють забруднення. Проблема санітарної охорони атмосферного повітря від забруднення шкідливими речовинами стала однією з найважливіших проблем людства.

Забрудненням називається привнесення в яке-небудь середовище нових, не характерних для неї в розглянутий час фізичних, хімічних чи біологічних факторів, перевищення багатовікового рівня цих факторів у середовищі.

Основними джерелами забруднення атмосферного повітря є: теплоелектроцентралі, підприємства чорної і кольорової металургії, підприємства по переробці нафти, підприємства будматеріалів, хімічної промисловості і транспорту. Повітряний транспорт не є основним джерелом забруднення атмосферного повітря, але „внесок” його досить вагомий.

Повітряні судна, що викидають шкідливі речовини з відпрацьованими газами авіаційних двигунів, у зоні аеропорту і на трасах польоту, забруднюють атмосферне повітря в глобальних масштабах. Внесок повітряного транспорту світу в забруднення атмосферного повітря можна оцінити приблизно по обсягу всіх споживаних нафтопродуктів у світі.

Прогнозований ріст повітряного транспорту у світі викликав необхідність своєчасного обмеження шкідливих викидів авіаційними двигунами. Міжнародна організація цивільної авіації (ИКАО) розробила в зв'язку з цим жорсткі норми на емісію авіаційних двигунів.

До складу відпрацьованих газів газотурбінних двигунів, входять наступні основні компоненти, що забруднюють атмосферу: оксид вуглецю, вуглеводні (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , етан C_2H_6 , етилен C_2H_4 , пропан C_3H_8 , бензол C_6H_6 , толуол $C_6H_5CH_3$, і ін.), оксиди азоту, альдегіди (формальдегід $HCHO$, акролеїн $CH_2 = CH = CHO$, оцтовий альдегід

CH_3CHO й ін.), оксиди сірки, сажа (видимий димний шлейф за соплом двигунів), бензапирен.

Викид дренованого палива в атмосферу авіаційними двигунами нормами ІКАО не допускається і повинні виключатися в процесі конструювання нових авіадвигунів і повітряних суден. Незважаючи на це обмеження в авіації усе ще експлуатуються авіадвигуни, з паливних агрегатів і камери згоряння яких паливо збирається в дренажний бак, а відтіля виводиться на зріз реактивного сопла. Встановлено, що частка забруднення атмосферного повітря вуглеводнями в аеропортах за рахунок викиду дренованого палива близька до 20%.

Кількісною характеристикою викидів шкідливих речовин авіаційного двигуна є індекс емісії EI , що показує, скільки грамів речовини викидається в повітря при спалюванні 1 кг палива.

Зміст оксиду вуглецю і вуглеводнів у відпрацьованих газах авіаційних двигунів, обумовлюється неповним згорянням палива. Індокси емісії EI_{CO} і EI_{CH} залежать від типу камери згоряння, від коефіцієнта повноти згоряння палива η :

$$EI_{CO} = \frac{4167(1-\eta)}{\beta + 4,83} \beta;$$

$$EI_{CH} = \frac{4167(1-\eta)}{\beta + 4,83} \beta,$$

де характерна залежність для коефіцієнта

$$\beta = \frac{EI_{CO}}{EI_{CH}}$$

має вигляд $\beta = 0,79(1-\eta)^{-0,37}$.

Рівень емісії оксидів азоту NO_x залежить від температури в камері згоряння палива, тривалості перебування продуктів горіння в зоні горіння

камери згоряння. Тривалість перебування палив-повітряної суміші $t_{\text{пр}}$ в жаровій трубі визначається:

$$t_{\text{пр}} = \frac{P_{\text{к}} V_{\text{ж}}}{m_{\text{i}}},$$

де $P_{\text{к}}$ – тиск повітря за компресором внутрішнього контуру;

$V_{\text{ж}}$ – обсяг жарової труби;

m_{i} – маса повітря, що минає через внутрішній контур двигуна.

