

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ Віктор СИНЄГЛАЗОВ
“ ____ ” _____ 2023 р.

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

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

Тема: Автоматизоване проектування системи сумісного управління гелікоптера

Виконавець: студент групи КП-226М Столенець Валерій Олександрович
Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

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

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

Нормоконтролер: _____ Філяшкін М.К
(підпис)

Київ – 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітньо-кваліфікаційний рівень: магістр

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Віктор СИНЕГЛАЗОВ

“ ____ ” _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

Столенця Валерія Олександровича

1. Тема роботи: «Автоматизоване проектування системи сумісного управління гелікоптера»

2. Термін виконання роботи: з __.__.2023 р. до __.__.2023 р.

3. Вихідні дані до роботи:

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці): 1. Методика отримання узагальненої структури ПНК та вибір схеми системи сумісного управління гелікоптера; 2. Критерії оцінки ефективності ПНК; 3. Розробка схеми прогнозування похибок ПНК з використанням параметричної ідентифікації гіпотетичної моделі похибок ПНК; 4. Дослідження запропонованої схеми сумісного управління гелікоптера; 5. Розробка схеми оцінювання похибок трьох вимірників навігаційної інформації і обґрунтування можливості калібрування курсоаерометричної навігаційної системи; 6. Дослідження.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: 1. Структурна схема компоновки інерціально-супутникової навігаційної системи; 2. Структурна схема компоновки запропонованої інерціально-супутниково-аеромагніто-метричної навігаційної системи; 3. Структурні схеми параметричної ідентифікації моделей помилок ПНК; 4. Блок-схема реалізації методу компенсації сумісно з методом максимуму правдоподібності; 5. Схема моделювання запропонованого методу; 6. Результати досліджень.

6. Календарний план-графік:

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз літературних джерел		
2.	Збір інформації		
3.	Аналіз варіантів інерціально-спутникових навігаційних систем та вибір схеми інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА		
4.	Технології зовнішнього втручання в роботу GPS та способи виявлення такого втручання		
5.	Розробка схеми прогнозування похибок БНС з використанням параметричної ідентифікації гіпотетичної моделі похибок БНС		
6.	Дослідження запропонованої схеми прогнозування		
7.	Розробка схеми оцінювання похибок трьох вимірників навігаційної інформації		
8.	Охорона навколишнього середовища		
9.	Охорона праці		
10.	Висновки по роботі		
11.	Оформлення пояснювальної записки		
12.	Створення презентації		

7. Консультанти з окремих розділів роботи: (Для магістерської роботи)

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Ольховик Ю.О.		

8. Дата видачі завдання _____**Керівник:** _____ Філяшкін М.К**Завдання прийняв до виконання** _____ Столенець В. О.

_____ ” _____ 2023 р.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «Система активного управління гелікоптера» 81 с., 33 рис., 8 табл, 21 джерел.

ГЕЛІКОПТЕР, ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС, ЗАКОН УПРАВЛІННЯ, ПЕРЕХРЕСНІ ЗВ'ЯЗКИ, КОНТУР УПРАВЛІННЯ.

Об'єкт дослідження – система активного управління (САКУ) гелікоптера.

Предмет дослідження – структура та алгоритми САКУ.

Мета кваліфікаційної роботи – розробка контурів перехресних зв'язків САКУ гелікоптера та новітніх принципів побудови таких систем з використанням кінестетичного (квазіпредметного) способу управління.

Метод дослідження – цифрове математичне моделювання.

Основним предметом було розробка структури та алгоритмів САПР ПНК та його елементів. Теоретичні дослідження склалися з розробки алгоритмів автоматизованого пошуку оптимальної структури ПНК гелікоптеру за узагальненим (глобальним) критерієм оцінки ефективності. У роботі розроблено алгоритм САУ гелікоптера, як складової частини ПНК.

У цій статті проаналізовано математичні моделі процесу керування та розроблено математичні моделі поширених баз даних САПР (наприклад, математичні моделі гелікоптерів як об'єктів керування, математичні моделі сервоприводів, математичні моделі датчиків маневрування та навігації). За розробленою методологією САПР спроектована САУ гелікоптера, яка крім вирішення типових пілотажних завдань дозволяє розв'язати контури управління гелікоптера.

Синтезований алгоритм керування було досліджено за допомогою математичного моделювання. Результати дослідження показали переваги введення перехресних зв'язків у закони керування САУ. Це пов'язано з тим, що це покращує якість нестійкості в схемі керування та значно полегшує роботу пілота за рахунок зміни загального кроку несучого гвинта, тобто за рахунок зміни інших параметрів руху вертольота, якщо закон керування містить повний перелік перехресних зв'язків Автономне керування вертикальною швидкістю забезпечується зміною загального кроку несучого гвинта, тобто зміною інших параметрів руху вертольота.

Перелік умовних позначень

АСУ – автоматична система управління;
БІНС – безплатформена інерціальна навігаційна система;
БЦОМ – бортова обчислювальна система;
ГП – гіперпростір;
ЕОМ – електронна обчислювальна машина;
ІКВ – інерціальна курсовертикаль;
ІНС – інерціальна навігаційна система;
ІПШ – істинна повітряна швидкість;
КВ – курсовертикаль;
ЛА – літальний апарат;
ЛТХ – льотно-технічні характеристики;
МВП – маловисотний політ;
НДР – науково-дослідна робота;
НК – система навігації;
ОСС – оглядово-порівняльна система ;
ОФК – оптимального фільтра Калмана;
ПНК – пілотажно-навігаційний комплекс;
ПС – повітряне судно;
РЛС – радіолокаційна система;
РВ – радіовисотомір;
РСБН – радіосистема ближньої навігації;
САПР – система автоматизованого проектування;
САУ – система автоматичного управління;
СКМ – системи комп'ютерної математики;
СНС – супутникова навігаційна система;
СПС – система повітряних сигналів;
ТТЗ – тактико-технічне завдання.

ЗМІСТ

Реферат.....	4
Перелік умовних позначень.....	5
Вступ.....	7
1. Методика отримання узагальненої структури ПНК.....	10
2. Критерії оцінки ефективності ПНК.....	16
2.1 Визначення ефективності ПНК як розв'язання багатокритеріальної задачі	16
2.2. Аналіз критеріїв точності пілотажно-навігаційних комплексів.....	24
2.3. Критерії точності ПНК при боковому та вертикальному ешелонуванні.....	26
3. Аналіз процесу проектування ПНК та його підсистем.....	33
4. Вибір базового пакета для САПР САУ гелікоптера.....	40
5. Розробка структури і алгоритмів САПР САУ гелікоптера.....	45
6. Розробка математичної моделі загальної бази даних.....	51
6.1. Математичні моделі гелікоптера, як об'єкта управління	51
6.2 Канал вертикальної швидкості	53
6.3 Канал поздовжнього поступального та кутового руху	56
7. Розробка методики синтезу контурів управління та їх дослідження.....	62
8. Охорона навколишнього середовища	
9. Охорона праці	
10. Висновки.....	
11. Список використаної літератури.....	

ВСТУП

Проектування пілотажно-навігаційного обладнання є складним завданням, яке є невід'ємною частиною загальної проблеми проектування літальних апаратів. Через складність таких об'єктів проектування та неможливість математичного опису багатьох їхніх функціональних процесів, наразі не існує єдиного формалізованого методу синтезу. Тому в процесі синтезу використовується комбінація неформалізованих методів і методів, які вирішують кілька окремих формалізованих завдань і порівнюють конкуруючі варіанти.

Комплексний підхід до розробки варіантів будівництва НПЗ може бути реалізований наступним чином:

- Детально вивчити вимоги та функціональність , визначити ключові критерії та встановити параметри.
- Розробити різноманітні концепції будівництва, охоплюючи різні технічні рішення, конструкції та варіанти будівництва.
- Оцінити кожен концепцію згідно з визначеними критеріями, враховуючи технічну реалізованість, вартість, терміни будівництва та інші фактори.
- Вибрати найбільш підходящу концепцію на підставі результатів оцінки.
- Розробити деталі та документацію обраного варіанту, включаючи дизайн, технічні характеристики та інші аспекти.
- Реалізувати виробничо-будівельний проект відповідно до розроблених планів.
- Провести випробування та оптимізацію функціональності, ефективності та безпеки .
- Ввести в експлуатацію та використовувати розроблені варіанти будівництва.

При виборі навігаційної системи враховується ряд технічних, економічних і технологічних вимог, а також рівень розвитку факторної бази і виробництва і накопичений досвід експлуатації існуючих навігаційних систем.

При проектуванні навігаційної системи вертольота, яка є складовою частиною ПНК, необхідно враховувати той факт, що теорія управління за останні 30 років отримала значний розвиток, комп'ютери стають незамінним інструментом для проектувальників систем управління, необхідна автоматизація процесу аналізу і синтезу навігаційної системи. Цей факт необхідно враховувати. У зв'язку з цим Всесвітня федерація автоматичного управління закликала до прискореного розвитку САПР.

При побудові САПР використовуються додаткові моделі, такі як типові математичні моделі керованого вертольота, моделі основних атмосферних збурень, моделі рельєфу місцевості тощо, які формують бібліотеку типових математичних моделей в загальній базі даних САПР. Ці моделі є основою для проектування конкретних контурів управління.

При аналізі можливості інформаційного забезпечення окремих контурів керування з боку ПНК, наприклад, при аналізі деталей інформаційного забезпечення польоту на малій висоті, розробники режимів пропонують використовувати можливість отримання інформації з датчиків, які не входять до складу ПНК. На основі попередніх досліджень таких датчиків сформульовано вимоги до інформаційного забезпечення окремих режимів польоту та розроблено математичні моделі, які можуть бути використані для математичного дослідження таких схем керування датчиками.

До таких датчиків відносяться ємнісні перетворювачі, які, згідно з попередніми дослідженнями, проведеними в даній роботі, мають значні переваги перед існуючими інформаційними засобами в схемах управління на малих висотах.

Це пов'язано з наступними особливостями:

- Комплексна оцінка зміни висоти місцевості в зоні взаємодії електромагнітного поля датчика з поверхнею землі, тобто можливість отримання попереджувальної інформації.
- Теоретична основа ємнісних перетворювачів базується на теорії електромагнітних полів.

- Методології побудови алгоритмів автоматизованого проектування включають ітераційний підхід до процедури синтезу окремих контурів системи автоматичного керування вертольотом з використанням багатокритеріальної або векторної оптимізації.

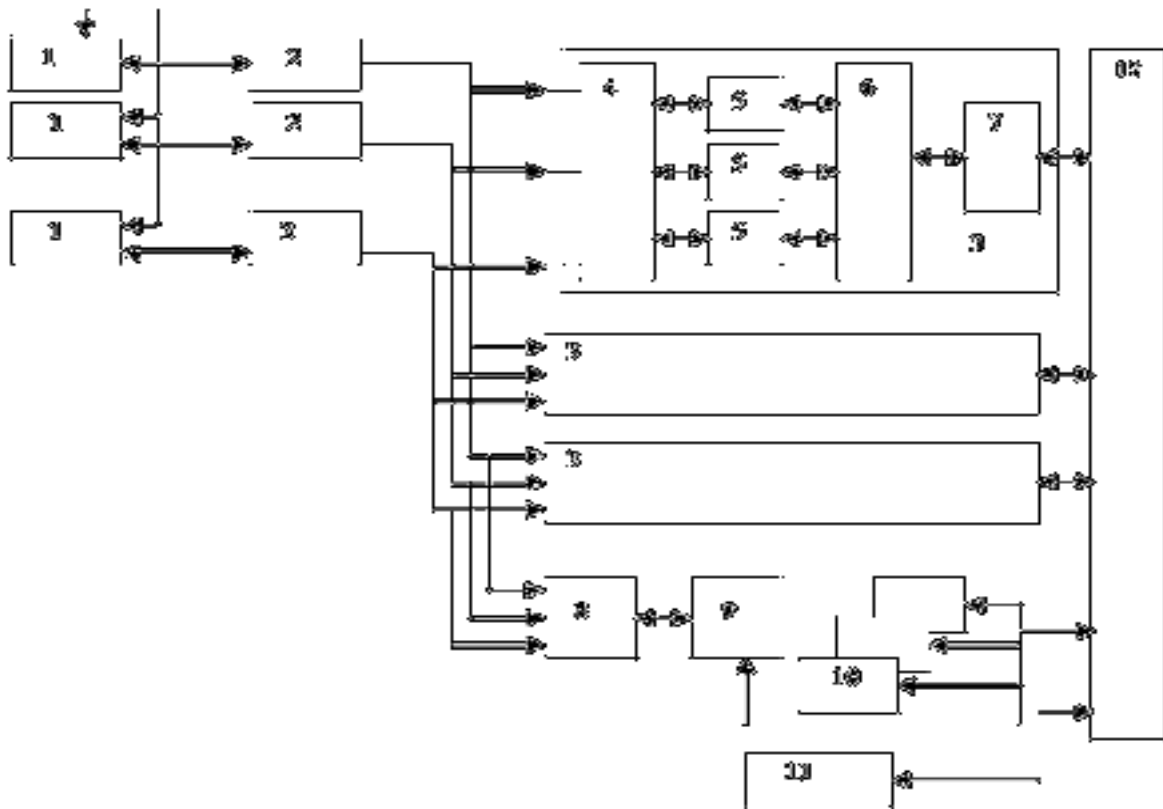
При вивченні алгоритмів, що надаються САПР в порівнянні з існуючими системами проектування САУ вертольотів, можуть знадобитися додаткові завдання на додаток до типових польотних завдань, таких як ємнісна альтиметрія, управління вертольотом для забезпечення автоматичного обходу природних перешкод і вирішення циклів польоту на малій висоті. Це може бути необхідним.

Таким чином, процедура проектування пілотажних систем гелікоптерів є дуже складною задачею і автоматизація цього процесу є необхідною. Дана кваліфікаційна робота присвячена розробці та дослідженню методологій автоматизованого проектування шарнірно-зчленованих систем керування гелікоптера.

РОЗДІЛ 1.

МЕТОДИКА ОТРИМАННЯ УЗАГАЛЬНЕНОЇ СТРУКТУРИ ПНК

В поточному періоді найбільш перспективною вважається ієрархічна архітектура ПНК (див. рис. 1.1). Ця архітектура вирізняється високою гнучкістю у структурному будівництві та подальшій модернізації, а також децентралізацією управління функціями інформаційних бортових систем та підсистем - датчиків, при цьому централізується управління їхніми зв'язками та вирішення високорівневих завдань системи. Ієрархічна архітектура дозволяє широко застосовувати резервування на всіх рівнях апаратних та програмних засобів, автоматично переконфігуруватися при виникненні відмов та створювати



системи з усілякою складністю на будь-якому рівні.

1.сенсори; 2. засіб конвертації даних; 3. базовий контрольно-вимірювальний модуль; 4. мережа передачі даних від сенсорів; 5. блок обробки даних базового контрольно-вимірювального модулю; 6. конвертер; 7. модуль управління базового контрольно-вимірювального модулю верхнього рівня; 8. мережа передачі даних; 9. пристрій відображення та індикації; 10. зовнішні системи; 11. масове сховище; 12. системна мережа передачі даних.

Структура передачі інформації у вертольотній системі розглядає чотири рівні мереж:

- мережа передачі вимірюваних значень від датчиків;
- внутрішня модульна мережа;
- мережа, яка об'єднує внутрішні модулі базового контрольно-вимірювального модулю (БЦОМ);
- системна мережа, яка з'єднує БЦОМ і інші компоненти системи.

На нижньому рівні ієрархії розташовані датчики, які забезпечують первинну інформацію. Середній рівень належить централізованій базовій контрольно-вимірювальній системі (БЦОМ), а верхній рівень включає пілота чи екіпаж. Ієрархічна структура забезпечує оптимізацію обміну інформацією на кожному рівні.

Між датчиками первинної інформації та БЦОМ існують двосторонні взаємозв'язки. Прямий зв'язок відбувається від датчиків до обчислювальної системи і включає потоки вимірювальної інформації, а також сигнали про працездатність. Зворотній зв'язок містить апіорну інформацію, яка керує сигналами і командами, необхідними для датчиків для реалізації методів вимірювань, змін режимів роботи та забезпечення працездатності.

Принципова схема, яка була розглянута, є загальною, і існує багато варіантів технічної реалізації. Вибір оптимального варіанта, який найбільш повно відповідає вимогам конкретного типу гелікоптера та комплексу якісних критеріїв, може бути здійснений за допомогою системного методу розробки або застосування системи автоматизованого проектування (САПР).

Найважливіше завдання навігаційного комплексу, який є складною вимірювальною системою, полягає в точному і вірогідному визначенні параметрів вектора навігаційного стану літака. Цього досягається за допомогою різних методів:

- відбором складу датчиків первинної інформації, які проводять виміри всіх параметрів вектора навігаційного стану літака;
- забезпеченням достатнього запасу інформації з найважливіших параметрів вектора навігаційного стану, отриманого різними методами вимірювань;
- використанням сучасних методів обробки інформації, які дозволяють компенсувати систематичні похибки та фільтрувати флуктуаційні збурювання.

Мінімізацію складу навігаційного комплексу, спрямовану на зменшення маси, об'єму конструкції та зниження витрат енергії, можна реалізувати лише в тому випадку, якщо всі параметри вектора навігаційного стану включають в себе виміри з необхідною запасною інформацією.

Для розробки морфологічних ознак та альтернатив побудови навігаційного комплексу введемо позначення: A, B, C, \dots – морфологічні ознаки; A_i ($i = 1, 2, \dots$), B_j ($j = 1, 2, \dots$), C_k ($k = 1, 2, \dots$) – альтернативи цих ознак (i, j, k, \dots) - порядкові номери альтернатив.

На першому рівні ієрархії морфологічних ознак маємо ознаку A - рівень інформаційної забезпеченості навігаційного ядра з альтернативами: A_1 – мінімально необхідне інформаційне забезпечення навігаційного ядра НК, що може бути представлено як $KB + СПС$ (або $ІНС$ замість $KB+СПС$) + $НА$ (де $НА$ – навігаційна альтернатива, така як ДИСС або позиційна РНС - РСБН, РСДН, СНС, ОСС) і т.д.

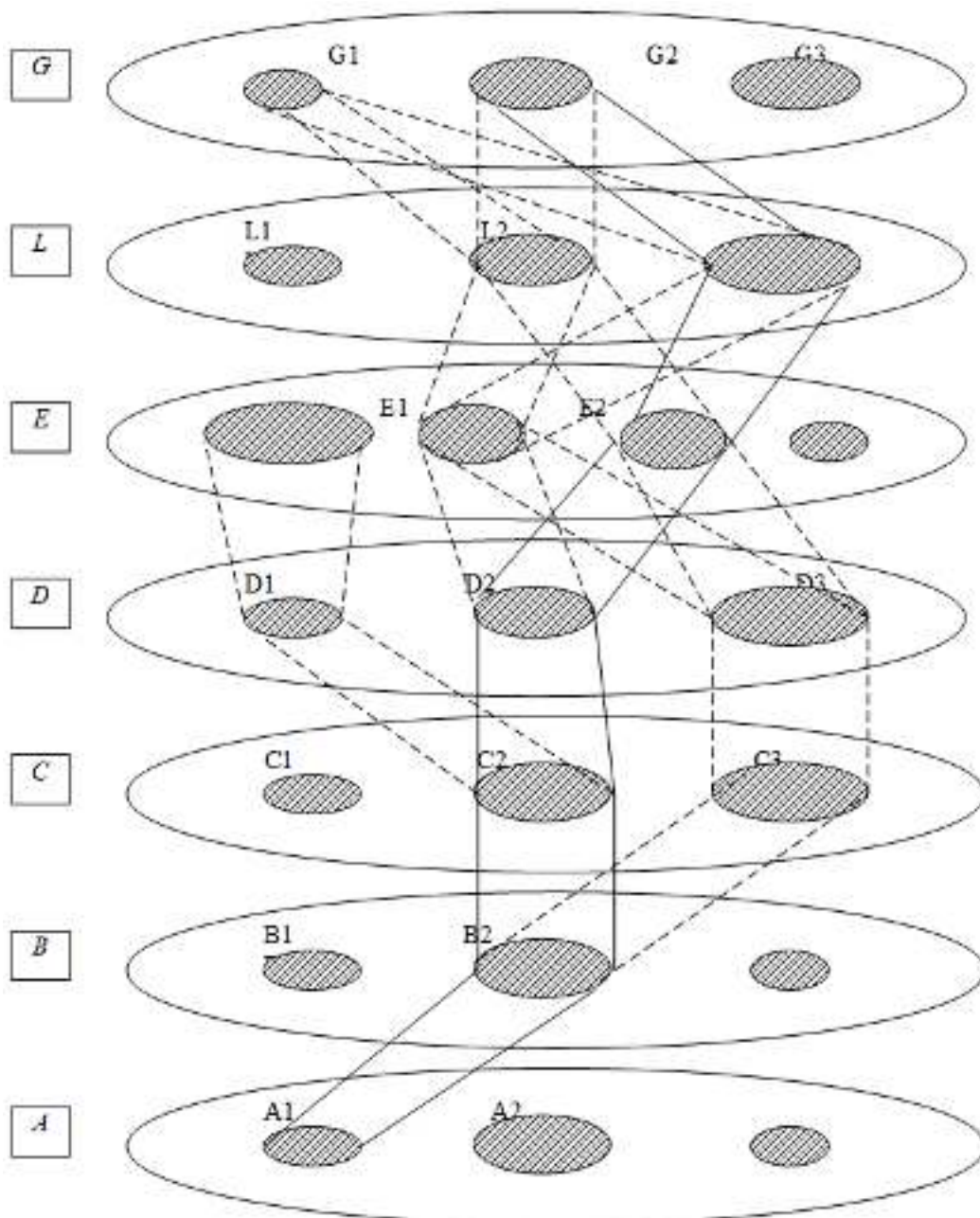
A_2 – забезпечення навігаційного ядра достатньою інформацією: $ІНС + РЛС + НА$.

A_3 - надлишкове забезпечення інформацією: $ІНС + ДИСС + НА + ОПС$ і т.д.

Вибір варіантів навігаційного комплексу на базі розроблених морфологічних ознак і альтернатив може бути представлений графічно.

На рисунку 1.2 представлено дерево ознак та альтернатив для побудови пілотажно-навігаційного комплексу гелікоптера. Припустимо, що гіперпростір (ГП) включає всі можливі варіанти побудови навігаційного комплексу. Для вивчення цього гіперпростору використовують площини $A, B, C \dots G$, які

визначають морфологічні ознаки, зазначені вище. Кожна площина позначена кружечками, що відповідають відповідним альтернативам. Розмір цих кружечків пропорційний оцінці якості (ефективності) конкретної альтернативи, яка визначається на основі сукупності критеріїв оцінок, що характерні для відповідної ознаки. Кожен варіант навігаційного комплексу повинен включати одну альтернативу для кожної ознаки. Зважаючи на значну кількість ознак і альтернатив, кількість можливих варіантів навігаційного комплексу може стати великою. З метою практичних розрахунків обирають кілька варіантів



навігаційного комплексу, які поєднують в собі альтернативи з найвищими оцінками.

