

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри  
Доктор технічних наук  
професор

Синєглазов В. М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## **ДИПЛОМНА РОБОТА**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

ВИПУСНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ

“МАГІСТР”

Тема: **СИСТЕМА АВТОМАТИЗИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ  
СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ДИСТАНЦІЙНО ПІЛОТОВАНИМ  
ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ**

**Виконавець:**

Ярощук Д.І.

**Керівник:**

к.т.н., професор, Аблесімов О.К.

**Консультант з екологічної безпеки:**

д.т.н., професор, Маджд С.М.

**Консультант з охорони праці:**

Козлітін О.О.

**Нормоконтролер:**

к.т.н., доцент, Тупіцин М.Ф.

**Київ - 2020**

# 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»

## ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

ДТН, професор

Синеглазов В.М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## ЗАВДАННЯ

### на виконання дипломної роботи студенту

Ярощуку Дмитру Ігоровичу

**1. Тема роботи:** “ Система автоматизованого проектування системи керування дистанційно пілотованим літальним апаратом ”

**2. Термін виконання роботи:** з \_\_\_\_\_ 2020р. до \_\_\_\_\_ 2020р.

**3. Вихідні дані до проекту (роботи):** політ ДПЛА над рівниною; подолання окремих перешкод з кутами нахилу не більше  $30^{\circ}$ ; задана приладова швидкість не більше 50 км/год  $\pm$  15 км/год; технічні параметри пристрою формування команд і лінії передачі команд - відповідно до аналогів промислових зразків.

**4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**

1. Аналіз робочих процедур розробки систем автоматизованого проектування систем радіокерування ДПЛА. 2. Постановка задачі розробки системи автоматизованого проектування системи радіокерування ДПЛА. 3. Дослідження просторового руху симетричного ДПЛА. 4. Розробка алгоритмів побудови автоматизованої системи керування. 5. Аналітичне конструювання автоматичної системи наведення. 6. Проведення досліджень системи наведення. 7. Розробка програмного забезпечення формування команд керування. 8. Охорона навколишнього середовища. 9. Охорона праці.

**5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1. Варіанти функціонального виконання систем наведення. 2. Рівняння руху ДПЛА з двома площинами симетрії. 3. Структурна схема симетричного ДПЛА з двоканальною системою управління. 4. Автоматична система управління. 5. Розробка принципів формування команд управління по радіоканалу. 6. Програмна реалізація управління. 7. Програмне забезпечення імпульсного керування ДПЛА у польоті.

## 6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	01-10.09	ВИК
2	Технічне завдання	11-20.09	ВИК
3	Вступ	21.09-05.10	ВИК
4	Аналіз робочих процедур розробки систем автоматизованого проектування	06-16.10	ВИК
4	Аналіз проблеми і постановка задачі проектування АСК ДПЛА	17-27.10	ВИК
5	Розробка математичної моделі ДПЛА з двома площинами симетрії	28.10-10.11	ВИК
6	Розробка автоматичної системи керування ДПЛА	11-25.11	ВИК
7	Конструювання автоматичної системи управління	26.11-10.12	ВИК
8	Дослідження системи автоматизованого наведення ДПЛА	11.12 – 12.12	ВИК
9	Програмна реалізація управління ДПЛА	13 - 15.12	ВИК
10	Охорона навколишнього середовища	16-18.12	ВИК
11	Охорона праці	19 -20.12	ВИК

7. Дата видачі завдання: “ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

Керівник: професор \_\_\_\_\_ Аблесімов О.К.  
(підпис)

*Завдання прийняв до виконання* \_\_\_\_\_ Ярощук Д.І.  
(підпис)

# ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

## 1. Найменування та галузь застосування

Робота має за мету розробити САПР системи радіокерування ДПЛА. Пропонується розглянути, проаналізувати, описати симетричні, обертові навколо повздовжньої осі літальні апарати, тому що на сьогодні їм було приділено мало уваги. Дані літальні апарати можуть використовуватися для активного захисту проти сходу лавини, перешкоджаючи таким чином нагромадженню критичних мас снігу.

## 2. Мета та призначення розробки

В роботі розглядається основні принципи функціонального виконання систем управління ДПЛА. Розглядається математична модель безпілотного літального апарату з двома площинами симетрії, і приводиться двоканальна система керування (СК) ним. Аналіз дає змогу говорити про можливість реалізації одноканальної системи управління, якщо змусити обертатися ДПЛА навколо повздовжньої осі, а це призведе до збільшення якості управління. При такому виконанні СК інформація передається на літальній апарат по одному каналу і вже на ньому розкладається та надходить на виконавчі приводи, які керують рульовими поверхнями, що утримують ДПЛА на лінії польоту. В роботі запропонований принцип формування команд управління по радіо, а також розроблене програмне забезпечення формування керуючих імпульсів.

## 3. Технічні вимоги

### 3.1. Основні технічні вимоги

- швидкості, м/с до .....200
- кут нахилу окремих перешкод, град.....не більш 30°

### 3.2. Вимоги до засобів захисту

- робоча температура, °С.....-55..... +85
- робоча вологість, %.....98 (25°С)

### 3.3. Додаткові вимоги

- швидкість польоту ДПЛА, м/с..... 200
- максимальний кут крену , град .....30°
- максимальний кут тангажу , град .....10°

## 4. Стадії та етапи розробки

#### 4.1. Технічний проект

На даному етапі проектування повинно бути проаналізовано і вибрано варіант функціонального виконання систем наведення. Розробка алгоритмів побудови автоматизованої системи керування ДПЛА.

#### 4.2. Робочий проект

На даному етапі розроблюється аналітичне конструювання автоматизованої системи керування. Проведення досліджень спроектованої системи. Розробка програмного забезпечення формування команд керування.

### **5. Порядок контролю та приймання**

Контроль здійснюється керівником проекту відповідно до завдання та календарного плану.

Приймання здійснюється на підставі захисту дипломної роботи ДЕК ФАЕТ.

Термін здачі дипломної роботи: “            ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до дипломної роботи “Система автоматизованого проектування системи радіокерування дистанційно пілотованим літальним апаратом” має: \_\_\_ сторінок, \_\_\_ рис., \_\_\_ табл., \_\_\_ використаних джерел.

ДПЛА - ДІСТАНЦІЙНО ПІЛОТУЄМИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, АВТОМАТИЗОВАНЕ КЕРУВАННЯ, МОДЕЛЮВАННЯ, ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ.

Об’єкт дослідження – літальний апарат з двома площинами симетрії; предмет дослідження – система автоматизованого проектування системи керування ДПЛА по радіоканалу.

Мета дипломної роботи – розробка системи автоматизованого проектування одноканальної системи наведення і стабілізації дистанційно пілотованого літального апарату по радіоканалу, що забезпечує високу точність керування на маршруті.

Метод дослідження – моделювання і синтез на основі базових пакетів прикладних програм.

# ЗМІСТ

<b>ВСТУП.....</b>	
<b>1 АНАЛІЗ РОБОЧИХ ПРОЦЕДУР РОЗРОБКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ РАДІОКЕРУВАННЯ ДИСТАНЦІЙНО ПІЛОТОВАНИМИ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ .....</b>	
1.1 Обґрунтування доцільності автоматизації проектування систем радіо керування дистанційно пілотованими літальними апаратами.....	
1.2 Аналіз задач та методів проектування технічних систем.....	
1.3 Загальна структура систем автоматизованого проектування та їх складові.....	
1.4 Аналіз типової послідовності проектних процедур.....	
1.5 Визначення структури системи автоматизованого проектування системи радіокерування дистанційно пілотованим літальним апаратом.....	
<b>2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ РОЗРОБКИ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ РАДІОКЕРУВАННЯ ДПЛА.....</b>	
2.1 Завдання, що вирішуються системами керування літальних апаратів..	
2.2 Аналіз варіантів функціонального виконання систем керування дистанційно пілотованих літальних апаратів .....	
2.3 Мета та завдання розробки системи автоматизованого проектування системи радіо керування ДПЛА.....	
<b>3. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДИСТАНЦІЙНО ПІЛОТОВАНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ.....</b>	
3.1 Повздовжній рух літального апарату.....	
3.2 Бічний рух літального апарату.....	
3.3 Структурне моделювання дистанційно пілотованого літального апарату з двома площинами симетрії.....	
3.4 Одноканальна система автоматизованого керування літальним апаратом.....	
<b>4. АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМИ РАДІОКЕРУВАННЯ</b>	
4.1 Аналіз формування керуючих сил дистанційно пілотованим літальним апаратом .....	
4.2 Визначення функціонального складу бортової апаратури та моделювання її роботи .....	
4.3 Розробка принципу керування по радіоканалу.....	
<b>5 ДОСЛІДЖЕННЯ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ..</b>	
5.1 Математичне моделювання системи.....	
5.2 Вибір критеріїв оцінки якості процесів керування.....	
5.3 Синтез системи автоматизованого керування на основі базових пакетів прикладних програм.....	
<b>6. ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ РАДІОКЕРУВАННЯ ДПЛА.....</b>	
6.1 Алгоритм системи автоматизованого проектування СРК ДПЛА....	
6.2 Програмна реалізація імпульсного радіо керування.....	

7. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....

8. ОХОРОНА ПРАЦІ.....

*ВИСНОВКИ.....*

*СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....*



## ПЕРЕЛІК ТЕРМІНІВ І СКОРОЧЕНЬ

1. ЛА – літальний апарат.
2. АСУ – автоматична система управління.
3. ДПЛА – дистанційно пілотуємий літальний апарат.
4. СКЛА – система керування літального апарата.
5. АДТ – активна ділянка траєкторії.
6. АКД – автомат керування дальністю.
7. ПЦ – прицільний пристрій.
8. ПУ – пульт управління.
9. ПФК – пристрій формування команд.
10. ЛПК – лінії передачі команд.
11. ЛКП – лінії контролю польоту.
12. ВПР – виконавчі механізми (приводи) рулів.
13. ВП – виконавчий привод.
14. О – оператор.
15. Р – рулі.
16. П – підсилювач.
17. ФЧП – фазочутливий пристрій.
18. ГРК – гіроскопічний розкладник команд.
19. СКП – синусно-косинусні перетворювачі.
20. ГДК – гіроскопічний датчик кута.

## ВСТУП

Робота має на меті створити систему автоматизованого проектування системи керування ДПЛА. При цьому було необхідно розглянути, проаналізувати, описати симетричні, обертові навколо повздожньої осі ДПЛА, тому що на сьогодні їм було приділено мало уваги.

В роботі розглядається основні принципи функціонального виконання систем керування ДПЛА, та пропонується найбільш вигідніша СК. Також у роботі розглядається математична модель безпілотного літального апарату, і приводиться двоканальна система управління ним, проаналізувавши яку описується можливість реалізації одноканальної системи керування. Обертання ДПЛА призведе до збільшення стійкості управління. При такому виконанні СК інформація передається на літальній апарат по одному каналу і вже на ньому розкладається та надходить на виконавчі приводи, які керують рульовими поверхнями, що утримують ДПЛА на лінії польоту. В роботі запропонований принцип формування команд управління по радію, а також розроблене програмне забезпечення формування керуючих команд.

# 1. АНАЛІЗ РОБОЧИХ ПРОЦЕДУР РОЗРОБКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ РАДІОКЕРУВАННЯ ДИСТАНЦІЙНО ПІЛОТОВАНИМИ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ

## 1.1 Обґрунтування доцільності автоматизації проектування систем радіо керування дистанційно пілотованими літальними апаратами

Системою керування літального апарата (СК ЛА) назвемо сукупність об'єкта керування – літального апарата (ЛА), приладів та алгоритмів, що дозволяють давати інформацію про стан СК ЛА у період чергування, забезпечити підготовку до пуску і пуск ЛА, а головне, керувати польотом таким чином, щоб ЛА виконав поставлене перед ним завдання.

Залишаючись у межах керування на активній ділянці траєкторії (АДТ), система керування повинна:

- генерувати якимось чином програмну траєкторію;
- стабілізувати фактичну траєкторію польоту відносно програмної;
- знаходити момент кінця АДТ, коли на ньому задовольняться умови виконання завдання: траєкторія пасивної ділянки траєкторії (ПДТ) пройде через точку цілі.

На цьому ґрунтується основна структура СК ЛА. Система керування має містити підсистеми стабілізації та наведення.

Система наведення вирішує перше і третє завдання. Стабілізація твердого тіла в просторі передбачає контроль і підтримання поблизу програмних значень усіх шести кінематичних параметрів (фазових координат): трьох лінійних і трьох обертальних. Тому в системі стабілізації, як правило, є шість каналів: три канали стабілізації центра маси і три канали кутової стабілізації.

Теорія й методи дослідження лінійних систем розроблені найбільш повно, що дозволяє широко застосовувати лінійні диференціальні рівняння

для рішення інженерних завдань аналізу й синтезу систем керування.

Будь-яке наукове дослідження та процес проектування систем керування має на меті побудову моделі, яка найкращим чином відобразить властивості реального

об'єкта. Разом з тим, якість функціонування проектованої системи тим краще, чим точніше визначені її параметри.

При одночасній дії на систему сигналу керування, постійних чи змінних збурюючих впливів і перешкод виникає необхідність у вирішенні задачі мінімізації помилки системи керування. Для забезпечення оптимальних показників якості процесу керування широко застосовується корекція систем керування, за допомогою якої можна змінити динамічні властивості системи. Корекція здійснюється зміною параметрів системи керування або її структури. Для цього до складу систем автоматичного керування вводяться коригувальні пристрої, які являють собою динамічні ланки різної фізичної природи зі спеціально обраними передатними функціями.

В ході проектування систем виникає необхідність дослідження впливу їх коефіцієнтів на перехідні процеси (або вибору коефіцієнтів за бажаним видом перехідної функції), що вимагає багаторазового запуску моделі при змінених коефіцієнтах і постійного редагування властивостей моделі. При цьому важлива наявність автоматизованого механізму підбору коефіцієнтів, який би забезпечував швидкий та достатньо точний синтез.

Пріоритетним шляхом вирішення задачі проектування систем радіо керування є комплексна автоматизація проектних, конструкторських експериментальних, технологічних та інших робіт на базі сучасної обчислювальної техніки, яка стає незамінним засобом підвищення науково-технічного змісту проекту, скорочення термінів і вартості його реалізації за рахунок обробки і перетворення великого обсягу інформації, зниження ступеня технічного ризику при проектуванні, та ін. Забезпечення цього напрямку і є головною передумовою розробки і впровадження систем автоматизованого проектування (САПР).

## 1.2 Аналіз задач та методів проектування технічних систем

Проектування технічних систем (нових видів і зразків машин, устаткування, пристроїв, апаратів, приладів і інших виробів) представляє складний і тривалий процес, що включає розробку початкових даних, креслень, технічної документації,

необхідних для виготовлення дослідних зразків і наступного виробництва і експлуатації об'єктів проектування.

Проектування - це комплекс робіт, що має на меті розробку опису нового або модернізованого технічного об'єкту, достатнього для реалізації або виготовлення об'єкту в заданих умовах.

В процесі проектування виникає необхідність створення опису, необхідного для побудови ще не існуючого об'єкту. Завдання проектувальника – тим чи іншим способом передбачити властивості об'єкта, установити методи визначення основних характеристик об'єкта при заданих умовах, а також запропонувати способи технічної реалізації цих характеристик. При цьому процедура оптимального вибору основних характеристик стає частиною відповідного методу розв'язання задачі, тоді як змістовною основою проектування є оптимізація проектних рішень.

Проектування складних автоматичних систем починається з розробки технічного завдання (ТЗ), проектування якого включає наступні етапи:

- попереднє проектування;
- ескізне проектування;
- технічне (робоче) проектування.

Етап попереднього проектування є етапом проведення науково-дослідних робіт (НДР). Він безпосередньо пов'язаний з пошуком принципів можливостей побудови системи, дослідженням нових принципів, структур, технічних засобів, обґрунтуванням найбільш загальних рішень. Результатом цього етапу є технічна пропозиція на розробку.

У цьому сенсі проектування можна розглядати як завершуючий цикл процесу наукових досліджень, що відноситься до сфери науки. З іншого боку – проектування ескізним і технічним етапами відкриває цикл розробки, освоєння і виробництва автоматичних систем, що відноситься до сфери техніки. Схема основних типів наукових досліджень, які характеризують взаємозв'язок науки і виробництва, наведено на рис. 1.1.

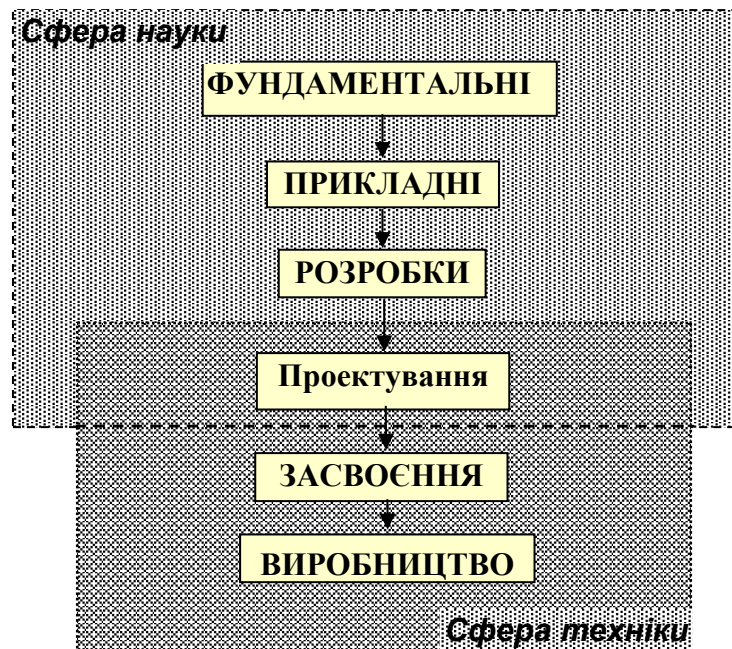


Рис. 1.1. Схема основних типів наукових досліджень

На етапі ескізного проектування, або етапі дослідно-конструкторських робіт (ДКР), проводиться детальне опрацювання можливості побудови системи. Результатом цього етапу є ескізний проект.

На етапі технічного (робочого) проектування виконується ретельне опрацювання всіх схемних, конструкторських і технологічних рішень. Зокрема, опрацювання усіх блоків, вузлів і деталей проектованої системи, а також технологічних процесів виробництва деталей і їх зборки у вузли і блоки. Результатом цього етапу є технічний проект.

Завершальним етапом є виготовлення дослідного зразка, за результатами випробувань якого вносять необхідні зміни до проектної документації.

При неавтоматизованому проектуванні найбільш трудомісткими є етапи технічного і робочого проектування. Впровадження автоматизації на цих етапах призводить до найбільш ефективних результатів.

В процесі проектування складної системи формуються певні уявлення про систему, істотні властивості з тією або іншою мірою подробиці, що від-бивають її. У цих представленнях можна виділити складові частини - рівні проектування.

Проектування технічних систем зводиться до рішення групи завдань, що відносяться або до завдань синтезу, або до завдань аналізу.

Поняття «синтез» технічного об'єкта в широкому розумінні слова близьке по змісту до поняття «проектування». Різниця полягає в тому, що проектування

означає весь процес розробки об'єкта, а синтез характеризує частину цього процесу, коли створюється якийсь варіант, не обов'язково остаточний, тобто синтез як завдання може виконуватися при проектуванні багато разів, перемежуючись із рішенням завдань аналізу.

Для дискретних об'єктів завдання синтезу є завданням визначення структури. Для безперервних об'єктів рішення завдання синтезу означає визначення структури й чисельних значень внутрішніх параметрів розроблювальних пристроїв. Якщо серед варіантів структури шукається не будь-який прийнятний варіант, а найкращий у деякому змісті (оптимальний), то таке завдання синтезу називають структурною оптимізацією. Розрахунок внутрішніх параметрів, оптимальних з позицій деякого критерію при заданій структурі об'єкта, називають параметричною оптимізацією. Можливості постановки й рішення завдань структурної оптимізації істотно обмежені, тому зазвичай під оптимізацією розуміють тільки параметричну оптимізацію.