Індекс емісії оксидів азоту визначається так

$$EI_{\text{NO}_x} = 0,06 \exp(6,78 \cdot 10^{-3} T_{\text{к}} + 0,13 \cdot 10^{-3} t_{\text{пр}}),$$

де $T_{\text{к}}$ – температура повітря за компресором, від величини якої залежить температура суміші в зоні горіння.

Залежність індексу емісії EI (г/кг) від режиму роботи двигунів приведена на рис. 9.1.

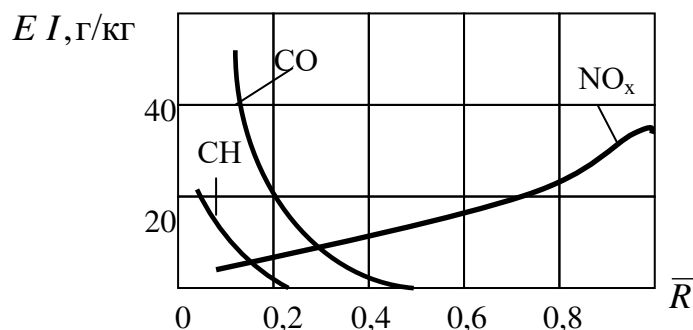


Рис. 9.1

З графіку видно, що максимальний викид CO і незгорілого палива CH спостерігається на режимі малого газу внаслідок того, що на цьому режимі коефіцієнт повноти згоряння палива найменший через малі температури і тиски повітря в камері згоряння. Емісія NO_x мінімальна на режимах малого газу і досягає максимуму при злітних режимах роботи двигунів, коли температура в камері згоряння максимальна й умови

утворення NO_x найбільш сприятливі. Диміння виникає через утворення часток сажі в камерах згоряння з великим надлишком палива і при високих температурах. Такі умови створюються в двигунах, коли вони працюють на режимах тяги, близьких до одиниці (рис. 9.2).

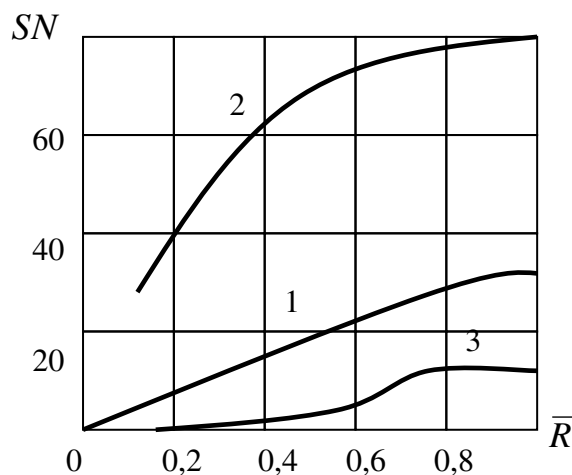


Рис. 9.2

Цивільна авіація є міжнародним і постійно розширюючимся джерелом забруднення атмосфери, тому ряд країн і Міжнародна організація цивільної авіації (ИКАО) проводять дослідження і розробляють заходи з метою обмеження забруднення атмосфери. Кардинальним напрямком, що веде до зниження викидів повітряними суднами, вважається обмеження емісії авіадвигунами шкідливих речовин, а в наступному і створення так званих «чистих» двигунів. Реалізація цього напрямку пов'язана з багатоцільовими науковими дослідженнями, що вимагають наявності сучасної високоточної апаратури і значних фінансових витрат при розробці й випробуваннях складних і дорогих конструктивних рішень на авіадвигунах. При цьому проведення всіх доробок і удосконалювання авіадвигунів не повинне позначатися на досягнутих рівнях безпеки польотів і надійності повітряних суден, а крім того, бути прийнятним з економічної точки зору.

9.2 Розрахунок маси викидів повітряними суднами та еколого-економічної оцінки збиту.

Визначення маси викиду, виробленого повітряним судном у районі аеропорту, здійснюється для злітно-посадочного циклу, що складається зі злітного (запуск і прогрів двигунів, зліт, набір висоти 1000 м) і посадкового етапів (зниження з висоти 1000 м, посадка). Розрахунок викиду ведеться окремо для двигунів різного типу гелікоптерів для розглянутого інтервалу часу (за рік).