Рис. 1.2

Для практичних розрахунків обирають кілька варіантів пілотажно-навігаційного комплексу, які об'єднують у собі альтернативи з найвищими оцінками їх якості. Кожен варіант ПНК повинен включати по одній альтернативі, вибраній по черзі для всіх ознак. Кількість можливих варіантів ПНК дорівнює $n_1 * n_2 * \dots * n_m$, де n_1, n_2, \dots, n_m - кількість альтернатив в кожній ознаці. Зважаючи на значну кількість ознак і альтернатив, загальна кількість можливих варіантів ПНК може бути дуже великою. Ефективний пошук варіантів та їхньої якості може бути виконаний за допомогою електронних обчислювальних систем (ЕОМ).

Отже, найкращий варіант пілотажно-навігаційного комплексу повинен бути компромісом, включаючи частини та канали сумісності, що забезпечують найвищу оцінку якості. Це досягається після аналізу критеріїв ефективності пілотажно-навігаційного комплексу.

Розділ 2. КРИТЕРІЇ ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ПНК

2.1 Визначення ефективності пілотажно-навігаційного комплексу як вирішення багатокритеріальної задачі

Вирішення будь-якої багатокритеріальної оптимізаційної задачі пов'язане з розглядом основних проблем, які є характерними для цього класу задач. Ці проблеми включають визначення області або компромісних рішень, які є оптимальними за принципом Парето; вибір принципу оптимальності; нормалізація множини критеріїв якості; і встановлення пріоритету (ступеня важливості) для всієї множини критеріїв якості.

Зазвичай, задача багатокритеріальної оптимізації формулюється наступним чином:

Встановлюються глобальні стандарти якості.

$$J = J(J_i), \forall i \in [1, n], \quad (2.1)$$

Як функція будь-якого локального набору видів $J_i = J_i(x_i), \forall i \in [1, n]$, а ще

$$F = \{F_j(x_i) \geq 0\}_{j=1}^k, \forall x \in H. \quad (2.2)$$

Поки виконується обмеження (2.2), необхідно визначити значення вектора, який надає екстремальних значень глобальному критерію (2.1).

і не є лінійною функцією, тому необхідно розв'язати багатокритеріальну оптимізаційну задачу нелінійного програмування.

Першим кроком у вирішенні цих питань є визначення H^c .

Якщо глобальні стандарти якості запроваджуються заздалегідь, вони мають наступну форму

$$J = \sum_{i=1}^n \gamma_i J_i, \quad \gamma = (\gamma_1, \dots, \gamma_n) \in \Gamma^+ = \left\{ \gamma_i > 0, \sum_{i=1}^n \gamma_i = 1 \right\},$$

та багато H^c отримано в результаті розв'язання задачі параметричного програмування $\min \sum_{i=1}^n \gamma_i \omega_i(J_i(x_i))$,

де $\omega_i(J_i(x_i))$ – повільна функція $J_i(x_i)$, за умови, що вектор $\gamma = (\gamma_1, \dots, \gamma_n)$

переходить все значення безлічі $\gamma \in \gamma^+ = \left\{ \gamma_i > 0, \sum_{i=1}^n \gamma_i = 1 \right\}$.

Методи послідовної оптимізації

Якщо для набору локальних критеріїв якості задано відношення переваги, задачу можна розв'язати за допомогою ітераційної процедури розв'язання серії двовимірних задач. На кожному кроці оптимальний розв'язок вибирається евристично шляхом попарного порівняння альтернатив. Процес послідовного розв'язання двовимірної задачі дає послідовність точок, які сходяться до оптимального розв'язку.

Алгоритм розв'язання таких задач базується на людино-машинній процедурі, яка є модифікацією методу послідовних поступок (метод гнучких поступок). Початковою інформацією на кожному кроці є прийнятна поступка, максимально можлива поступка та сума штрафу у разі перевищення останньої. На кожному кроці оператор аналізує результати машинної частини процедури і вирішує, чи продовжувати розв'язання задачі (змінюючи значення поступки і штрафу), чи припинити розв'язання задачі. Різновидом методу послідовної оптимізації є пошук шляху в багатооціночному графі, тобто графі, де кожному ребру присвоєно векторне значення. Серед усіх шляхів з однаковими початковою та кінцевою точками знаходиться той, вектор оцінки якого має екстремальне значення компоненти.

Оптимальне наближення до ідеального рішення враховує певну міру, яку можна виразити, наприклад, за допомогою квадратичної метрики.

Для кожного локального критерію якості розв'язується стандартна задача лінійного програмування, під час якої знаходиться вектор, що найкраще відповідає цьому критерію. $x^* = (x_1^*, \dots, x_n^*)$, $x_i^* = (x_{i1}^*, \dots, x_{iq}^*)$, $\forall i \in [1, n]$, для якого визначені значення $J^*(x^*) = \{J_1^* = J_1(x_1^*), \dots, J_n^* = J_n(x_n^*)\}$, де $J^*(x^*)$ Позначає собою вектор, який має одиничну довжину у просторі векторів і отримав назву ідеального (утопічного) значення вектора. Тут введено поняття квадрату евклідової норми.

$$R(x) = \|J(x) - J^*(x^*)\|^2, \quad \forall x \in H.$$

Оскільки це вираження визначає квадратичну функцію для вектора, завдання зводиться до проблеми квадратичного програмування.

Використання прямих числових методів ґрунтується на концепції оптимального наближення за методом чебишева.

$$\text{Шукається вектор } x^* \text{ такий, що } J(x^*) = \min_{x \in H} J_i(x_i) = \min_{x \in H} \max_{i \in [1, n]} J_i(x_i).$$

Об'єднання індивідуальних критеріїв у складений скалярний критерій

Передбачає, що індивідуальні критерії об'єднуються деяким чином і утворюють комплексний критерій, який потім мінімізується. Якщо такий складений критерій виникає внаслідок глибокого врівняння у фізичну природу системи та розкриття об'єктивних зв'язків між її елементами та сформованим критерієм, то оптимальне рішення може вважатися об'єктивним. Однак знайти такий об'єктивний зв'язок може бути надзвичайно складно та не завжди досяжно. Тому на практиці складений критерій часто формується шляхом формального поєднання індивідуальних критеріїв, що неминуче призводить до суб'єктивності отриманого рішення. Існують два типи складених критеріїв – мультиплікативний та адитивний.

Отже, для формування складеного критерію ми будемо використовувати формальне об'єднання індивідуальних критеріїв у нормований адитивний критерій оптимальності

$$J = \sum_{i=1}^m \gamma_i \left(\frac{J_i}{J_{in}} \right), \quad \gamma = (\gamma_1, \dots, \gamma_m) \in \Gamma^+ = \left\{ \gamma_i > 0, \sum_{i=1}^m \gamma_i = 1 \right\},$$

Адитивні критерії узагальнення також мають недоліки:

- Слабкий зв'язок між ваговими коефіцієнтами та фактичною роллю приватних критеріїв;
- складність пошуку об'єктивного способу нормалізації приватних критеріїв, щоб зробити їх безрозмірними;

- низька чутливість узагальненого критерію до зміни значення окремих приватних критеріїв (особливо коли їх кількість велика).

Однак у нашому випадку наявність дільників, які необхідно нормалізувати, не становить значних труднощів, оскільки область компромісів є невеликою. Це пов'язано з тим, що критеріїв, по суті, лише два (мінімум введення в оману та мінімум довжини), і чутливість адитивних критеріїв до зміни їх значень має бути достатньою.

Тому найкращим способом вирішення цієї проблеми є оптимізація глобального критерію, який визначається як адитивна сума локальних критеріїв з ваговими коефіцієнтами.

Використовуючи нормалізовані адитивні критерії, задачу векторної оптимізації можна скаляризувати (звести до однокритеріальної задачі). Після цього необхідно розв'язати однокритеріальну задачу оптимізації.

Вибір нормуючих дільників

Приватні стандарти мають різні розміри та фізичні властивості. У зв'язку з цим використовується нормалізація. Сенс нормалізації полягає в наступному: будь-який простір повинен бути метричним, і з цієї причини всі координати повинні мати однакову розмірність. З нормалізованими критеріями поняття збільшення або зменшення вектора, що характеризує певний стан, набуває звичного вигляду.

При нормуванні до максимального значення в якості нормованого дільника використовується максимальне значення приватного критерію, знайдене в результаті дослідження області компромісів. При цьому, якщо нормований критерій знаходиться в діапазоні $[0, 1]$, то чим ближче до нуля, тим краще.

Вибір вагових коефіцієнтів

У випадку апостеріорного визначення вектор надає екстремальні значення критеріїв якості у середньоквадратичному змісті, якщо виконуються наступні умови.

$$\sum_{i=1}^n [J_i(x^*) - J_i(\bar{x}_i)]^2 \leq [J_i(x_i) - J_i(\bar{x}_i)]^2, \quad \forall x \in H,$$

де $J_i(x_i)$ – оптимальні значення локальних критеріїв за умови рішення задачі лише за даним критерієм. Тоді вагові коефіцієнти можуть бути визначені у вигляді

$$\gamma_i = \frac{[J_i(x^*) - J_i(\bar{x}_i)]}{\sum_{i=1}^n [J_i(x^*) - J_i(\bar{x}_i)]}, \quad \forall i \in [1, n].$$

Визначення вагових коефіцієнтів здійснюється на основі розгляду безлічі розрахованих варіантів, які є оптимальними за окремими критеріями схем.

У випадку нашої задачі використання апостеріорного завдання вагових коефіцієнтів виявляється вкрай складним. Таким чином, для вирішення цього питання ми віддаємо перевагу використанню апріорного завдання вагових коефіцієнтів.

У випадку апріорного завдання рішення задачі виражається у термінах вагових коефіцієнтів. Вибір цих коефіцієнтів може бути здійснений за допомогою методу експертних оцінок або врахування фізичної суті вивченої задачі. Експертна оцінка вагових коефіцієнтів включає в себе складні завдання. З метою спрощення роботи експертів, пропонується обмежитися лише ранжуванням критеріїв за їх важливістю. Далі отримані ранги перетворюються у вагові коефіцієнти, враховуючи соответствующие.

$$\gamma_i = i \cdot 2^i \quad \text{чи формулах} \quad \gamma_i = 1 - \frac{i-1}{m}.$$

Чи виробляється об'єднання оцінок експертів шляхом визначення середнього рангу $x_i = \sum_{j=1}^m \frac{x_{i,j}}{m}$ (середнього

арифметичного сукупності рангів).

Для визначення рівня надійності отриманої узагальненої оцінки використовується метод рангової кореляції. Якщо m фахівців здійснили ранжування n варіантів, тоді для встановлення ступеня кореляції оцінок окремих експертів обчислюється коефіцієнт конкордації.

$$\Phi \in [0, 1],$$

$$\Phi = \frac{12 \sum_{i=1}^n \left(\frac{m(n+1)}{2} - \sum_{j=1}^m x_{j,i} \right)^2}{m^2 n (n^2 - 1)},$$

Цей підхід слугує для визначення ступеня відповідності думок експертів щодо ранжування (якщо їх ранги однакові, то не існує взаємозв'язку між ранжуваннями різних експертів). Для оцінки узгодженості експертів ми використовуємо рівень значущості 5% (ймовірність відсутності узгодженості експертів $P=0.05$). При $n>7$ можна скористатися критерієм розподілу, здатним виявити узгодженість. Далі розрахункове значення порівнюється з табличним. Якщо ця умова не виконується, експертні дані від експерта з найбільш оригінальними думками не враховуються.

Процес прийняття рішення в однокритеріальній задачі

Оптимізації можна подати у вигляді класифікації математичних методів, зазначених на рисунку 2.1.

Застосування аналітичних методів завжди виявляється ефективнішим порівняно з чисельними методами, оскільки аналітичні підходи дозволяють отримати обширне та всебічне уявлення про функцію, що досліджується, і визначити вплив різних чинників на цю функцію. Аналітичні методи застосовуються у випадках, коли критерій, обмеження та залежності між координатами, рішеннями та аргументом представлені функціями, які мають принаймні два різних диференційованих похідних та обмежену кількість точок розриву.

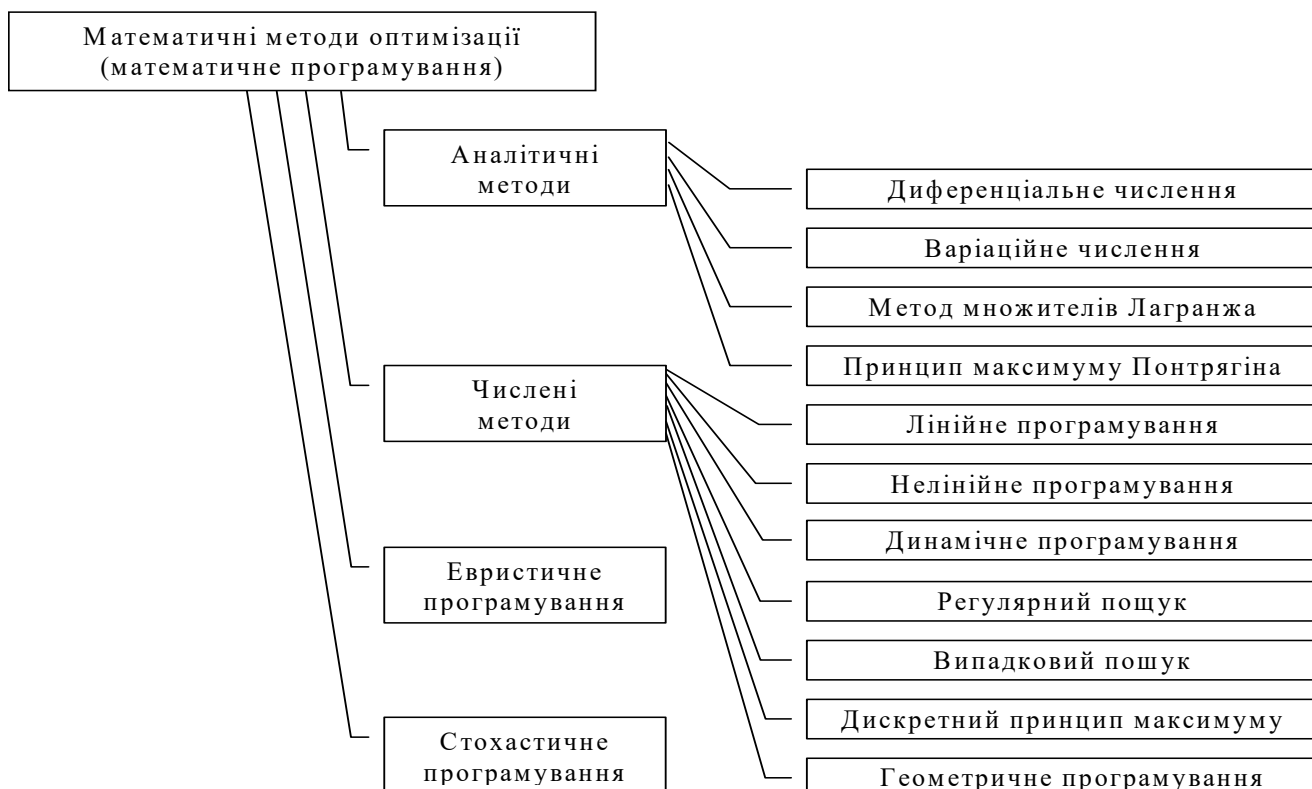


Рис. 2.1.

Для використання традиційних методів знаходження екстремумів функцій та функціоналів, які базуються на диференціальному та варіаційному численні, важливо, щоб відсутні були будь-які обмеження.

У випадку, коли наявні обмеження у вигляді рівностей, визначається умовний екстремум, що означає вирішення задачі Лагранжа. У цьому випадку використовується метод невизначених множників Лагранжа. Принцип максимуму Понтрягіна використовується у випадках, коли існують обмеження, рішення є функцією аргументів, і модель представляє собою набір аналітичних залежностей.

Метод регулярного пошуку екстремальних значень функції однієї або декількох змінних за наявності обмежень передбачає строго визначену процедуру. Розрізняють пасивний пошук, який не враховує результати попередніх кроків, і послідовний пошук, який враховує ці результати.

Звичайні методи пошуку розроблені лише для знаходження екстремальних значень унімодальних функцій однієї змінної, тобто функцій з єдиним екстремальним значенням на інтервалі допустимих значень аргументу. Універсального методу для знаходження глобальних екстремумів функцій

багатьох змінних не існує. У таких випадках використовують метод сканування (сліпого пошуку), метод координатного сходження (спуску), також відомий як метод Гауса-Зейделя, градієнтний метод та метод найшвидшого сходження (спуску).

Метод випадкового пошуку спочатку знаходить, а потім випадковим чином змінює деякі умови. Після того, як знайдено нове значення функції, визначається, чи знаходиться воно ближче або далі від екстремального значення, ніж початкове значення. Залежно від цього, або повертаються до початкової точки і починають рух знову, або роблять новий випадковий крок з нової точки.

Метод випадкового пошуку може розв'язувати багато комп'ютерних задач швидше, ніж інші методи, але не завжди гарантує хороші результати.

Оптимізація багатокрокових (багатоетапних) процесів здійснюється за допомогою динамічного програмування. Формально цей метод може бути застосований до будь-якого випадку і обмежується лише можливостями комп'ютера. Принцип дискретного максимуму є розширенням принципу максимуму Понтрягіна на дискретні процеси і має схожі властивості.

Евристичне програмування не має строгих обмежень і не гарантує досягнення абсолютного оптимуму. При створенні евристичних програм використовується досвід фахівців, який формалізується у вигляді правил, емпіричних залежностей та обчислювальних тем. Зазвичай досвідчений проектувальник не аналізує всі можливі варіанти відразу, а відкидає більшість з них, обмежуючи область дослідження. Цей самий підхід використовується й у евристичному програмуванні.

Розглянуті вище методи оптимізації належать до області детермінованих (невипадкових) функцій і процесів. Проте у практиці проектування доводиться вирішувати завдання стохастичного програмування, тобто оптимізації випадкових величин і функцій. Зазвичай при розв'язанні таких задач розглядають математичні очікування величин, які не є строгими, або залучають лінійне програмування для вирішення стохастичних завдань.

Давайте розглянемо кілька конкретних критеріїв ефективності пілотажно-навігаційного комплексу. Однією з основних характеристик ПНК при обслуговуванні літаководів і наданні пілотажно-навігаційної інформації для вирішення конкретних завдань є точність.

2.2. Оцінка критеріїв точності пілотажно-навігаційних комплексів

Визначення критерію точності пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК) не лише визначає методологію проведення їх земельних та повітряних випробувань, але і значно впливає на структуру ПНК та методи обробки інформації. Правильне формулювання критерію точності ПНК можна отримати, розглядаючи бічний рух гелікоптера як стохастичний процес. Теорія випадкових процесів, зокрема процес навігації, дозволяє сформулювати критерій точності управління гелікоптером та ПНК.

Процес навігації було розглянуто як стаціонарний випадковий процес. Застосування теорії стаціонарних випадкових процесів базувалося на аналізі значної кількості польотів, виконаних різними літаками. Проведені дослідження підтвердили стаціонарність процесу управління гелікоптером. Однак процес визначення координат, який є основним методом визначення місцезнаходження літака в сучасних пілотажно-навігаційних комплексах (ПНК), є нестаціонарним, і відзначається зростанням дисперсії помилок на дільниці визначення. Зв'язок між нестаціонарним процесом визначення координат і стаціонарним процесом управління гелікоптером виявляється в контексті завдань польоту, що ставляться перед екіпажем літака.

Якщо вимогою до навігаційного процесу є забезпечення польоту в межах коридору, екіпаж повинен коригувати положення і курс літака для виконання цієї вимоги в той момент, коли можлива помилка розрахунку шляху не перевищує ширину коридору. Оскільки ці корекції вносяться у випадкові моменти часу, середньоквадратичні похибки положення літака на маршруті будуть близькими за величиною одна до одної. Нестаціонарний процес розрахунку маршруту перетворюється на стаціонарний процес навігації вертольота.

При аналізі точності ефективності визначення змін похибок числення координат розглядаються як нестационарний нормальний випадковий процес, що відзначається зростанням в часі дисперсії похибок координат. Цей підхід до моделювання процесу навігації підтверджується результатами льотних випробувань різноманітних навігаційних комплексів.

Оскільки похибки виміру основних навігаційних параметрів є незалежними, правильний опис випадкового процесу навігації може бути наданий за допомогою кореляційної теорії випадкових процесів, зокрема, теорії викидів.

Теорія викидів випадкових процесів, яка підходить для диференційованих випадкових процесів, дозволяє вирішити цю задачу шляхом визначення середнього числа викидів випадкової функції на заданому інтервалі часу. Враховуючи рідкі та незалежні викиди (перехрещення заданих границь), можна припустити розподіл числа викидів, що підлягає закону Пуассона.

Для оцінки ефективності цільової та технічної роботи комплексів в умовах декількох заданих границь, таких як коридор, половина ешелону та сусідній коридор, необхідно для цих самих границь визначити точності ефективності для всього робочого підмножини станів пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК).

Оскільки нормативи бокового, поздовжнього та вертикального ешелонування в наш час задані як незалежні один від одного, критерії точності ефективності для бокового та поздовжнього каналів також розглядаються незалежно.

2.3. Критерії точності ПНК при боковому та вертикальному ешелонуванні

Оцінку якості вирішення основної завдання навігації, а саме забезпечення безперервного польоту по заданому маршруту, ми будемо проводити шляхом визначення ймовірності того, що літак не вийде за межі заданого коридору на певній ділянці.

а) – за час $(0, T)$;

б) – за час $\Delta t = t_2 - t_1$

Ця ймовірність може бути визначена як співвідношення кількості літаків, які ніколи не виходили за межі заданого коридору, до загальної кількості літаків, що пролітають вздовж визначеної ділянки маршруту.

Розглянемо значний потік літаків N , обладнаних ідентичними системами ПНК та рухаються з однаковою швидкістю вздовж одного лінійного шляху (ЛЗШ). Усі літаки, починаючи з моменту $t = 0$, піддалися корекції.

Загальна кількість літаків N , лише n_1 літаків після корекції залишилися всередині коридору, і $N - n_1$ літаків виявились за його межами.

Протягом часу t ($0, T$) з цієї кількості літаків (n_1) деяка кількість (n_3) вийшла за межі коридору. Протягом цього ж часу з числа літаків $N - n_1$, деяка кількість n_4 увійшла в коридор.

Критерій точності ефективності відповідає всім іншим вимогам, які ставляться до критеріїв ефективності. Він виявляє ефективність у статистичному розумінні, має невелику дисперсію, а, отже, забезпечує достатню точність та повноту оцінки. Також він характеризується простотою, наявністю фізичного сенсу і можливістю нормування значень від нуля (найгірша якість) до одиниці (ідеальна характеристика). Для виведення рівнянь точності ефективності розглянемо значний потік літаків, які рухаються незалежно один від одного вздовж лінії заданого шляху з однаковою швидкістю W . Усі ці літаки, кількість яких є великою, обладнані однаковими системами ПНК.

Давайте визначимо ймовірнісні характеристики знаходження літака всередині коридору $(-c, +c)$.

Очевидно, що при незмінній кількості літаків справедливі рівності.

$$n_1 + n_4 = n_2 + n_3;$$

$$n_1 + n_4^+ + n_4^- = n_2 + n_3^+ + n_3^-.$$

Розділивши ці вирази на загальну кількість літаків N , отримаємо вирази для ймовірностей.

$$P_1 + P_4 = P_2 + P_3;$$

$$P_1 + P_4^+ + P_4^- = P_2 + P_3^+ + P_3^-.$$

де Р з вказаними індексами представляють ймовірності прольотів та перехрещень, які були визначені раніше для n.