Аналіз технічних об'єктів – це вивчення їхніх властивостей; при аналізі не створюються нові об'єкти, а досліджуються задані.

По частоті застосування завдання аналізу ділять на типові й нетипові. Рішення типових надає інформацію про основні властивості об'єктів. Нетипові завдання аналізу служать для одержання деякої додаткової інформації, причому алгоритми рішення цих завдань можуть бути різноманітними й заздалегідь не відомими.

Інший принцип класифікації завдань аналізу приводить до їхнього розподілу на групи завдань одноваріантного й багатоваріантного аналізу (рис.1.2).

Рішення завдань одноваріантного аналізу дозволяє одержати інформацію про вихідні параметри об'єкта безпосередньо в заданій відображаючій точці, причому найчастіше рішення зводиться до однократного рішення системи рівнянь або до однократного випробування макета об'єкта.



Рис. 1.2 Класифікація завдань аналізу

Багатоваріантний аналіз полягає в дослідженні поведінки об'єкта в деякій границі заданої точки, що відображається. Зазвичай багатоваріантний аналіз вимагає багаторазового виконання одноваріантного аналізу.

Розглянемо особливості немашинних і машинних методів наукових досліджень та проектування.

У своїй проектній діяльності інженери використовують у різному ступені експериментальні, розрахункові й інтуїтивно-евристичні методи проектування. Інтуїція й досвід інженера необхідні насамперед при рішенні завдань синтезу структури більшості технічних об'єктів. Для обчислення значень внутрішніх параметрів використовують розрахункові й експериментальні методи.

Розрахункові ручні методи проектування можуть дати тільки суто орієнтовні значення параметрів, які варто розглядати як вихідні, потребуючі коректування за допомогою інших методів. Орієнтовний характер результатів ручних розрахунків пов'язаний з малою точністю ручних розрахункових методик. Процеси в досить складних технічних об'єктах описуються системами рівнянь високого порядку. Ці рівняння в загальному випадку нелінійні. Аналітичне рішення системи звичайних



диференціальних рівнянь можливо одержати тільки у випадку, якщо порядок системи не вище другого і рівняння лінійні. Тому, ручні розрахункові методи застосовні тільки при прийнятті істотних спрощень, що й обумовлює орієнтовний характер одержуваних результатів.

Машинні методи базуються на використанні математичної моделі проєктованого технічного об'єкта. Математична модель – це сукупність математичних об'єктів і відносин між ними, що адекватно відображає деякі властивості проєктованого технічного об'єкта. Наприклад, великим і важливим класом математичних моделей є системи рівнянь. У процесі проєктування оперують тими математичними моделями, які відображають істотні з позиції інженера-проєктувальника властивості об'єкта.

Отже, процес проєктування технічного об'єкта може виконуватися наступними способами:

- неавтоматизоване або ручне проєктування (якщо весь процес проєктування здійснюється проєктувальником);
- автоматизоване проєктування (проєктування в режимі діалогу людини з машиною на основі спеціальних мов спілкування);
- автоматичне проєктування (усі перетворення описів об'єктів і алгоритму його функціонування здійснюються без участі людини).

В ході дослідження та проєктування систем стабілізації та керування необхідно враховувати, що за останні роки теорія керування досягла такого високого рівня розвитку, що ЕОМ стає невід'ємним інструментом проєктувальника систем керування. Це обумовлює актуальність автоматизації наукових досліджень та розробки систем автоматизованого проєктування ССК.

### 1.3 Загальна структура систем автоматизованого проєктування та їх складові

Система автоматизованого проєктування - це система, що реалізує інформаційну технологію виконання функцій проєктування, являє собою організаційно-технічну систему, призначену для автоматизації процесу проєктування, що складається з персоналу і комплексу технічних, програмних та інших засобів автоматизації його діяльності.

Актуальність застосування систем автоматизованого проектування обумовлена наступними причинами:

- суспільство потребує нових, складних промислових виробів;
- необхідність виконання проектних робіт у великих обсягах;
- необхідність забезпечення конкурентноздатної продукції;
- необхідність забезпечення якості проєктованих об'єктів;
- необхідність зниження собівартості технічних об'єктів.

Розрізняють наступні різновиди САПР:

- САПР для застосування в галузях загального машинобудування (машинобудівні САПР або системи MCAD (Mechanical CAD));
- САПР для застосування в галузі радіоелектроніки - системи ECAD (Electronic CAD) або EDA (Electronic Design Automation);
- САПР в галузі архітектури та будівництва.

Крім того, існує велика кількість спеціалізованих САПР, що застосовують для проектування великих інтегральних схем (ВІС); САПР для проектування літальних апаратів; САПР електричних машин і т. п.

Складовими структурними частинами будь якої САПР є підсистеми, що володіють всіма властивостями систем і створюються як самостійні системи. Кожна підсистема - це виділена за деякими ознаками частина САПР, що забезпечує виконання деяких функціонально-закінчених послідовностей проектних завдань з отриманням відповідних проектних рішень і проектних документів.

За призначенням підсистеми САПР поділяють на два види: проектні і обслуговуючі.

Обслуговуючі підсистеми є об'єктно-незалежними та реалізують функції, загальні для підсистем або САПР в цілому: забезпечують функціонування проєктованих підсистем, оформлення, передачу та виведення даних, супровід програмного забезпечення і т. п. Їх сукупність називають системним середовищем (або оболонкою) САПР .

Проектні підсистеми – це об'єктно-орієнтовані підсистеми, що реалізують певний етап проектування або групу пов'язаних проектних завдань. В залежності від ставлення до об'єкта проектування, діляться на об'єктні та інваріантні.

Кожна підсистема, у свою чергу складається з компонентів, що забезпечують функціонування підсистеми.

Кожен компонент виконує певну функцію в підсистемі і являє собою найменший (неподільний) елемент САПР (програма, файл моделі транзистора, графічний дисплей, інструкція і т. п.). Сукупність однотипних компонентів утворює засіб забезпечення САПР. Основні з них представлені на рис. 1.3.

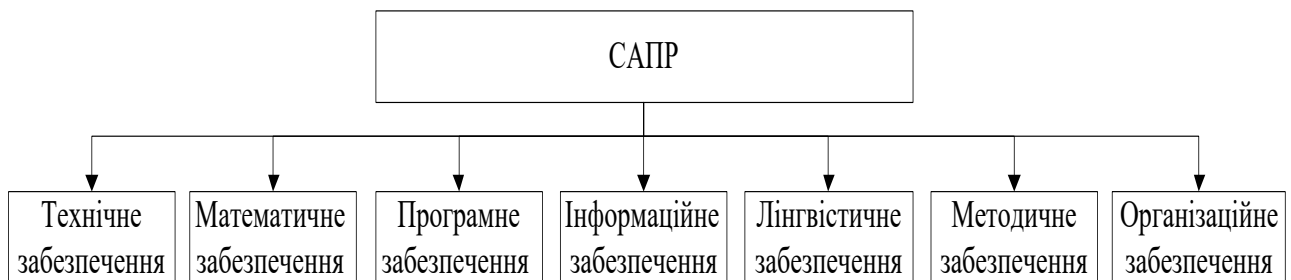


Рис.1.3.Основні види забезпечень САПР

*Технічне забезпечення (ТЗ)* - сукупність пов'язаних і взаємодіючих технічних засобів (ЕОМ, периферійні пристрої, мережеве обладнання, лінії зв'язку, вимірювальні засоби).

*Математичне забезпечення (МЗ)* - об'єднує математичні методи, моделі та алгоритми, які використовуються для вирішення задач автоматизованого проектування. За призначенням і способам реалізації МЗ ділять на дві частини:

- математичні методи і побудовані на них математичні моделі;
- формалізований опис технології автоматизованого проектування.

*Програмне забезпечення (ПЗ)*, ділиться на загальносистемне та прикладне:

- прикладне ПЗ - реалізує математичне забезпечення для безпосереднього виконання проектних процедур. Включає пакети прикладних програм, призначені для обслуговування певних етапів проектування або рішення груп однотипних задач всередині різних етапів (модуль проектування трубопроводів, пакет схемотехнічного моделювання, геометричний аналізатор САПР).
- загальносистемне ПЗ - призначене для управління компонентами технічного забезпечення та забезпечення функціонування прикладних

програм. Прикладом компонента загальносистемного ПЗ є операційна система.

*Інформаційне забезпечення (ІЗ)* - сукупність відомостей, необхідних для виконання проектування. Складається з опису стандартних проектних процедур, типових проектних рішень, комплектуючих виробів та їх моделей, правил і норм проектування. Основна частина ІЗ САПР - бази даних.

*Лінгвістичне забезпечення (ЛЗ)* - сукупність мов, що використовуються в САПР для подання інформації про проєктовані об'єктах, процес та засоби проектування, а також для здійснення діалогу проєктувальник - ЕОМ та обміну даними між технічними засобами САПР. Включає терміни, визначення, правила формалізації природної мови, методи стиснення та розгортання.

*Методичне забезпечення (МЗ)* - опис технології функціонування САПР, методів вибору і застосування користувачами технологічних прийомів для одержання конкретних результатів. Включає в себе теорію процесів, що відбуваються в проєктованих об'єктах, методи аналізу, синтезу систем та їх складових частин, різні методики проектування.

*Організаційне забезпечення (ОЗ)* - сукупність документів, що визначають склад проектної організації, зв'язок між підрозділами, організаційну структуру об'єкта й системи автоматизації, діяльність в умовах функціонування системи, форму представлення результатів проектування. В ОЗ входять штатні розклади, посадові інструкції, правила експлуатації, накази, положення і т. п.

Проектування - це один з найбільш складних видів інтелектуальної роботи, що виконується людиною. Більш того, процес проектування складних об'єктів не під силу одній людині і виконується творчим колективом. Це, в свою чергу, робить процес проектування ще більш складним і таким, що важко піддається формалізації.

#### 1.4 Аналіз типової послідовності проектних процедур

Етапи проектування складаються з окремих проектних процедур, які закінчуються частинним проектним рішенням.

На рисунку 1.4 представлена типова послідовність проектних процедур на одному з етапів низхідного проектування:  $(i+1)$ -й - рівень.

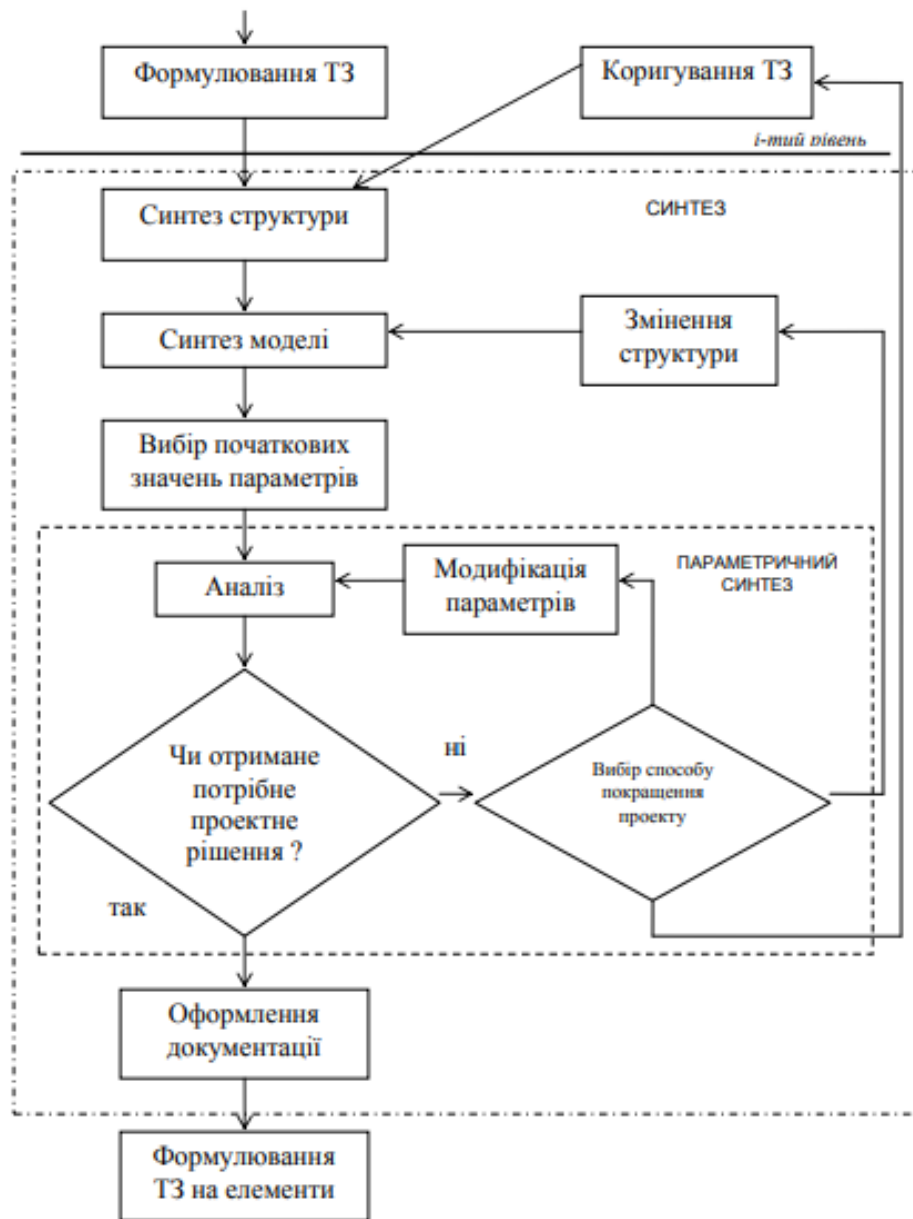


Рис.1.4. Типова послідовність проектних процедур

На попередньому етапі розв'язуються задачі  $i$ -го ієрархічного рівня. Одним з результатів розв'язку цих задач при низхідному проектуванні є формулювання технічного завдання на проектування системи  $(i+1)$  - рівня.

Проектування системи починається із синтезу початкового варіанту її структури. Для оцінки цього варіанту створюється математична модель на основі експериментальних даних про об'єкт.

Після вибору початкових значень параметрів елементів виконується аналіз варіанту, за результатами якого стає можливою його оцінка. Звичайно оцінка

полягає у перевірці виконання умов працездатності системи, які сформульовані в технічному завданні. Якщо умови працездатності виконуються, то отримане проектне рішення системи ( $i+1$ ) - рівня документується, описується у певній формі і формулюється технічне завдання на проектування елементів системи наступного рівня. Якщо це отримане рішення незадовільне, то вибирається один із можливих шляхів покращення проекту.

Звичайно простіше за все змінювати числові значення внутрішніх параметрів елементів. Сукупність процедур модифікації множини внутрішніх параметрів, аналізу і оцінки результатів аналізу являє собою процедуру параметричного синтезу.

Якщо модифікації множини внутрішніх параметрів спрямовані на пошук найкращого значення деякого показника якості, то процедура параметричного синтезу є процедурою оптимізації. Коли шляхом параметричного синтезу не вдається досягти прийнятної ступеню виконання умов працездатності, тоді використовують інший спосіб, який пов'язаний з модифікацією структури. Синтезується новий варіант структури і для нього повторюються процедури формування моделі і параметричного синтезу. Якщо і на цьому шляху не вдається отримати прийнятної проектного рішення, то ставиться питання про коригування ТЗ, сформульованого на попередньому етапі (рівні) проектування. Таке коригування може вимагати повторного виконання низки процедур  $i$ -го ієрархічного рівня, що і обумовлює ітераційний характер проектування.

Рисунок 1.5 ілюструє характерну особливість взаємозв'язку проектних процедур аналізу і синтезу.

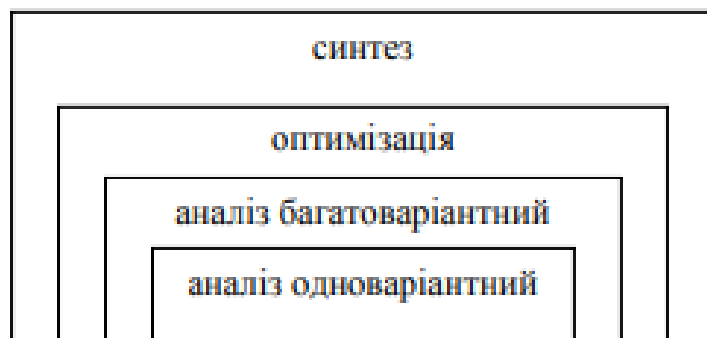


Рис.1.5. Вкладеність процедур синтезу та аналізу

Цей взаємозв'язок має характерну вкладеність процедури аналізу в процедуру оптимізації (параметричного синтезу) і процедури оптимізації в процедуру синтезу, що об'єднує синтез структурний і параметричний.

Вкладеність означає, що одноразове виконання процедури оптимізації вимагає багаторазового виконання процедури аналізу, а одноразове розв'язування задачі синтезу - багаторазового розв'язування задачі оптимізації. Очевидно, такий же характер взаємодії мають процедури аналізу.

Неважко підрахувати, що синтез проектного рішення на черговому етапі проектування може вимагати виконання надмірно великої кількості варіантів аналізу.

### 1.5 Визначення структури системи автоматизованого проектування системи радіокерування дистанційно пілотованим літальним апаратом

Структура САПР, в нашому випадку САПР системи радіокерування дистанційно пілотованим літальним апаратом, являє собою сукупність підсистем, що вирішують певне завдання для кожного етапу дослідження. При цьому кожна підсистема автоматизації включає технічні, математичні й інформаційні засоби, об'єднані загальною цільовою функцією.

Структура САПР є багаторівневою, а її функціональна схема наведена на рис. 1.5.

Найбільш доцільна структура, яка містить три рівні: об'єктний, інструментальний і сервісний (базовий).

Об'єктний рівень характеризується зв'язком з об'єктом досліджень. Його призначення полягає в організації процесу експериментування, тобто реалізації управління експериментальною установкою, реєстрації даних, їх оперативного опрацювання, накопичення та подання первинних результатів досліднику, в тому числі і надання йому допомоги в інтерпретації результатів експерименту і прийнятті рішення про подальше проведення досліджень. На об'єктний рівень також покладають операції, пов'язані з перевіркою і тестуванням експериментального обладнання, поточною реєстрацією і документуванням даних.