Розрахунок маси M_{13-n}, M_{23-n} викидів CO і NO_x при злітно-посадочних операціях виконується за формулами:

$$M_{13-П} = n(W_{13}T_3 + W_{1НВ}T_{НВ} + W_{1П}T_{П})N,$$

$$M_{23-П} = n(W_{23}T_3 + W_{2НВ}T_{НВ} + W_{2П}T_{П})N.$$

де W_{13}, W_{23} - маси шкідливих емісії відповідно CO і NO_x під час зльоту;

$W_{1НВ}, W_{2НВ}$ - теж саме під час набору висоти 1000 м;

$W_{1П}, W_{2П}$ - теж саме під час зниження з висоти 1000 м;

$T_3, T_{НВ}, T_{П}$ - режимне напрацювання в годинах двигунів під час зльоту, набору висоти 1000 м і зниженню з висоти 1000 м.

Розрахунки проводимо для двох режимів(набір висоти, захід на посадку з висоти 1000 м).

Для режиму набір висоти:

$$M_{1НВ} = 3 \cdot (0,0312 \cdot 0,037 + 0,0312 \cdot 0,037 + 0,0312 \cdot 0,037) \cdot 90 = 0,93,$$

$$M_{2НВ} = 3 \cdot (0,049 \cdot 0,037 + 0,049 \cdot 0,037 + 0,049 \cdot 0,037) \cdot 90 = 0,15.$$

Для режиму захід на посадку з висоти 1000 м:

$$M_{1П} = 3 \cdot (0,0312 \cdot 0,07 + 0,0312 \cdot 0,07 + 0,0312 \cdot 0,07) \cdot 90 = 1,77,$$

$$M_{2П} = 3 \cdot (0,049 \cdot 0,07 + 0,049 \cdot 0,07 + 0,049 \cdot 0,07) \cdot 90 = 0,93.$$

Оцінка збитку, який спричиняється річними викидами CO_2 і NO_x (Z_2), визначається за допомогою виразів:

$$Z_1 = 120 \cdot \sigma \cdot m_1,$$

$$Z_2 = 120 \cdot \sigma \cdot m_2.$$

Тут σ - показник відносної небезпеки забруднення атмосферного повітря (території промислових підприємств і промвузлів мають значення $\sigma = 4$); m_1, m_2 - значення зведеної маси річних викидів відповідно CO і NO_x ($m_1 = A_1 M_1$, $m_2 = A_2 M_2$); $A_1 = 1$ і $A_2 = 41,1$ - показники відносної агресивності відповідно CO і NO_x .

Для режиму набір висоти:

$$m_1 = A_1 M_1 = 1 \cdot 0,93 = 0,93, \quad m_2 = A_2 M_2 = 41,1 \cdot 0,15 = 6,16,$$

$$Z_1 = 120 \cdot 4 \cdot 0,93 = 446,4,$$

$$Z_2 = 120 \cdot 4 \cdot 6,16 = 2,957 \cdot 10^3.$$

Для режиму захід на посадку з висоти 1000 м:

$$m_1 = A_1 M_1 = 1 \cdot 1,77 = 1,77,$$

$$m_2 = A_2 M_2 = 41,1 \cdot 0,93 = 38,2,$$

$$Z_1 = 120 \cdot 4 \cdot 1,77 = 849,6,$$

$$Z_2 = 120 \cdot 4 \cdot 38,2 = 18,336 \cdot 10^3.$$

9.3 Захист атмосфери від забруднення і зниження емісії авіаційних двигунів

Основний принцип захисту навколишнього середовища, у тому числі й атмосферного повітря, від забруднення, полягає в розробці комплексу заходів, які обмежують (виключають) надходження шкідливих речовин в атмосферу. Виключити викиди означало б негайно перевести всі процеси,

пов'язані з господарською діяльністю людини на Землі й в атмосфері, на цілком безвідходну технологію виробництва. А це зробити неможливо. Людство порівняно нещодавно усвідомило і прийшло до необхідності поступового переходу промислових підприємств на безвідходну технологію, що виключає забруднення атмосферного повітря і навколишнього середовища, чи зводить його до прийняттого рівня. Тому сьогодні захист атмосферного повітря йде по шляху обмеження викидів, маси яких не створювали б у приземному шарі концентрації вище гранично допустимих, а в тропосфері і верхніх шарах атмосфери не викликали би змін у складі і структурі.