Для нормального випадкового процесу навігації густини ймовірності одновірна та двовірна для моменту часу t.

$$w(Z/t) = \frac{1}{\sigma_z \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(Z-m_z)^2}{2\sigma_z^2}};$$

$$w(Z, \dot{Z}/t) = \frac{1}{2\pi\sigma_z\sigma_{\dot{z}}\sqrt{1-r^2}} \exp\left\{-\frac{1}{2(1-r^2)}\left[\frac{(Z-m_z)^2}{\sigma_z^2} - 2r\frac{(Z-m_z)(\dot{Z}-m_{\dot{z}})}{\sigma_z\sigma_{\dot{z}}} + \frac{(\dot{Z}-m_{\dot{z}})^2}{\sigma_{\dot{z}}^2}\right]\right\},$$

при цьому

$$m_z = m_{\dot{z}}(t) = \frac{dm_z(t)}{dt};$$

$$\sigma_z^2 = \sigma_{\dot{z}}^2(t) = k_z(t_1, t_2)|_{t_1=t_2=t};$$

$$\sigma_{\dot{z}}^2 = \sigma_{\ddot{z}}^2(t) = k_{\dot{z}}(t_1, t_2)|_{t_1=t_2=t} = \frac{\partial^2 k_z(t_1, t_2)}{\partial t_1 \partial t_2}|_{t_1=t_2=t};$$

$$r = r(t) = \frac{k_{z\dot{z}}(t_1, t_2)|_{t_1=t_2=t}}{\sigma_z\sigma_{\dot{z}}} = \frac{1}{\sigma_z\sigma_{\dot{z}}} \frac{\partial k_z(t_1, t_2)}{\partial t_2}|_{t_1=t_2=t},$$

Перед усім визначимо ймовірності P_1 і P_2 знаходження всередині коридору $\pm c$ в моменти t і $t + \Delta t$:

$$P_1 = \int_{-c}^{+c} dZ \int_{-\infty}^{+\infty} w(Z, \dot{Z}/t) d\dot{Z} = \Phi\left[\frac{c}{\sigma_z(t)}\right], \quad \text{де } \Phi_x = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \int_0^x e^{-\frac{\tau^2}{2}} d\tau,$$

$$P_3(c/t) = \frac{\sigma_z \sqrt{1-r^2}}{2\pi\sigma_z} e^{-\frac{(c-m_z)^2}{2\sigma_z^2}} \left\{ \exp\left(-\frac{1}{2}M^2 + \sqrt{\frac{\pi}{2}}M\Phi(M) + \sqrt{\frac{\pi}{2}}M\right) \right\}.$$

Визначимо часову густину імовірності

$$P_4(c/t) = - \int_{-\infty}^0 w(c, Z/t) \dot{Z} d\dot{Z}$$

Очевидно, що

$$\int_{-\infty}^{\infty} w(c, \dot{Z}/t) \dot{Z} d\dot{Z} = \int_{\infty}^0 w(c, \dot{Z}/t) \dot{Z} d\dot{Z} + \int_0^{\infty} w(c, \dot{Z}/t) \dot{Z} d\dot{Z}.$$

Тоді

$$P_4(c/t) = \int_0^{\infty} w(c, \dot{Z}/t) \dot{Z} d\dot{Z} - \int_{-\infty}^{\infty} w(c, \dot{Z}/t) \dot{Z} d\dot{Z} = P_3(c/t) - \int_{-\infty}^{\infty} w(c, \dot{Z}/t) \dot{Z} d\dot{Z}$$

або

$$P_4(c/t) = I_1 - I_2$$

де інтеграл I_2 інше від I_1 тільки нижньою межею інтегрування.

Відомо, що

$$I_2 = \int_{-\infty}^{\infty} x e^{-px^2+2qx} dx = \frac{q}{p} \sqrt{\frac{\pi}{p}} \exp\left(\frac{q^2}{p}\right).$$

Тоді

$$\begin{aligned} I_1 - I_2 &= \frac{1}{2p} + \frac{q}{2p} \sqrt{\frac{\pi}{p}} \exp\left(\frac{q^2}{p}\right) \left[1 + \Phi\left(\frac{\sqrt{2q}}{\sqrt{p}}\right)\right] - \frac{q}{p} \sqrt{\frac{\pi}{p}} \exp\left(\frac{q^2}{p}\right) = \\ &= \frac{1}{2p} - \frac{q}{2p} \sqrt{\frac{\pi}{p}} \exp\left(\frac{q^2}{p}\right) \left[1 - \Phi\left(\frac{\sqrt{2q}}{\sqrt{p}}\right)\right]. \end{aligned}$$

Підставляючи значення $I_1 - I_2$, отримуємо

$$P_4(c/t) = \frac{\sigma_{\dot{z}} \sqrt{1-r^2}}{2\pi\sigma_z} e^{-\frac{(c-m_z)^2}{2\sigma_z^2}} \left\{ \exp\left(-\frac{1}{2} M^2\right) + \sqrt{\frac{\pi}{2}} M \Phi(M) - \sqrt{\frac{\pi}{2}} M \right\}.$$

Так як $m_z = 0$ і $m_z = 0$, то

$$M = \frac{r}{\sqrt{1-r^2}} \frac{c}{\sigma_z}.$$

Визначимо тепер часові густини ймовірності перетину рівня – c :

$$P_3(-c/t) \text{ і } P_4(-c/t).$$

Очевидно, що ймовірність $P_3(-c/t)$ може бути отримана з $P_4(c/t)$ підстановкою $-c$ замість c . Аналогічно співвідношення між $P_4(-c/t)$ і $P_3(c/t)$.

Тоді отримаємо

$$P_3(-c/t) = P_3(c/t); \quad P_4(-c/t) = P_4(c/t).$$

Підставляючи $P_3(c/t)$, $P_3(-c/t)$, $P_4(c/t)$ і $P_4(-c/t)$ та інтегруючи за часом t , отримуємо ймовірності P_3^+ , P_4^+ , P_3^- , P_4^-

Відмітимо, що часові густини ймовірності перетину рівня c знизу вверх і зверху вниз $P_3(\pm c/t)$ та $P_4(\pm c/t)$ можуть бути визначені так:

$$P_3(\pm c/t) = 2 P_3(c/t); \quad P_4(\pm c/t) = 2 P_4(c/t).$$

Тоді ймовірності P_3 і P_4 перетину рівня c знизу вверх і зверху вниз за час T будуть

$$P_3 = 2P_3^+ = 2 \int_0^T P_3(c/t) dt; \quad P_4 = 2P_4^+ = 2 \int_0^T P_4(c/t) dt;$$

Таким чином, остаточно формули для розрахунку точносної ефективності будуть мати вигляд

$$\Phi = P_1 - P_3;$$

$$P_1 = \Phi \left[\frac{c}{\sigma_z(0)} \right]; \quad P_3 = 2 \int_0^T P_3(c/t) dt;$$

$$P_3(c/t) = \frac{\sigma_{\dot{z}} \sqrt{1-r^2}}{2\pi\sigma_z} e^{-\frac{c^2}{2\sigma_z^2}} \left\{ \exp\left(-\frac{1}{2} M^2\right) + \sqrt{\frac{\pi}{2}} M + \sqrt{\frac{\pi}{2}} M \Phi(M) \right\},$$

де

$$M = \frac{r}{\sqrt{1-r^2}} \frac{c}{\sigma_z} = \frac{1}{\sigma_z \sigma_{\dot{z}}} k_{zz}(t_1, t_2) \Big|_{t_1=t_2=t};$$

$$\sigma_z^2 = k_z(t_1, t_2) \Big|_{t_1=t_2=t}; \quad \sigma_{\dot{z}}^2 = \frac{\partial^2 k_z(t_1, t_2)}{\partial t_1 \partial t_2} \Big|_{t_1=t_2=t};$$

$$r = \frac{1}{\sigma_z \sigma_{\dot{z}}} \frac{\partial k_z(t_1, t_2)}{\partial t_2} \Big|_{t_1=t_2=t},$$

Для визначення точності в заданому коридорі $\pm c$ достатньо мати інформацію кореляційну функцію помилок бокового відхилення Z , позначену як $Z - k_z(t_1, t_2)$.

Ефективне вирішення завдання оцінки точності гелікоптероводіння в умовах, що відповідають сучасним вимогам, може бути досягнуте лише за допомогою

комплексного підходу до визначення точності. Цей підхід можна отримати шляхом розрахункових методів, моделювання та проведення льотних експериментів.

РОЗДІЛ 3.

АНАЛІЗ ПРОЦЕСУ ПРОЕКТУВАННЯ ПНК ТА ЙОГО ПІДСИСТЕМ

Послідовність етапів, які взаємодіють паралельно між собою. Кожен з цих етапів включає узгодження технічного завдання (ТТЗ) і створення ескізного проекту ПНК або його підсистеми. Процес поділяється на такі ключові етапи:

- Узгодження ТТЗ та створення ескізного проекту для всього ПНК, що включає визначення його структури.
- Узгодження ТТЗ та створення ескізного проекту для окремих підсистем ПНК.
- Розробка технічних проектів для кожної підсистеми та для всього ПНК в цілому.
- Створення креслярсько-конструкторської документації, що включає необхідні креслення та специфікації.
- Технологічна підготовка до виробництва, проведення випробувань та інші заходи.

На кожному розгортанні проекту виконуються різноманітні види робіт, такі як розрахункові, проектно-конструкторські, експериментальні та технологічні, спрямовані на вирішення конкретних завдань у межах проектування.

З розвитком проекту і набуттям ним кінцевого характеру виникає необхідність узгодження та взаємного зв'язку результатів проектування із початковими етапами. Тому процес проектування має ітераційно-циклічний характер, що відображається в наявності численних зворотних зв'язків.

В ході розвитку проекту відбувається накопичення, обробка і обмін інформацією між учасниками проекту. Цей обмін інформацією відбувається на різних етапах проектування та відображається у різноманітних моделях, які представляють інформаційний вигляд проектованого ПНК.

На перших етапах виконання науково-дослідної роботи розглядалися питання ескізного проектування ПНК, такі як оцінювання та вибір структури ПНК. Після узгодження технічного завдання і вибору структури ПНК починається процес проектування систем, що входять до складу ПНК. Далі розглядатимемо

процедуру проектування підсистем ПНК, зосереджуючись на прикладі системи автоматичного управління гелікоптером.

Система автоматичного управління (САУ) гелікоптера, відповідно до визначених завдань у технічному завданні (ТТЗ), має вирішувати різноманітні функції. Залежно від призначення гелікоптера призначаються режими роботи САУ, для кожного з яких виконуються стандартні процедури, пов'язані із синтезом та вивченням конкретного контуру автоматичного управління гелікоптером.

Задачі автоматичного керування польотом вертольота можна розглядати на трьох рівнях:

- Забезпечення необхідної стійкості та керованості.
- Стабілізація та контроль кутового руху.
- Стабілізація траєкторії польоту та контроль цілі, що включає в себе виконання складних траєкторних маневрів.

Якісні характеристики стійкості та керування є ключовими умовами успішного виконання будь-якої авіаційної місії. Для покращення цих характеристик використовуються контури стійкості і управління, які спільно з пілотом забезпечують гелікоптер прийнятними льотними характеристиками.

Контури керування кутом нахилу призначені для регулювання та утримання кутового положення літака, включаючи крен, тангаж та рискання. Ці контури базуються на контурах стабілізації та управління.

Контури керування орбітою призначені для управління та стабілізації руху центру мас. Вони будуються на основі контурів управління орбітою, які є зовнішніми щодо контурів стабілізації та управління. Контур керування орбітою забезпечує направлене управління орбітою під час різних фаз польоту, таких як зліт, маневри на малій висоті, зависання. Він охоплює всі функції автопілота, включаючи радіо- та пілотажно-навігаційні системи.

Ієрархічний взаємозв'язок між контурами управління також визначає ієрархічний підхід до проектування цих контурів управління. Іншими словами, спочатку необхідно розробити внутрішні контури системи автоматичного управління

(САУ), а на їхній основі - зовнішні. Такий підхід дозволяє легко впроваджувати зміни в режими роботи САУ без суттєвих змін у структурі системи.

Метою процесу проектування САУ літака і його кінцевим результатом є формування системи, яка дозволить створити прототип, що технічно задовольняє або перевищує встановлені технічні вимоги. Під формуванням образу САУ літака розуміється визначення режимів його роботи, статичних та динамічних характеристик контурів управління, а також розробка алгоритмів роботи, як для окремих контурів управління в різних режимах, так і для системи в цілому.

Начало форми

Опис процесу проектування є фундаментом для систем автоматизованого проектування (САПР). Вирішення задачі формування образу системи автоматичного управління (САУ) літака можна розглядати як сукупність окремих завдань проектного пошуку, розташованих на відповідних рівнях ієрархії. Розв'язання цих завдань є складним і ітераційним процесом, який супроводжується численними зворотніми зв'язками. Кожен з цих зворотних зв'язків вказує на необхідність повернення до одного з попередніх рівнів проектного пошуку для корекції вихідних даних.

Аналіз процесу проектування дозволяє сформулювати задачу як завдання проектування системи автоматичного управління літака відповідно до визначених тактико-технічних вимог. Основні задачі, які вирішуються на стадії формування образу САУ літака, можна представити у вигляді переліку (рис. 3.1):

- Попереднє дослідження;
- Визначення режиму роботи САУ та розробка структури САУ;
- Розробка схем інтеграції сервоприводів АСУ в системи управління літака;
- Визначення ієрархічної структури режимів роботи та обґрунтування структури контуру управління для кожного режиму роботи;
- Проектування внутрішнього контуру управління;
- Дослідження алгоритмів роботи внутрішнього контуру управління;
- Проектування зовнішніх (орбітальних) контурів управління;
- Дослідження алгоритмів роботи зовнішніх контурів управління;

- Розробка та дослідження алгоритмів перемикання режимів роботи АСУ;
- Спільні дослідження режимів роботи САУ.
- Апаратна реалізація САУ.

Процес проектування окремих контурів керування передбачає вирішення конкретних завдань.

Проектування внутрішніх контурів управління включає в себе:

- Аналіз аналогів і вибір (розробка) концепції побудови контуру внутрішнього контролю;
- Розробка критеріїв оцінки якості контуру контролю;
- Визначення керуючих впливів та фазово-координатних обмежень;
- Аналіз можливостей інформаційного забезпечення
- Розробка (вибір) математичних моделей, що адекватно описують динаміку об'єкта керування та пов'язаних з ними моделей датчиків і сервоприводів
- Аналіз та синтез контурів керування;
- Математичне моделювання синтетичних контурів керування.

Проектування зовнішніх (орбітальних) контурів керування передбачає наявність синтезованих внутрішніх контурів керування і вирішує наступні завдання

- Аналіз технічного завдання для конкретного режиму роботи САУ;
- Аналіз існуючих алгоритмів реалізації цього режиму роботи; та вибір або розробка алгоритму для даного контуру керування з урахуванням технічних характеристик об'єкта керування та обраного сервоконтуру;
- Обґрунтування та вибір керуючих впливів і фазово-координатних обмежень;
- формулювання (вибір) функції оцінки якості;
- розробка математичної моделі, що адекватно описує динаміку заданого режиму та об'єкта керування;
- Аналіз і синтез контурів регулювання

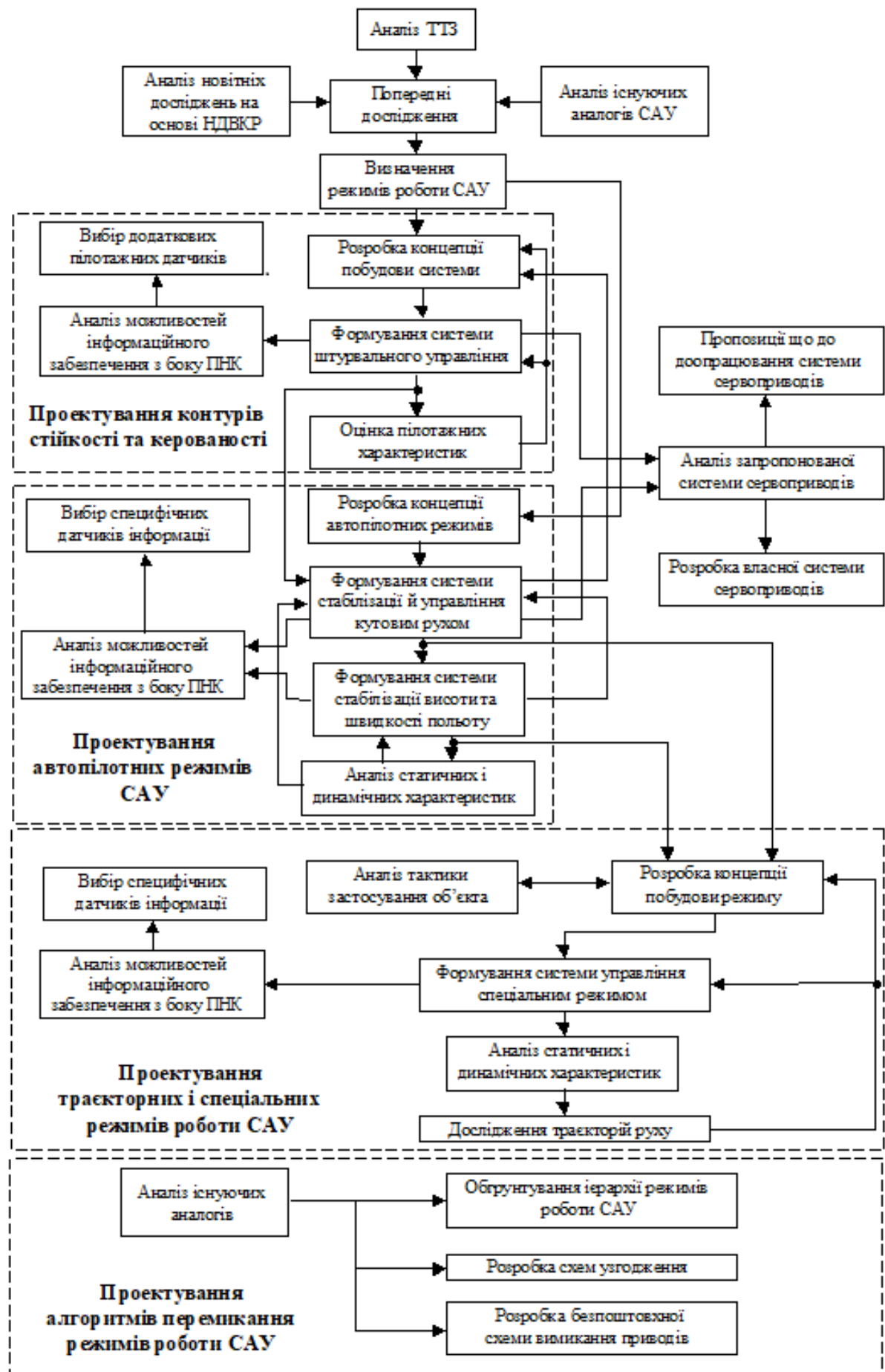


Рис.3.1

Якщо моделювання виявляє суттєві недоліки в синтезованому контурі керування, проводиться наступний ітераційний етап:

- Виявлення факторів, що спричинили невідповідність синтезу контуру контролю та математичної процедури дослідження;
- модифікація концепції побудови контуру внутрішнього контролю (наприклад, з урахуванням взаємозв'язків між каналами);
- Розробка критеріїв оцінки статичних та динамічних характеристик контурів регулювання;
- Розробка математичної моделі для кожного каналу управління з урахуванням факторів взаємозв'язку (селекції);
- Аналіз та синтез перехресних зв'язків між каналами керування;
- Математичне моделювання синтетичних контурів керування.

Якщо результати моделювання знову виявляють недоліки в синтезованих контурах, ітераційна фаза процесу проектування повторюється до тих пір, поки повна нелінійна модель не підтвердить, що результати аналізу і синтезу збігаються.

Аналогічні ітераційні процедури виконуються при стабілізації кутових переміщень і переміщень центру мас, а також при формуванні систем керування. Траєкторне проектування БПЛА та спеціальні режими роботи, наприклад, режим польоту на малій висоті (LAF), мають свої особливості. Вибір концепції побудови контуру керування базується на аналогічних дослідженнях в минулому, а також на тактиці використання літального апарату в цьому режимі польоту. Формування системи управління орбітальним режимом включає в себе не тільки автоматичні контури управління, але і синтез автоматичних контурів управління, наприклад, режисерського управління. Концепція формування сервоприводів повинна бути узгоджена з режимом автопілота.

Формування системи траєкторного управління мультивертольотним підняттям після вибору концепції побудови системи передбачає ряд ітераційних процедур:

- аналіз можливостей інформаційного забезпечення з боку системи польотного навігаційного контролю (ПНК);
- обґрунтування і вибір обмежень на керуючі впливи і фазові координати, включаючи характеристики підстильного рельєфу;
- формулювання критеріїв функціонала оцінки якості (можливо, багатокритеріального);
- розробку математичної моделі, що адекватно описує динаміку даного режиму, об'єкта управління і підстильного рельєфу;
- аналіз і синтез контурів автоматичного управління (в залежності від обраної концепції, система може бути багатоконтурною);
- аналіз і синтез контурів автоматизованого управління;
- для багатоконтурної системи - розробку алгоритмів перемикання контурів управління;
- дослідження синтезованих контурів управління за допомогою математичного моделювання на різноманітних математичних моделях, з урахуванням окремих моделей сервоприводів, датчиків інформації, збурюючих і керуючих впливів і т.д., з метою оцінки статичних і динамічних характеристик контурів управління;
- дослідження синтезованих контурів управління за допомогою математичного моделювання траєкторій обльоту заданого рельєфу;
- аналіз технологічного процесу проектування системи автоматичного управління гелікоптером, що надає підстави для розробки структури системи автоматизованого проектування системи автоматичного управління гелікоптера.

У даній роботі проведено аналіз наявних на ринку систем автоматичного управління (САУ). Оцінка пакетів для проектування контурів автоматичного управління свідчить про те, що пакет MATLAB є найбільш відповідним для використання як основа для системи автоматизованого проектування САУ гелікоптера. MATLAB, пройшовши ряд розвитку, від програмного матричного модуля до інтегрованої системи комп'ютерної математики (СКМ), володіє

потужними інтерактивними інструментами, графікою та орієнтованими на користувача функціями. Цей пакет є добре випробуваною та надійною СКМ, призначеною для розв'язання широкого спектру математичних задач, включаючи проектування систем автоматичного управління. MATLAB об'єднав в собі передовий досвід розвитку та комп'ютерну реалізацію чисельних методів, накопичених за останні три десятиріччя. Враховуючи це, пропонується обрати пакет MATLAB як основу для системи автоматизованого проектування САУ гелікоптера.

РОЗДІЛ 4.

ВИБІР БАЗОВОГО ПАКЕТА ДЛЯ САПР САУ ГЕЛІКОПТЕРА

В останні роки з'явилася ціла низка нових методів аналізу та проектування систем управління. На відміну від класичних методів, ці методи є складнішими, більш формалізованими, а їхня реалізація вимагає величезної кількості обчислень. Більше того, навіть за наявності таких бібліотек проектувальникам все одно доводиться докладати значних зусиль з програмування для розв'язання конкретних задач. Коротше кажучи, застосування сучасної теорії управління є дорогим. Крім того, інженер взаємодіє з технічними засобами (комп'ютером) через посередника (програму), що вносить додаткові похибки. Слід також зазначити, що втрачається аналітичний зв'язок між формулюванням проблеми та її вирішенням.