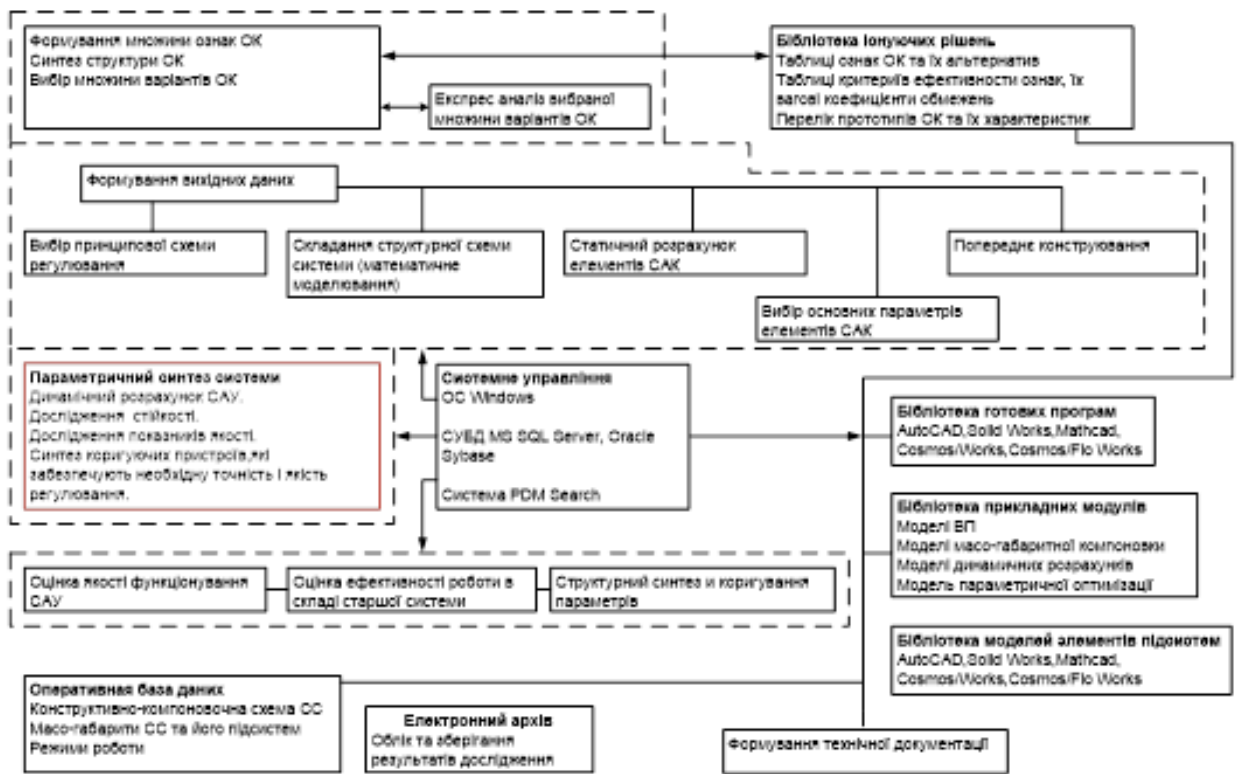


Рис. 1.5 Функціональна схема САПР

Інструментальний рівень призначений для проведення досить складних видів обробки експериментальних даних, наукових розрахунків і моделювання. Тут здійснюється накопичення та тривале зберігання інформації, отриманої в результаті досліджень, формуються архіви і банки даних з окремих проблем досліджень. На інструментальному рівні здійснюється відпрацювання різних алгоритмів і програм, складених користувачем, в тому числі і програм, які використовуються на об'єктному рівні.

Базовий (або сервісний) рівень використовується для здійснення найбільш складних і громіздких наукових розрахунків, моделювання, обробки та подання інформації, формування великих банків і баз даних, створення інформаційно-пошукової системи.

Трирівнева організація сучасних САПР дозволяє, з одного боку, надати досліднику необхідні засоби обчислювальної техніки і автоматизації на всіх етапах дослідження, а з іншого - скоротити витрати на створення системи, зменшити кількість ЕОМ, периферійного обладнання і т.д.

Для САПР найбільш важливим є об'єктний рівень, оскільки саме на цьому рівні фігурує дослідження, роль якого є ключовою. Саме на об'єктному рівні в першу чергу реєструється нова інформація про досліджуване явище або об'єкт.



Отже САПР, будучи багаторівневою системою, не відносяться до категорії ієрархічних систем.

Варто відмітити, що математичне забезпечення проектних процедур автоматизованого синтезу відрізняється від звичайного забезпечення і включає у свій склад математичні моделі об'єкта проектування, методи, алгоритми синтезу й аналізу.

Під математичними моделями розуміють системи математичних співвідношень: аналітичних - у виді рівнянь; графічних – у виді структурних схем чи графів; табличних – у виді таблиць, що описують досліджуваний процес чи явище.

Під математичними методами розуміють шляхи дослідження рішення задачі, що включає теорію, що відноситься до методів синтезу, аналітичного конструювання динамічних систем, і прийомів, що містять логіку й обґрунтування рішення проектної задачі. З аналітичних методів рішення поставленої проектної задачі впливають алгоритми, як складова частина математичного забезпечення.

Математичне забезпечення САПР служить для надання проектувальнику широкого спектра інструментів за технологією проектування. Математичне забезпечення САПР підрозділяють на загальне та спеціальне математичне забезпечення (ЗМЗ і СМЗ).

ЗМЗ (машинно-орієнтоване забезпечення) являє собою сукупність математичних логічних методів, а також комплекс програм, що реалізують ці методи для конкретних задач системи. ЗМЗ поставляється розробником (САПР) разом з ЕОМ і призначається для максимального скорочення часу і витрат на підготовку, налагодження і впровадження задач САПР, а також для збільшення її продуктивності.

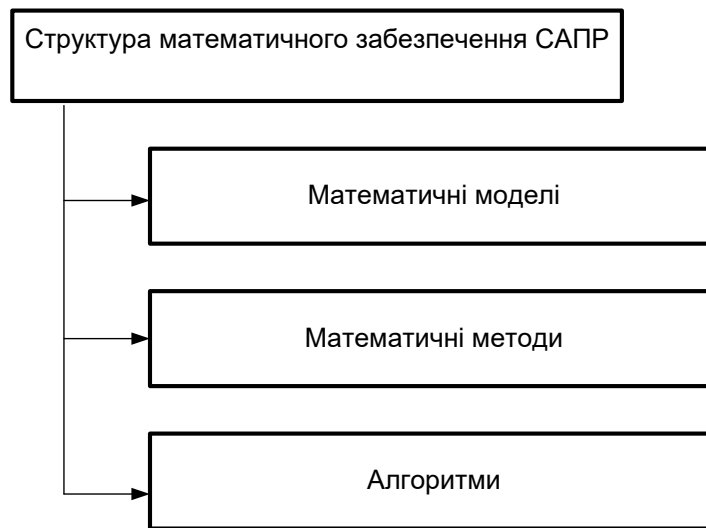
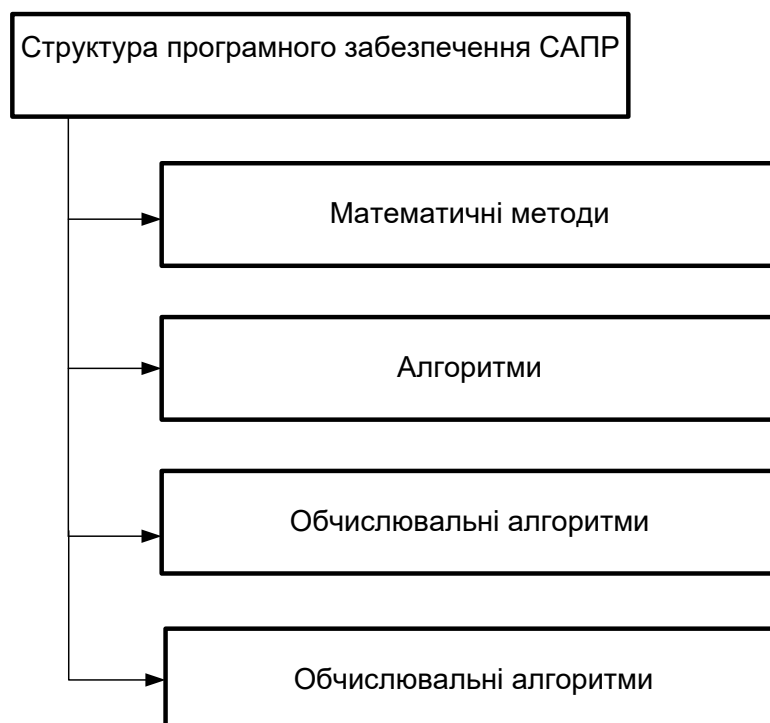


Рис.1.6 Структура математичного забезпечення САПР

Спеціальне математичне забезпечення – математичний апарат, необхідний для формалізації визначеного класу задач. Основою математичного забезпечення САПР є методи теорії автоматичного регулювання й обчислювальної математики. Однак «адаптація» цих методів до форми, що уможливить їх реалізацію засобами обчислювальної техніки, являє собою складний і трудомісткий процес. Тому одним з важливих, відповідальних і першочергових етапів цього процесу є розробка алгоритмічного та програмного забезпечення.

На основі математичного забезпечення будуються основні компоненти САПР – пакети прикладних програм (ППП) (рис.1.7). Процес створення ППП включає в себе розробку математичних моделей, методів, складання обчислювальних алгоритмів і, власне, етап програмування.



### Рис.1.7 Структура програмного забезпечення САПР

Вибір методів і засобів математичного забезпечення систем автоматизованого проектування визначається характером поставленої задачі і характеристиками об'єкта, стосовно якого проектується система стабілізації та керування.

Отже, використання розглянутої функціональної схеми типової САПР, а також базових принципів її побудови дозволяє розробити унікальну САПР системи радіо керування ДПЛА.

## 2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ РОЗРОБКИ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ РАДІОКЕРУВАННЯ ДПЛА

### 2.1 Завдання, що вирішуються системами керування літальних апаратів

Літальні апарати (ЛА) по конструктивному виконанню можна поділити на такі що керуються пілотом і безпілотні (рис. 2.1.). В свою чергу вони поділяються на симетричні щодо поздовжньої вертикальної осі і симетричні щодо поздовжньої вертикальної і горизонтальної площин. Безпілотні ЛА симетричні відносно поздовжньої вертикальної й горизонтальної площин можуть обертатися навколо поздовжньої осі чи не обертатись.

Аналіз літературних джерел показав, що на сьогоднішній час найбільш вивчені, описані та дослідженні симетричні керовані пілотом літальні апарати. Дослідженням безпілотних симетричних й обертювих ЛА навколо осі було приділена менша увага. В зв'язку з цим в роботі ставиться цілю дослідити, проаналізувати й описати симетричні й обертюві навколо поздовжньої осі ДЛА.

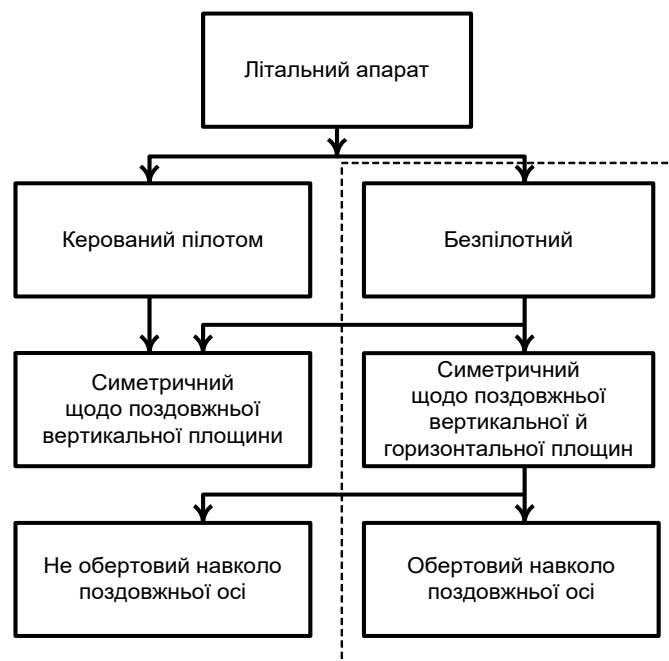


Рис. 2.1. Класифікація літальних апаратів

Системою керування літального апарата (СК ЛА) назвемо сукупність об'єкта керування – літального апарата (ЛА), приладів та алгоритмів, що дозволяють давати інформацію про стан СК ЛА у період чергування, забезпечити підготовку до пуску і пуск ЛА, а головне, керувати польотом таким чином, щоб ЛА виконав поставлене перед ним завдання.

Залишаючись у межах керування на активній ділянці траєкторії (АДТ), система керування повинна:

- генерувати якимось чином програмну траєкторію;
- стабілізувати фактичну траєкторію польоту відносно програмної;
- знаходити момент кінця АДТ, коли на ньому задовольняться умови виконання завдання: траєкторія пасивної ділянки траєкторії (ПДТ) пройде через точку цілі.

Виконання завдання: траєкторія пасивної ділянки траєкторії (ПДТ) пройде через точку цілі.

На цьому ґрунтується основна структура СК ЛА. Система керування має містити підсистеми стабілізації та наведення.

Система наведення вирішує перше і третє завдання. Стабілізація твердого тіла в просторі передбачає контроль і підтримання поблизу програмних значень усіх шести кінематичних параметрів (фазових координат): трьох лінійних і трьох обертальних. Тому в системі стабілізації, як правило, є шість каналів: три канали стабілізації центра маси і три канали кутової стабілізації.

Відзначимо, що, не беручи до уваги збурення, балістична (пасивна) ділянка траєкторії однозначно визначається параметрами кінця АДТ. Але досягти заданої точки на поверхні Землі можна по різних траєкторіях, які відрізняються від розрахункової. І канал наведення повинен таким чином обробити інформацію про параметри фактичної траєкторії активної ділянки, щоб припинити її в той момент, коли траєкторія пасивної ділянки, яка почалась у цій точці, пройде через точку цілі.

Як бачимо, в описанні каналів системи керування зустрічаються вирази "ліквідувати непогодження" – в каналах стабілізації – і "припинити АДТ" – в каналі наведення.

Це означає, що канали стабілізації являють собою замкнені контури регулювання.

Замкнені канали стабілізації прагнуть відбивати діючі на ЛА збурення, щоб фактична траєкторія була близька до програмної. А канали наведення (автомат

керування дальністю, АКД), обчислюють момент закінчення АДТ, видає команду початку ПДТ, балістичного польоту ГЧ.

## 2.2 Аналіз варіантів функціонального виконання систем керування дистанційно пілотованих літальних апаратів

Керування ДПЛА забезпечується автоматичними системами наведення. Їх запуск може вестися з автономної пускової установки. Особливість запусків керованими ДПЛА полягає в тому, що об'єкт летить не по балістичній траєкторії, а через якийсь час після запуску автоматично приводиться до лінії цілі, на якій у наступному розгляді втримується з певною точністю. У принципі кероване ДПЛА може летіти й вище лінії цілі з переходом на неї в безпосередній близькості від цілі.

Керування ДПЛА – утримання на лінії цілі починається з моменту появи його в полі зору прицільних пристроїв. До цього він робить некерований політ. На некерованій ділянці рулі керування “безпілота” автоматично приводяться в стан, що забезпечує його виведення на задану траєкторію. З певними допущеннями можна вважати, що некерована ділянка польоту ДПЛА визначає мінімальну дальність його польоту.  $D_{min}$  залежить від балістичних параметрів літального апарату, його початкової швидкості, характеристик приладів і систем комплексів керування озброєнням.

Керування ДПЛА здійснює оператор за допомогою спеціальних пристроїв автоматики (рис. 2.2). Основними функціональними елементами систем наведення є: прицільний пристрій (ПЦ), пульт керування (ПК), пристрій формування команд (ПФК), лінії передачі команд (ЛПК) і контролю польоту (ЛКП), виконавчі механізми (приводи) рулів БПЛА (ВПр).

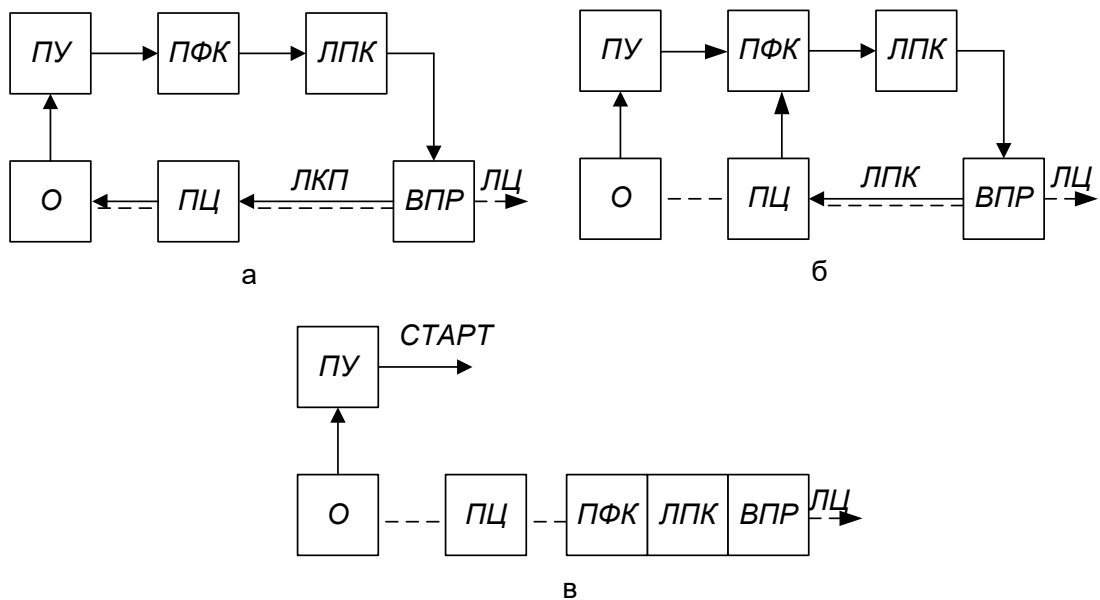


Рис. 2.2 – Системи керування ДПЛА:

а - ручна, б - напіваавтоматична, в - автоматична

У якості ЛПК можуть застосовуватися провідні лінії зв'язку, радіоканали, спрямоване лазерне випромінювання. При реалізації ЛПК по радіо використовуються спеціальні радіопередавачі й антени спрямованої дії. Лазерні лінії передачі команд формуються оптичними системами, що направляють модульований промінь на об'єкт на всій траєкторії польоту ДПЛА.

Лінії контролю польоту виконуються, як правило, оптичними – на них установлюються трасери, випромінювання яких фіксується через прицільні пристрої.

Виходячи зі ступеня автоматизації всі системи керування ДПЛА в польоті діляться на три типи: ручні, напіваавтоматичні й автоматичні.

У ручній системі керування (рис. 2.2.а) оператор О через прицільні пристрої ПЦ візує об'єкт - ціль – задає напрямок ЛЦ у просторі (поле зору навідника наведено в правій частині малюнка), і здійснює пуск ДПЛА. Спостерігаючи в приціл за зображенням трасера (лінія ЛКП), він оцінює його положення й, впливаючи на пульт ПК, формує в ПФК команди керування на приведення його до лінії цілі. Команди керування по ЛПК передаються на виконавчі приводи ВПр, ДПЛА летить по заданій траєкторії. Таким чином, у системах ручного керування навідник перебуває в контурі керування “безпілотної” й забезпечує спостереження за ціллю, визначення справжнього його положення щодо лінії цілі й керування ним в польоті. Отже, якість процесів регулювання і їхня відповідність вимогам ТТХ у системах ручного керування забезпечуються не тільки

досконалістю їхньої конструкції, але й особистісними, якостями людини (оператора), його кваліфікацією, уміннями й навичками.

У напівавтоматичних системах (рис. 2.2.б) оператор виключений з контуру керування. Його роль полягає в завданні напрямку ЛЦ шляхом утримання прицільної марки на цілі. Наведення ж ДПЛА відбувається автоматично. При цьому ПФК виконує функції контролю його положення на траєкторії польоту й формування команд керування.

В автоматичних системах (рис. 2.2.в) оператор забезпечує лише первісне прицілювання й робить пуск ДПЛА. Надалі приладовий комплекс, що включає головки самонаведення, забезпечує її автоматичне керування й виведення на ціль. Отже, автоматичні системи не вимагають участі людини в керуванні ДПЛА після його пуску. Він повинен лише періодично контролювати їхню боєздатність й якщо буде потреба виконувати необхідні регулювання. Незалежно від ступеня автоматизації систем наведення ДПЛА формування сил, що управляють ДПЛА в польоті, здійснюється на підставі одних й тих самих принципів.