Заходи щодо захисту атмосферного повітря від забруднення розділяються на організаційні (розробка і впровадження нових транспортних засобів), планувальні (пристрій санітарно-захисних зон і т.д.), санітарно-технічні (будівництво очисних споруджень), технологічні (нові технології, що сприяють зменшенню шкідливих викидів).

Висновки:

1) У даній роботі зменшення викиду шкідливих речовин в атмосферу здійснюється експлуатаційним методом зниження емісії, шляхом скорочення тривалості роботи двигунів.

Внаслідок внесення доробок до системи автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера збільшується точність утримання гелікоптера на лінії заданого шляху. Відповідно зменшується польотний час, тобто час за який гелікоптер виконує переліт з початкової точки маршруту до першого проміжного пункту маршруту і т.д. Очевидно, що при зменшенні часу перебування гелікоптера в повітрі зменшується і кількість шкідливих викидів авіадвигунів в атмосферу.

2) Економічна ефективність розробки полягає в використанні меншої кількості палива при польоті гелікоптера.



ВИСНОВКИ

1. В роботі на основі аналізу способів управління висотою польоту гелікоптера було обґрунтовано необхідність автоматизації висоти польоту гелікоптера. Проведено аналіз методів реалізації технік польоту та запропоновано алгоритм за двоканальною схемою управління.

2. Відповідно до запропонованого методу реалізації були розроблені алгоритми режиму маловисотного польоту гелікоптера: алгоритм з прогнозуванням зміни нахилу рельєфу, з чергуванням режимів стабілізації барометричної та істинної висоти польоту.

3. Синтезовані контури управління висотою польоту гелікоптером для каналу управління загальним кроком несного гвинта та каналу управління автоматом перекоосу.

4. Досліджено математичні моделі гелікоптера та моделі рельєфу місцевості.

5. На основі розроблених математичних моделей досліджені алгоритми режиму маловисотного польоту САУ гелікоптера, які показують їхню працездатність, а також переваги перед існуючими алгоритмами МВП зокрема, що реалізовані в САУ В-24: збільшення швидкості польоту на малій висоті, зменшення величини небезпечної висоти польоту, збільшення кутів нахилу рельєфу місцевості.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. БОДНЕР В.А. Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
2. РОГОЖИН В.О., СИНЕГЛАЗОВ В.М., ФИЛЯШКИН М.К. – Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005. – 316с.
3. АСЛАНЯН А.Э., ФИЛЯШКИН Н.К. Летательный аппарат как объект управления. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 115 с.
4. ХИВРИЧ И.Б., БЕЛКИН А.М. Автоматизированное вождение воздушных судов. – М.: Транспорт, 1985. – 328 с.
5. БОРОДИН В.Т., РЫЛЬСКИЙ Г.И. Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов. – М.: Наука, 1978. – 213 с.
6. Техническое описание системы автоматизированного управления САУ-В24 .
7. БЮШГЕНС Г.С., СТУДНЕВ Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979. – 348 с.
8. ЗАГОРДАН А.М. Элементарная теория вертолета. – М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1955–212с.
9. ФИЛЯШКИН Н.К., ГРИЦЕНКО А.С., ДИЧЕК А.И. Автоматическое и директорное управление полетом летательных аппаратов. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 250 с.
10. ГУСЬКОВ Ю.П., ЗАГАЙНОВ Г.И. Управление полетом – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
11. КРАСОВСКИЙ А.А., ВАВИЛОВ Ю.А., СУЧКОВ А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 478 с.
12. ЧЕРНЫЙ М.А., КОРАБЛИН В.И. Воздушная навигация. – М.: Транспорт, 1991. – 432с.