На основі досвіду використання новітніх методів теорії управління для розв'язання конкретних завдань, виявилось, що ці методи успішно застосовуються в лабораторіях і університетах, але інженери-практики не використовуватимуть їх широко, поки не буде розроблено відповідні практичні методи та інструменти. Для вирішення цієї проблеми проведено ряд науково-дослідних і проектних робіт.

У цих розробках акцентувалася увага на поєднанні інженерної інтуїції з можливостями електронно-обчислювальних машин (ЕОМ). Такий підхід передбачав розвиток методів проектування та інструментів для взаємодії людини з комп'ютером, приділяючи важливу роль машинній графіці.

Для опису систем управління необхідні гнучкі структури даних, і в багатьох випадках задачі проектування систем управління можуть бути успішно вирішені за допомогою масивів. Зокрема, вони використовуються для представлення лінійних систем у просторі стану та опису сигналів. Розв'язання таких завдань може вимагати спеціальних матричних мов, наприклад, MATLAB, MATRIX, Для простих систем, що мають однаковий тип даних, таких як матриці, всі дані можуть бути збережені у стеку або простому масиві. У випадку більш складних пакетів використана структура, що є результатом накопиченого досвіду ряду

розробок. Система побудована на основі єдиної бази даних, що дозволяє використовувати різні описи систем. Наприклад, систему можна охарактеризувати передаточними функціями або у термінах простору станів. Для невеликих систем такий підхід не створює складнощів, оскільки легко переходити від одного опису до іншого. Однак для великих систем цей перехід може вимагати значних обчислень. Тому бажано мати в системі обидва типи описів і враховувати моделі об'єктів управління різної складності, в залежності від режимів роботи. Визначення всіх можливих комбінацій наперед виявляється досить складним завданням, тому важливо, щоб система мала можливість модифікації структури даних.

Під час синтезу контуру автоматичного управління інженер повинен створити моделі керованого процесу, проаналізувати їх характеристики, розробити відповідну стратегію управління та оцінити показники якості для всієї системи в цілому. Процедура проектування контурів автоматичного регулювання, а також деякі сучасні методи, які застосовуються для цього, представлені на рис. 4.1. Завдання САПР полягає у наданні інженерам широкого спектру методів проектування.

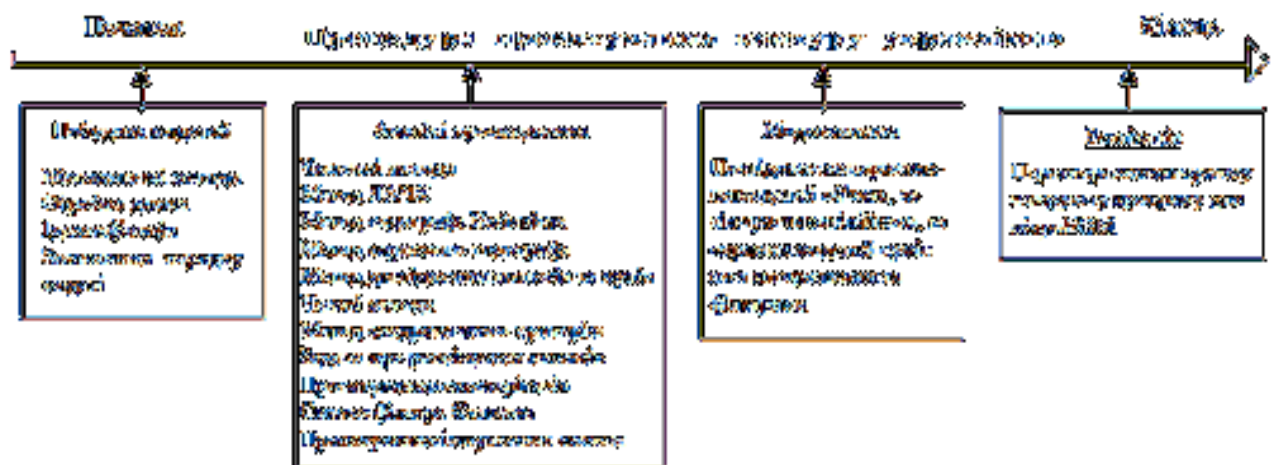


Рис. 4.1

У дослідженні був проведений аналіз сучасних пакетів систем автоматичного управління (САУ). У таблиці 4.1 наведено список цих пакетів та основні завдання, які вони вирішують.

Таблиця 4.1

Назва (шифр) пакета	Розв'язуванні задачі
EASY5	Створення моделей для нелінійних систем, вивчення усталених режимів, оптимізація систем (використання зворотного зв'язку за станом, застосування фільтра Калмана, розробка регуляторів зниженого порядку), аналіз та розробка лінійних систем, охоплення як безперервних, так і дискретних систем.
DPACS-F	Дослідження систем управління з численними зв'язками в просторі стану чи на частотному рівні, а також розробка системи зазначення положення полюсів відповідно до завдань лінійного керування..
HONEYX	Моделювання лінійних стаціонарних систем, проектування регуляторів відповідно до вимог до лінійного керування, вивчення власних значень системи з численними зв'язками, аналіз системи в просторі стану та на частотному рівні.
Digital Filter Design	Дослідження та створення цифрових фільтрів за допомогою різноманітних методів. Обчислення параметрів фільтра та аналіз його імпульсних і частотних характеристик.
CYRPOS	Дослідження та розробка систем управління, включаючи ідентифікацію, параметричну оцінку та моделювання. Реалізація адаптивної програми, яка використовує метод розміщення полюсів та алгоритм узагальненої мінімальної дисперсії. У пакеті також наявні програми для здійснення традиційних матричних операцій..
L-A-S	Автоматизоване проектування систем управління, яке базується на нотації "оператор". Програма включає п'ять основних груп операторів: увод-вивід, обробка даних, лінійна алгебра, розрахунок систем управління та управління програмою.
MATLAB	Виконання операцій з поліномами, операції над матрицями та векторами, вирішення систем диференціальних рівнянь з окремими похідними, розв'язання задач оптимальної фільтрації, декомпозиція за виродженими значеннями. Також вирішення оптимізаційних задач, включаючи багатокритеріальну оптимізацію. Застосування Фур'є-перетворень, проектування цифрових фільтрів, цифрова обробка сигналів, ідентифікація та статистична обробка даних.

Структури всіх пакетів за винятком невеликих розходжень приблизно однакові.

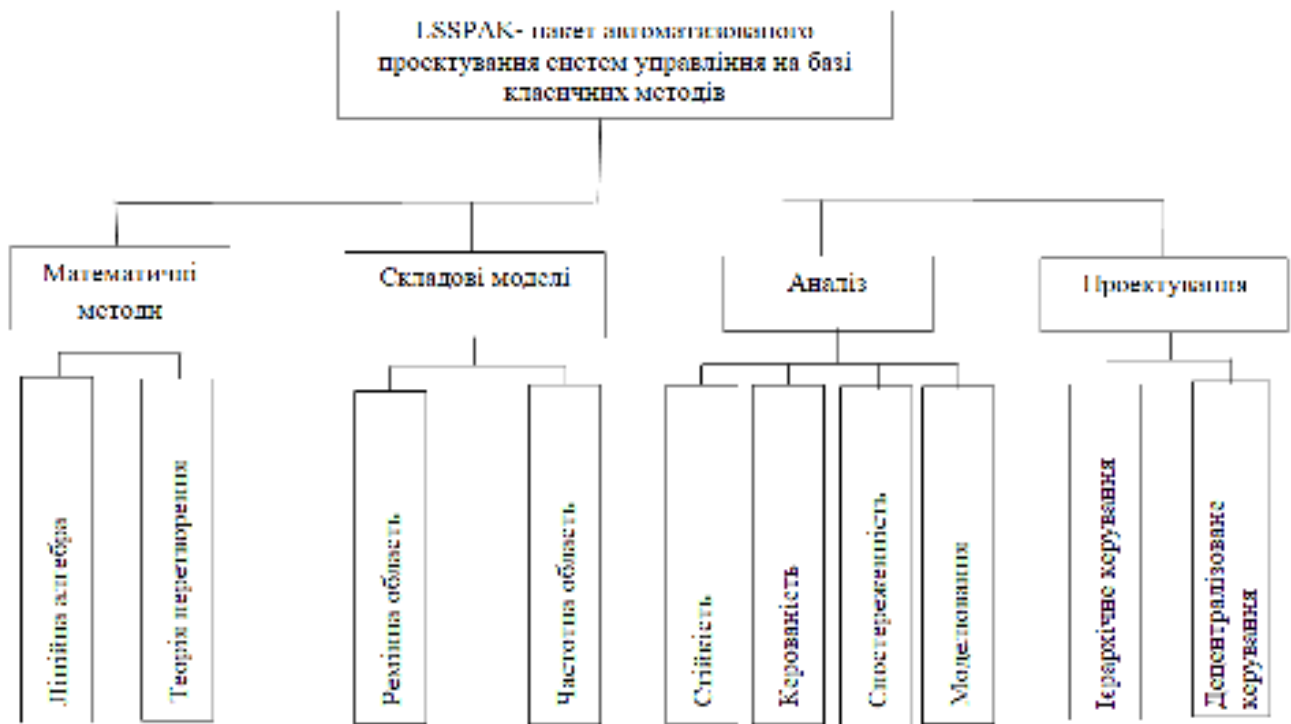


Рис. 4.2

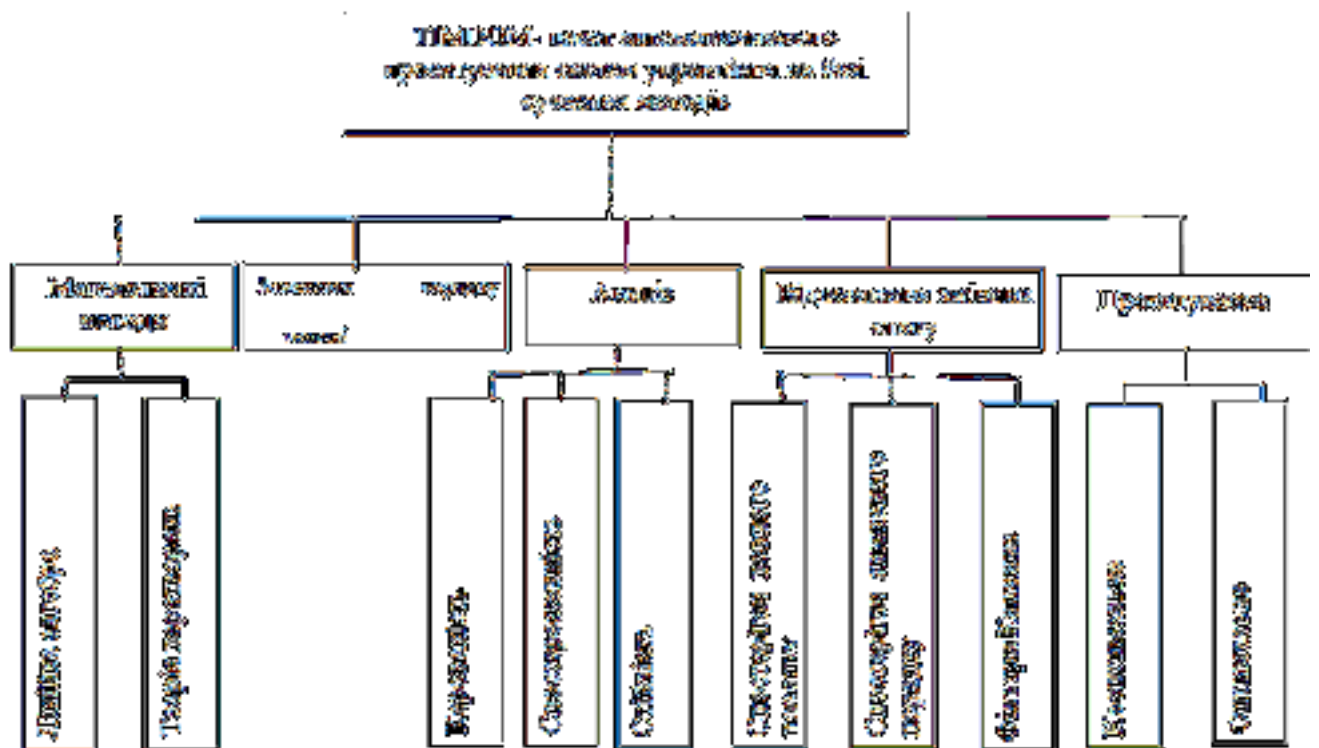


Рис. 4.3

При аналізі пакетів для розробки контурів автоматичного управління виділяють основні переваги пакета MATLAB. Цей пакет, який пройшов довгий етап розвитку від програмного матричного модуля до універсальної інтегрованої системи комп'ютерної математики (СКМ), спеціально спрямований на користувачів персональних комп'ютерів, з його потужними діалоговими

вікнами, графікою та складними інструментами візуалізації, є добре перевіреною та надійною СКМ, призначеною для розв'язання широкого кола математичних задач, включаючи та комп'ютерних реалізацій чисельних методів, накопичених за останні 30 років, якими користуються понад 500 000 постійних зареєстрованих користувачів вже у 1998 році, які широко застосовуються у дослідницьких проектах у провідних університетах та дослідницьких центрах світу, а також широко вивчаються як комп'ютерні технологічні пакети у вищих навчальних закладах.

Матриці широко використовуються для розв'язання задач у складних математичних обчисленнях, особливо в математичному моделюванні статистичних і динамічних систем та об'єктів. Матриці автоматично задають рівняння стану динамічного об'єкта або системи, а також вони є основою для автоматичного складання та розв'язання рівняння стану динамічного об'єкта або системи, прикладом якого є розширення MATLAB Simulink. Однак MATLAB вийшов далеко за межі спеціалізованих матричних систем і став однією з найпотужніших інтегрованих СКМ загального призначення.

втілені у вигляді m-текстових і файлів C, доступних для модифікації. Користувач може створювати не лише окремі файли, але для вирішення конкретних завдань, зокрема для автоматизованого проектування систем управління вертольота за допомогою компонентів, інструментів прогнозування управління моделями і інших завдань.

РОЗДІЛ 5.

РОЗРОБКА СТРУКТУРИ І АЛГОРИТМІВ САПР САУ ГЕЛІКОПТЕРА

Згідно з процедурою проектування систем автоматичного управління (САУ), структура системи автоматизованого проектування САУ повинна бути багаторівневою, містити спільну базу даних і включати в себе САПР для проектування стійкості і керованості, САПР для автопілотних режимів роботи САУ і САПР для траєкторних і спеціальних режимів.

Керівник проекту (ЛПР), враховуючи попередні дослідження і розроблену концепцію побудови САУ, формує групи проектування. Ці групи, взаємодіючи між собою, розробляють конкретні режими роботи САУ. У випадку, якщо в конструкції системи управління гелікоптером не передбачено комплексних приводів з автопілотними входами, створюється група проектування сервоприводів САУ.

На рисунку 5.1 представлена структура системи автоматизованого проектування, яка заснована на пакеті MATLAB, і її взаємодія з розробниками. Основними компонентами системи є: набір програм для аналізу і синтезу систем і сигналів, база даних, що включає основну базу математичних моделей, бібліотеку аналогів та операційну базу даних.

Основна нелінійна математична модель гелікоптера визначається фахівцем із динаміки, який, проводячи аеродинамічні і льотні випробування, конкретизує цю модель для конкретного гелікоптера. Ця модель є основою для створення окремих математичних моделей. У лінеаризованих математичних моделях, які розраховуються за заданими алгоритмами, визначаються нові значення коефіцієнтів для різних умов польоту на основі повної моделі конкретного гелікоптера.

Одночасно фахівець з інформаційних систем вносить уточнення в математичні моделі датчиків в основну базу даних на основі аналізу інформаційних систем проектованого приладу направленої керування (ПНК).

Також в основну базу даних вносяться уточнення в математичні моделі проектованих або заздалегідь заданих схем сервоприводів.

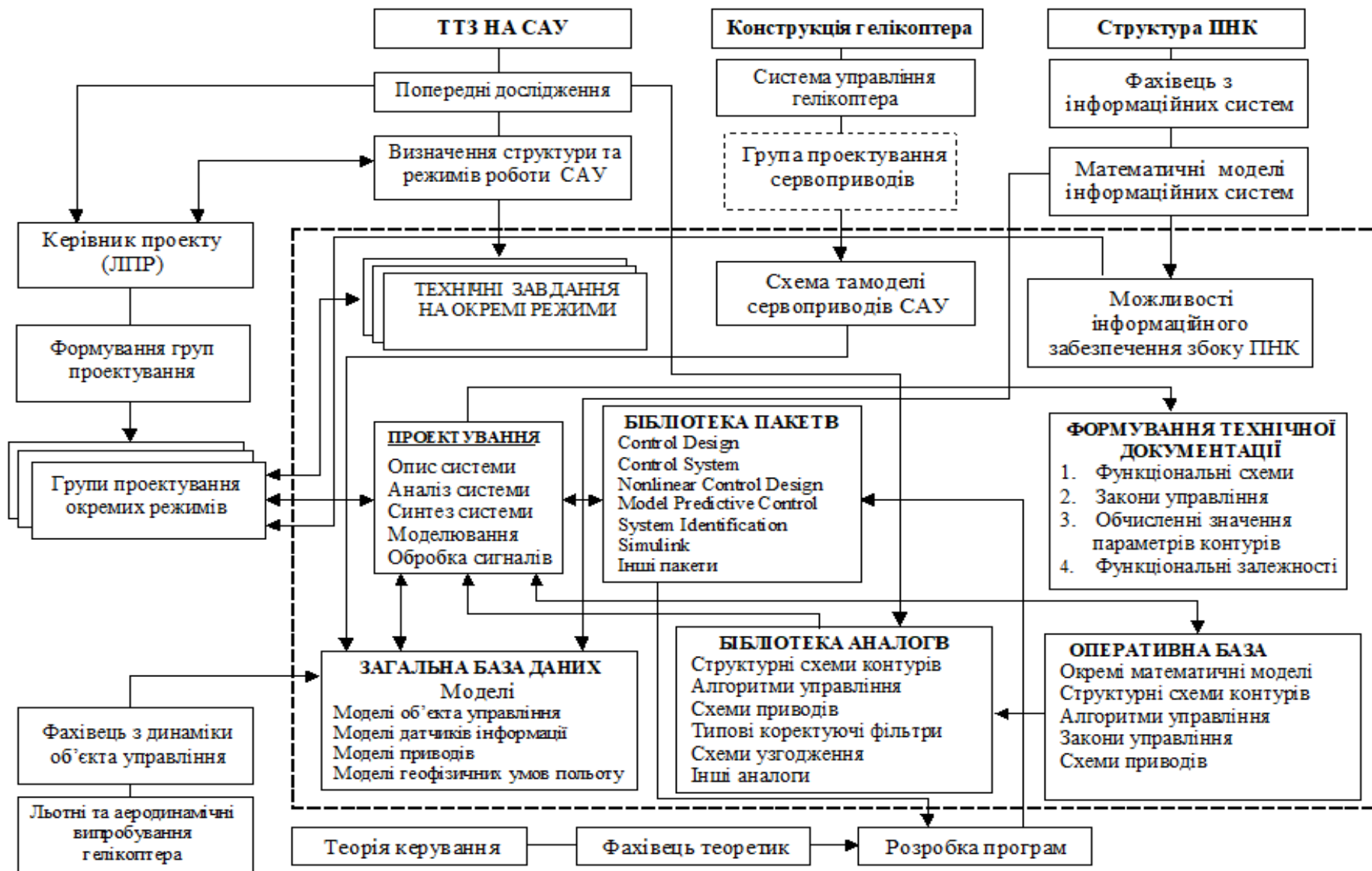


Рис. 5.1

Проектна група аналізує аналоги концепцій контурів регулювання та обирає або розробляє власну концепцію контуру регулювання. Бібліотека аналогів концепції формується на етапі попереднього пошуку, патентного пошуку та аналізу існуючих зразків САУ.

На основі загального технічного завдання на САУ розробляються індивідуальні технічні завдання на режими роботи системи, а також формулюються критерії якості спроектованої системи управління. Крім того, будуть розроблені обмеження на керуючі впливи шляхом аналізу схем сервоприводів і математичних моделей, а обмеження на фазові координати - на основі аналізу льотно-технічних характеристик вертольота.

Отримавши початкові умови і конструктивні концепції, конструктор приступає до проектування заданих контурів за допомогою пакету прикладних програм MATLAB. Процес проектування здійснюється за обраним алгоритмом. Як уже згадувалося, важливою перевагою системи MATLAB є її відкритість і розширюваність. До розширення функціональних можливостей пакету MATLAB залучаються фахівці з теорії аналізу та синтезу автоматичних контурів керування.

В кінці процесу проектування синтезовані контури оцінюються на складних моделях шляхом математичного моделювання. Остаточний варіант спроектованого контуру керування та деякі проміжні варіанти, які розробник вважає вартими уваги, надсилаються до оперативної бібліотеки баз даних для використання іншими розробниками контурів керування або для подальшого розвитку.

Як вже зазначалося, процес проектування контуру управління для обраної концепції здійснюється за певними алгоритмами.

Першим кроком є вибір концепції побудови контурів стійкості та керованості каналу гвинта. Наприклад, контур спроектовано як демпфер ривка.