Отже, проаналізувавши варіанти систем керування ДПЛА, бачимо що всі з розглянутих способів мають свої переваги, але й мають недоліки. Наприклад при ручній системі наведення (2.2.а) маємо низьку точність і якість системи наведення, оскільки вони залежать від особистих якостей людини. Автоматична система наведення (рис. 2.2.в) є дорогою, що є її головним недоліком, напівавтоматична ж система (рис. 2.2.б) є більш привабливою, тому що навідник виключений з контуру керування, його роль полягає в завданні напрямку ЛЦ шляхом утримання прицільної марки на цілі. Наведення ж ДПЛА відбувається автоматично до того ж вона є дешевшою ніж автоматична система.

### 2.3 Мета та завдання розробки системи автоматизованого проектування системи радіо керування ДПЛА

Ефективність використання ЛА значною мірою залежить від якості функціонування систем їх керування.

В загальному випадку якість систем керування ДПЛА визначається точністю утримання його на лінії цілі, тобто їх здатністю підтримувати регульовану величину на заданому рівні. Чим менші будуть відхилення ДПЛА, тим вища точність системи, а відповідно, і вірогідність виконання поставленої задачі.



Якість систем керування ДПЛА, що вимагається, досягається перевіркою і настройкою їх параметрів при експлуатації. Зниження коливальності систем, зменшення часу їх регулювання підвищують якість систем.

При цьому повинні забезпечуватись такі перехідні характеристики, щоб не допускалися великі перерегулювання – перебіги ДПЛА відносно лінії цілі. В першу чергу це необхідно враховувати при настройці каналу керування по тангажу, виключаючи вірогідність удару.

Важливу роль у забезпеченні якості систем керування відіграє їх стійкість, що характеризує здатність ДПЛА повертатися до лінії цілі після припинення дії зовнішніх збуджень. Чим меншим буде запас стійкості, тим менша надійність систем керування ДПЛА в експлуатації, вірогідніше виникнення у ній незгасаючих коливань. Надмірне збільшення запасу стійкості призведе до погіршення динамічних властивостей системи.

Так як виміряти точність утримання ДПЛА на лінії неможливо, то їх регулювання і настройка виконуються по заданим в технічних умовах параметрам для кожного вузла або блока системи. Оцінка параметрів і настройка блоків, перевірка бортової апаратури ДПЛА виконуються за допомогою систем вбудованого контролю з притягненням при необхідності спеціальних перевірочних машин під час технічного обслуговування або регламентованих робіт.

Перевірка функціонування апаратури виконується при контрольних оглядах перед пострілами керованими ДПЛА. У процесі контрольного огляду перевіряються кола комутації, пристрої формування команд і передавачі сигналів по колам ЛПК.

Жорсткі вимоги до якості функціонування систем керування ДПЛА, їх експлуатаційним регулюванням дозволяють забезпечувати високу вірогідність попадання в ціль на великих відстанях.

Дослідження складних систем керування супроводжується значними затратами часу та людських зусиль. Тому розв'язання задачі шляхом автоматизованого проектування є актуальним і корисним.

При одночасній дії на систему сигналу керування, постійних чи змінних збурюючих впливів і перешкод виникає необхідність у вирішенні задачі мінімізації помилки системи керування.

Для забезпечення оптимальних показників якості процесу керування широко застосовується корекція систем керування, за допомогою якої можна змінити динамічні властивості системи. Для цього до складу систем автоматичного керування вводяться коригувальні пристрої, які являють собою динамічні ланки різної фізичної природи зі спеціально обраними передатними функціями.

Розробка методики вибору такого пристрою являється ключовим завданням даної роботи. Метою синтезу є забезпечення необхідних запасів стійкості системи та показників якості.

Проектування системи керування передбачає дослідження впливу її коефіцієнтів на перехідні процеси (або вибору коефіцієнтів за бажаним видом перехідної функції), що вимагає багаторазового запуску моделі при змінених коефіцієнтах і постійного редагування властивостей моделі. Тому виникає необхідність у створенні автоматизованого механізму управління коефіцієнтами, який послужить програмним забезпеченням синтезу системи керування.

Отже, метою роботи є розробка системи автоматизованого проектування одноканальної системи наведення і стабілізації дистанційно пілотованого літального апарату по радіоканалу, що забезпечує високу точність керування на маршруті.

Досягнення поставленої мети передбачає вирішення наступних завдань:

- виконати аналіз варіантів функціонального виконання систем наведення;
- розробити математичну модель ДПЛА, як об'єкта керування автоматизованої системи керування;
- дослідити просторовий рух симетричного ДПЛА;
- розробити алгоритми побудови автоматизованої системи керування по радіо;
- виконати аналітичне конструювання автоматизованої системи керування;
- виконати дослідження якості системи;
- розробити програмне забезпечення демонстрації принципу формування радіокоманд керування;
- розробити структуру й алгоритм системи автоматизованого проектування системи радіо керування;
- розробити для розробленої САПР програмно-методичне забезпечення принципу формування радіокоманд керування.

### 3 РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ДИСТАНЦІЙНО ПЛОТОВАНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

#### 3.1 Повздовжній рух літального апарату

Для розробки математичної моделі ДПЛА з двома площинами симетрії необхідно перш за все розглянути повздовжній і бічний рух класичного літального апарату.

Розглянемо плоский рух літального апарату, при якому вектор швидкості центра мас збігається із площиною симетрії (для літакових схем) або з вертикальною площиною симетрії (для ракетних схем) (рис. 3.1). Такий рух називається поздовжнім.

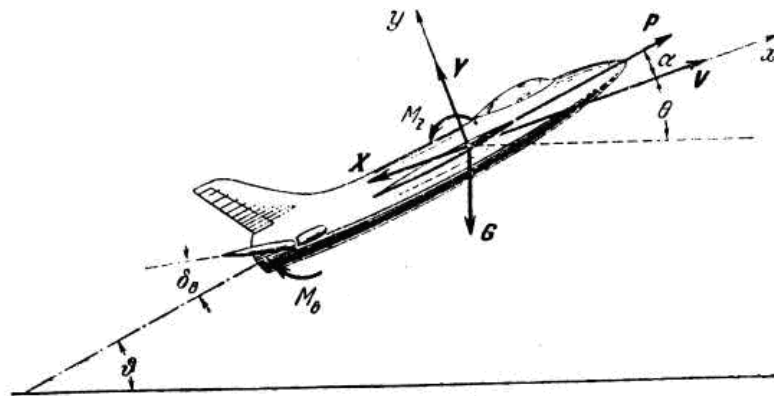


Рис. 3.1 Сили і кути в повздовжньому русі літака

Для виводу рівнянь поздовжнього руху введемо наступні позначення:  $V$  – швидкість польоту, спрямована по дотичній до траєкторії,  $Y$  – піднімальна сила,  $X$  – сила опору,  $G$  – сила ваги,  $\vartheta$  – кут тангажа (кут між поздовжньою віссю літального апарата й горизонтальною площиною),  $\theta$  – кут нахилу траєкторії,  $\alpha$  – кут атаки (кут між поздовжньою віссю літального апарата й вектором повітряної швидкості),  $m = \frac{G}{g}$  – маса літального апарата,  $P$  – сила тяги, що збігається по напрямку з поздовжньою віссю літального апарату.

Направимо вісь  $x$  по дотичній до траєкторії, а вісь  $y$  – по нормалі.

Проектуючи сили, що діють на літальний апарат, на осі координат, одержимо:

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = P \cdot \cos \alpha - X - G \cdot \sin \theta \quad (3.1)$$

$$m \cdot V \cdot \frac{d\theta}{dt} = P \cdot \sin \alpha + Y - G \cdot \cos \theta \quad (3.2)$$

Позначимо через  $M_z$  й  $J_z$  відповідно сумарний момент аеродинамічних сил, що діє щодо поперечної осі, що проходить через центр мас, і момент інерції щодо тієї ж осі. Рівняння моментів щодо поперечної осі літального апарата буде:

$$J_z \cdot \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} = M_z \quad (3.3)$$

Якщо  $M_{ув}$  й  $J_B$  – шарнірний момент і момент інерції рулячи висоти щодо його осі обертання,  $M_e$  – керуючий момент, створюваний системою керування, то рівняння руху руля висоти буде:

$$J_B \cdot \frac{d^2 \delta_B}{dt^2} = M_B + M_{ув} \quad (3.4)$$

В чотирьох рівняннях (3.1) - (3.4) невідомими є п'ять величин  $\vartheta$ ,  $\theta$ ,  $\alpha$ ,  $V$  та  $\delta_B$ . У якості відсутнього п'ятого рівняння візьмемо кінематичне рівняння, що зв'язує величини  $\vartheta$ ,  $\theta$  та  $\alpha$ :

$$\vartheta = \theta + \alpha \quad (3.5)$$

Рівняння руху (3.1) – (3.5) описують поведження літального апарата в координатній системі, пов'язаної з апаратом. Для визначення руху в системі координат, пов'язаної із Землею, до цих рівнянь необхідно додати рівняння руху центра мас стосовно цієї координатної системи.

Як такі рівняння можна взяти наступні вирази:

$$\frac{dH}{dt} = V \cdot \sin \theta + U_y \quad (3.6)$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cdot \cos \theta + U_x \quad (3.7)$$

де  $H$  и  $L$  – висота польоту й пройдена відстань,  $U_y$  й  $U_x$  – складові швидкості вітру по відповідних напрямках.

Оскільки призначення системи керування зводиться до підтримки малих відхилень параметрів руху від їх сталих значень то замість нелінійних рівнянь скористаємося лінеаризованими.

Розкладаючи сили  $P$ ,  $X$ ,  $Y$  і моменти  $M_z$  і  $M_{ув}$  у ряди по малих збільшеннях й

обмежуючись лінійними членами збільшень, замість рівнянь (3.1) – (3.5) одержуємо:

$$\left. \begin{aligned}
 m \frac{d\Delta V}{dt} &= -(P \sin \alpha_0 + X^\alpha) \Delta \alpha + (P^V \cos \alpha_0 - X^V) \Delta V - G \cos \theta_0 \Delta \theta + \\
 &+ (P^H \cos \alpha_0 - X^H) \Delta H + P^\delta \delta_p \cos \alpha_0 \\
 m V_0 \frac{d\Delta \theta}{dt} &= (P \cos \alpha_0 + Y^\alpha) \Delta \alpha + G \sin \theta_0 \Delta \theta + (P^H \sin \alpha_0 + Y^H) \Delta H + \\
 &+ (P^V \sin \alpha_0 + Y^V) \Delta V + P^\delta \delta_p \sin \alpha_0 \\
 J_z \frac{d^2 \Delta \mathcal{G}}{dt^2} &= M_z^\alpha \Delta \alpha + M_z^{\omega_z} \frac{d\Delta \mathcal{G}}{dt} + M_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + M_z^V \Delta V + M_z^H \Delta H + M_z^\delta \delta_B \\
 J_B \frac{d^2 \delta_B}{dt^2} &= M_{\phi \hat{a}}^V \Delta V + M_{\phi \hat{a}}^\alpha \Delta \alpha + M_{\phi \hat{a}}^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + M_{\phi \hat{a}}^{\mathcal{G}} \Delta \mathcal{G} + M_{\phi \hat{a}}^{\dot{\delta}} \dot{\delta}_B + M_{\phi \hat{a}}^\delta \dot{\delta}_{\hat{A}} + \Delta M_B \\
 \frac{d\Delta H}{dt} &= V_0 \cos \theta_0 \Delta \theta + \sin \theta_0 \Delta V + \Delta U_y \\
 \Delta \mathcal{G} &= \Delta \theta + \Delta \alpha
 \end{aligned} \right\} (3.8)$$

Де члени з верхніми індексами позначають часткові похідні по відповідним змінним.

Перетворимо ці рівняння. Приведемо рівняння (3.8) до виду:

$$\left. \begin{aligned}
 (p + n_{11})v + n_{12}\alpha + n_{13}\mathcal{G} + n_{14}h &= n_p \delta_p + f_1 \\
 -n_{21}v + (p + n_{22})\alpha - (p + n_{23})\mathcal{G} + n_{24}h &= f_2 \\
 n_{31}v + (n_0 p + n_{32})\alpha + (p^2 + n_{33}p)\mathcal{G} + n_{34}h &= -n_B \delta_B + f_3 \\
 \alpha - \mathcal{G} + ph &= v_y
 \end{aligned} \right\} (3.9)$$

де

$$\left. \begin{aligned}
 n_{11} &= c_x + \frac{1}{2} M c_x^M - \frac{P^M \cos \alpha_0}{a \rho S V}, \dots, n_{12} = \frac{1}{2} (c_x^\alpha - c_y), \dots, n_{13} = \frac{1}{2} c_y, \\
 n_{14} &= \frac{\beta \tau_a}{2 T_H} \left[ \frac{M P^M \cos \alpha_0}{S V \rho} + \left( \frac{c_x}{\gamma - 1} - \frac{M c_x^M}{2} \right) V \right], \dots, n_p = \frac{P^\delta \cos \alpha_0}{S V \rho}, \\
 n_{21} &= c_y + \frac{1}{2} M c_y^M, \dots, n_{22} = \frac{1}{2} (c_y^\alpha - c_x'), \dots, n_{23} = \frac{1}{2} c_x', \\
 n_{24} &= \frac{\beta \tau_a}{2 T_H} \left[ \frac{M P^M \sin \alpha_0}{S V \rho} - \left( \frac{c_y}{\gamma - 1} - \frac{M c_y^M}{2} \right) V \right], \dots, n_{31} = -\mu M m_z^M \\
 n_0 &= -\mu \frac{m_z^\alpha}{\tau_a}, \dots, n_{32} = -\mu m_z^\alpha, \dots, n_{33} = -\mu \frac{m_z^{\omega_z}}{\tau_a}, \\
 n_{34} &= -\mu \frac{M}{2} m_z^M \frac{\beta \tau_a V}{T_H}, \dots, n_B = -\mu m_z^{\delta_B}, \dots, \mu = \frac{b_A m}{2 r_z^2 \rho S}, \\
 c_x' &= c_x - 2 \frac{P \cos \alpha}{S V \rho}, \dots, v_y = \frac{U_y}{V}, \dots, h = \frac{\Delta H}{\tau_a V}, \dots, p = \frac{d}{dt}
 \end{aligned} \right\} (3.10)$$

$r_z$  — радіус інерції.

У випадку польоту, близького до горизонтального, останні члени в лівих частинах перших трьох рівнянь системи (3.10) можуть бути опущені внаслідок малості, тому замість (3.10) одержуємо:

$$\left. \begin{aligned} (p+n_{11})v+n_{12}\alpha+n_{13}\mathcal{G} &= n_p\delta_p + f_1 \\ -n_{21}v+(p+n_{22})\alpha-(p+n_{23})\mathcal{G} &= f_2 \\ n_{31}v+(n_0p+n_{32})\alpha+(p^2+n_{33}p)\mathcal{G} &= -n_B\delta_B + f_3 \\ \alpha-\mathcal{G}+ph &= v_y \end{aligned} \right\} \quad (3.11)$$

Літальний апарат стосовно вектора швидкості польоту має значно більшу інерцію, чим стосовно кутових координат  $\mathcal{G}$  і  $\alpha$ . Тому в ряді випадків у рівняннях (3.11) можна приблизно покласти  $v = 0$ , вважаючи, що за час зміни кутових координат  $\mathcal{G}$  та  $\alpha$  швидкість польоту практично не зміниться.

Інакше кажучи, поздовжня вісь літального апарата може робити коливання щодо вектора швидкості центра мас. Якщо врахувати зроблені зауваження й прийняти, що рівновага поздовжніх сил при збурюванні по  $\mathcal{G}$  і  $\alpha$  не порушується, то замість системи (2.11) знайдемо для випадку польоту з набором висоти:

$$\left. \begin{aligned} (p+n_{22})\alpha-p\mathcal{G} &= f_2 \\ (n_0p+n_{33})\alpha+(p^2+n_{33}p)\mathcal{G} &= -n_B\delta_B + f_3 \\ \alpha-\mathcal{G}+ph &= v_y \end{aligned} \right\} \quad (3.12)$$

В горизонтальному польоті рівняння приймають вид:

$$\left. \begin{aligned} (p+n_{22})\alpha-p\mathcal{G} &= f_2 \\ (n_0p+n_{33})\alpha+(p^2+n_{33}p)\mathcal{G} &= -n_B\delta_B + f_3 \end{aligned} \right\} \quad (3.13)$$

Із рівнянь (3.13) можна отримати передаточні функції літального апарату, які характеризують його реакцію на збудження з боку руля висоти та сил  $f_2$  і  $f_3$ :

$$\left. \begin{aligned} \frac{\mathcal{G}}{\delta_B} &= W_{\mathcal{G}\delta_B} = \frac{-n_B(p+n_{22})}{(p^2+c_1p+c_2)p} \\ \frac{\mathcal{G}}{f_2} &= W_{\mathcal{G}f_2} = \frac{-(n_0p+n_{32})}{(p^2+c_1p+c_2)p} \\ \frac{\mathcal{G}}{f_3} &= W_{\mathcal{G}f_3} = \frac{p+n_{22}}{(p^2+\tilde{n}_1p+c_2)p} \end{aligned} \right\} \quad (3.14)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\alpha}{\delta_B} &= W_{\alpha\delta_B} = \frac{-n_B}{p^2+c_1p+c_2} \\ \frac{\alpha}{f_2} &= W_{\alpha f_2} = \frac{p+n_{33}}{p^2+c_1p+c_2} \\ \frac{\alpha}{f_3} &= W_{\alpha f_3} = \frac{1}{p^2+c_1p+c_2} \end{aligned} \right\} \quad (3.15)$$

де  $c_1 = n_0 + n_{22} + n_{33}$ ,  $c_2 = n_{32} + n_{22}n_{33}$

Помітимо, що, як впливає з виражень (3.14) і (3.15), літальний апарат стосовно кута атаки  $\alpha$  є коливальною ланкою, тоді як стосовно кута тангажа  $\mathcal{G}$  його

можна представити у вигляді послідовно з'єднаних коливальної ланки, та ланок, що форсує та інтегрує.

На рис.3.2а показано структурну схему управління повздовжнім рухом, а в позначеннях, прийнятих в теорії автоматичного управління структурна схема приймає вид зображений на рис. 3.2. (б):

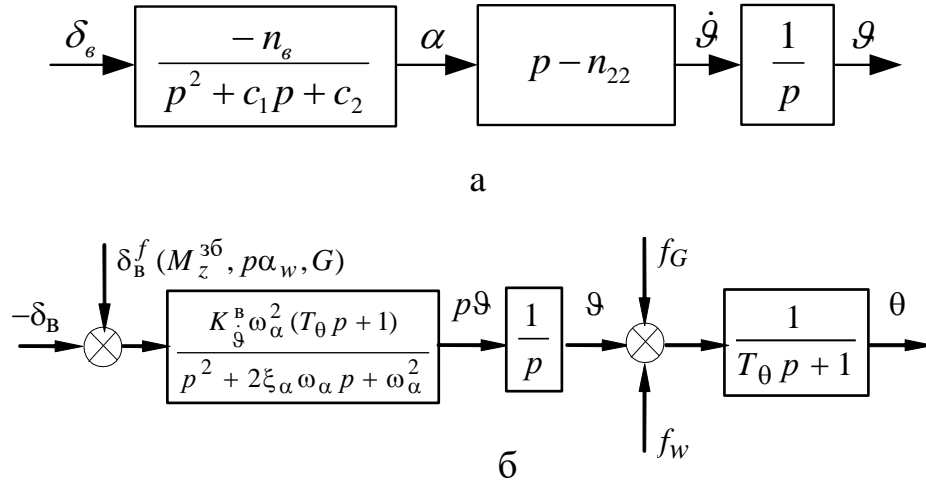


Рис. 3.2 Структурна схема управління повздовжнім рухом

а - структурна схема управління повздовжнім рухом

б - структурна схема управління повздовжнім рухом позначеннях, прийнятих в теорії автоматичного управління

Якщо в виразах (3.14) та (3.15) допустити  $p = i\omega$ , де  $\omega$  – безрозмірна частота, то отримаємо частотні характеристики літального апарату. Зокрема, амплітудно-частотні й фазочастотні характеристики приймають вид:

$$A_g = \frac{n_B \sqrt{\omega^2 + n_{22}^2}}{\omega \sqrt{c_1^2 \omega^2 + (c_2 - \omega^2)^2}}, \quad \varphi_g = \arctg \left\{ \frac{c_1 \omega^2 + n_{22} (c_2 - \omega^2)}{\omega [c_1 n_{22} - (c_2 - \omega^2)]} \right\} \quad (3.16)$$

$$A_\alpha = \frac{n_B}{\sqrt{c_1^2 \omega^2 + (c_2 - \omega^2)^2}}, \quad \varphi_\alpha = \arctg \frac{c_1 \omega}{\omega^2 - c_2} \quad (3.17)$$

Можливість реалізації поздовжнього руху, розглянута, вище, обумовлена симетрією літального апарата, зневагою гіроскопічними моментами обертових часток внаслідок їхньої малості й здійсненням маневрів у вертикальній площині, що збігається із площиною симетрії літального апарата. Якщо ці умови не виконуються, то доводиться розглядати загальний рух літального апарата як єдиний процес. Перехресні зв'язки між поздовжнім і бічним рухами особливо істотні в тому випадку, коли керування літальним апаратом здійснюється одночасним впливом на кермо висоти й елерони, тобто коли рух відбувається з великою кутовою швидкістю щодо поздовжньої осі. Перехресні зв'язки

викликаються інерційними й аеродинамічними силами.