ВІДГУК

керівника дипломного проекту (роботи)

студента факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікації
(назва факультету)
Національного авіаційного університету Нікітюка Дмитра Сергійовича
(прізвище, ім'я, по батькові студента(ки))

Керівник дипломного проекту професор, кандидат технічних наук, професор
(посада, вчений ступінь та звання)

Філяшкін Микола Кирилович
(прізвище, ім'я, по батькові)

“_08” ____12_____2020 р.

Дипломна робота студента Нікітюка Дмитра Сергійовича виконана у відповідності з технічним завданням згідно календарному плану.

Робота присвячена розробці системи автоматичного управління висотою маловисотного польоту гелікоптера. Зміст дипломної роботи повністю відповідає затвердженій темі та завданню на дипломне проектування.

Студент Нікітюк Д. С. під час виконання роботи проявив самостійність й ініціативу при розв'язанні поставлених перед ним наукових і інженерних завдань по розробці алгоритмів системи автоматичного управління висотою польоту вертольота.

Заслугою автора є розробка методів формування законів управління при переключенні режимів стабілізації висоти та управління висотою з поздовжнього каналу автомата перекошу на канал несного гвинта, та синтезу контуру управління швидкістю.

Беззаперечною заслугою автора є розробка підходів до побудови алгоритмічного забезпечення, що реалізує цей метод.

Проведений в роботі синтез і дослідження законів управління на етапах польоту, зокрема використовуючи сучасні комп'ютерні технології показали здатність Нікітюка Д.С. застосовувати набуті теоретичні знання та практичні вміння для вирішення професійних задач діяльності відповідно до вимог освітньо-кваліфікаційної характеристики фахівця, а також вміння працювати

з науково-технічною літературою, глибоко аналізувати теоретичний і експериментальний матеріал.

Розроблені під час виконання дипломної роботи програми для проведення дослідження розроблених алгоритмів автоматичного керування висотою польоту вертольота свідчать про вільне володіння автором сучасними прикладними пакетами програмування.

Пояснювальна записка дипломної роботи написана технічно грамотною мовою, графічні матеріали відповідають існуючим нормам ДСТУ. Робота виконана на високому рівні і її автор Нікітюк Дмитро Сергійович може бути допущений до захисту дипломної роботи.

Керівник дипломної роботи (проекту)

професор, кандидат технічних наук, професор
(науковий ступінь, посада, вчене звання)

“8” грудня 2020 р.

_____ (підпис)

Філяшкін М.К.
(прізвище, ім'я, по батькові)

Пам'ятка керівнику дипломного проекту (роботи)

Відгук пишеться в довільній формі на даному бланку. У відгуку необхідно відобразити:

1. Відповідність виконаного студентом дипломного проекту (роботи) затвердженому завідувачем кафедри завданню.
2. Виконання студентом узгодженого з керівником календарного плану роботи над дипломним проектом (роботою).
3. Ступень самостійності студента і його здатність застосовувати набуті теоретичні знання та практичні вміння для вирішення професійних задач діяльності відповідно до вимог освітньо-кваліфікаційної характеристики фахівця.
4. Вмінні працювати з літературними джерелами, аналізувати теоретичний та практичний матеріал.
5. Рівень використання обчислювальної техніки під час виконання дипломного проекту (роботи)
6. Знання та дотримання вимог ДСТУ.
7. Якість оформлення пояснювальної записки та графічного матеріалу.

У кінці відгуку керівник дає характеристику в цілому про рівень виконаного дипломного проекту (роботи) і висловлює свою думку щодо можливості присвоєння студенту кваліфікації фахівця певного освітньо-кваліфікаційного рівня державною екзаменаційною комісією.