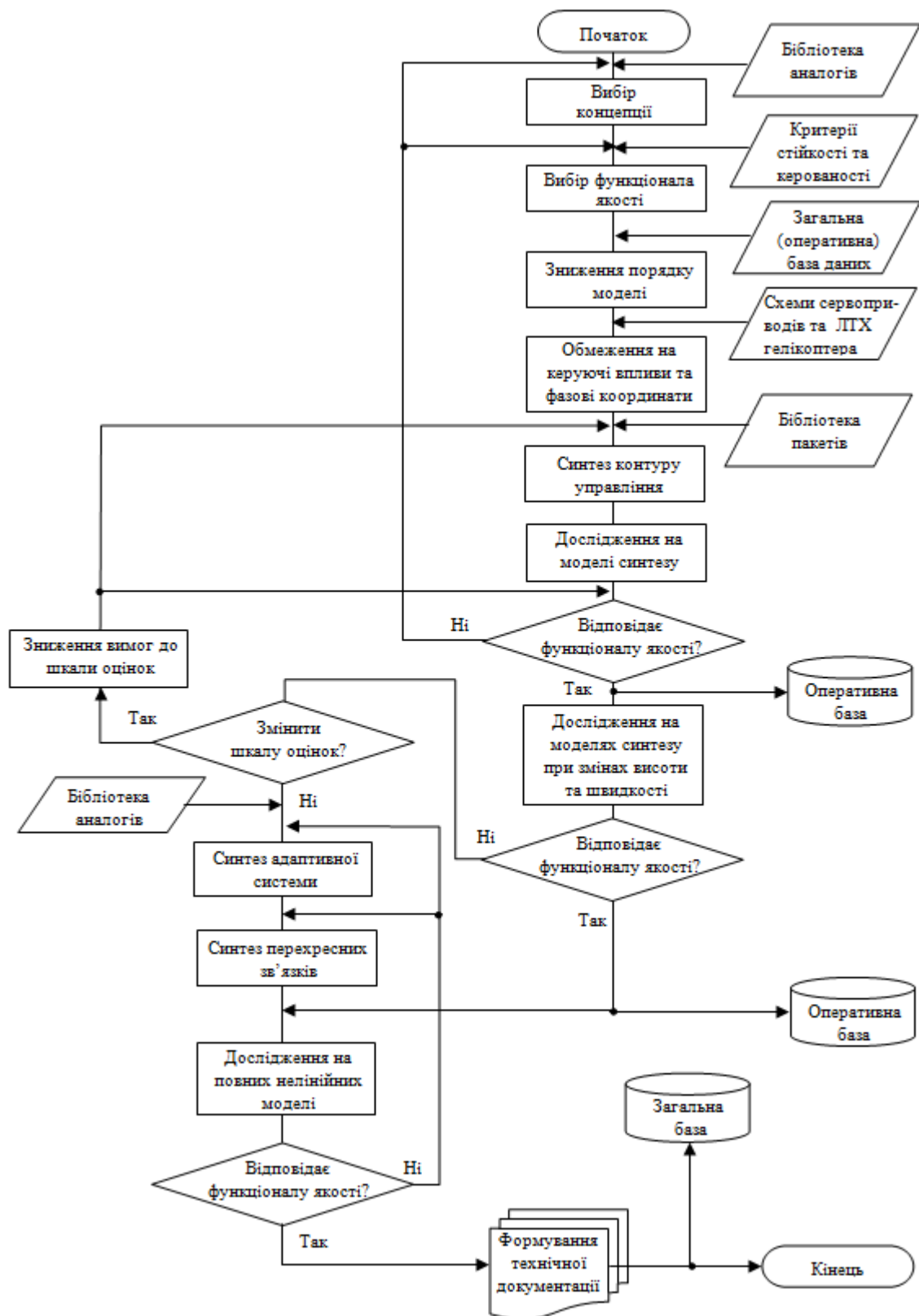


Рис. 5.2

На другому кроку обирають математичний метод, що буде використовуватися при.

В межах обраного методу встановлюють критерії оптимальності для синтезованого контуру управління, вибираючи функціонал якості. Якщо критерії формулюються в термінах передаточних функцій, то одним із критеріїв якості може бути, наприклад, необхідний декремент згасання. Проводиться зниження порядку моделі (вибір або створення моделі, придатної для синтезу – одномірної або багатомірної), наприклад, використання лінеаризованої моделі каналу riskання. Зазвичай лінеаризація здійснюється для крейсерського режиму.

Обмеження на керуючі впливи вибираються під час аналізу запропонованої системи сервоприводів у каналі рульового гвинта. На цьому етапі можуть бути обґрунтовані обмеження на фазові координати, основані на аналізі характеристик гелікоптера.

Далі проводиться прямий синтез контуру управління. Проектант обирає метод синтезу з наявної бібліотеки прикладних програм. Синтез виконується за алгоритмом цієї програми

Після синтезу контуру управління його ефективність перевіряється шляхом математичного моделювання відповідно до алгоритму, подібного до того, що показано на рис. 5.2. В процесі перевірки використовуються моделі, які мають зростаючу складність, починаючи від моделі, яка була створена для оцінювання пілотажних характеристик гелікоптера. Перше дослідження проводиться на моделі, яка використовувалася під час синтезу контуру управління.

Якщо дослідження виявляє дефекти в синтезованому контурі, наприклад, неприйнятні динамічні характеристики, розробник вирішує встановити обрані стандарти якості, зменшуючи вимоги до статичних характеристик контролю, такі як, наприклад, відповідність. Здійснюється окреслення якісної функції динамічної та статичної стійкості та керуючих властивостей при одночасній зміні концепції побудови контуру. Цей ітеративний процес повторюється до тих пір, поки результати дослідження не підтвердять, що схема синтетичного керування відповідає вимогам до якості акробатичних властивостей у конкретному режимі польоту. Параметри та структура синтетичного контуру записуються та вводяться в загальну базу даних для подальшого використання.

На наступному етапі досліджується контур керування для різних умов польоту в моделі, що використовується для синтезу, наприклад, при зміні висоти або швидкості польоту. При цьому коефіцієнти математичної моделі перераховуються за допомогою алгоритмів програми автоматизації в пакеті MATLAB.

Якщо на певному режимі польоту якість льотно-технічних характеристик не відповідає обраній шкалі оцінювання, приймається рішення про зміну шкали оцінювання (наприклад, система повинна відповідати другому рівню льотно-технічних характеристик замість першого) або про синтез адаптивної системи керування. Якщо приймається рішення про зниження вимог до шкали оцінювання, то може бути виконаний додатковий синтез контурів керування для забезпечення відповідності заданому рівню оцінювання на всіх режимах польоту.

При визначенні синтезу адаптивної системи вибирають принципи адаптації та стабілізації динамічних властивостей об'єкта. Це може включати, наприклад, пасивне налаштування передаточних чисел в залежності від висоти та швидкості польоту, або систему ідентифікації динамічних характеристик та оптимізацію параметрів контуру управління, або інші проміжні принципи побудови адаптованої системи. Концепція створення контуру управління може бути розроблена самим проектантом або взята з бібліотеки аналогів. Для синтезованої системи можуть бути розроблені додаткові схеми перехресного зв'язку.

Остаточні вивчення системи, яка була синтезована, проводяться на повній нелінійній системі, використовуючи допоміжні моделі датчиків інформації та сервоприводів за алгоритмом, подібним до того, що зображено на рис. 5.2. За необхідності вносять корекції в синтезовані контури управління, наприклад, синтезують контури перехресних зв'язків для неадаптованого контуру управління. Після завершення досліджень синтезований контур управління документується технічною документацією, його структура затверджується керівником проекту, і він заноситься в каталог загальної бази даних для використання іншими групами проектування, а також для формування загального вигляду підсистеми керування штурвалом (системи покращення характеристик стійкості та керованості).

РОЗДІЛ 6.

РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ЗАГАЛЬНОЇ БАЗИ ДАНИХ

На початку потрібно побудувати математичну модель керованого процесу. Загалом, перелік окремих моделей, які складають придатну для дослідження модель, включає в себе:

- Модель мобільності гелікоптера;
- Моделі зовнішніх фізичних умов польоту;
- Модель бортової інформаційної системи, що взаємодіє з наземними засобами та зовнішнім середовищем;
- Моделі бортових комп'ютерів для навігаційних, інформаційних та пілотажних систем;

Моделі виконавчих механізмів в системах автоматичного керування.

6.1. Математичні описи гелікоптерів як об'єктів керування

Характеристика руху гелікоптера з шарнірно закріпленими лопатями несучого гвинта (–) є досить складною математичною задачею.

Перш за все, гелікоптер має велику кількість ступенів свободи разом зі своїм ротором. Кожна лопать з'єднана з маточиною ротора двома шарнірами, тому система вертоліт-ротор має $2n + 7$ ступенів свободи, де n - кількість лопатей ротора.

По-друге, навантаження на лопаті несучого гвинта періодично змінюється під час руху гелікоптера вперед, що призводить до появи періодичних коефіцієнтів у рівняннях руху гелікоптера. Методи дослідження динаміки таких систем ще не до кінця розроблені.

Незважаючи на ці труднощі, особливо щодо опису динаміки гвинта, на сьогодні розроблено достатньо повні математичні моделі гелікоптерів як об'єктів керування. Однак ці моделі важко використовувати для синтезу систем керування польотом гелікоптера, тому їх застосовують переважно для моделювання вже синтезованих контурів керування.

При розробці спрощених математичних моделей гелікоптерів є те, що основний гвинт, з його складною динамікою, замінюється еквівалентною

силою.

Рух фюзеляжу гелікоптера Ейлера (–) як твердого тіла з шістьма ступенями свободи. Рівняння сил та моментів отримані із законів збереження імпульсу та моменту імпульсу і спроектовані на осі системи координат наступним чином:

$$\begin{aligned}m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) &= R_x; \\m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) &= R_y; \\m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) &= R_z; \\I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_z \omega_y &= M_x; \\I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x \omega_z &= M_y; \\I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_y \omega_x &= M_z,\end{aligned}\tag{6.1}$$

Де m – маса гелікоптера, V_x, V_y, V_z – проекція вектора повітряної швидкості, R_x, R_y, R_z – проекція вектора зовнішньої сили, що діє на гелікоптер, I_x, I_y, I_z – осьовий момент інерції в осьовому напрямку, M_x, M_y, M_z – проекції зовнішньої сили обертання.

Додавши до цієї системи рівнянь відповідні рівняння, що описують зміну частоти обертання несучого гвинта, отримаємо наступне. Ω :

$$J_\omega \dot{\Omega} = M_{кр},\tag{6.2}$$

де J_ω момент інерції несного гвинта; $M_{кр}$ розрахувати крутний момент на валу несучого гвинта та отримати математичну модель просторової кінематики гелікоптера з урахуванням узгоджених припущень.

Поперечні та поздовжні рухи гелікоптера, між ними сильний зв'язок. Цей взаємозв'язок обумовлений наявністю несучого гвинта. Однак навіть для вертольотів дослідження може базуватися на моделі розділення поздовжнього і поперечного руху, з якої можна додатково відокремити канал поздовжньої швидкості, поздовжній канал, поперечний канал і канал ристання.

6.2. Канал вертикальної швидкості

Рівняння (6.1) і (6.2) можна визначити режим вертикального підйому знизуються, не змінюючи кутового положення літака, тобто коли V_x і ωz літака дорівнюють нулю, а розміри бокового переміщення - нулю:

$$\begin{aligned} m\dot{V}_y &= R_y; \\ J_{\omega}\dot{\Omega} &= M_{кр}. \end{aligned} \quad (6.3)$$

Тут $M_{кр} = M_d - M_n$,

Враховуються аеродинамічні сили планера і сумарна аеродинамічна складова несучого гвинта, що діє на площину обертання маточини, а сумарні аеродинамічні сили приймаються такими, що збігаються.

На гелікоптер діють аеродинамічні сили гравітації G і несучого гвинта T . У цьому режимі польоту гелікоптер спрямований у бік, протилежний силі тяжіння.

Таким чином,

$$R_y = T - G. \quad (6.4)$$

Величина сили T залежить від швидкості обертів гвинта Ω ($\Omega \uparrow \rightarrow T \uparrow$), сумісного кроку несного гвинта $\delta\varphi$ ($\delta\varphi \uparrow \rightarrow T \uparrow$) та вертикально швидкості вертольота V_y . Тому Збільшення вертикальної швидкості зменшує кут атаки лопаті. $\alpha_{лоп}$, Зменшення тяги несучого гвинта ($V_y \uparrow \rightarrow \alpha_{лоп} \downarrow \rightarrow T \downarrow$), З іншого боку, якщо кут атаки лопаті зменшується, опір лопаті зменшується, і гвинт обертається, збільшуючи тягу ($V_y \uparrow \rightarrow \alpha_{лоп} \downarrow \rightarrow \Omega \uparrow \rightarrow T \uparrow$).

Залежність тяги сили гвинта від горизонтальної швидкості тут не розглядається. Далі

$$T \approx T(\Omega, \delta\varphi, V_y) \quad (6.5)$$

Навантаження на вал гребного гвинта визначається силою опору на лопатях, яка залежить від швидкості обертання Ω та сумісного кроку сили гвинта $\delta\varphi$, Тоді, як згадувалося вище, вертикальна швидкість до V_y , тобто:

$$M_n = M_n(\Omega, \delta\varphi, V_y) \quad (6.6)$$

Потужність двигуна визначається відкриттям дросельної заслінки, яка

приводиться в дію корпусом дросельної заслінки δ_r . Щоб гарантувати, що зміни кроку не впливають на швидкість обертання несучого гвинта, система дроселювання кроку змінюйте потужність двигуна одночасно зі зміною висоти польоту δ_φ Далі.

$$M_d = M_d(\delta_r, \delta_\varphi). \quad (6.7)$$

Лінеаризація системи (6.3) відносно (6.4)(6.7) дає наступне рівняння відхилення

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_y + a_y^{V_y} \Delta V_y + a_y^\Omega \Delta \Omega &= a_y^{\delta_\varphi} \Delta \delta_\varphi; \\ \Delta \dot{\Omega} + a_\Omega^{V_y} \Delta V_y + a_\Omega^\Omega \Delta \Omega &= a_\Omega^{\delta_r} \Delta \delta_r + a_\Omega^{\delta_\varphi} \Delta \delta_\varphi. \end{aligned} \quad (6.8)$$

Приймаючи одиничні значення основних змінних і застосовуючи перетворення Лапласа до системи рівнянь (6.8), отримуємо математичну модель вертикального каналу швидкості в безрозмірному вигляді:

$$\begin{aligned} \left(p + a_y^{V_y} \right) V_y(p) + a_y^\Omega \Omega(p) &= a_y^{\delta_\varphi} \delta_\varphi(p); \\ a_\Omega^{V_y} V_y(p) + \left(p + a_\Omega^\Omega \right) \Omega(p) &= a_\Omega^{\delta_r} \delta_r(p) + a_\Omega^{\delta_\varphi} \delta_\varphi(p). \end{aligned} \quad (6.9)$$

Тут $V_y = \frac{\Delta V_y}{V_y^*}$; $\Omega = \frac{\Delta \Omega}{\Omega^*}$; $\delta_\varphi = \frac{\Delta \delta_\varphi}{\delta_\varphi^*}$; $\delta_r = \frac{\Delta \delta_r}{\delta_r^*}$ – відносні параметри;

V_y^* ; Ω^* ; δ_φ^* ; δ_r^* – базові значення змінних величин.

Коефіцієнти системи рівнянь (6.8), (6.9) мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_y^{V_y} &= -\frac{T^{V_y}}{m}; & a_y^\Omega &= -\frac{T^\Omega}{m}; & a_y^{\delta_\varphi} &= \frac{T^{\delta_\varphi}}{m}; \\ a_\Omega^{V_y} &= -\frac{M_H^{V_y}}{J_\omega}; & a_\Omega^\Omega &= -\frac{M_H^\Omega}{J_\omega}; & a_\Omega^{\delta_r} &= \frac{M_D^{\delta_r}}{J_\omega}; & a_\Omega^{\delta_\varphi} &= \frac{M_D^{\delta_r} - M_H^{\delta_\varphi}}{J_\omega}. \end{aligned} \quad (6.10)$$

Фактор, який гарантує, що зміни загального кроку не будуть безпосередньо впливати на зміну швидкості обертання головного ротора $a_\Omega^{\delta_\varphi}$ має дорівнювати нулю. Система рівнянь (6.9) відповідає блок-схемі на рисунку 6.1. Якщо коефіцієнт $a_\Omega^{\delta_\varphi}$ відрізняється від нуля, виникає паразитне з'єднання, позначене пунктирною лінією на блок-схемі.

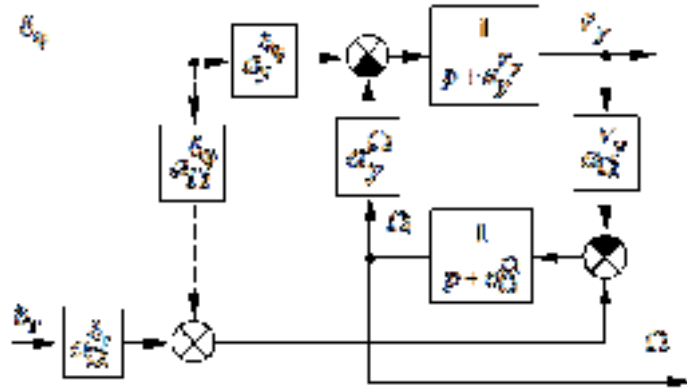


Рис. 6.1

Позитивний зворотний зв'язок спостерігається в структурній схемі вертикального каналу з'єднання через вплив вертикальної швидкості на швидкість обертання гвинта. Збільшення вертикальної швидкості V_y збільшує швидкість обертання сили гвинта Ω , а збільшення Ω , у свою чергу, робить тягу вертикальну швидкість.

Рівнянням (6.9) схожі передаточні функції:

$$W_{V_y}^{\delta_\varphi}(P) = \frac{V_y(p)}{-\delta_\varphi(p)} = \frac{-a_y^{\delta_\varphi} \left(p + a_\Omega^\Omega \right)}{p^2 + \left(a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega \right) p + \left(a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y} \right)}; \quad (6.11)$$

$$W_{V_y}^{\delta_\Omega}(P) = \frac{V_y(p)}{\delta_\Omega(p)} = \frac{-a_\Omega^{\delta_\Omega} a_y^\Omega}{p^2 + \left(a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega \right) p + \left(a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y} \right)}.$$

Необхідною і достатньою умовою стійкості каналу вертикальної швидкості є те, що коефіцієнт характеристичного рівняння яке є знаменником передавальної функцій (6.11), то:

$$a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega > 0;$$

$$a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y} > 0.$$

Коефіцієнт $a_y^{V_y}$, a_Ω^Ω (див. формули (6.10)) завжди додатна за фізичною властивістю, тому умова стійкості зводиться до нерівності:

$$a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega > a_y^\Omega a_\Omega^{V_y}. \quad (6.12)$$

Виконується за використання стабілізаторів на частоті обертання головного ротора. a_{Ω}^{Ω} .

Системи автопілотування вертольотів канал кроку несучого гвинта використовується для незалежного керування без зміни висоти польоту кутового положення. Крім того, для подальшого поліпшення умов стійкості (6.12) бажано включити в закон керування кроком несучого гвинта похідну від зміни висоти польоту або сигналу вертикальної швидкості, тобто штучно збільшити коефіцієнт a_{y^V} . При цьому змінюється коефіцієнт загасання коливальних ланок лінії електропередач функції $W_{V_y}^{\delta_{\phi}}(p)$ математичної моделі вертольота як приклад управління.

6.3. Канал управління поздовжнім поступальним і кутовим рухом

При реєстрації в системі координат швидкості (траєкторії) рівняння сили набуває значно простішого вигляду. OX_a вектор швидкості в системі координат Швидкість V та проекція вектора швидкості на осі OY_a , OZ_a відповідає нулю і система рівняня (6.1) має вигляд:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V}_x &= R_{x_a}; \\
 mV_x\omega_{z_a} &= R_{y_a}; \\
 -mV_x\omega_{y_a} &= R_{z_a}; \\
 I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_z\omega_y &= M_x; \\
 I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z &= M_y; \\
 I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x &= M_z,
 \end{aligned}
 \tag{6.13}$$

тут $V_x = V$.

Враховуючи, що параметр бокового руху дорівнює нулю і що підйомна сила гвинти компенсують силу тяжіння вздовж осі OY_a Вектор тяги несучого гвинта за рахунок нахилу компенсується загальною зміною кроку через вертикальний канал вищесказаного, система рівнянь (6.13) може бути перетворена до наступного вигляду

$$m \dot{V}_x = R_{x_a};$$

$$I_z \dot{\omega}_z = M_z.$$
(6.14)

При розгляді на вертоліт в горизонтальному польоті, розглядається повна аеродинамічна проекція несучого гвинта на вісь швидкості (тяга) T_{x_a} лобовий опір планера X_a . Тому,

$$R_{x_a} = T_{x_a} - X_a.$$
(6.15)

Величина рушійної сили T_{x_a} залежить від швидкості польоту. Зі збільшенням швидкості збільшується коливальний рух лопатей, що призводить (див. рис. 6.2) до того, що тюльпан ротора, тому вектор тяги нахилений назад і змінює пропульсивну силу, прагнучи зменшити швидкість польоту. Одночасно з цим створюється момент M_z відносно центру мас. Цей момент викликає рух по тангажу, коли швидкість збільшується, і пікірування, коли швидкість зменшується.



Рис. 6.2

Коли вертоліт обертається навколо осі OZ , вісь тюльпана відстає від нормальної осі OY відповідної системи координат через велику інерційність несучого гвинта. Збільшення тяги T_{x_a} , У цьому випадку створюється демпфуючий момент, який зменшує кутову швидкість M_z . Крім того, збільшення тягової сили змінює швидкість польоту, на відміну від зміни швидкості через збільшення кута тангажу від кутової швидкості ω_z .

Горизонтальна проекція сили тяги головного ротора також залежить від кута нахилу у вертикальній секції нахиленої мийної машини δ_n та від поточного кута тангажа ϑ . Таким чином виходить ,

$$T_{x_a} = T_{x_a}(V_x, \omega_z, \delta_n, \vartheta).$$
(6.16)

Вона не враховує, що горизонтальна проекція тяги залежить від

параметрів бокового руху і від величини самої тяги. Крім того, не враховується залежність тяги несучого гвинта від кута атаки. Кут атаки також не враховується при розгляді лобового опору літака, припускаючи, що літак практично не створює підйомної сили через свою особливу аеродинамічну форму. Далі

$$X_a = X_a(V_x). \quad (6.17)$$

Центр мас гелікоптера розташований нижче маточини несучого гвинта. Отже, має вигляд несучого гвинта на вертикальну вісь дорівнює T_x викликає момент M_z ; від T_x , проекція тяги T_x не міняється з кутом тангажу, бо вектор тяги, також нахилиється з кутом тангажу.

Отже, момент M_z , що є T_x , залежить від наступних параметрів:

$$M_z = M_z(V_x, \omega_z, \delta_{\Pi}). \quad (6.18)$$

Лінеаризуючи систему (6.14), з урахуванням (6.15)...(6.18) отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_x + a_x^{V_x} \Delta V_x + a_x^{\omega_z} \Delta \omega_z + a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta &= a_x^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}; \\ \Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^{V_x} \Delta V_x + a_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}. \end{aligned} \quad (6.19)$$

Вибір окремих значень змінних як базисних і застосування перетворення Лапласа до системи рівнянь (6.19) дає математичну модель каналів вертикального і кутового руху і практичний спосіб маніпулювання безрозмірною формою:

$$\begin{aligned} \left(p + a_x^{V_x} \right) V_x(p) + \left(a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta} \right) \vartheta(p) &= a_x^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p); \\ a_{m_z}^{V_x} V_x(p) + \left(p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p \right) \vartheta(p) &= a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p). \end{aligned} \quad (6.20)$$

Тут $p\vartheta(p) = \omega_z(p)$.

Коефіцієнти системи рівнянь (6.20) мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_x^{V_x} &= -\frac{T_{x_a}^{V_x} - X_a^{V_x}}{m}; & a_x^{\omega_z} &= -\frac{T_{x_a}^{\omega_z}}{m}; & a_x^{\vartheta} &= -\frac{T_{x_a}^{\vartheta}}{m}; & a_x^{\delta_{\Pi}} &= \frac{T_{x_a}^{\delta_{\Pi}}}{m}; \\ a_{m_z}^{V_x} &= -\frac{M_z^{V_x}}{J_z}; & a_{m_z}^{\omega_z} &= -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z}; & a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} &= \frac{M_z^{\delta_{\Pi}}}{J_z}. \end{aligned}$$

Системі рівнянь (6.20) відповідає структурна схема математичної моделі, що зображена на рис. 6.3.