Будемо розглядати літальний апарат як систему твердих тіл. У середині літального апарата можуть бути розташовані швидко обертові частини (двигуни, генератори, спеціальні маховики для керування й т.д.), орієнтація осей яких стосовно осей літального апарата цілком певна й не залежить від часу.

Уведемо дві системи координат із загальним початком у центрі мас літального апарата (рис. 3.3).

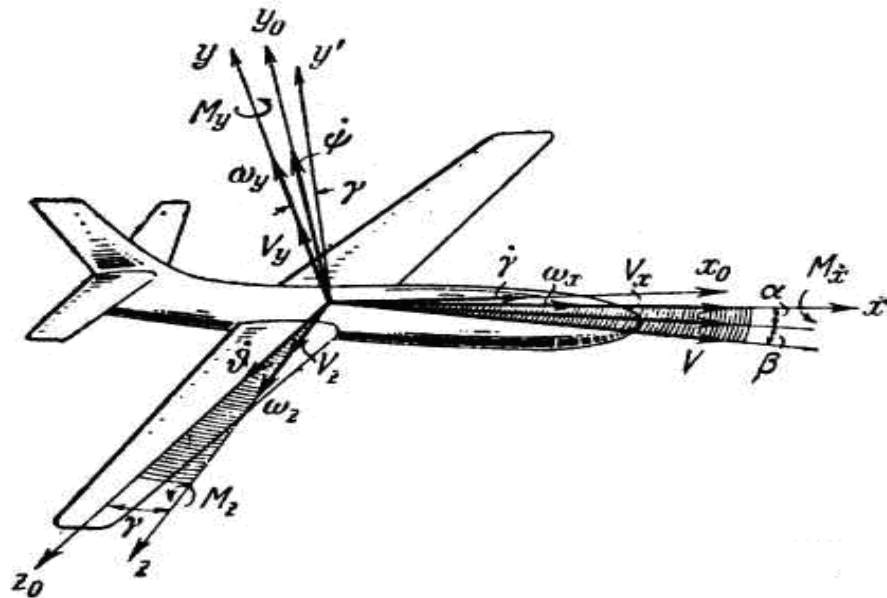


Рис. 3.3 Системи координат із загальним початком у центрі мас літального апарата

Напрямок осей системи  $x_0y_0z_0$  увесь час збігається з напрямком деякої системи координат, напрямок осей системи  $xyz$  незмінно зв'язані з корпусом літального апарату. Позначимо через  $\omega$  миттєву кутову швидкість системи  $xyz$  відносно системи  $x_0y_0z_0$ , а проекції її на осі системи  $xyz$  – через  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ . Орієнтацію осей що обертаються усередині літального апарата тіл щодо осей системи  $xyz$  будемо визначати за допомогою напрямних косинусів  $a_{ix}, a_{iy}, a_{iz}$   $i=1,2,3,\dots,n$ . Кутову швидкість  $i$  –  $\tilde{a}\hat{i}$  обертового тіла позначимо через  $\Omega_i$ , а її проекції на осі системи  $xyz$  – через  $\Omega_{ix}, \Omega_{iy}, \Omega_{iz}$ .

Диференціальні рівняння руху системи у векторній формі можна представити у вигляді:

$$m \left\{ \frac{dV}{dt} + [\omega V] \right\} = R \quad (3.18)$$



$$\frac{dK}{dt} = M \quad (3.19)$$

де  $V$  – вектор швидкості центра мас,  $R$  – вектор зовнішніх сил,  $M$  – головний момент всіх зовнішніх сил,  $K$  – кінетичний момент системи.

Спроектуємо рівняння (3.18) і (3.19) на осі зв'язаної системи координат  $xyz$ . Для цього помітимо, що абсолютна похідна вектора кінетичного моменту дорівнює [8] сумі відносної і переносний швидкостей кінця вектора в системі  $xyz$ , тобто

$$\frac{dK}{dt} = e_x \frac{dK_x}{dt} + e_y \frac{dK_y}{dt} + e_z \frac{dK_z}{dt} + [\omega K] \quad (3.20)$$

де

$$\left. \begin{aligned} \frac{dK_x}{dt} &= J_x \frac{d\omega_x}{dt} + \sum a_{ix} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} \\ \frac{dK_y}{dt} &= J_y \frac{d\omega_y}{dt} + \sum a_{iy} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} \\ \frac{dK_z}{dt} &= J_z \frac{d\omega_z}{dt} + \sum a_{iz} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (3.21)$$

$J_x, J_y, J_z$  – моменти інерції літального апарату,  $J_i$  ( $i=1,2,\dots,n$ ) – моменти інерції частин, що обертаються.

Користуючись виразами (3.18), (3.19) та припускаючи, що осі координат  $xyz$  співпадають з головними осями інерції отримаємо:

$$\left. \begin{aligned} m \left( \frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= X \\ m \left( \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= Y \\ m \left( \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= Z \end{aligned} \right\} \quad (3.22)$$

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + \sum a_{ix} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} + \omega_y (J_z \omega_z + \sum a_{iz} J_i \Omega_i) - \omega_z (J_y \omega_y + \sum a_{iy} J_i \Omega_i) &= M_x \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + \sum a_{iy} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} + \omega_z (J_x \omega_x + \sum a_{ix} J_i \Omega_i) - \omega_x (J_z \omega_z + \sum a_{iz} J_i \Omega_i) &= M_y \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + \sum a_{iz} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} + \omega_x (J_y \omega_y + \sum a_{iy} J_i \Omega_i) - \omega_y (J_x \omega_x + \sum a_{ix} J_i \Omega_i) &= M_z \end{aligned} \right\} \quad (3.23)$$

Де  $X, Y, Z$  – проекції вектора сил на осі координат  $xyz$ , а  $M_x, M_y, M_z$  – проекції головного моменту на ті ж осі.

Проекції вектора сил визначаються із виразів:

$$\left. \begin{aligned} X &= P_x - c_x Sq - G \sin \vartheta \\ Y &= P_y + c_y Sq - G \cos \vartheta \cos \varphi \\ Z &= P_z + c_z Sq + G \cos \vartheta \sin \varphi \end{aligned} \right\} \quad (3.24)$$

де  $\vartheta$  та  $\varphi$  – кути тангажа і крену,  $c_x, c_y, c_z$  – коефіцієнти опору, піднімальної сили й бічної сили,  $G$  – сила ваги,  $q = \frac{\rho V^2}{2}$  – швидкісний напір,  $S$  – площа крил,  $P_x, P_y, P_z$  – складові сили тяги.

На літальних апаратах літакової схеми вектор сили тяги майже співпадає з напрямом повздовжньої осі, тому наближено будемо вважати

$$P_x = P, \quad P_y = P_z = 0 \quad (3.25)$$

На літальних апаратах інших схем вектор тяги  $P$  може мати складові по всім трьом осям.

Проекції вектора швидкості центра мас будуть:

$$\left. \begin{aligned} V_x &= V \cos \alpha \cos \beta \\ V_y &= -V \sin \alpha \cos \beta \\ V_z &= V \sin \beta \end{aligned} \right\}, \quad (3.26)$$

де  $\alpha$  і  $\beta$  – кути атаки та ковзання.

Вхідні в рівняння (3.23) проекції головного моменту зовнішніх сил можуть бути представлені у вигляді двох складових:

$$\left. \begin{aligned} M_x &= M_{xa} + M_{xp} \\ M_y &= M_{ya} + M_{yp} \\ M_z &= M_{za} + M_{zp} \end{aligned} \right\} \quad (3.27)$$

де  $M_{xa}, M_{ya}, M_{za}$  – моменти аеродинамічних сил,  $M_{xp}, M_{yp}, M_{zp}$  – моменти, що створюються реактивними керівними двигунами.

Аеродинамічні моменти можна представити в звичайному вигляді:

$$\left. \begin{aligned} M_{xa} &= m_x q S l \\ M_{ya} &= m_y q S l \\ M_{za} &= m_z q S l \end{aligned} \right\} \quad (3.28)$$

де  $l$  – характерна довжина, наприклад розмах крил;  $m_x, m_y, m_z$  – коефіцієнти моментів, які залежать від величин  $\alpha, \beta, V, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_{\hat{a}}, \delta_{\hat{i}}, \delta_{\hat{a}}$ , тобто

$$\left. \begin{aligned} m_x &= m_x(\alpha, \beta, V, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_B, \delta_I, \delta_a) \\ m_y &= m_y(\alpha, \beta, V, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_B, \delta_I, \delta_a) \\ m_z &= m_z(\alpha, \beta, V, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_B, \delta_I, \delta_a) \end{aligned} \right\} \quad (3.29)$$

Перетворимо рівняння (3.23). Для цього відзначимо, що обертові частини на борті літального апарата являють собою силові установки й спеціальні обертові маховики, що служать для створення керуючих моментів. Останні пристрої застосовуються при польотах у космічному просторі, коли аеродинамічні керуючі моменти відсутні. Перепишемо рівняння в наступному виді:

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z + \omega_y \sum a_{iz} J_i \Omega_i - \omega_z \sum a_{iy} J_i \Omega_i &= M_{xa} + M_{xp} - \sum a_{ix} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z + \omega_z \sum a_{ix} J_i \Omega_i - \omega_x \sum a_{iz} J_i \Omega_i &= M_{ya} + M_{yp} - \sum a_{iy} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y + \omega_x \sum a_{iy} J_i \Omega_i - \omega_y \sum a_{ix} J_i \Omega_i &= M_{za} + M_{zp} - \sum a_{iz} J_i \frac{d\Omega_i}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (3.30)$$

Із цих рівнянь із урахуванням співвідношень (3.27) випливає, що поздовжній рух літального апарата пов'язаний з його бічним рухом за допомогою інерційних, аеродинамічних і гіроскопічних членів. Інерційні члени рівнянь (3.30)  $(J_z - J_y)\omega_y\omega_z$ ,  $(J_x - J_z)\omega_x\omega_z$ ,  $(J_y - J_x)\omega_x\omega_y$  знехтуємо, малі при малих швидкостях і малих різницях моментів інерції. На сучасних надзвукових винищувачах кутові швидкості можуть досягати десятків градусів у секунду, тому зневага інерційними членами не завжди законно. Видно також, що можливість поділу поздовжнього й бічного рухів впливає з умови  $\omega_x = 0$ . У тих випадках, коли  $\omega_x \neq 0$  і велике, поздовжній і бічний рухи варто розглядати взаємозалежними. Аеродинамічний зв'язок поздовжнього й бічного рухів обумовлений залежністю коефіцієнтів моментів  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$  від параметрів цих рухів.

Останній і передостанній члени в лівих частинах рівнянь (3.30) виникають внаслідок гіроскопічних ефектів, викликаних обертовими частинами на борті літального апарата. При великих кутових швидкостях обертання  $\Omega_i$  і значних моментах інерції  $J_i$  гіроскопічні члени, що обумовлюють перехресні зв'язки між поздовжнім і бічним рухами, можуть бути порівнянні з іншими членами рівнянь.

Останні члени в правих частинах рівнянь (3.30), обумовлені зміною кінетичного моменту махових мас, указують на можливість використання махових мас для керування кутовими рухами літального апарата. Необхідно помітити, що керуючий вплив існує доти, поки кутові швидкості махових мас зростають або

зменшуються. Тому рівняння за допомогою махових мас можливо тільки в сполученні з керуванням, наприклад, за допомогою реактивних двигунів. Справа в тому, що створення керуючих моментів за допомогою махових мас припиняється, як тільки кутові прискорення  $\frac{d\Omega_i}{dt}$  стають рівними нулю.

Рівняння (3.30) в окремих випадках можуть бути спрощені. Якщо по кожній з осей літального апарата розташований один маховик, а обертові маси силових установок відсутні, то вважаючи  $J_1 = J_2 = J_3 = J$ ,  $\Omega_1 = \Omega_x$ ,  $\Omega_2 = \Omega_y$ ,  $\Omega_3 = \Omega_z$  і враховуючи, що  $a_{1x} = a_{2y} = a_{3z} = 1$ , отримаємо:

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z + J(\omega_y\Omega_z - \omega_z\Omega_y) &= M_{xa} + M_{xp} - J \frac{d\Omega_x}{dt} \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z + J(\omega_z\Omega_x - \omega_x\Omega_z) &= M_{ya} + M_{yp} - J \frac{d\Omega_y}{dt} \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y + J(\omega_x\Omega_y - \omega_y\Omega_x) &= M_{za} + M_{zp} - J \frac{d\Omega_z}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (3.31)$$

Шість рівнянь руху (3.22) і (3.23) зв'язують вісім змінних  $V$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\vartheta$ ,  $\varphi$ ,  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ , що визначають рух центру мас літального апарату і рух відносно центру мас,  $n$  змінних  $\Omega_i$  ( $i=1,2,\dots,n$ ), що визначають рух обертючих мас по відношенню до координатної системи, жорстко зв'язаної з літальним апаратом, три координати керуючих поверхонь  $\delta_e$ ,  $\delta_n$ ,  $\delta_\delta$  і три складові вектора тяги  $P_x$ ,  $P_y$ ,  $P_z$ .

Величини  $\delta_e$ ,  $\delta_n$ ,  $\delta_\delta$  і  $P_x$ ,  $P_y$ ,  $P_z$  визначаються з рівнянь руху системи керування, які будуть розглянуті нижче. Величини  $Q_i$  будемо приймати відомими функціями часу або також знайдемо їх із рівнянь руху систем керування. Для визначення інших змінних необхідно скласти ще два рівняння. В якості цих рівнянь можна взяти співвідношення між кутовими швидкостями  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  і  $\frac{d\vartheta}{dt}$ ,  $\frac{d\varphi}{dt}$ ,  $\frac{d\psi}{dt}$ :

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \frac{d\varphi}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \sin \vartheta \\ \omega_y &= \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \cos \varphi + \frac{d\varphi}{dt} \sin \varphi \\ \omega_z &= \frac{d\vartheta}{dt} \cos \varphi - \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \sin \varphi \end{aligned} \right\} \quad (3.32)$$

Якщо провести лінеаризацію рівнянь (3.22), (3.23) то легко побачити, що навіть при малих кутових швидкостях, коли інерційними зв'язками між

повздожнім і бічним рухами можна зневажати, залишаються аеродинамічні зв'язки і зв'язки, що обумовлені гіроскопічними членами.

Отже, отримавши рівняння руху ЛА в повздожньому русі розглянемо бічний рух літака, щоб в подальшому використати ці рівняння руху для запису рівнянь руху ЛА з двома площинами симетрії.

### 3.2 Бічний рух літального апарату

Припустимо, що обертових мас немає. Тоді рівняння бічного руху приймає вигляд:

$$m \left( \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) = c_z q S + G \sin \varphi \cos \vartheta,$$

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} &= M_x, \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} &= M_y, \\ \omega_x &= \frac{d\varphi}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \sin \vartheta \\ \omega_y &= \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \cos \psi + \frac{d\varphi}{dt} \sin \varphi \end{aligned} \right\} \quad (3.33)$$

Якщо припустити, що швидкість польоту постійна, а кут ковзання  $\beta$  малий, то перше рівняння системи (3.33) з урахуванням співвідношень (3.26) прийме вигляд:

$$mV \left( \frac{d\beta}{dt} - \omega_x \sin \alpha - \omega_y \cos \alpha \right) = c_z q S + G \sin \varphi \cos \vartheta \quad (3.34)$$

Для повного опису руху центра мас літального апарату відносно координатної системи, зв'язаної, наприклад, із Землею, необхідно складові вектора швидкості  $V$  і вектора вітру  $U$  по напрямку, перпендикулярному до траєкторії польоту, зв'язати з бічною складовою вектора швидкості центра мас, тобто:

$$\frac{dz}{dt} = V \sin(\psi - \beta) + U_z \quad (3.35)$$

де  $z$  координата бічного відхилення від заданої траєкторії польоту,  $U_z$ - складова швидкості вітру.

У рівнянні (3.35) під знаком  $\sin$  опущений, внаслідок малості, член  $a_0 \varphi$ , що враховує кінематику повороту вектора шляхової швидкості при крені літака.

Розкладаючи нелінійні члени в рівняннях (3.33) – (3.35) у ряді й обмежуючись лінійними частинами розкладань, одержимо:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\beta}{dt} - \frac{qS}{m} c_z^\beta \beta - \frac{g}{V} \varphi \cos \vartheta - \omega_x \sin \alpha - \omega_y \cos \alpha &= 0, \\ \frac{d\omega_x}{dt} - \frac{qSl}{J_x} m_x^\beta \beta - \frac{qSl}{J_x} m_x^{\omega_x} \omega_x - \frac{qSl}{J_x} m_x^{\omega_y} \omega_y &= \frac{qSl}{J_x} m_x^{\delta_a} \delta_a, \\ \frac{d\omega_y}{dt} - \frac{qSl}{J_y} m_y^\beta \beta - \frac{qSl}{J_y} m_y^{\omega_x} \omega_x - \frac{qSl}{J_y} m_y^{\omega_y} \omega_y &= \frac{qSl}{J_y} m_y^{\delta_i} \delta_i + \frac{qSl}{J_y} m_y^{\delta_a} \delta_a, \\ \frac{d\varphi}{dt} - \omega_x + \omega_y \operatorname{tg} \vartheta &= 0, \\ \frac{dz}{dt} &= V(\psi - \beta) - V_z \end{aligned} \right\} \quad (3.36)$$

Якщо в рівняннях (2.36) ввести безрозмірний час  $\bar{t} = \frac{t}{\tau_a}$ , де  $\tau_a = \frac{m}{\rho SV}$ , то після

перетворення маємо:

$$\left. \begin{aligned} (p + n_{11})\beta + n_{12}\bar{\omega}_x + n_{13}\bar{\omega}_y + n_{14}\varphi &= f_1 \\ n_{21}\beta + (p + n_{22})\bar{\omega}_x + n_{23}\bar{\omega}_y &= -n_{2a}\delta_a + f_2 \\ n_{31}\beta + n_{32}\bar{\omega}_x + (p + n_{33})\bar{\omega}_y &= n_{3a}\delta_a - n_{3i}\delta_i + f_3 \\ -\bar{\omega}_x + n_{43}\bar{\omega}_y + p\varphi &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3.37)$$

В рівняннях прийняті наступні позначення:

$$\bar{\omega}_x = \tau_a \omega_x, \quad \bar{\omega}_y = \tau_a \omega_y, \quad z = \frac{z_1}{V\tau_a}, \quad n_{11} = -\frac{1}{2} c_z^\beta, \quad n_{12} = -\sin \alpha, \quad n_{13} = -\cos \alpha,$$

$$n_{14} = -\frac{g\tau_a}{V} \cos \vartheta, \quad n_{21} = -\mu_1 m_x^\beta, \quad n_{22} = -\mu_1 m_x^{\bar{\omega}_x}, \quad n_{23} = -\mu_1 m_x^{\bar{\omega}_y}, \quad n_{2a} = -\mu_1 m_x^{\delta_a},$$

$$n_{31} = -\mu_2 m_y^\beta, \quad n_{32} = -\mu_2 m_y^{\bar{\omega}_x}, \quad n_{33} = -\mu_2 m_y^{\bar{\omega}_y}, \quad n_{3a} = -\mu_2 m_y^{\delta_a}, \quad n_{3i} = -\mu_2 m_y^{\delta_i}$$

$$n_{43} = \operatorname{tg} \vartheta, \quad p = \frac{d}{d\bar{t}}, \quad \mu_1 = \frac{lmV}{2J_x}, \quad \mu_2 = \frac{lmV}{2J_y}, \quad v_z = \frac{U_z}{V},$$

$f_1, f_2, f_3$  – збудження, що діють на літальний апарат.