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

РЕЦЕНЗІЯ

на дипломний проект (роботу) студента факультету _____
аеронавігації, електроніки та телекомунікації

(найменування факультету)

Нікітюка Дмитра Сергійовича

(прізвище, ім'я, по батькові студента)

Рецензент _____
(посада, вчений ступінь та звання, прізвище, ім'я, по батькові)

“_08_” _____ 12 _____ 2020 р.

Тема дипломної роботи студента Нікітюка Дмитра Сергійовича присвячена розробці системи автоматичного управління маловисотним польотом гелікоптера. Зміст дипломної роботи повністю відповідає затвердженій темі та завданню на дипломне проектування.

В роботі на основі аналізу принципу будування існуючих систем автоматичного управління висотою польоту вертольотів, а також технік пілотування обґрунтовано принцип побудови алгоритму управління висотою польоту одногвинтового гелікоптера для управління маловисотним польотом.

Проведений аналіз способів управління висотою польоту через канал спільного кроку несного гвинта та управління висотою польоту через поздовжній канал автомата перекосу на основі яких запропоновано використовувати двоканальний контур управління висотою польоту. Розроблені схеми отримання інформації підвищеною точністю про висоту та вертикальну швидкість на етапі приземлення, а також алгоритм розрахунку середнього значення вертикальної швидкості зниження.

Беззаперечною заслугою автора є розробка методів формування законів управління при переключенні управління з поздовжнього каналу автомата перекосу на канал несного гвинта, та синтезу контуру управління швидкістю.

Проведений в роботі синтез і дослідження законів управління на етапах польоту, зокрема використовуючи сучасні комп'ютерні технології показали здатність Нікітюка Д.С. застосовувати набуті теоретичні знання та практичні вміння для вирішення професійних задач діяльності відповідно до вимог освітньо-кваліфікаційної характеристики магістра, а також вміння працювати з науково-технічною літературою, глибоко аналізувати теоретичний і експериментальний матеріал.

Розроблені під час виконання дипломної роботи програми для проведення дослідження розроблених алгоритмів автоматичного керування висотою польоту вертольота свідчать про вільне володіння автором сучасними прикладними пакетами програмування.

Пояснювальна записка дипломної роботи написана технічно грамотною мовою, графічні матеріали відповідають існуючим нормам ДСТУ.

Як недолік можна вказати відсутність у роботі алгоритму управління висотою польоту одновинтового гелікоптера для управління середньовисотним польотом. Проте цей недолік не знижує цінність отриманих в роботі результатів.

У цілому дипломна робота виконана на високому рівні, заслуговує оцінки “відмінно”, а її автор Нікітюк Дмитро Сегрійович гідний присвоєння степені магістра автоматизації та комп’ютерно-інтегрованих технологій.

Рецензент

З рецензією ознайомлений (а) _____
(підпис студента)

“ _____ ” _____ 2020 р.

ПАМ’ЯТКА РЕЦЕНЗЕНТУ

Рецензія пишеться в довільній формі. В рецензії необхідно відмітити:

1. Відповідність виконаного студентом дипломного проекту (роботи) затвердженій темі та завданню.
2. Повноту виконання завдання, глибину опрацювання поставлених задач, вірність прийнятих рішень.
3. Цілеспрямованість, новизну та якість проведених досліджень.
4. Науково-технічний рівень опрацювання питань експлуатації та технологічність розроблених пристроїв
5. Рівень використання комп’ютерної техніки під час виконання дипломного проекту (роботи)
6. Рівень вирішення питань наукової організації праці, охорони праці та навколишнього середовища тощо.
7. Вміння працювати з літературними джерелами, аналізувати теоретичний та практичний матеріал.
8. Стель та оформлення пояснювальної записки.
9. Виявлені недоліки в дипломному проекті (роботі).
10. Якість оформлення графічного матеріалу та його відповідність вимогам діючих стандартів.

В кінці рецензії рецензент дає мотивовану оцінку дипломному проекту (роботі) в цілому за чотирибальною системою (відмінно, добре, задовільно, незадовільно) і робить висновок про можливість присвоєння автору проекту (роботи) кваліфікації фахівця відповідного освітньо- кваліфікаційного рівня за даною спеціальністю.