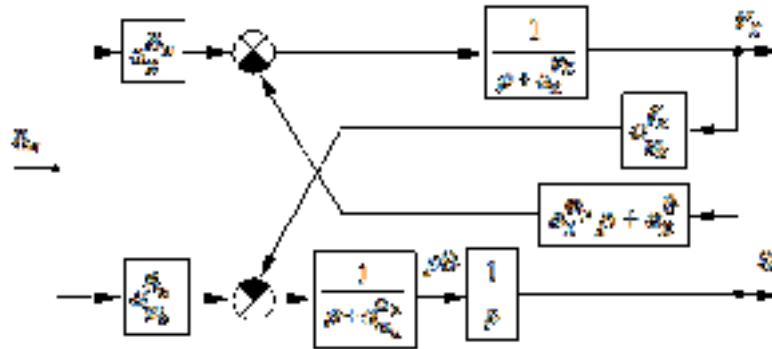


Рис. 6.3

Системі рівнянь (6.20) відповідають передаточні функції поздовжнього руху:

$$W_{V_x}^{\delta_{\Pi}}(p) = \frac{V_x(p)}{-\delta_{\Pi}(p)} = \frac{a_x^{\delta_{\Pi}}(p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) - a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}(a_x^{\omega_z} p + a_x^{\theta})}{A(p)}; \quad (6.21)$$

$$W_{\vartheta}^{\delta_{\Pi}}(p) = \frac{\vartheta(p)}{-\delta_{\Pi}(p)} = \frac{a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}(p + a_x^{V_x}) - a_x^{\delta_{\Pi}} a_{m_z}^{V_x}}{A(p)}.$$

Характеристичне рівняння поздовжнього руху

$$A(p) = \begin{vmatrix} (p + a_x^{V_x}) & (a_x^{\omega_z} p + a_x^{\theta}) \\ a_{m_z}^{V_x} & (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \end{vmatrix} = (p + \lambda)(p^2 - 2\xi_{\Pi}\omega_{\Pi}p + \omega_{\Pi}^2) = 0, \quad (6.22)$$

Оскільки $\omega_{\Pi} > 0$ і $0 < \xi_{\Pi} < 1$, то в принципі існують спряжені комплексні кореневі пари з від'ємними дійсними коренями і додатними дійсними частинами. Такі корені відповідають повільно розбіжним перехідним процесам, тому гелікоптер як об'єкт керування поздовжнім рухом характеризується коливальною нестійкістю. На рис. 6.4 показано еволюцію параметрів вільного поздовжнього руху гелікоптера під впливом миттєвого збурення

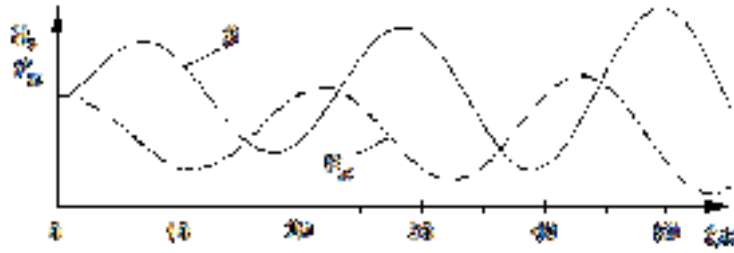


Рис. 6.4

Період коливань нестійкого руху установить 15...35 секунд, що є достатнім для ручного керування, хоча і створює певні труднощі для пілота.

Враховуючи, що пілота або САУ, яка працює в контурі керування, буде переходити на розбіжні коливання по довжньому руху, перехресною кореляцією зі швидкістю можна знехтувати і структурну схему математичної моделі гелікоптера можна представити у вигляді (рис. 6.5).

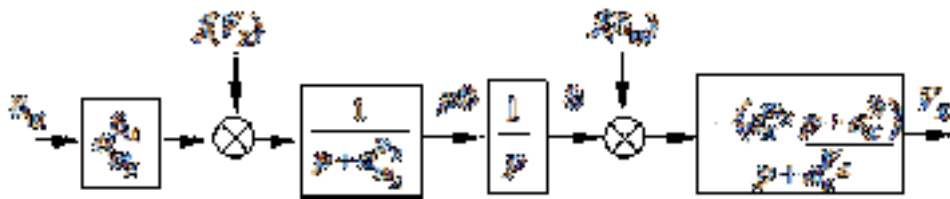


Рис. 6.5

Тут також враховується, що швидкість польоту змінюється в основному зі зміною кута тангажу ($a_x^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p) = 0$). Припущення можна розглядати як збурення $f(V_x)$, $f(\delta_{\Pi})$.

РОЗДІЛ 7. РОЗРОБКА МЕТОДИКИ СИНТЕЗУ КОНТУРІВ УПРАВЛІННЯ ТА ЇХ ДОСЛІДЖЕННЯ

Оснoву для розробки будь-якої автоматизованої системи управління становить математична модель об'єкта управління, якою в даному випадку є математична модель вертольота. Ця модель використовується для синтезу та аналізу автоматизованих схем керування за допомогою інженерних методів.

Автоматизовані схеми керування розглядаються на основі математичного моделювання динаміки польоту, і для цього зазвичай використовуються лінійні математичні моделі. На другому етапі досліджень були отримані лінійні математичні моделі руху вертольота, які є придатними для синтезу.

Однак для уточнення цих моделей необхідно розрахувати значення коефіцієнтів математичних моделей для конкретних умов (режимів) польоту, зокрема для специфічного гелікоптера. Цей етап визначається як процес автоматизації отримання моделей для подальшого проектування контрольних систем.

На самому початку етапу дослідження усі взаємовпливи були виключені з математичної моделі, залишивши лише основні аспекти, тобто модель була упрощена до окремого набору рухів. Як тільки спрощені моделі стали достатньо адекватними, окремі компоненти та взаємодії поступово вводились у модель.

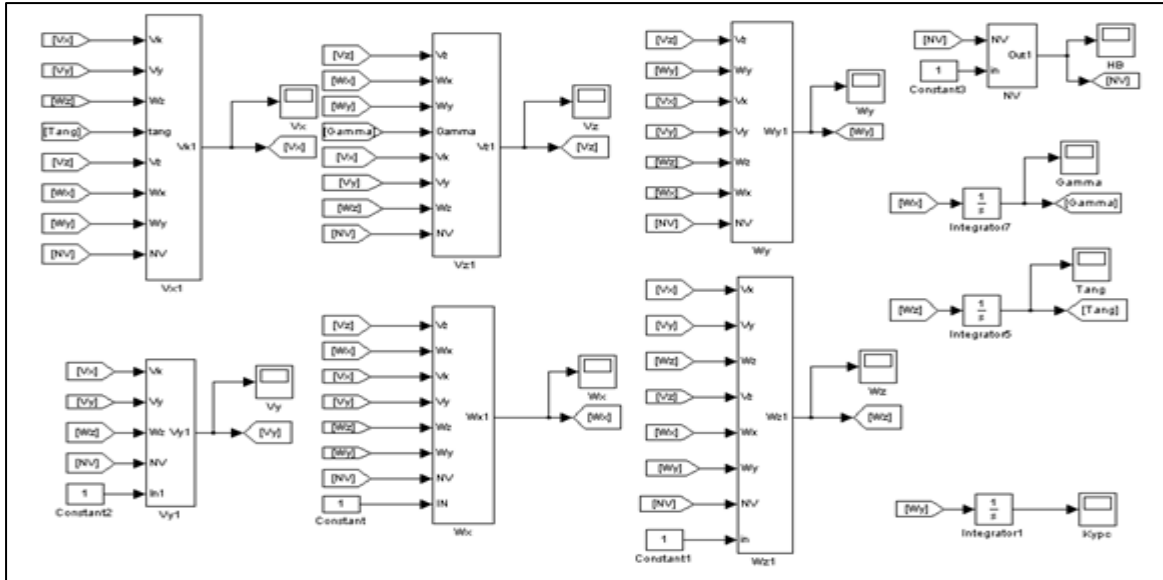


Рис. 7.1

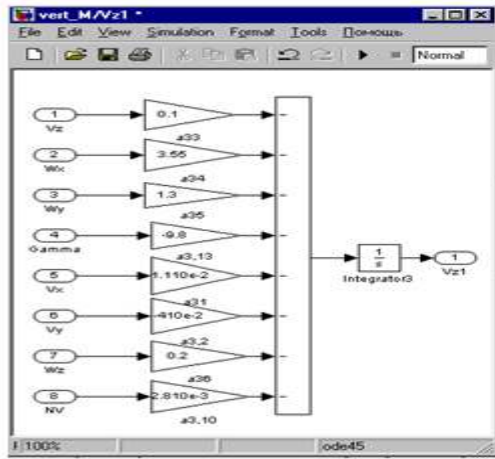


Рис. 7.2

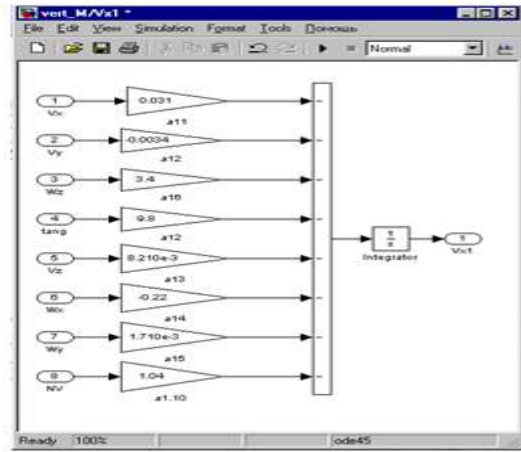


Рис. 7.3

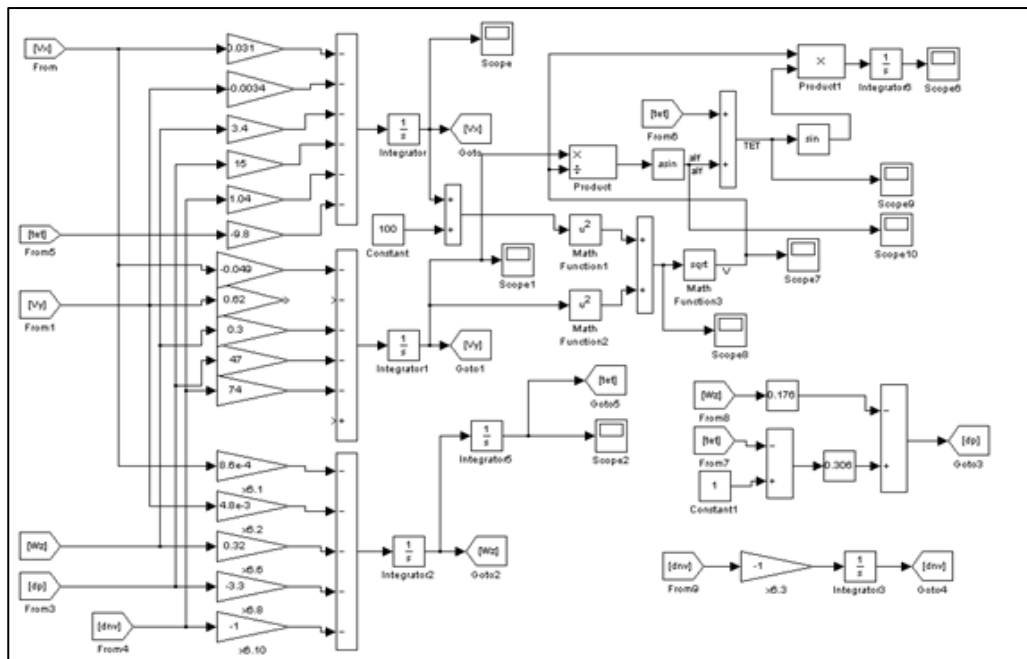


Рис. 7.4

На рис. 7.4 показано блок-схему моделі поздовжнього руху гелікоптера, доповнену рівняннями траєкторного руху.7.4.

Для поздовжнього і поперечного каналів без урахування поперечних зв'язків було перевірено достовірність моделі, створеної з урахуванням більшості найважливіших зв'язків.

Аналогічне дослідження було проведено для каналу загального кроку несучого гвинта і каналу хвостового гвинта. Ці моделі були введені в загальну базу даних моделей об'єктів керування для синтезу та дослідження синтезованих контурів автоматичного керування рухом гелікоптера.

7.1.Методика розрахунку коефіцієнтів математичної моделі гелікоптера для моделі синтезу САПР

Лінеаризація поздовжнього рівняння руху гелікоптера призводить до рівняння кутової швидкості обертання відносно горизонтальної осі та поступальної швидкості вздовж поздовжньої та нормальної осей.

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{V}_{x1} + a_{11} \Delta V_{x1} + a_{12} \Delta V_{y1} + a_{16} \Delta \omega_{z1} + a_{18} \Delta \delta_{\Pi} + a_{1,10} \Delta \delta_{\text{НВ}} + a_{1,12} \Delta \vartheta &= 0, \\ \Delta \dot{V}_{y1} + a_{21} \Delta V_{x1} + a_{22} \Delta V_{y1} + a_{26} \Delta \omega_{z1} + a_{28} \Delta \delta_{\Pi} + a_{2,10} \Delta \delta_{\text{НВ}} &= 0, \\ \Delta \dot{\omega}_{z1} + a_{61} \Delta V_{x1} + a_{62} \Delta V_{y1} + a_{66} \Delta \omega_{z1} + a_{68} \Delta \delta_{\Pi} + a_{6,10} \Delta \delta_{\text{НВ}} &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (7.1)$$

В одному з режимів польоту вертольота Мі-6 коефіцієнти мають наступні значення:

$$\begin{aligned} a_{11} &= 0,031 \text{сек}^{-1}, \quad a_{12} = -0,0034 \text{сек}^{-1}, \quad a_{16} = 3,4 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{18} = 15 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \\ a_{1,10} &= 1,04 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{1,12} = 9,8 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{21} = -0,049 \text{сек}^{-1}, \quad a_{22} = 0,62 \text{сек}^{-1}, \\ a_{26} &= 0,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{128} = 47 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{2,10} = 74 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{61} = 7,710^{-4} \text{м}^{-1}, \\ a_{62} &= 4,7510^{-3} \text{м}^{-1}, \quad a_{66} = 0,32 \text{сек}^{-1}, \quad a_{68} = 3,3 \text{сек}^{-1}, \quad a_{6,10} = 1 \text{сек}^{-1}. \end{aligned}$$

Рівняння (6.3) доповнимо кінематичними співвідношеннями

$$\dot{x}_{14} - \Delta V_{x1} = 0, \quad \dot{x}_{15} - \Delta V_{y1} = 0, \quad \Delta \dot{\vartheta} - \Delta \omega_{z1} = 0. \quad (7.2)$$

де $x_{14} = \int \Delta V_{x1} dt$, $x_{15} = \int \Delta V_{y1} dt$. - інтегрування проекції швидкості у

відповідній системі координат. Розглянемо далі інерцію сервоприводу простого

та періодичного кроків, включивши узагальнені рівняння об'єкта в рівняння ациклічної ланки вигляду:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{\delta}_{\Pi} + a_{88} \Delta \dot{\delta}_{\Pi} &= u_8, \\ \Delta \dot{\delta}_{\text{НВ}} + a_{10,10} \Delta \dot{\delta}_{\text{НВ}} &= u_{10} \end{aligned} \right\} \quad (7.3)$$

Рівняння бокового руху гелікоптера можна лінеаризувати наступним чином

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{V}_{z1} + a_{33} \Delta V_{z1} + a_{34} \Delta \omega_{x1} + a_{35} \Delta \omega_{y1} + a_{39} \Delta \delta_{\sigma} + a_{3,11} \Delta \delta_{\text{ХВ}} + a_{3,13} \Delta \gamma &= 0, \\ \Delta \dot{\omega}_{x1} + a_{43} \Delta V_{z1} + a_{44} \Delta \omega_{x1} + a_{45} \Delta \omega_{y1} + a_{49} \Delta \delta_{\sigma} + a_{4,11} \Delta \delta_{\text{ХВ}} &= 0, \\ \Delta \dot{\omega}_{y1} + a_{53} \Delta V_{z1} + a_{55} \Delta \omega_{y1} + a_{5,11} \Delta \delta_{\text{ХВ}} &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (7.4)$$

Для режиму польоту вертольота Мі-6 коефіцієнти в рівнянні (7.4) мають наступний вигляд:

$$\begin{aligned} a_{33} &= 0,1 \text{сек}^{-1}, \quad a_{34} = 3,55 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{35} = 1,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{39} = -15,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \\ a_{3,11} &= -5,45 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{3,13} = -9,8 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{43} = 0,042 \text{сек}^{-1}, \quad a_{44} = 2,4 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\ a_{49} &= -22,7 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{4,11} = -2,1 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{53} = 0,025 \text{сек}^{-1}, \quad a_{55} = 0,9 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\ a_{59} &= 0,69 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{5,11} = -3,9 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}. \end{aligned}$$

Як і в попередньому випадку, додайте кінематичні зв'язки

$$\Delta \dot{\gamma} - \Delta \omega_{x1} = 0, \quad \dot{x}_{16} - \Delta V_{z1} = 0. \quad (7.5)$$

де $x_{16} = \int \Delta V_{z1} dt = 0$ – Інтегрування рівнянь поперечної швидкості та актуатора

$$\Delta \dot{\delta}_{\sigma} + a_{99} \Delta \delta_{\sigma} = u_9, \quad \Delta \dot{\delta}_{\text{ХВ}} + a_{11,11} \Delta \delta_{\text{ХВ}} = u_{11}. \quad (7.6)$$

Рівняння (7.1), (7.4) разом з рівнянням швидкості обертання несного гвинта

$$\Delta \dot{\Omega} + a_{72} \Delta V_{y1} + a_{77} \Delta \Omega + a_{7,10} \Delta \delta_{\text{НВ}} = u_7, \quad (7.7)$$

де $u_7 = a_m^{\delta_{\text{сг}}} \Delta \delta_{\text{сг}}$, Створюється певна лінійна модель руху гелікоптера, яка розділяє рух гелікоптера на поздовжні та поперечні переміщення. Однак, більш строгий опис руху гелікоптера вимагає врахування взаємозв'язків між поздовжніми та поперечними рухами.

Розглянемо конкретну нелінійну математичну модель гелікоптера.

Мі-6 включає в себе лінійний квадратичний член плюс степеневе розкладання функції. Рівняння для поступальної та кутової швидкості гелікоптера виглядають

$$\begin{aligned}
 & \Delta \dot{V}_{x1} + a_{11} \Delta V_{x1} + a_{12} \Delta V_{y2} + a_{13} \Delta V_{z1} + a_{14} \Delta \omega_{x1} + a_{15} \Delta \omega_{y1} + a_{16} \Delta \omega_{z1} + a_{17} \Omega + \\
 & + a_{18} \Delta \delta_{\Pi} + a_{19} \Delta \delta_6 + a_{1,10} \Delta \delta_{\text{HB}} + a_{111} \Delta V_{x1}^2 + a_{122} \Delta V_{y1}^2 + a_{112} \Delta V_{x1} \Delta V_{y1} = 0, \\
 & \Delta \dot{V}_{y1} + a_{21} \Delta V_{x1} + a_{22} \Delta V_{y2} + a_{26} \Delta \omega_{z1} + a_{27} \Omega + a_{28} \Delta \delta_{\Pi} + a_{29} \Delta \delta_6 + \\
 & + a_{2,10} \Delta \delta_{\text{HB}} + a_{211} \Delta V_{x1}^2 + a_{222} \Delta V_{y1}^2 + a_{212} \Delta V_{x1} \Delta V_{y1} = 0, \\
 & \Delta \dot{V}_{z1} + a_{31} \Delta V_{x1} + a_{32} \Delta V_{y2} + a_{33} \Delta V_{z1} + a_{34} \Delta \omega_{x1} + a_{35} \Delta \omega_{y1} + a_{36} \Delta \omega_{z1} + a_{37} \Omega + \\
 & + a_{38} \Delta \delta_{\Pi} + a_{39} \Delta \delta_6 + a_{3,10} \Delta \delta_{\text{HB}} + a_{311} \Delta V_{x1}^2 + a_{313} \Delta V_{x1} \Delta V_{z1} + a_{322} \Delta V_{y1}^2 + a_{312} \Delta V_{x1} \Delta V_{y1} + \\
 & + a_{323} \Delta V_{y1} \Delta V_{z1} + a_{333} \Delta V_{z1}^2 = 0, \\
 & \Delta \dot{\omega}_{x1} + a_{41} \Delta V_{x1} + a_{42} \Delta V_{y2} + a_{43} \Delta V_{z1} + a_{44} \Delta \omega_{x1} + a_{45} \Delta \omega_{y1} + a_{46} \Delta \omega_{z1} + a_{47} \Omega + \\
 & + a_{48} \Delta \delta_{\Pi} + a_{49} \Delta \delta_6 + a_{4,10} \Delta \delta_{\text{HB}} + a_{4,11} \Delta \delta_{\text{XB}} + a_{411} \Delta V_{x1}^2 + a_{413} \Delta V_{x1} \Delta V_{z1} + a_{412} \Delta V_{x1} \Delta V_{y1} + \\
 & + a_{423} \Delta V_{y1} \Delta V_{z1} + a_{433} \Delta V_{z1}^2 = 0, \\
 & \Delta \dot{\omega}_{y1} + a_{51} \Delta V_{x1} + a_{52} \Delta V_{y2} + a_{53} \Delta V_{z1} + a_{54} \Delta \omega_{x1} + a_{55} \Delta \omega_{y1} + a_{56} \Delta \omega_{z1} + a_{57} \Omega + \\
 & + a_{58} \Delta \delta_{\Pi} + a_{59} \Delta \delta_6 + a_{5,10} \Delta \delta_{\text{HB}} + a_{5,11} \Delta \delta_{\text{XB}} + a_{511} \Delta V_{x1}^2 + a_{513} \Delta V_{x1} \Delta V_{z1} + a_{512} \Delta V_{x1} \Delta V_{y1} + \\
 & + a_{523} \Delta V_{y1} \Delta V_{z1} = 0, \\
 & \Delta \dot{\omega}_{z1} + a_{61} \Delta V_{x1} + a_{62} \Delta V_{y2} + a_{63} \Delta V_{z1} + a_{64} \Delta \omega_{x1} + a_{65} \Delta \omega_{y1} + a_{66} \Delta \omega_{z1} + a_{67} \Omega + \\
 & + a_{68} \Delta \delta_{\Pi} + a_{69} \Delta \delta_6 + a_{6,10} \Delta \delta_{\text{HB}} + a_{6,11} \Delta \delta_{\text{XB}} + a_{612} \Delta V_{x1} \Delta V_{y1} + a_{622} \Delta V_{y1}^2 = 0.
 \end{aligned}$$

Чисельні значення коефіцієнтів такі:

$$\begin{aligned}
 a_{13} &= -8,210^{-3} \text{сек}^{-1}, \quad a_{14} = -0,22 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
 a_{15} &= 1,710^{-3} \text{сек}^{-1}, \quad a_{17} = -710^{-2} \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
 a_{19} &= -0,33 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{111} = 310^{-4} \text{м}^{-1}, \quad a_{122} = 3,210^{-3} \text{м}^{-1}, \quad a_{112} = -3,910^{-3} \text{м}^{-1}, \\
 a_{27} &= -1,4 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{29} = 1 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{211} = -610^{-4} \text{м}^{-1}, \quad a_{212} = -1,310^{-2} \text{м}^{-1}, \\
 a_{222} &= 510^{-3} \text{м}^{-1}, \quad a_{31} = 1,110^{-2} \text{сек}^{-1}, \quad a_{32} = -410^{-2} \text{сек}^{-1}, \quad a_{36} = 0,2 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
 a_{37} &= 4,510^{-2} \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{38} = 3,5 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{3,10} = 2,810^{-3} \text{м}^{-1}, \\
 a_{323} &= 1,210^{-3} \text{м}^{-1}, \\
 a_{333} &= 1,510^{-4} \text{м}^{-1}, \quad a_{322} = -2,810^{-3} \text{м}^{-1}, \quad a_{41} = 610^{-3} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
 a_{42} &= -1,510^{-2} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{45} = 0,59 \text{сек}^{-1}, \quad a_{46} = 0,3 \text{сек}^{-1}, \quad a_{47} = 3,410^{-2} \text{сек}^{-1},
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_{48} &= 1,2 \text{сек}^{-2}, \quad a_{4,10} = 3,3 \text{сек}^{-2}, \quad a_{411} = 2,510 \text{м}^{-2}, \quad a_{412} = -1,210^{-3} \text{м}^{-2}, \\
a_{413} &= 1,110^{-3} \text{м}^{-2}, \quad a_{423} = -1,210^{-3} \text{м}^{-2}, \quad a_{433} = 810^{-4} \text{м}^{-2}, \\
a_{51} &= -1,510^{-3} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
a_{52} &= -710^{-4} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{54} = -8,210^{-3} \text{сек}^{-1}, \quad a_{56} = -1,310^{-3} \text{сек}^{-1}, \\
a_{57} &= 5,710^{-2} \text{сек}^{-1}, \quad a_{58} = -0,11 \text{сек}^{-2}, \quad a_{59} = 0,69 \text{сек}^{-2}, \quad a_{5,10} = 1,4 \text{сек}^{-2}, \\
a_{511} &= 2,510^{-4} \text{м}^{-2}, \quad a_{512} = -1,410^{-3} \text{м}^{-2}, \quad a_{513} = 310^{-3} \text{м}^{-2}, \quad a_{523} = 810^{-4} \text{м}^{-2}, \\
a_{61} &= 8,610^{-4} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{62} = 4,810^{-3} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \quad a_{63} = 1,210^{-3} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
a_{64} &= 3,510^{-2} \text{сек}^{-1}, \quad a_{65} = 410^{-3} \text{сек}^{-1}, \quad a_{66} = 0,32 \text{сек}^{-1}, \quad a_{67} = -410^{-3} \text{сек}^{-1}, \\
a_{68} &= -3,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \quad a_{69} = 0,32 \text{сек}^{-2}, \quad a_{6,10} = -1 \text{сек}^{-2}, \quad a_{6,11} = 210^{-2} \text{сек}^{-2}, \\
a_{6,12} &= 3,210^{-3} \text{м}^{-2}, \quad a_{6,22} = -810^{-4} \text{м}^{-2}.
\end{aligned}$$

Значення інших коефіцієнтів зазначено вище.