У випадку плоского руху із ковзанням при незмінному куті крену маємо:

$$\left. \begin{aligned} (p + n_{11})\beta - p\psi &= f_1 \\ (p^2 + n_{33}p)\psi + n_{31}\beta &= -n_{3i}\delta_i + f_3 \end{aligned} \right\} \quad (3.38)$$

При одержанні цих рівнянь припущено, що кут атаки  $\alpha$  близький до нуля, тому  $\sin \alpha \approx 0$  і  $\cos \alpha \approx 1$ .

Із рівнянь (3.38) отримаємо вирази для передаточних функцій:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\psi}{\delta_i} &= \frac{-n_{3i}(p+n_{11})}{\Delta(p)}, \quad \frac{\beta}{f_1} = \frac{p(p+n_{33})}{\Delta(p)} \\ \frac{\beta}{\delta_i} &= \frac{-n_{3i}P}{\Delta(p)}, \quad \frac{\psi}{f_3} = \frac{p+n_{11}}{\Delta(p)} \\ \frac{\psi}{f_1} &= \frac{-n_{3i}}{\Delta(p)}, \quad \frac{\beta}{f_3} = \frac{p}{\Delta(p)}, \end{aligned} \right\} \quad (3.39)$$

де  $\Delta(p) = p(p^2 + c_1p + c_2)$ ;  $c_1 = n_{11} + n_{33}$ ;  $c_2 = n_{31} + n_{11}n_{33}$ .

З виразу (3.39) видно, що літальний апарат є нейтральним стосовно кута рискання  $\psi$ . Ця обставина відповідає тому факту, що стійкість літального апарата не міняється при польоті за будь-яким курсом.

В позначеннях ТАУ будемо структурну схему бічного руху літального апарату зображена на рис. 3.4.:

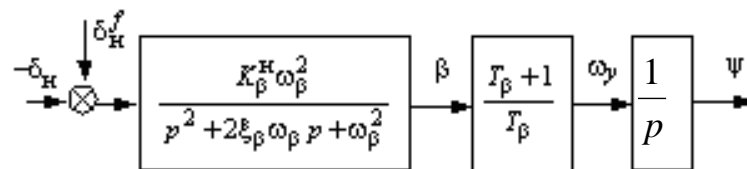


Рис. 3.4 Структурна схема бічного руху літального апарату

Отже, отримавши рівня руху ЛА в боковому русі використаємо їх для запису рівнянь руху ЛА з двома площинами симетрії.

### 3.3 Структурне моделювання ДПЛА с двома площинами симетрії

Розглянемо рівняння руху літального апарату с двома площинами симетрії, яким може бути ДПЛА (Рис. 3.5.). Рівняння можуть бути отримані із рівнянь (3.12) і (3.38) поздовжнього та бічного рухів літального апарату. Зневажимо впливом сил ваги на динаміку літального апарату.

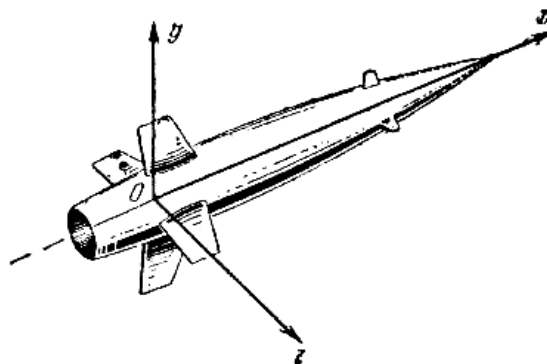


Рис. 3.5 Дістанційно пілотований літальний апарат

Користуючись тим, що ДПЛА має дві площини симетрії отримаємо:

$$\left. \begin{aligned} J_y &= J_z \\ c_y &= c_z, \dots, m_y^{\bar{\omega}_y} = m_z^{\bar{\omega}_z} \\ c_y^\alpha &= -c_z^\beta, \dots, m_y^\beta = m_z^\alpha \\ c_y^{\bar{\omega}_y} &= c_z^{\bar{\omega}_z}, \dots, m_y^\beta = m_z^{\dot{\alpha}} \end{aligned} \right\} \quad (3.40)$$

Ці співвідношення дозволяють зробити висновок, що розглянутий вище плоский рух літального апарата у вертикальній площині, описуваний рівняннями (3.12), подібний плоскому руху в горизонтальній площині, описуваному рівняннями (3.38). Отже,

$$\left. \begin{aligned} (p + n_{22})\alpha - p\vartheta &= f_2 \\ (n_0 p + n_{32})\alpha + (p^2 + n_{33} p)\vartheta &= -n_B \delta_B + f_3 \end{aligned} \right\} \quad (3.41)$$

$$\left. \begin{aligned} (p + n_{22})\beta + p\psi &= f'_2 \\ (n_0 p + n_{32})\beta - (p^2 + n_{33} p)\psi &= n_{II} \delta_{II} + f'_3 \end{aligned} \right\} \quad (3.42)$$

Введемо поняття комплексних кутів атаки:

$$\gamma = \beta + i\alpha \quad (3.43)$$

Орієнтація повздожньої осі

$$\theta = -\psi + i\vartheta \quad (3.44)$$

і відхилення керуючих поверхонь

$$\delta = -\delta_{II} + i\delta_B \quad (3.45)$$

де  $i = \sqrt{-1}$ .

Помножуючи кожне з рівнянь (3.41) на  $i = \sqrt{-1}$  та додаючи до відповідного рівняння (3.42), отримаємо наступні рівняння руху літального апарату з двома площинами симетрії:

$$\left. \begin{aligned} (p + n_{22})\gamma - p\theta &= F_{12} \\ (n_0 p + n_{32})\gamma + (p^2 + n_{33} p)\theta &= -n_B \delta + F_3 \end{aligned} \right\} \quad (3.46)$$

де  $F_2 = f_2 + if_3$ ,  $F_3 = f_3 + if_2$ .

Ці рівняння за формою аналогічні вихідним рівнянням (3.12) або (3.38). Однак вони описують складний просторовий рух літального апарата, тоді як кожна із систем (3.12) або (3.38) описує плоский рух.

Рух крену, тобто рух навколо осі  $x$  літального апарату з двома площинами симетрії, відмінний від відповідного руху апарата літакової схеми тим, що його можна приймати майже незалежним від руху ристання і тангажа. Оскільки площі крил відносно мали, то демпфіруючий момент крену зневажливо малий, тому



рівняння крену можна представити у вигляді:

$$J_x \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = M_{xp} \quad (3.47)$$

де  $\varphi = \int_0^t \omega_x dt$  – кут крену,  $M_{xp}$  – момент, що створюється системою керування руху крену.

Візьмемо канали тангажу і рискання симетричних ДПЛА ідентичними, а перехресні зв'язки між каналами антисиметричними.

Користуючись припущенням про ідентичність каналів, представимо структурну схему симетричного літального апарату у вигляді рис. 3.6:

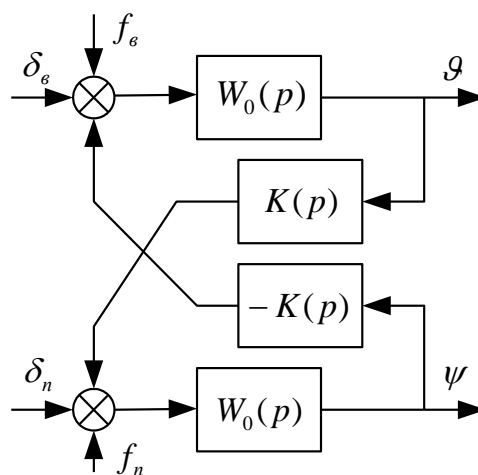


Рис. 3.6 Структурна схема симетричного ДПЛА

Тут  $W_0(p)$  – передаточні функції каналів,  $K(p)$  – передаточні функції контурів зв'язку між каналами,  $f_a$  і  $f_i$  – збудження, що діють на канали тангажу і рискання.

Отже, застосований спосіб перетворення рівнянь руху ДПЛА має ту перевагу, що дослідження системи четвертого порядку зведено до дослідження системи другого порядку. Таке спрощення значно полегшує вирішення завдання вибору системи керування. Фактично обидва канали ідентичні, тому по кожному каналу можуть бути використані однакові принципи управління.

### ***3.4 Одноканальна система керування дистанційно пілотованим літальним апаратом***

ДПЛА є прикладами динамічних систем з багатьма входами та виходами. Симетричні ДПЛА не є виключенням. Оскільки симетричні апарати є

двухканальними ідентичними динамічними системами, то це дозволяє зробити висновок о доцільності застосування ідентичних двухканальних систем керування з антисиметричними зв'язками. Структурна схема такої системи керування виглядає наступним чином рис. 3.7.

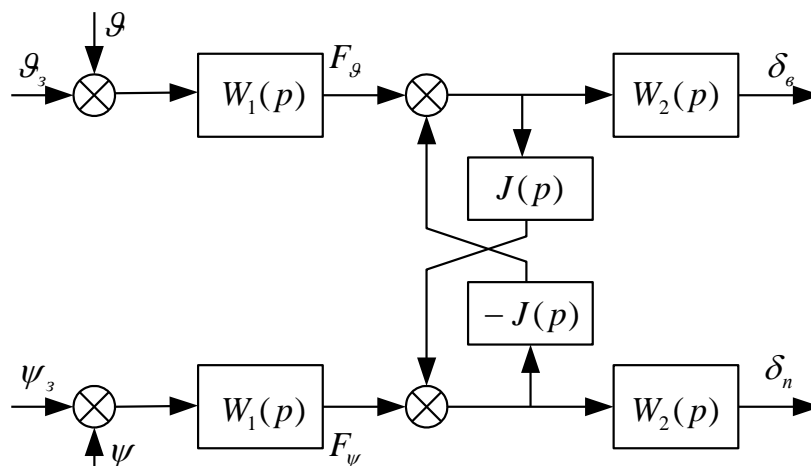


Рис. 3.7. Двочанальна система керування

Якщо таку систему керування приєднати до ДПЛА, то отримаємо двочанальну систему, що зображена на рис. 3.8.

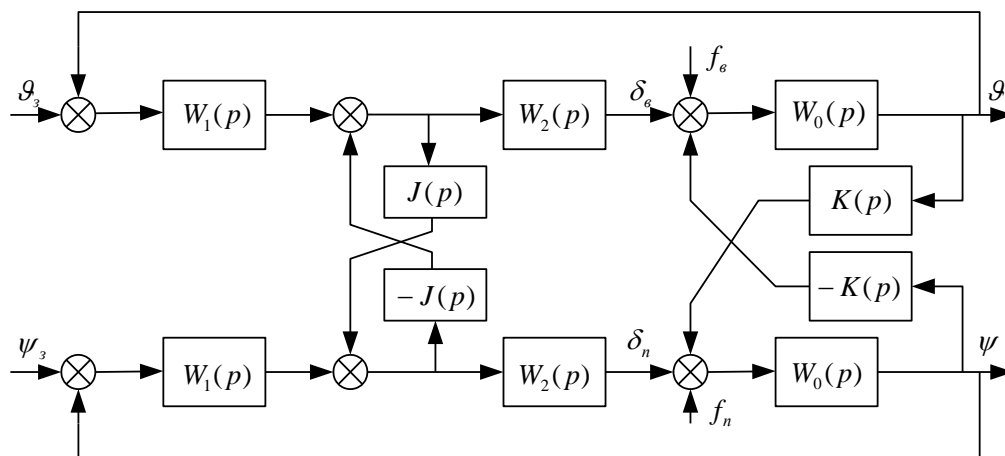


Рис. 3.8 Структурна схема двочанальної системи керування

Для структурної схеми (рис.3.7.) можна написати наступні рівняння:

$$\vartheta = W_0(\delta_B + f_B - K\psi) \quad (3.48)$$

$$\psi = W_0(\delta_{II} + f_{II} - K\vartheta) \quad (3.49)$$

Із цих рівнянь отримаємо:

$$\vartheta = \frac{W_0}{1 + K^2 W_0^2} [\delta_B + f_B + K W_0 (\delta_{II} + f_{II})] \quad (3.50)$$

$$\psi = \frac{W_0}{1 + K^2 W_0^2} [\delta_{II} + f_{II} - K W_0 (\delta_B + f_B)] \quad (3.51)$$

Звідси можна знайти передаточні функції при різних вхідних сигналах.

$$\left. \begin{aligned} \frac{\vartheta}{\delta_B} &= \frac{W_0}{1 + K^2 W_0^2}, \quad \frac{\vartheta}{\delta_{II}} = \frac{K W_0^2}{1 + K^2 W_0^2}, \\ \frac{\psi}{\delta_{II}} &= \frac{W_0}{1 + K^2 W_0^2}, \quad \frac{\psi}{\delta_B} = \frac{-K W_0^2}{1 + K^2 W_0^2} \end{aligned} \right\} \quad (3.52)$$

Для того щоб отримати комплексну передаточну функцію помножимо рівняння (3.48) на  $i = \sqrt{-1}$  та складемо з рівнянням (3.49):  
 $\psi + i\vartheta = W_0[\delta_{II} + i\delta_B + f_{II} + if_B - iK(\psi + i\vartheta)]$  або, вводячи позначення  
 $\theta = \psi + i\vartheta, \quad \delta = \delta_{II} + i\delta_B, \quad f = f_{II} + if_B,$

$$\theta = \frac{W_0}{1 + iK W_0} (\delta + f) \quad (3.53)$$

комплексна передаточна функція буде:

$$\frac{\theta}{\delta} = \frac{W_0}{1 + iK W_0} \quad (3.54)$$

Порівнюючи алгебраїчну та комплексну передаточні функції, можна помітити, що вони відрізняються знаменниками: порядок знаменника алгебраїчної передаточної функції дорівнює квадрату порядку знаменника комплексної передаточної функції. Ця обставина полегшує дослідження двоканальних систем. Для системи керування (рис. 3.7) можна написати:

$$\delta_B = W[\vartheta_3 - \vartheta - J(\psi_3 - \psi)] \quad (3.55)$$

$$\delta_{II} = W[\psi_3 - \psi + J(\vartheta_3 - \vartheta)] \quad (3.56)$$

де  $W=W_1W_2$ .

Ці рівняння можна записати в комплексному вигляді, якщо помножити (3.55) на  $i = \sqrt{-1}$  і скласти з (3.56):

$$\delta = W(1 - iJ)(\theta_3 - \theta) \quad (3.60)$$

де  $\theta_3 = \psi_3 + i\vartheta_3$ .

Маючи рівняння літального апарату і системи керування, можемо отримати рівняння замкненої системи. Розв'язуючи разом рівняння (3.50), (3.51), (3.52), (3.53), знайдемо:

$$\left[1 + \frac{W_0W(1 + KJW_0)}{1 + K^2W_0^2}\right] \vartheta = \frac{W_0W(1 + KJW_0)}{1 + K^2W_0^2} \vartheta_\zeta + \frac{W_0W(KW_0 - J)}{1 + K^2W_0^2} (\psi_\zeta - \psi) + \frac{W_0}{1 + K^2W_0^2} (f_B + KW_0f_I) \quad (3.61)$$

$$\left[1 + \frac{W_0W(1 + KJW_0)}{1 + K^2W_0^2}\right] \psi = \frac{W_0W(1 + KJW_0)}{1 + K^2W_0^2} \psi_\zeta - \frac{W_0W(KW_0 - J)}{1 + K^2W_0^2} (\vartheta_\zeta - \vartheta) + \frac{W_0}{1 + K^2W_0^2} (f_{II} - KW_0f_B) \quad (3.62)$$

Звідси можуть бути отримані передатні функції по регульованих величинах  $\vartheta$  и  $\psi$  при різних вхідних сигналах.

Системи керування симетричними літальними апаратами нерідко будуються на принципі інваріантності, тобто на принципі незалежності кожного з каналів. При цьому виключаються взаємні впливи каналів один на одного, що сприяє поліпшенню якості перехідного процесу. З рівнянь (3.58) і (3.59) видно, що канали будуть інваріантні стосовно взаємного впливу, якщо виконується умова

$$KW_0 = J \quad (3.62)$$

Технічна реалізація цієї умови здійснюється шляхом вибору потрібного значення передатної функції  $J(p)$  перехресного антисиметричного зв'язку в системі керування. Фізичний зміст інваріантності полягає в тому, що взаємні зв'язки між каналами в об'єкті керування компенсуються взаємними зв'язками в системі керування.

При виконанні умови інваріантності (3.62) рівняння (3.60) і (3.61) спрощуються й приймають вид:

$$\left. \begin{aligned} (1 + W_0 W) \vartheta &= W_0 W \vartheta_3 + \frac{W_0}{1 + K^2 W_0^2} (f_B + K W_0 f_{II}) \\ (1 + W_0 W) \psi &= W_0 W \psi_3 + \frac{W_0}{1 + K^2 W_0^2} (f_{II} - K W_0 f_B) \end{aligned} \right\} \quad (3.63)$$

Легко бачити, що в цьому випадку канали тангажа і рискання по відношенню до керівних сигналів є автономними. Автономність досягнута компенсацією перехресних зв'язків, в об'єкті перехресними зв'язками в системі керування.

Вибір оптимальності параметрів системи керування можна робити по відомим методам, наприклад по методу наближення функцій або по частотному методу.

Тепер розглянемо комплексну передаточну функцію замкненої системи. Для цього розв'яжемо разом рівняння (3.53) і (3.57):

$$\left[ 1 + \frac{W_0 W (1 - iJ)}{1 + iK W_0} \right] \theta = \frac{W_0 W (1 - iJ)}{1 + iK W_0} \theta_{\zeta} + \frac{W_0}{1 + iK W_0} f \quad (3.64)$$

Звідси отримаємо:

$$\frac{\theta}{\theta_3} = \frac{W_0 W (1 - iJ)}{1 + iK W_0 + W_0 W (1 - iJ)} \quad (3.65)$$

При виконанні умови інваріантності рівняння (3.65) приймає вигляду:

$$\frac{\theta}{\theta_3} = \frac{W_0 W}{1 + W_0 W} \quad (3.66)$$

Застосування комплексних передатних функцій дозволило звести дослідження двоканальної системи керування до одноканальної комплексної системи. Разом з тим можливість математичної заміни двох каналів одним комплексним каналом свідчить про можливість реалізації одноканальної системи керування кутами тангажа й рискання. Для того щоб показати можливість реалізації одноканальної системи, розглянемо двоканальну систему з несучою частотою, схема якої дана на рис. 3.8.

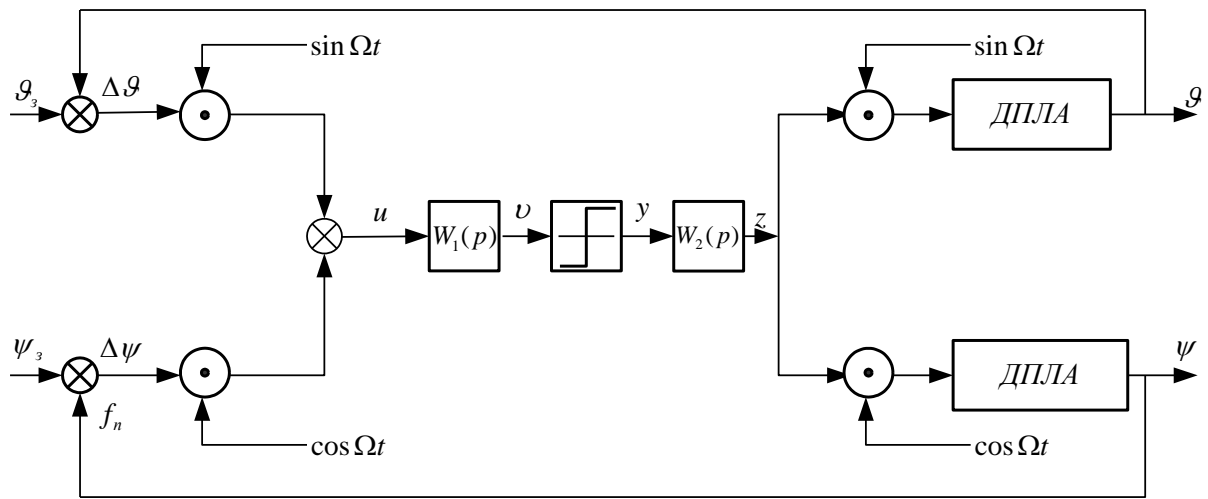


Рис.

### 3.8 Одноканальна система керування ДПЛА

На вхід системи надходять величини  $\vartheta_3$  і  $\psi_3$ , з яких віднімаються вихідні величини  $\vartheta$  і  $\psi$ . Сигнали неузгодженості, що утворюються

$$\Delta\vartheta = \vartheta_{\zeta} - \vartheta \quad \text{і} \quad \Delta\psi = \psi_{\zeta} - \psi \quad (3.67)$$

подаються на модулятор (умножуючий пристрій), на виході якого отримується сигнал:

$$u = \Delta\vartheta \sin \Omega t + \Delta\psi \cos \Omega t = \Delta\theta \sin(\Omega t + \varphi) \quad (3.68)$$

де  $\Delta\theta = \sqrt{\Delta\vartheta^2 + \Delta\psi^2}$ ,  $\operatorname{tg} \varphi = \frac{\Delta\psi}{\Delta\vartheta}$ .

Як видно зі схеми (рис. 3.8), сигнал  $\Delta\vartheta$  помножується на  $\sin \Omega t$ , а сигнал  $\Delta\psi$  – на  $\cos \Omega t$ . Сигнали  $\Delta\psi$  і  $\Delta\vartheta$ , якщо їх роздивляти як компоненти вектора (комплексної величини), зміщені в просторі один відносно іншого на  $\frac{\pi}{2}$ . Фазовий

зсув між ними після множення в детекторі також дорівнює  $\frac{\pi}{2}$ . Ця обставина

вказує на те, що модуляція сигналів  $\Delta\vartheta$  і  $\Delta\psi$  може виконуватися не тільки шляхом множення на  $\sin \Omega t$  і  $\cos \Omega t$  в модуляторі, але також шляхом обертання з кутовою швидкістю вимірювального пристрою, що видає кути  $\vartheta$  і  $\psi$ . Оскільки літальні апарати, що роздивлялися мають головні частини, що обертаються або обертаються повністю, то реалізація вимірювача кутів  $\vartheta$  і  $\psi$ , що обертається не важка.

Отже, для створення одноканальної системи керування літальним апаратом, що обертається необхідно, щоб вимірювач кутів  $\vartheta$  і  $\psi$  та виконуючи пристрої були

розміщені на частині, що обертається, при цьому несуча кругова частота системи повинна дорівнювати кутовій швидкості обертання.

Якщо в одноканальній частині системи (рис. 3.8) застосовується нелінійний елемент, то при певних, умовах можливе виникнення автоколивань.

Частота автоколивань буде визначатися властивостями лінійної частини системи й шириною петлі гістерезису (якщо в характеристиці нелінійного елемента є петля гістерезису), а амплітуда автоколивань – властивостями нелінійної характеристики. При досить великій частоті автоколивань розглянута система для низькочастотних керуючих сигналів поводить себе подібно лінійній системі. Виходить це тому, що при наявності автоколивань здійснюється вібраційна лінеаризація.

Формування управляючого сигналу можна здійснювати за допомогою радіо

## 4 АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМИ РАДІОКЕРУВАННЯ

### 4.1 Аналіз формування керуючих сил дистанційно пілотованим літальним апаратом

Нехай ДПЛА (рис. 4.1.) робить політ у просторі  $x, y, z$  зі швидкістю  $\bar{V}$  під дією сили тяги  $T$  маршового двигуна. У загальному випадку вектор лінійної швидкості відхиляється від поздовжньої вісі ДПЛА в площинах курсу (горизонтальної) і тангажа (вертикальної), на кути  $\alpha_k, \alpha_t$ , називані кутами атаки.

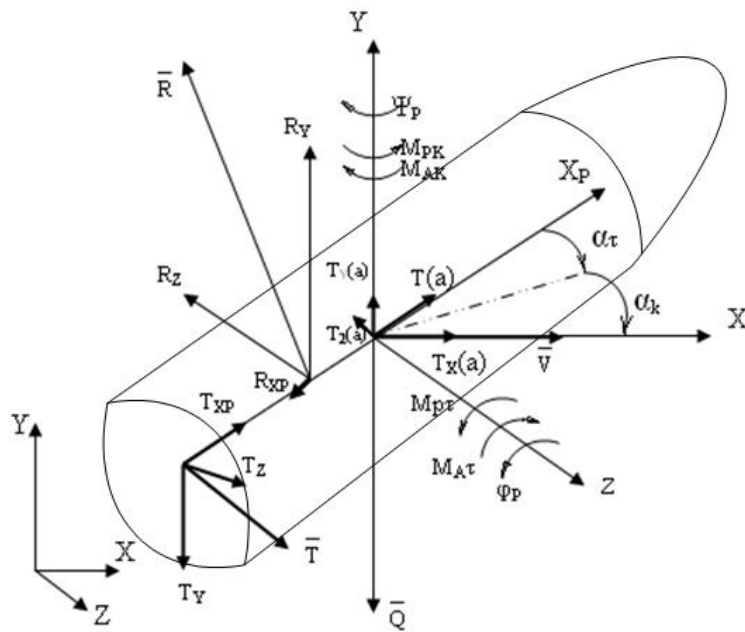


Рис. 4.1 Схема сил, діючих на ДПЛА під час польоту

У результаті взаємодії ДПЛА із зустрічним повітряним потоком виникає аеродинамічна сила  $\bar{R}(\alpha)$ , прикладена в центрі тиску (ЦТ) літального апарату. Для ДПЛА, що мають хвостове оперення, ЦСТ розташований за центром мас (ЦМ).



Вертикальні складові сил тяги  $T_y$  й аеродинамічної  $R_y$  формують моменти, що прагнуть повернути ДПЛА відносно центра мас у площині тангажа:

$$M_{\delta\delta} = T_y l_{\delta\delta} - \text{момент рулів};$$

$$M_{\dot{\alpha}\delta} = R_y l_{\dot{\alpha}\delta} - \text{момент аеродинамічний},$$

де  $l_{py}$ ,  $l_{ay}$  – плечі дії сил  $T_y$ ,  $R_y$  відносно центра мас. В свою чергу, горизонтальні складові  $T_z$ ,  $R_z$  названих сил створюють аналогічні моменти  $M_{\delta\epsilon} = T_z l_{pz}$ ,  $M_{\dot{\alpha}\epsilon} = R_z l_{az}$  повороту ДПЛА в площі курсу.

Траєкторія польоту ДПЛА буде залежати від співвідношення сил, що діють на нього у відповідних площинах. Так, рівність нулю алгебраїчної суми вертикальних складових сил:

$$F_y = R_y - Q - T_y + T_y(\alpha) = 0 \quad (4.1)$$

де  $Q$  – сила ваги ДПЛА,

$T_y(\alpha)$  – вертикальна складова сумарної сили ( $T_{xp} + R_{xp}$ ), що діє вздовж осі ДПЛА і взаємне зрівноважування формованих ними моментів:

$$T_y l_{py} = R_y l_{ay}, \quad (4.2)$$

забезпечать ДПЛА горизонтальний політ з постійним кутом атаки.

При збільшенні, наприклад вертикальної складової сили тяги ( $T_y + \Delta T_y$ ) момент рулів стане більше аеродинамічного. Під дією різницевого моменту  $\Delta M = (T_y + \Delta T_y) l_{py} - R_y l_{ay}$  ДПЛА почне повертатися в площині тангажа, збільшуючи кут атаки  $\alpha_t$ . це призведе до збільшення аеродинамічної сили  $R(\alpha)$ , а отже і моменту, який вона формує. Як тільки аеродинамічний момент досягне значення моменту рулів  $(T_y + \Delta T_y) l_{py} = (R_y + \Delta R_y) l_{ay}$  поворот ДПЛА навколо центру мас зупиниться кут її атаки стабілізується. Неважко помітити, що при цьому алгебраїчна сума вертикальних складових сил, що діють на ДПЛА:

$$F'_y = (R_y + \Delta R_y) - (T_y + \Delta T_y) - Q + T_y(\alpha) + \Delta T_y(\alpha) \quad (4.3)$$

стане більше нуля. На основі рівнянь (4.1) – (4.3) отримаємо:

$$F'_y = \left( \frac{l_{py}}{l_{ay}} - 1 \right) \Delta T_y + \Delta T_y(\alpha) > 0, \quad (4.4)$$

Отже під дією сили  $F'_y$  ДПЛА почне набирати висоту польоту.

Зменшення вертикальної складової тяги ( $T_y - \Delta T_y$ ) призведе в свою чергу к повороту ДПЛА під домінуючою дією аеродинамічного моменту в бік зменшення кута атаки. Результируюча сила, що діє вздовж осі у:

$$F_y = \left(1 - \frac{l_{py}}{l_{ay}}\right) \Delta T_y - \Delta T_y(\alpha) < 0, \quad (4.5)$$

стане від'ємною – висота польоту ДПЛА зменшується.

Аналогічним чином співвідношення сил, що діють на ДПЛА, визначає її політ у площині курсу:

у випадку взаємної рівності аеродинамічного моменту й моменту рулів

$$M_{ak} = R_z l_{az} = T_z l_{pz} = M_{pk}, \quad (4.6)$$

прагнучих розгорнути ДПЛА навколо вертикальної осі, і нульової суми сил, що діють уздовж осі z:

$$F_z = T_z - R_z + T_z(\alpha) = 0, \quad (4.7)$$

де  $T_z(\alpha)$  – горизонтальна складова сумарної сили ( $T_{xp} + R_{xp}$ ) ДПЛА робить фронтальний політ з постійним кутом атаки  $\alpha_k$ ;

зміна поперечної складової ( $T_z \pm \Delta T_z$ ) сили тяги призведе до зміни кута атаки  $\alpha'_k \triangleleft \alpha_k$ , що стабілізується тільки при зрівнянні моментів:

$$(R_z \pm \Delta R_z) l_{az} = (T_z \pm \Delta T_z) l_{pz} \quad (4.8)$$

та порушенню балансу складових сили

$$F'_y = \pm \left(1 \mp \frac{l_{pz}}{l_{az}}\right) \Delta T_y \pm \Delta T_z(\alpha) \triangleleft 0, \quad (4.9)$$

що забезпечить зміщення ДПЛА вправо або вліво.

Таким чином, зміна просторового положення сили тяги  $T$  маршевого двигуна – зміна її складових  $T_y$ ,  $T_z$  забезпечує можливість просторової зміни вектора швидкості  $\bar{V}$  ДПЛА (кутів атаки  $\alpha$ ), тобто управління як по тангажу так і по курсу.

В загальному випадку ДПЛА знаходиться під дією сил ваги  $Q$ , тяги  $T$  і аеродинамічної  $R$ :

$$\bar{F}_z = \bar{Q} + \bar{T} + \bar{R}. \quad (4.10)$$

Отже, змінювати співвідношення між ними, а значить й управляти ДПЛА – формувати керуючі сили за курсом  $F_z$  і тангажу  $F_y$  можна не тільки впливаючи на

силу тяги, але й на інші складові. Дане завдання вирішується за допомогою рулів – газодинамічних або аеродинамічних, що повертаються відносно корпусу ДПЛА. У першому випадку змінюється просторове положення сили  $T$  тяги маршового двигуна, а в другому – аеродинамічної сили  $R$ . Обидва способи керування знаходять широке застосування в техніку.

На ДПЛА може встановлюватися або одна, або дві пари рулів. Одну пару мають, як правило, ДПЛА із газодинамічними рулями, дві – з рулями аеродинамічними рис.4.2.

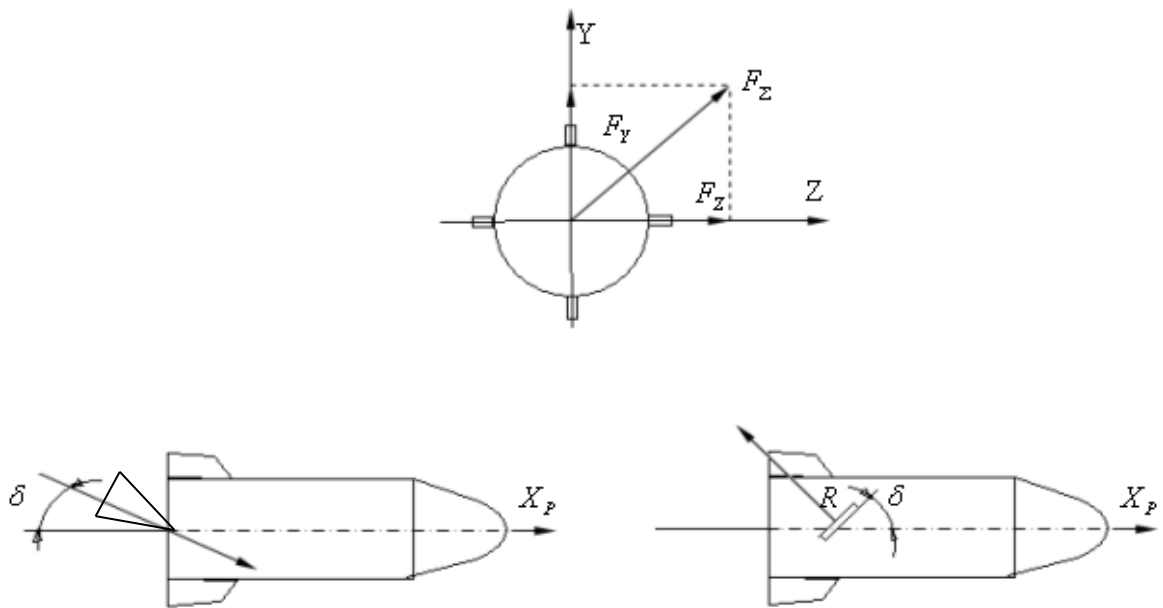


Рис. 4.2 Схема встановлення рулів керування ДПЛА

#### 4.2 Визначення функціонального складу бортової апаратури та моделювання її роботи

Керування ДПЛА може бути реалізовано плавним поворотом рулів керування відповідно до функціональної схеми бортової апаратури управління, що наведена на рис. 4.3.

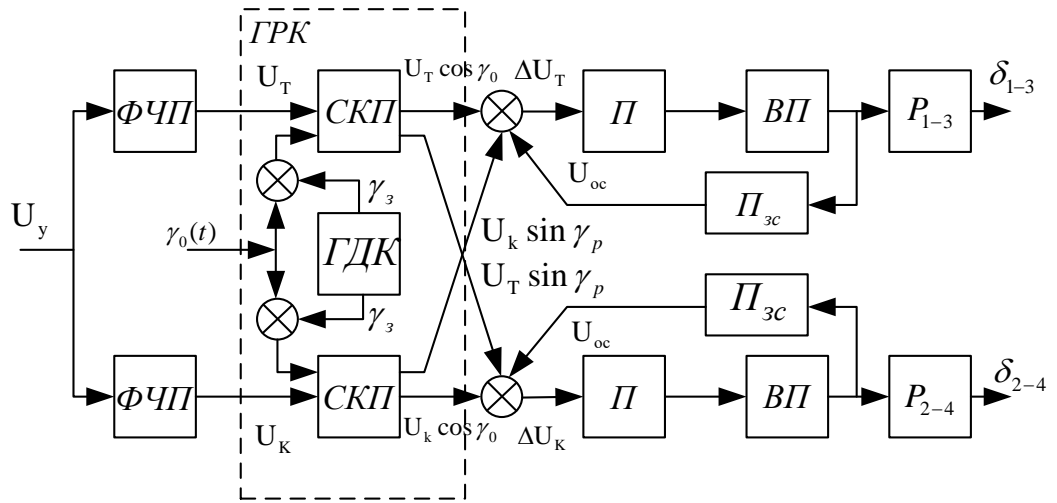


Рис. 4.3 Функціональна схема бортової апаратури управління при плавному регулюванні кутів повороту рулів керування

Плавне регулювання кутів  $\delta$  повороту рулів відповідно до зміни сигналу керування:

$$\delta = k_n U_y \quad (4.11)$$

де  $k_n$  – коефіцієнт передачі бортової апаратури, досягається застосуванням у складі бортової апаратури ДПЛА позиційних приводів, що стежать. Названі приводи звичайно включають: підсилювач ( $\Pi$ ) сигналу керування, виконавчий привод ( $ВП$ ) рулів ( $P$ ), потенціометр ( $\dot{I}_{\zeta\bar{n}}$ ) зворотного зв'язку. Незалежність формування керуючих сил  $F_y$ ,  $F_z$  друг від друга досягається оснащенням кожної пари рулів своїм приводом, що стежить.

Сигнали керування за курсом  $U_k$  і тангажу  $U_T$ , виділювані фазочутливими пристроями ( $\PhiЧП$ ) із сигналу  $U_y$  відповідно до його фази й амплітуди (рис. 4.4.), надходять на вхід підсилювачів ( $\Pi$ ) систем, що стежать. З виходів підсилювачів, що мають коефіцієнти підсилення  $k_y$ , напруги керування подаються на виконавчі приводи ( $ВП$ ), які повертають пари зв'язаних між собою рулів  $P_{1-3}$ ,  $P_{2-4}$ . Одночасно з рулями переміщуються рухливі контакти потенціометрів  $\dot{I}_{i\bar{n}}$ , забезпечуючи на вході  $\Pi$  наростання сигналу зворотного зв'язку:

$$-U_{\zeta\bar{c}} = k_{\zeta\bar{c}} \delta \quad (4.12)$$

де  $k_{\zeta\bar{c}}$  – передаточний коефіцієнт потенціометра  $\dot{I}_{\zeta\bar{n}}$ .