7.2. Аналіз методів синтезу контурів управління

Одним з найскладніших маневрів з точки зору техніки пілотування є перехід гелікоптера в режим зависання при будь-якому початковому русі і в будь-якій точці простору. Процес досягнення заданої точки може бути автоматизований за наявності вимірювальної системи, яка надає необхідну інформацію, тобто контролює як кутове положення центру тяжіння гелікоптера, так і його відносні координати. Природно розглянути задачу аналітичного проектування управління для досягнення заданої точки в просторі.

Для спрощення рішення спочатку розглянемо лінійну модель об'єкта у вигляді набору автономних рівнянь поздовжнього і поперечного руху, записаних вище.

$$\left. \begin{aligned}
\Delta \dot{V}_{x1} + a_{11} \Delta V_{x1} + a_{12} \Delta V_{y1} + a_{16} \Delta \omega_{z1} + a_{18} \Delta \delta_{\Pi} + a_{1,10} \Delta \delta_{\text{НВ}} + a_{1,12} \Delta \vartheta &= 0, \\
\Delta \dot{V}_{y1} + a_{21} \Delta V_{x1} + a_{22} \Delta V_{y1} + a_{26} \Delta \omega_{z1} + a_{28} \Delta \delta_{\Pi} + a_{2,10} \Delta \delta_{\text{НВ}} &= 0, \\
\Delta \dot{\omega}_{z1} + a_{61} \Delta V_{x1} + a_{62} \Delta V_{y1} + a_{66} \Delta \omega_{z1} + a_{68} \Delta \delta_{\Pi} + a_{6,10} \Delta \delta_{\text{НВ}} &= 0.
\end{aligned} \right\} \quad (7.8)$$

$$\dot{x}_{14} - \Delta V_{x1} = 0, \quad \dot{x}_{15} - \Delta V_{y1} = 0, \quad \Delta \dot{\vartheta} - \Delta \omega_{z1} = 0. \quad (7.9)$$

$$x_{14} = \int \Delta V_{x1} dt, \quad x_{15} = \int \Delta V_{y1} dt.$$

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{\delta}_{\Pi} + a_{88} \Delta \delta_{\Pi} &= u_8, \\ \Delta \dot{\delta}_{\text{HB}} + a_{10,10} \Delta \delta_{\text{HB}} &= u_{10} \end{aligned} \right\} \quad (7.10)$$

Аналіз попередніх проектних рішень показує, що в системах автоматичного керування гелікоптерами зазвичай використовується схема керування на основі двоканальних сервоприводів, включаючи "швидкий" сервопривід з коротким радіусом дії керма гелікоптера та "повільний" сервопривід з більшим радіусом дії. Команди високошвидкісних сервоприводів, як правило, працюють з чіткою реакцією, забезпечуючи до 20% загального діапазону відхилення керма, що є достатнім для уникнення серйозних пошкоджень гелікоптера. Для маневрів, що вимагають великих відхилень, великих відхилень рульової поверхні і балансування, можуть використовуватися низькошвидкісні сервоприводи. Функція інтеграції "низької швидкості" в приводі використовується для підвищення точності керування. Цей двоканальний сервопривід має такі ж характеристики, як і сервопривід. Якщо цей підхід обрано для проектування схеми автоматичного керування, то синтезується схема керування на основі високошвидкісного сервоприводу з зворотним зв'язком.

$$\delta_{\varphi} = K_H (H - H_3) + K_{V_y} V_y$$

Структура схеми керування висотою польоту представлена на рис. 7.7.

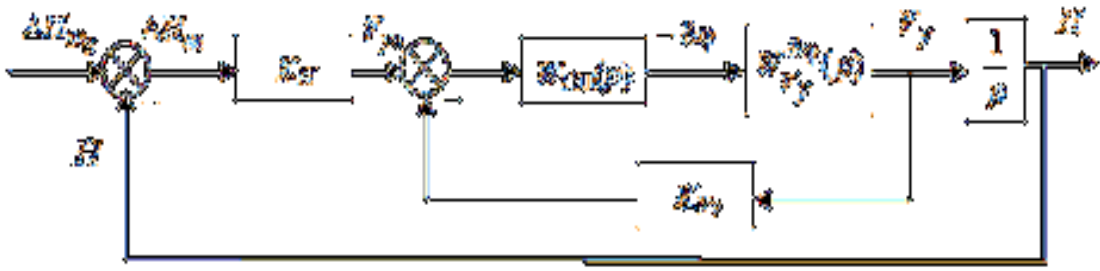


Рис. 7.5

Передаточна функція $W_{сп}(p)$ (коефіцієнт підсилення сервопривода), тобто $W_{сп}(p) = 1$. Передаточна функція $W_{Vy}^{\delta\phi}(p)$ Згідно зі спрощеною моделлю синтезу каналу вертикального з'єднання, впливає, що:

$$W_{Vy}^{\delta\phi}(p) = \frac{a_y^{\delta\phi}}{1 + a_y^{Vy}} = \frac{K_{Vy}^{\delta\phi}}{T_{Vy} + 1},$$

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

Передаточна функція внутрішнього замкненого контуру $\Phi_{Vy}^{Vy3}(p)$ при цьому має вигляд

$$\Phi_{Vy}^{Vy3}(p) = \frac{W_{Vy}^{\delta\phi}(p)}{1 + W_{Vy}^{\delta\phi}(p)K_{Vy}} = \frac{K_{VyA}^{\delta\phi}}{T_{VyA} + 1},$$

де $K_{VyA}^{\delta\phi} = \frac{K_{Vy}^{\delta\phi}}{1 + K_{Vy}^{\delta\phi}K_{Vy}}; \quad T_{VyA} = \frac{T_{Vy}}{1 + K_{Vy}^{\delta\phi}K_{Vy}}.$

Якщо задаватися потрібним значенням сталої часу $T_{VyA} = 0.5...1$ с., то формула для розрахунку передаточного числа K_{Vy} стає очевидною

$$K_{Vy} = \frac{T_{Vy} - T_{VyA}}{T_{VyA} K_{Vy}^{\delta\phi}}.$$

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

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

Обираючи $T_{Vy_A} = 0,8$ с., отримаємо

$$K_{Vy} = \frac{T_{Vy} - T_{Vy_A}}{T_{Vy_A} K_{Vy}^{\delta\varphi}} = 0,00848.$$

Передаточна функція розімкненого контуру управління висотою польоту має вигляд

$$W_H(p) = \frac{K_H K_{Vy_A}^{\delta\varphi}}{p(T_{Vy_A} p + 1)}.$$

Передаточна функція замкненого контуру управління висотою польоту

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

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

Нормуємо характеристичне рівняння замкненої системи

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

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

Вибір коефіцієнтів КН повинен ґрунтуватися на критичному спаді перехідних процесів у системі. Це означає, що коефіцієнт $A_1 = 2$, тому формула для числа запасу КН базується на співвідношенні

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

Результати дослідження показують перевагу введення перехресного зв'язку в закон керування САУ покращує якість нестійкості в схемі керування і значно полегшує роботу пілота.

Конфігурація схеми керування кутом тангажу гелікоптера з отриманою раніше спрощеною моделлю гелікоптера має вигляд, показаний на рисунку 7.6.7.6. Другий результат модифікації швидкості V_x в динаміці силуету стабілізації кута тангажу можна розглядати наступним чином додаткове обурення $f(V_x)$.

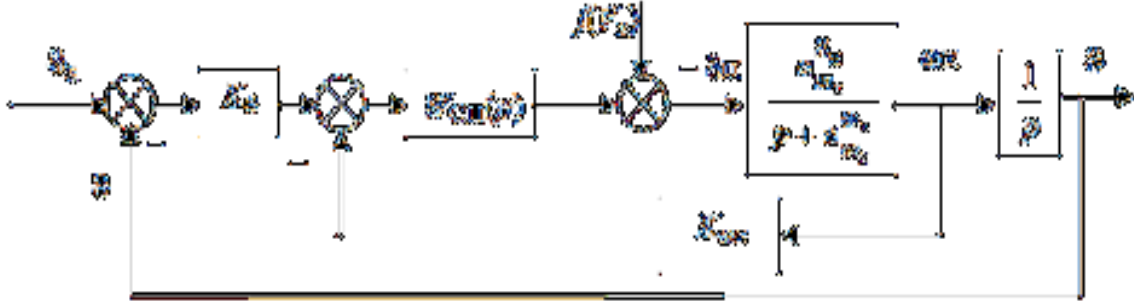


Рис. 7.6

Для висоти польоту $H = 500$ м і швидкості польоту $V = 150$ км/год коефіцієнти математичної моделі такі $a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} = 3,3 \text{ с}^{-1}$; $a_{m_z}^{\omega_z} = 0,32 \text{ с}^{-1}$, відповідно, коефіцієнт підсилення аперіодичної ланки та її стала часу дорівнюють

$$K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}} = \frac{a_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}}}{a_{m_z}^{\omega_z}} = 10,3; \quad T_{\omega_z} = \frac{1}{a_{m_z}^{\omega_z}} = 3.125$$

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 , що отримана за методом стандартних коефіцієнтів виглядає як

$$K_g = \frac{(1 + K_{\omega_z} K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}})^2}{4T_{\omega_z} K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}}}.$$

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

Аналіз синтезованих контурів керування проведено для спрощеної та повної моделей. Результати моделювання наведено на рис. 7.7 та 7.8. (50... .100) секунд похибки стабілізації по тангажу (див. рис. 7.9).

Рис. 7.7

Рис. 7.8

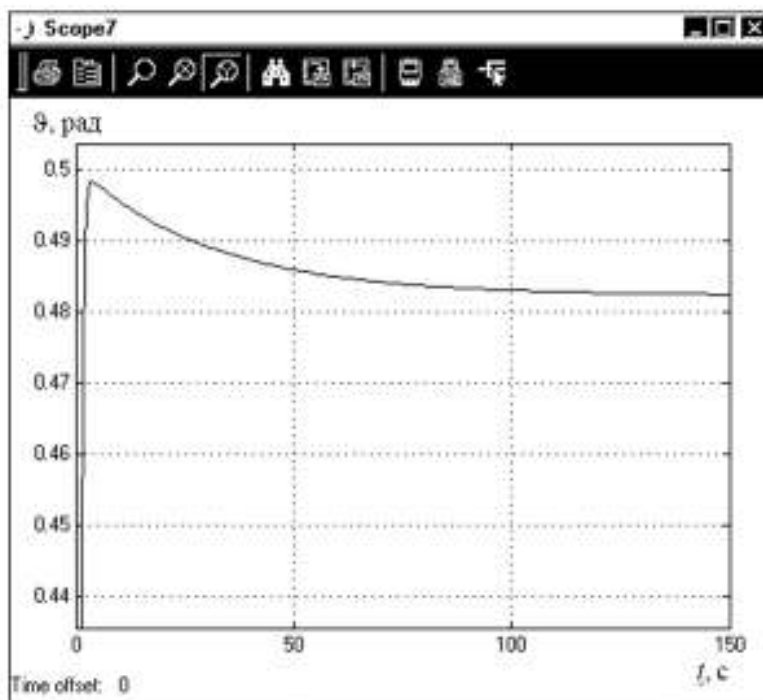
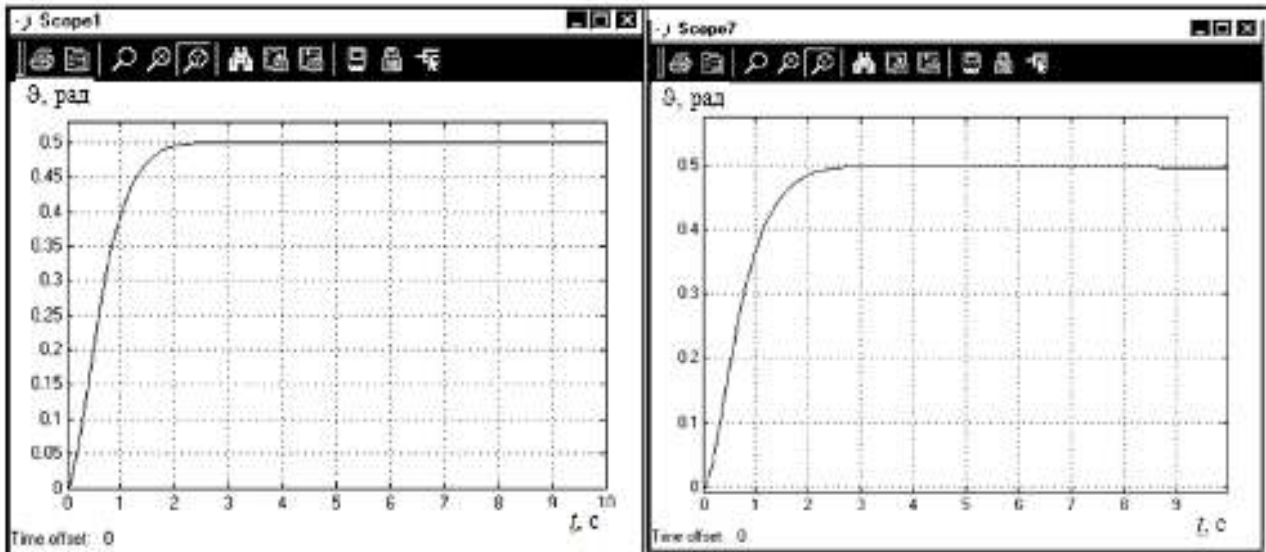


Рис. 7.9

Від того, що управління швидкістю вертольота здійснюється контуром кута тангажу, блок-схема, показаному на рис. 7.10, а синтез схеми регулювання швидкості, запропонований при розробці алгоритмів автоматизованого проектування, рекомендується виконувати за допомогою контуру вже синтезованого кута тангажа.

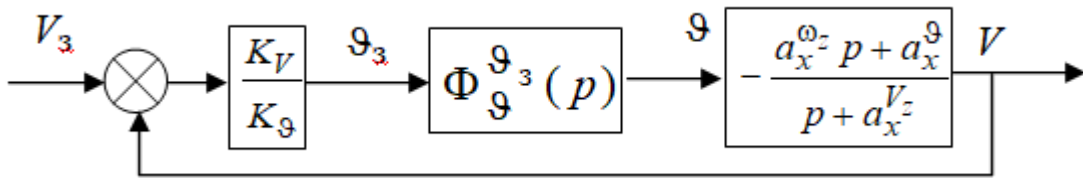


Рис. 7.10

Передаточна функція $\Phi_{\theta}^{\theta_3}(p)$ на рис. 1.20 описує закритий контур керування кутом тангажу та має вигляд

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

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

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. 7.11

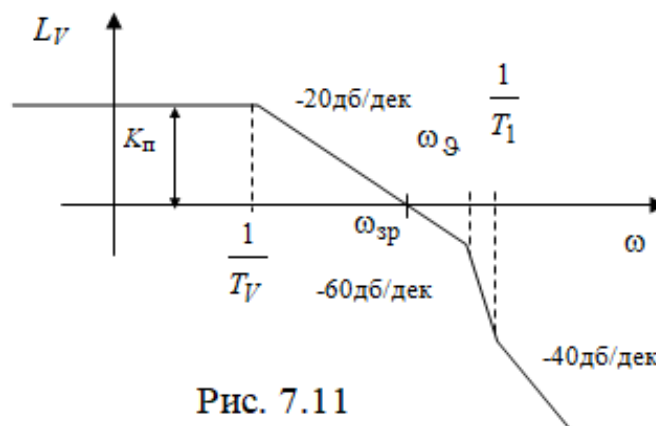


Рис. 7.11

Щоб забезпечити прийнятну якість перехідних процесів у контурі

управління швидкістю польоту має виконуватися умова

$$\omega_{зр} \leq 0,25 \omega_з$$

Частота зрізу, з іншого боку, визначається зростаючим коефіцієнтом розімкнутої передавальної функції та часом T_V . Використовуйте очевидні

кореляції $\omega_{зр} - \frac{1}{T_V} = K_{\Pi}$,

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

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

передавальної функції. Прирівнюючи рівняння для $\omega_{зр}$ Отримано формулу для попереднього рисунка K_V .

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

Підставивши числове значення у формулу, ви отримаєте попереднє значення. $K_V = 0,121$.

Схему керування швидкістю перевіряли шляхом використання моделювання в програмі Simulink MATLAB (рис. 7.12) та на основі повної математичної моделі вертольота.

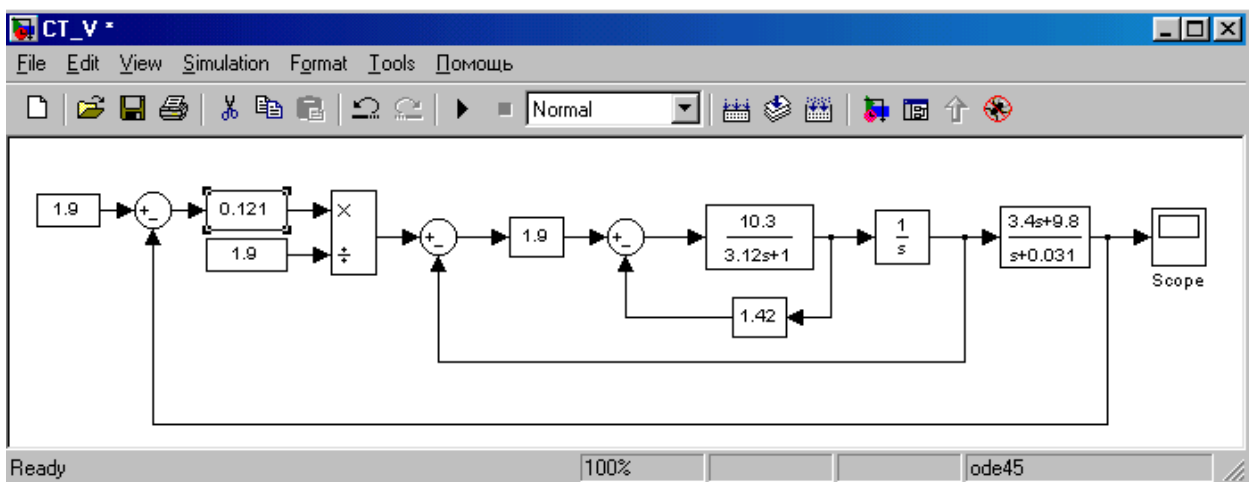


Рис. 7.12

За результатами моделювання контуру керування при обробці, як показано на рисунку 7.13, зміни якості перехідного процесу математичної моделі вертольота не виявлено.

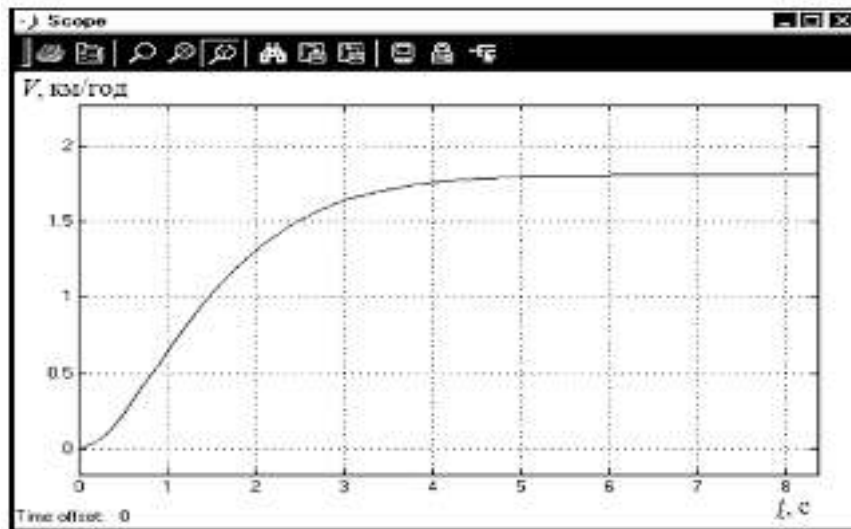


Рис. 7.13

Далі в процесі розробки системи автоматичного управління вирішується питання про відповідність і врахування взаємозв'язків між різними каналами управління, що залежить від рішення інженера-проектувальника.

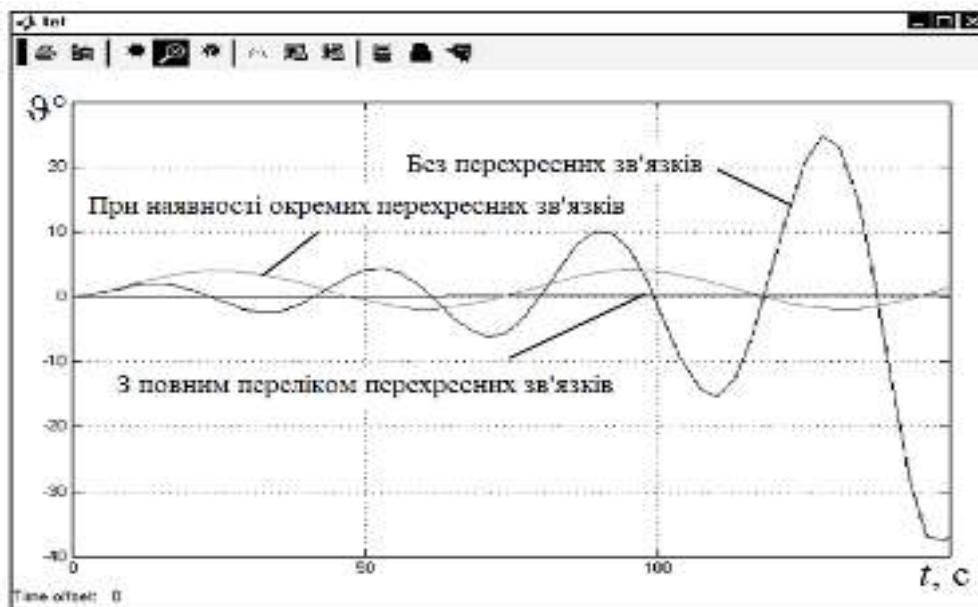


Рис. 7.14

Тут аналізувалась реакція зміни кута тангажу вертольота на ступінчасте відхилення повного кроку гвинта.

Розділ 8. Охорона навколишнього середовища

Причини негативного впливу на людину та довкілля при використанні комп'ютерної техніки

Електромагнітні поля (ЕМП) - це особлива форма матерії, що взаємодіє із зарядженими частинками. Існує два типи електромагнітних полів: електричні та магнітні. Силкові лінії в них перпендикулярні одна до одної. В електромагнітних полях поширюються.

Електромагнітні поля в просторі виникають у вигляді електромагнітних хвиль, що несуть енергію, які оточені електричним і магнітним полями. Відношення миттєвих значень завжди постійне. Загальна інформація про вплив електромагнітних полів низької інтенсивності на організм людини включає наступне:

Електромагнітні поля та здоров'я: Низькочастотні електромагнітні поля: Низькочастотні електромагнітні поля, створювані внаслідок використання електричних виробів і провідності в будівлях, можуть бути пов'язані з певними наслідками для здоров'я, такими як порушення сну та стрес, але в цілому вважається безпечний.

Радіочастотне поле: радіочастотні та мікрохвильові поля, які використовуються для бездротового зв'язку, також є предметом дослідження. Хоча деякі дослідження вказують на можливий вплив на здоров'я, більшість наукових досліджень не підтверджують істотного впливу на здоров'я від регулярного застосування.

Дослідження та стандарти: було проведено численні дослідження впливу електромагнітних полів, але в більшості випадків результати суперечливі, і не завжди можливо встановити чіткий ефект. Всесвітня організація охорони здоров'я (ВООЗ) та інші національні агентства розробили стандарти максимальних рівнів впливу для захисту здоров'я населення.

Профілактика: важливо дотримуватися рекомендацій та інструкцій щодо безпечного використання обладнання та дотримуватися безпечної відстані від

джерел високочастотних електромагнітних полів, таких як антени мобільних телефонів.

Активні дослідження: ведуться дослідження довгострокових наслідків впливу електромагнітних полів низької інтенсивності, але залишається багато питань.

Вплив комп'ютерів на людину на навколишнє середовище може проявлятися на багатьох рівнях, включаючи виробництво компонентів, споживання енергії, використання ресурсів і управління відходами. Деякі аспекти впливу комп'ютерів на людину навколишнього середовища розглядаються нижче.

Видобуток і видобуток ресурсів: видобуток рідкісних металів. Виробництво комп'ютерів потребує великої кількості рідкісних металів, які можуть мати негативний вплив на екосистему та права людини в районі їх видобутку.

Виробництво комп'ютерних компонентів вимагає великих витрат енергії та води.

Енергоспоживання: постійна робота комп'ютерів і центрів обробки даних споживає багато електроенергії, що може мати вплив на навколишнє середовище, особливо якщо вона виробляється з використанням вугілля або інших забруднюючих джерел.

Електронні відходи: застарілі комп'ютери та компоненти утилізуються та стають електронними відходами, які часто містять небезпечні матеріали, такі як свинець, кадмій і ртуть.

Переробка: не всі країни мають ефективні системи переробки електронних відходів, що може призвести до неналежної утилізації та забруднення навколишнього середовища.

Оновлення технологій: планове старіння: деякі компанії практикують планове моральне старіння, заохочуючи користувачів періодично замінювати старі пристрої новими, що призводить до збільшення відходів. Зробити.

Конфліктні матеріали: використання конфліктних матеріалів: деякі комп'ютерні компоненти можуть містити матеріали, отримані з конфліктних зон, які можуть увічнити конфлікт і порушувати права людини.

Захист комп'ютерних технологій від негативного впливу, який вони справляють на людей і навколишнє середовище, є важливим питанням з точки зору безпеки та сталого розвитку.

Енергоефективність: комп'ютерне обладнання повинно використовувати енергію якомога ефективніше. Зменшення споживання електроенергії допомагає зменшити викиди парникових газів і експлуатаційні витрати.

Вторинне використання та відновлення: виробники повинні сприяти вторинному використанню та переробці деталей. Зменшити відходи, розробляючи та підтримуючи відновлення пристроїв розробляючи ефективні технології вилучення і повторного використання цінних компонентів відпрацьованих комп'ютерів.

Екологічно безпечні матеріали: використання матеріалів, які не містять небезпечних хімікатів, зменшує токсичність і негативний вплив на здоров'я.

Утилізація відходів: виробники повинні створити програми відповідальної утилізації та утилізації застарілого обладнання.

Соціальна відповідальність: Компанії повинні дотримуватися вимог соціальної відповідальності, зокрема, моніторингу умов праці під час виробництва та вибору постачальників.

Безпека даних і конфіденційність: розробники повинні забезпечити найвищий рівень безпеки особистих даних користувачів і захист від хакерських атак.

Зелені технології: збільшення використання екологічних технологій

Освіта та обізнаність: надання інформації користувачам та експертам щодо безпеки використання та правильної утилізації обладнання

Для зменшення негативного впливу комп'ютерної техніки на людину та навколишнє середовище можуть бути реалізовані як організаційні, так і технічні заходи.

Організаційні заходи:

Політика сталого розвитку: розробка та реалізація політики, яка сприяє сталому розвитку та враховує вплив комп'ютерної техніки.

Навчання персоналу: Навчання персоналу правильному використанню комп'ютера, енергозбереженню та правилам утилізації електронних пристроїв.

Відповідальність виробника: Відповідальне ставлення виробників протягом усього життєвого циклу продукту від розробки до утилізації.

Заохочення використання екологічно чистих технологій: надання підтримки та стимулювання компаніям, які використовують енергоефективні та екологічно чисті технології.

Технічні заходи:

Енергоефективність: використання енергозберігаючих технологій і апаратних рішень, таких як енергоефективні процесори та блоки живлення.

Використання перероблених матеріалів: виробництво комп'ютерного обладнання з використанням перероблених матеріалів для зменшення використання природних ресурсів.

Модульність і можливість оновлення: створення комп'ютерів та електроніки, які можна оновлювати та ремонтувати, допомагаючи продовжити термін служби пристроїв.

Переробка: розробка приладів, які легко розібрати та утилізувати, щоб зменшити відходи.

Моніторинг викидів: Впровадження систем моніторингу викидів та використання ресурсів для ефективного контролю впливу.

Висновок

Багатство інформації про навколишній світ сьогодні призвело до постійної появи все нових і більш досконаlih технологій і технічних засобів, які мають дуже негативний вплив на людину і природу. Занепокоєння людей, які працюють з комп'ютерами і піддаються впливу електромагнітного випромінювання, різко зросло: неврологічні розлади через вплив

Розділ 10. Охорона праці

Вказаний розділ присвячений аспектам охорони праці працівників, які забезпечують постійне та цілодобове спостереження за системою пожежної сигналізації на державному підприємстві.

Використання технологій призводить до проблем із захистом здоров'я та умов праці працівників, поєднуючи такі фактори, як висока інтенсивність праці, монотонність, специфічні умови ринкової роботи, відчуття, обмежена рухливість, наявність електромагнітного випромінювання, електростатичних полів та можливість ураження електричним струмом. Комплексний вплив цих шкідливих факторів призводить до зниження біоенергетичних можливостей і опірності організму. Важливо зазначити, що не всі випадки мають однакові варіації в стані здоров'я, швидше за все, буде погіршення найбільш стресового або ослабленого органу.

Для пожежної сигналізації установки планується реалізація комплексу заходів щодо покращення умов праці.

10.1 Небезпечні та шкідливі виробничі фактори у робочій зоні.

При монтажі, експлуатації та ремонті систем пожежогасіння виникають такі небезпечні ситуації : **Пошкодження конструкцій (драбини та інше виробниче обладнання):**

- Під час підключення кабелів, встановлення та обслуговування детекторів і відеопідсилювачів існує ризик для роботи.
- Робота на драбині може вибухнути, в результаті чого люди можуть впасти та отримати травми.

Висока температура обладнання та матеріалів:

- Під час виконання робіт з використанням паяльника та інших інструментів, які нагріваються, може виникнути висока температура обладнання та матеріалів.

-

- Ризик ураження електричним струмом при дотику до струмопровідних частин та ушкодженні ізоляції, що може призвести до підняття обладнання під напругою 220 В змінного струму.

Робочі місця у високогір'ї відносно поверхні землі:

- Більшість обладнання розташовано на висотах від 2 до 2,5 метрів, що створює ризик фізичних та нервово-психічних перевантажень для операторів систем.

Фізичні та нервово-психічні перевантаження:

- Вплив цього фактору поширюється на операторів систем при невдало розробленому графіку чергувань, оскільки системи генерують значні обсяги оперативної інформації протягом робочого часу.

Очікується мінімізація ризику небезпечних і шкідливих виробничих факторів при експлуатації проєктованих систем пожежогасіння. Однак ризик ураження електричним струмом через дотик до струмопровідних частин і пошкодження ізоляції залишається найімовірнішим.

10.2 Заходи щодо зменшення впливу шкідливих факторів на виробництві.

Регламентуються небезпечні та шкідливі фактори, які певною мірою впливатимуть на здоров'я працівників. Дія кожного з цих факторів проявляється швидко і проявляється у людини у вигляді втоми, запаморочення, головних болів і загального нездужання, що негативно впливає на продуктивність праці. Тривале перебування в таких умовах може призвести до хвороб. Другі фактори можуть негайно вплинути на здоров'я людини, спричинивши біль, травми, втрату.

10.2.1 Заходи безпеки щодо ураження електричним струмом

Відповідність наведеним нижче вимогам безпеки призначена для усунення або мінімізації ризику ураження людей електричним струмом і впливу інших потенційно небезпечних елементів:

- Систему повинні встановлювати та експлуатувати тільки кваліфіковані фахівці.
- Дотримуватися безпеки під час виконання електромонтажних робіт.
- Оптимальний робочий час для персоналу, що обслуговує систему.
- Надійне заземлення корпусу системного елемента, живлених від джерела змінного струму 220 В.
- Під час монтажу та експлуатації не використовуйте інструменти, які контактують з небезпечною напругою.
- При виконанні паяльних робіт необхідно дотримуватися наступних вимог «Гігієнічних правил організації процесу паяння виробів, що містять невеликі кількості свинцю»." № 952.

Відповідно до «Правил улаштування електроустановок» електроустановки класифікуються за напругою: на 1000 В і вище 1000 В. Заходи електробезпеки розробляються з урахуванням виду електроустановки.

T_{cp} – момент появи захисту ($t_{cp}=0,1$ с)

Заземлювальний провідник із сталевий стрічки призначений для полегшення обслуговування та закритий конструкцією будівлі.

З'єднання проводу заземлення з частинами обладнання здійснюється за допомогою зварювання.

10.2.2 Захист від статичної напруги

Електростатичний розряд може виникнути при контакті з обладнанням, розташованим у захищеному приміщенні.

Хоча такі розряди самі по собі не небезпечні для людини, вони можуть викликати дискомфорт і спричинити несправність або пошкодження обладнання. Для зменшення появи статичної електрики було вирішено покрити підлогу одношаровим антистатичним полівінілхлоридним лінолеумом.

Загальні заходи захисту від статичної електрики включають регулярне та локальне зволоження повітря, включаючи використання зволожувачів.

Для усунення статичної електрики використовується заземлення струмопровідних частин приладу.

Заземлення неметалевих предметів досягається нанесенням на їх поверхню струмопровідного покриття (струмопровідної емалі).

Цей вид заземлення поєднується із захисним заземленням електрообладнання.

10.2.3 Забезпечення освітлення робочого місця

Важливим елементом будь-якого заходу захисту працівників і поліпшення умов праці є створення оптимальної освітленості. Мається на увазі розумна організація природного і штучного освітлення приміщень і робочих місць. Вдень у службових приміщеннях застосовують одностороннє природне освітлення, а ввечері та вночі або при недостатньому освітленні - рівномірне загальне штучне освітлення. Робоча кімната з монітором і відеотерміналом класу III для візуальних робіт (висока точність). Стандартний рівень освітленості для роботи з екраном становить 300 люкс.

Заходи для зменшення неприємних відблисків і дзеркальних відблисків на екрані впроваджуються за допомогою спрямованого світла, яке поєднує пряме та відбите світло, кероване подвійною діагональною оптикою. Це допомагає обмежити відблиски від прямого та відбитого світла. Денна яскравість світильника в зоні кута випромінювання не перевищує 200 кд/м², а для штучного освітлення використовуються люмінесцентні лампи білого та темно-білого кольору потужністю 80 Вт. застосовується для проектування освітлення різноманітних територій та об'єктів, у тому числі житлових, цивільних, промислових, адміністративних та інших об'єктів, а також зовнішнього освітлення міст, доріг, парків, інфраструктури тощо.

10.3 Пожежна безпека

У сучасній радіоелектронній апаратурі спостерігається більша щільність елементів електронної схеми, де з'єднувальні дроти та комутаційні кабелі розташовані дуже близько один до одного. Під час протікання струму через них

виникає виділяє велику кількість тепла і підвищує температуру окремих компонентів. до 80-1000 °С і, в кінцевому підсумку, до короткого замикання та згоряння з утворенням іскор в електронних схемах.

Для запобігання поширенню вогню від одного боку будівлі до іншого передбачено протипожежні перешкоди, такі як перекриття та двері. Особлива увага приділяється безпечній евакуації людей у разі пожежі. Аварійна пожежна система служить для оповіщення про пожежу за наявності диму або великого виділення теплоти, використовуючи звукові та світлові сигнали.

Протипожежні виходи в будівлі забезпечують безпечний вихід через виходи всіх присутніх людей. Ступінь вогнестійкості будинку визначається межею вогнестійкості та ступенем пожежної небезпеки конструкції будинку та об'єктів III ступеня вогнестійкості.

Ширина шляхів евакуації - не менше 1 м, ширина вхідних дверей - не менше 0,9 м бік виходу з будівлі 2 м. Ширина сходів не менше ширини евакуаційного шляху на сходову клітку, а ширина майданчика не менше ширини ступенів. Відстань між ступенями не менше 50 мм. Сходи площею не менше 1,2 м² на кожному поверсі розташовують у світлих отворах сходів. Будівля обладнана пожежною сигналізацією СОЗ.

Вогнегасники - це технічні пристрої, призначені для гасіння пожеж шляхом подачі вогнегасної речовини, що міститься в них, під дією надлишкового тиску. Завдяки своїй вазі та конструкції вогнегасники може переносити та експлуатувати одна людина.

Вогнегасники поділяють за способом спрацьовування на:

- Автоматичні - вони стаціонарно монтуються в місцях можливого виникнення вогню.
- Ручні (приводяться в дію людиною) - розташовані на спеціально оформлених місцях.
- Комбінованої дії - вони мають переваги обох вищеописаних типів.

10.4 Інструкція дій та техніка безпеки у разі повітряної тривоги, пожежі та вибухової небезпеки

Ця робота виконується технічним персоналом, який ознайомлений з принципом роботи збагачувальної фабрики, має інструкцію з технічної експлуатації та пройшов перевірку знань з техніки безпеки та пожежної безпеки.

Під час повітряної тривоги на державному підприємстві слід дотримуватися певного алгоритму дій для забезпечення безпеки та ефективного ведення персоналу в умовах екстрених ситуацій. Нижче наведено загальний алгоритм, який можна використовувати в подібних ситуаціях:

Отримання сигналу тривоги:

- Під час отримання сигналу про повітряну тривогу слід негайно спиняти всі роботи та обладнання.
- Перевірити оточуюче середовище на ознаки небезпеки та джерела можливого загрозливого впливу.

Ввімкнення аварійного освітлення:

- Вмикаються системи аварійного освітлення для забезпечення видимості в умовах обмеженого освітлення.

Відповідь персоналу:

- Персонал повинен негайно припинити свою діяльність та рухатися в напрямку визначених безпечних зон або укриттів.

Комунікація та інформування:

- Сповістити усіх працівників про ситуацію та надати чіткі інструкції щодо дій.

Приховання:

- Працівники повинні вжити заходів для приховання від можливих небезпек.

Використання засобів захисту:

- Вдягти засоби індивідуального захисту (респіратори, газозахисні костюми тощо), якщо це вказано в інструкціях безпеки.

Евакуація:

- Якщо це необхідно, розпочати процедуру евакуації до безпечних зон або укриттів.

Слідкування за інформацією:

- Слідкувати за інформацією від відповідальних служб та додержуватися їхніх рекомендацій.

Проведення рятувальних робіт:

- Діяти відповідно до інструкцій та співпрацювати з рятувальними службами, якщо це необхідно.

Відновлення робочої діяльності:

- Після зняття повітряної тривоги виконати процедури відновлення роботи з урахуванням інструкцій безпеки.

Важливо наголосити, що персонал повинен бути добре підготовлений та інформований стосовно процедур та правил безпеки, щоб ефективно та безпечно діяти в екстрених ситуаціях.

10.4.1 Безпекові вимоги перш ніж почати

- Ретельно переглянути робоче місце та видалити всі предмети, які можуть заважати проведенню робіт.
- Огляньте обладнання, щоб переконатися, що воно не має зовнішніх пошкоджень, надійно заземлене, і візуально перевірте його справність. Заземлення обладнання повинно здійснюватися залежно від ступеня небезпеки приміщення, де проводяться роботи.
- Заборонено увімкнювати концентратор, якщо він знаходиться в несправному стані.
- У разі виявлення несправностей повідомити старшого інженера та розпочати роботу лише після їхнього усунення.

10.4.2 Вимоги безпеки на робочому місці

- У випадку відсутності підтвердження включення або несправність, повідомити головному інженеру про проблему і почніть виправлення після вимкнення системи.
- Якщо в системі з'являється потріскування напруги або дим, характерні для пошкодження високої напруги, негайно вимкніть джерело живлення.
- Під час встановлення переносного обладнання або проведення вимірювань завжди блокуйте контакт з активними компонентами лінії з небезпечною напругою.
- Не знімайте захисні елементи, які блокують доступ до активних частин лінії.
- Не підключайте та не від'єднуйте модулі та роз'єми під напругою.
- Під час планового технічного обслуговування ретельно перевіряйте роботу всіх підсистем у всіх режимах.

- У разі загоряння блоку керування хаба спочатку відключіть його від мережі електроживлення.
- У разі пожежі викличте пожежну команду, повідомте змінного інженера та відключіть усі системи до початку гасіння пожежі.

10.4.3 Безпекові вимоги після завершення справ

- Перевірте функціонування систем, що працюють в автоматичному режимі.
- При зміні чергового складу, повідомте новий склад про всі попередні проблеми і несправності у роботі системи, а також занесіть їх у журнал.
- Приберіть робоче місце після проведення регламентних робіт.
- Вимоги під час аварійних ситуацій

У випадку пожежі викличте ДСНС, повідомте старшому інженеру і розпочніть гасіння лише після відключення всіх систем. У випадку руйнації у зв'язку з агресією росії проти України, всім вийти через евакуаційний вихід та викликати ДСНС та поліцію.

ВИСНОВКИ

1 Розроблено часткові та глобальні критерії оцінки ефективності ПНК гелікоптерів. На основі цих критеріїв запропоновано FNC-конструкції вертольотів різного призначення з урахуванням можливості вирішення окремих завдань.

2 Розроблено програму для автоматизованої оцінки структури ПНК вертольота з урахуванням критерію ефективності.

3 У роботі проаналізовано технологічний процес проектування САУ вертольота та розроблено ієрархічну структуру цього процесу. На основі аналізу технологічного процесу проектування САУ розроблено структуру та алгоритми САПР гелікоптера та його взаємодії з проектувальниками.

4 За розробленою методологією проектування синтезовано закони

керування вертольотом, у тому числі побудовані за новим принципом САУ вертольота - принципом активної системи керування.

5 Запропонована методика автоматизованого проектування досліджувалася на процедурах синтезу деяких контурів автоматичного управління гелікоптера. Результати досліджень показали працездатність методики та можливості її застосування в конструкторських бюро з проектування комплексів бортового обладнання гелікоптерів.

Список використаних джерел

- 1 Синеглазов В.М, Рогожин В.А., Філяшкін М.К. та інш. “Методологія автоматизованого проектування пілотажно-навігаційного комплексу гелікоптеру” (проміжний звіт за НДР) – К.: НАУ, 2003.
- 2 Рогожин В.О. Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден К.: НАУ, 2003.
- 3 Синеглазов В.М., Філяшкін М.К., посібник “Системи автоматичного управління повітряних суден “ К.: НАУ, 2003.
- 4 Синеглазов В.М., Решетняк Е.П., Зиятдинов Ю.К. Активное управление как средство повышения ресурса воздушных судов. К., Техніка, 1998.
- 5 Філяшкін М. К. Дослідження динаміки контурів автоматичного керування важкого квадрокоптера // Електроніка та системи управління. – 2020 – №3 (65). – С. 88-92.
- 6 Філяшкін М.К., Рогожин В.О. “Синтез контурів перехресних зв’язків у системах штурвального управління”. Матеріали IV Міжнародної науково-технічної конференції АВІА-2002 том II, НАУ м. Київ 2002 р.
- 7 Патент Великобританії №989095 НКЛ GIN (18A1,18B1A), 1970.,приоритет от 1965 г.
- 8 Філяшкін М. К. Перехресні зв'язки в системі сумісного управління польотом вертольота// Scientific Collection «InterConf», (100): with the Proceedings of the 6-th International Scientific and Practical Conference «Global and Regional Aspects of Sustainable Development» (February 26-28, 2022). Copenhagen, Denmark – pp. 643-564
- 9 Охорона праці : навч. посіб. / О. І. Подольська та ін. 2-ге вид. Київ : ЦУЛ, 2017. 264 с.
- 10 Козлов А.П., Агарьов В.А., Іщенко А.М. Інформаційно-вимірювальна система високоманеврених вертольотів. Теза доповіді на 25-й НТК КМУЦА. 1995.
- 11 М. Filyashkin. Analysis of the accuracy's criteria of the flight control and guidance system // Electronics and Control Systems 2021. N 4(70): pp. 71-76..