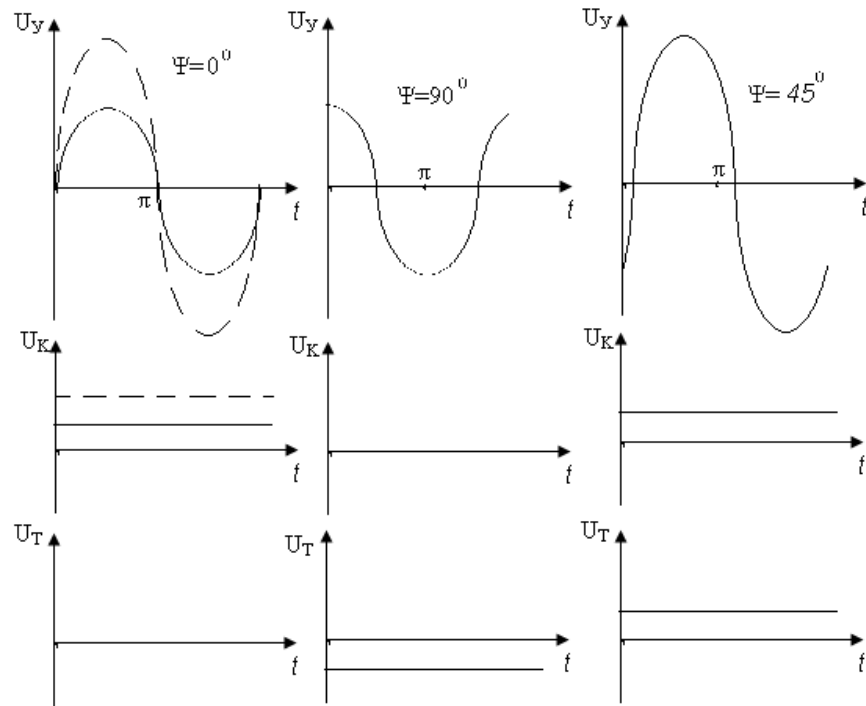


Рис. 4.4 Виділення сигналів  $U_K$  і  $U_T$  з сигналу керування

Рух рулів під дією керуючих сигналів  $U_K$ ,  $U_T$ , припиниться, коли напруги  $U_{oc}$  досягнуть їхнього значення.

Таким чином, наявність жорстких негативних зворотних зв'язків дозволяє одержувати кути повороту рулів, а отже, і керуючі сили, пропорційні заданим значенням сигналу керування. У загальному випадку для зустрічно-паралельного з'єднання ланок приводів, що стежать, одержуємо:

$$F(F_y, F_z) = \eta \delta = \frac{k_u k_i k_{\hat{a}i}}{1 + k_i k_{\hat{a}i} k_{\zeta\bar{n}}} \eta U_y \quad (4.13)$$

де  $k_i$ ,  $k_{\hat{a}i}$ ,  $k_{\zeta\bar{n}}$  – передаточні коефіцієнти елементів приводу, що стежить;

$\eta$  – аеродинамічний коефіцієнт рулів;

$k_u$  – передатний коефіцієнт елементів, що передують приводу.

Відповідність регулювальної характеристики вимогам технічних умов забезпечується підбором параметрів елементної бази приводів.

Внаслідок обертання ДПЛА навколо поздовжньої осі її рулі періодично міняються місцями, змінюючи свої функції: рули тангажа, наприклад, 1-3 при повороті ДПЛА на  $\gamma = 90^\circ$  стануть рулями курсу; у свою чергу, рули 2-4 курсу почнуть виконувати функції рулів тангажа. У результаті таких переміщень міняється просторове положення керуючої сили. Отже, зміниться й траєкторія польоту ДПЛА.

Виключити вплив обертання на маневр можна тільки забезпечивши незмінними як величину, так і напрямок у просторі вектора  $\bar{F}_\Sigma$ . Для цього необхідно при сталості сигналу керування  $U_y$  ( $U_k, U_T$ ) так змінювати кути повороту рулів ДПЛА залежно від  $\gamma_p = \omega_p t$ , щоб нові складові  $\bar{F}'_y + \bar{F}'_z = \bar{F}_\Sigma$  керуючої сили забезпечили б виконання даної умови. Закони зміни керуючих сил знайдемо з рис. 4.5.:

$$\begin{aligned} F'_z &= F_\Sigma \cos(\psi - \gamma_p) = F_z \cos \gamma_p + F_y \sin \gamma_p \\ F'_y &= F_\Sigma \sin(\psi - \gamma_p) = F_y \cos \gamma_p - F_z \sin \gamma_p \end{aligned}$$

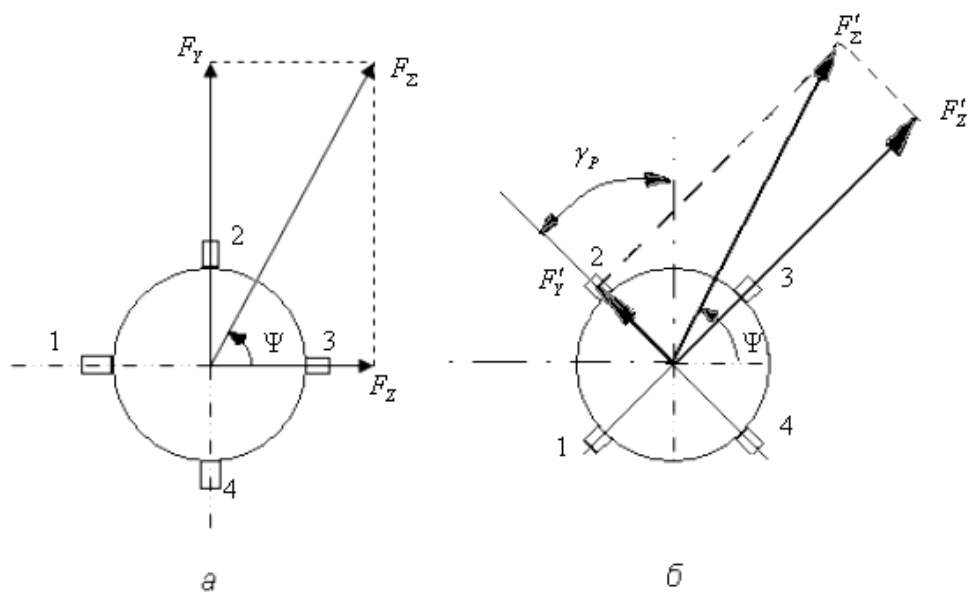


Рис. 4.5 Принцип управління ДПЛА, що обертається  
а – початкове положення ДПЛА, б – ДПЛА повернутий на кут  $\gamma_p$

Беручи до уваги рівняння (4.13), одержуємо:

$$\begin{aligned} F'_z &= kU_k \cos \gamma_p + kU_T \sin \gamma_p \\ F'_y &= kU_T \cos \gamma_p - kU_k \sin \gamma_p \end{aligned} \quad (4.14)$$

де  $k = \frac{k_u k_n k_{en}}{1 + k_n k_{en} k_{zc}} \eta$  – коефіцієнт привода рулів.

Отже, безперервна зміна керуючих сил відповідно до рівняння дозволяє виключити вплив обертання ДПЛА на його поле.

Перетворення сигналів  $U_k$ ,  $U_T$  керуючих роботою приводів, що стежать, відповідно до повороту ДПЛА здійснюється спеціальним пристроєм – гіроскопічним розкладником команд ГРК, що входить до складу бортової апаратури керування. ГРК містить у собі датчик кута ГДК й два синусно-косинусних перетворювача СКП.

Оснoву ГДК становить триступеневий гіроскоп, зовнішня рамка якого орієнтована уздовж осі ДПЛА. При пуску ЛА гіроскопу задається певне положення  $\gamma_a$ , щодо якого вимірюється її обертання  $\gamma_p(t)$ .

У якості СКП можуть застосовуватися функціональні потенціометри, ротори яких зупиняються на осі зовнішньої рамки ГДК, а статори з'єднуються з корпусом ЛА. На входи перетворювачів подають сигнали  $U_k$  й  $U_T$ , які при обертанні статорів разом з корпусом ДПЛА відносно нерухомих роторів, з'єднаних із зовнішньою рамкою ГДК, перетворюються в гармонійні. Підсумовування керуючих сигналів здійснюється на вході підсилювачів П приводів, що стежать.

#### 4.3. Розробка принципу керування по радіоканалу

Передачу інформації на ДПЛА можна здійснити по радіо. Для формування команд управління по радіоканалах дистанційно пілотованим літальним апаратом симетричним щодо поздовжньої вертикальної і горизонтальної площин, який обертається, найбільш доцільно використовувати напівавтоматичну систему наведення рис. 4.6, а.

Управління ДПЛА в польоті передбачає передачу на нього сигналу (команди), пропорційного відхиленням по курсу  $\Delta z$  і тангажу  $\Delta y$  від лінії цілі з подальшим його перетворенням на кути повороту рулів.

$$U_y = f(\Delta z, \Delta y) \quad (4.15)$$

Сигнали управління формуються в ПФК - пристроях формування команд. Останні можуть виконуватися механічними, оптико-механічним або електронно-оптичними.

Механічні ПФК застосовуються, як правило, в ручних системах наведення керованих ДПЛА; оптико-механічні та електронно-оптичні - в напівавтоматичних.

Оснoву конструкції механічних ПФК представляють потенціометри R1, R2 із середніми точками.

З потенціометра R1, наприклад, знімається електричний сигнал управління за курсом  $U_k \sin \omega t$ , а з потенціометра R2 - сигнал управління по тангажу  $U_T \cos \omega t$ .

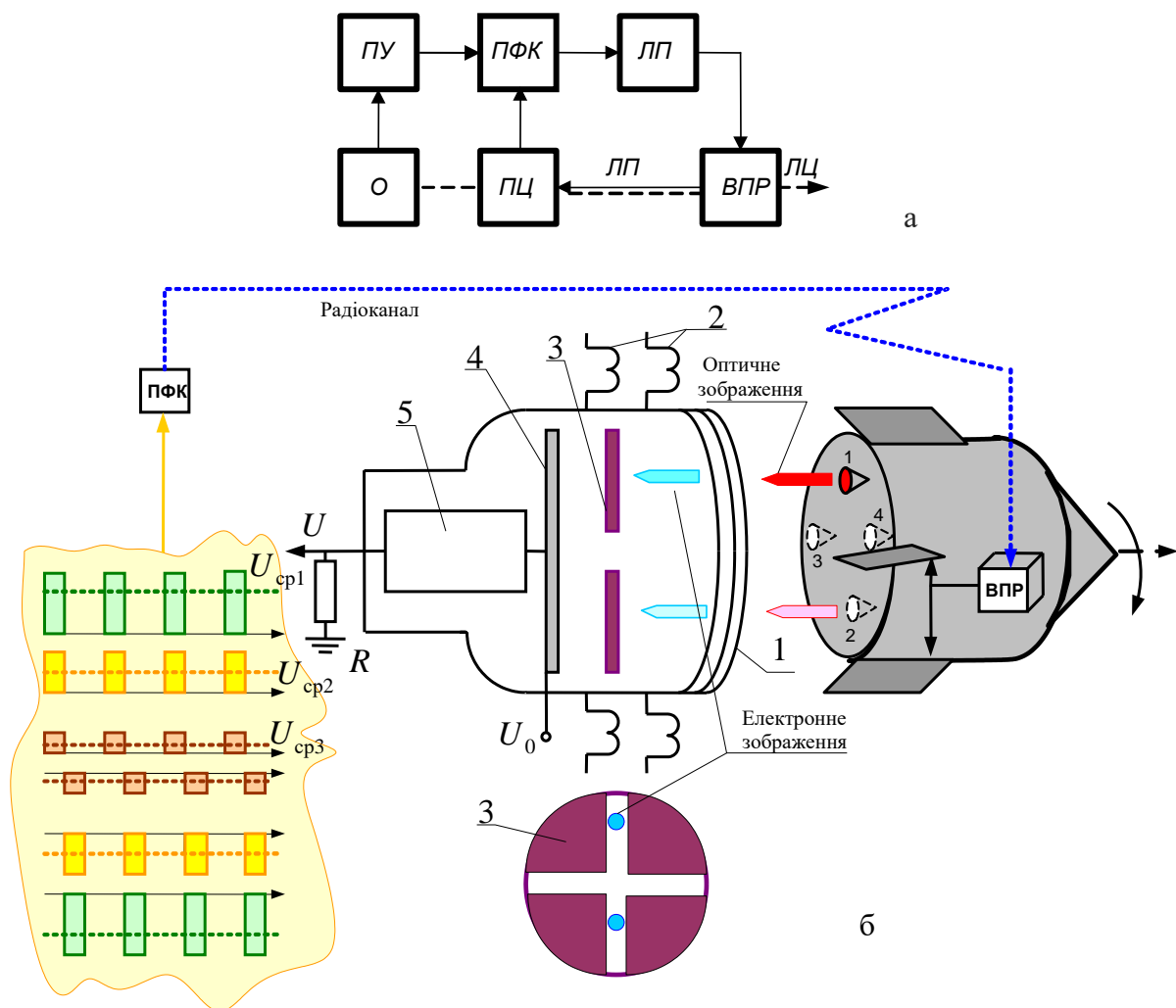


Рис. 4.6 Напівавтоматична система наведення ДПЛА - (а)  
 Принцип управління по радіо - (б)  
 1 - Катод; 2 - Котушка відхиляючої системи;  
 3 - Діафрагма; 4 - Анод; 5 - Фотоелектронний помножувач

Амплітуди сигналів змінюються пропорційно лінійним переміщенням рухомих контактів потенціометрів. Їх фази при переході контактів через середні точки змінюються на  $180^0$ . Положення рухомих контактів задаються оператором після оцінки напрямів і величин  $\Delta z$ ,  $\Delta y$  відхилень ДПЛА й повороту пульта управління на відповідні кути в потрібні сторони.

Таким чином, амплітуди сигналів управління по тангажу і курсу є пропорційними відхиленням ДПЛА в названих площинах  $U_k \equiv \Delta z$ ,  $U_T \equiv \Delta y$ , а їх фази визначають напрямок відхилень ( $0^0$  - праворуч,  $180^0$  - ліворуч,  $90^0$  - вгору,  $270^0$  – до нізу).

Послідовне включення потенціометрів R1, R2 дозволяє сформувати єдиний сигнал управління ДПЛА в польоті, амплітуда якого  $U_m = \sqrt{U_k^2 + U_T^2}$  визначає



сумарне зміщення  $\sqrt{\Delta z^2 + \Delta y^2}$  ДПЛА з лінії мети, а фаза  $\psi = \arctg \frac{U_k}{U_T}$  - напрямок зсуву.

$$U_y = U_k \sin \omega t + U_T \cos \omega t = U_m \sin(\omega t + \psi) \quad (4.16)$$

Передача на ДПЛА сигналу  $U_y$  забезпечить відпрацювання його рулями відповідно до принципів формування керуючих сил, під дією яких ДПЛА повернеться на необхідну траєкторію.

Таким чином, зміна просторового положення ДПЛА призводить до зміни фази і амплітуди сигналу управління, відповідно до якого формуються сили необхідні для утримання ДПЛА на лінії цілі

Аналогічне завдання вирішують і інші види ПФК - оптико-механічні та електронно-оптичні. Їх принципова різниця від механічних пристроїв полягає в автоматичному визначенні відхилення ДПЛА від лінії цілі по зміні положення світлового потоку трасера і відпрацювання сигналу керування без участі людини. Такі ПФК називають автоматичними координаторами. Принцип їх дії полягає в наступному.

Імпульсний елемент ІЕ, на вхід якого надходить безперервний сигнал  $x(t)$  світлового потоку трасера, забезпечує квантування його за часом, виробку імпульсів і їх модуляцію відповідно з відхиленнями ДПЛА. Модульована послідовність імпульсів  $\varepsilon(t)$  відпрацьовується безперервної частиною НЧ у вигляді сигналу управління  $U_y$  певної амплітуди і фази.

Роль імпульсного елемента електронно -оптичних координаторів виконують фотоелектронні пристрої типу Диссектор . Диссектор являє собою вакуумну колбу складається з двох секцій : секції перенесення зображення та секції електронного множення. На передній торець колби в секції перенесення зображення завдано фоточуттєвий шар. Випромінювання трасера фокусується об'єктивом на поверхню фотокатода диссектора . Потік електронів , емітованих фотокатодом , направляється до анода . Магнітне поле котушки фокусує електронне зображення в площині модулюючого потоку тонкої пластини з хрестоподібної прорізом. На відхиляють котушки з блоку живлення потрапляють синусоїдальні напруги зсунуті по фазі  $90^0$  , завдяки чому магнітне поле цих котушок викликає переміщення по колу

електронного плями в площині модулюючого диска. Амплітуди напруг, що подаються на відхиляють котушки вибираються такими, щоб діаметр кола описуваної електронним плямою, був у 1,5-2 рази менше діаметра модулюючого диска.

Якщо неузгодженість ДПЛА з лінією цілі дорівнює нулю, то центр кола, описуваної електронний плямою, збігається з центром модулюючого диска. При цьому з дісектора знімаються імпульси  $\varepsilon(t)$ , наступні через рівні проміжки часу. У тому випадку, коли неузгодженість відмінно від нуля, проміжки між імпульсами стають неоднаковими, так як центр кола, описуваний електронним плямою зміщується щодо центру модулюючого диска на величину пропорційну кутку неузгодженості.

Координатори з фотоелектричними приймачами містять один або декілька приймачів випромінювання ( фоторезистори, фотодіоди ) . розташованих певним чином щодо центру фокальній площині об'єктива. Виділення інформації про відхилення ДПЛА відбувається в результаті аналізу вихідних сигналів приймачів, на чутливі майданчики яких падає сфокусоване зображення світлового потоку трасера . У координаторів з напівпровідниковими або піроелектричними приймачами використовують різні ефекти, які виникають в напівпровіднику і піроелектрика, при яких величина знімається сигналу залежить від положення зображення об'єкта щодо осі симетрії приймача.

## 5. ДОСЛІДЖЕННЯ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

В інженерній практиці, особливо при автоматизованому виборі кращих проектних рішень, усе ширше застосовуються математичні методи аналізу й синтезу складних технічних систем. Це стало можливим завдяки появі швидкодіючих ЕОМ. Однак широкі можливості комп'ютерної техніки реалізуються лише при відповідному методичному забезпеченні, тому що застосування методів моделювання й оптимізації складних технічних систем пов'язане із труднощами реалізації математичних методів на практиці, і насамперед, із труднощами розробки й впровадження алгоритмів і програм для ЕОМ.

У цьому зв'язку автором у дипломній роботі запропоновано два шляхи рішення завдання програмно-методичного забезпечення автоматизації досліджень і проектування автоматизованої системи керування ДПЛА:

- моделювання й синтез на основі базових пакетів прикладних програм;
- розробка програмного забезпечення методів аналізу й синтезу, що найбільше часто зустрічаються в інженерній практиці.

Одним з найбільш важливих питань при рішенні другого завдання з'явилося питання про мову програмування, на якому варто реалізувати математичні алгоритми. Автор зупинився мовою програмування С++, тому що ця мова забезпечує ефективний опис складних алгоритмів обчислень над більшими сукупностями даних, що представляються в різноманітних формах; крім того він досить часто застосовується в інженерній практиці.

### 5.1 Математичне моделювання системи

Математична модель керованого ДПЛА й алгоритми побудови автоматизованої системи керування, викладені в розділі 2, з достатньою для інженерних розрахунків ступенем точності описують роботу системи й дозволяють проводити її дослідження.

У реальних умовах роботи, сигнали керування ДПЛА та сигнали, що обурюють, діють одночасно. Отже, закон реагування визначимо на підставі методу суперпозиції:

$$\varphi_0(t) = \sum_{i=1}^N W_i(p) \cdot Y_i(t), \quad (5.1)$$

де  $W_i(p)$  - передатна функція системи по каналі  $i$ -го вхідного впливу на нього;  $Y_i(t)$  -  $i$ -й сигнал керування або вплив, що обурює.

До складу системи керування можуть входити різні по фізичній природі й конструкції елементи. Однак, однотипність структурних схем елементів, вузлів, блоків і підсистем, що входять до неї, дозволяють говорити про деякий типовий канал керування, наприклад по тангажу, й побудувати його структурне зображення рис. 5.1.:

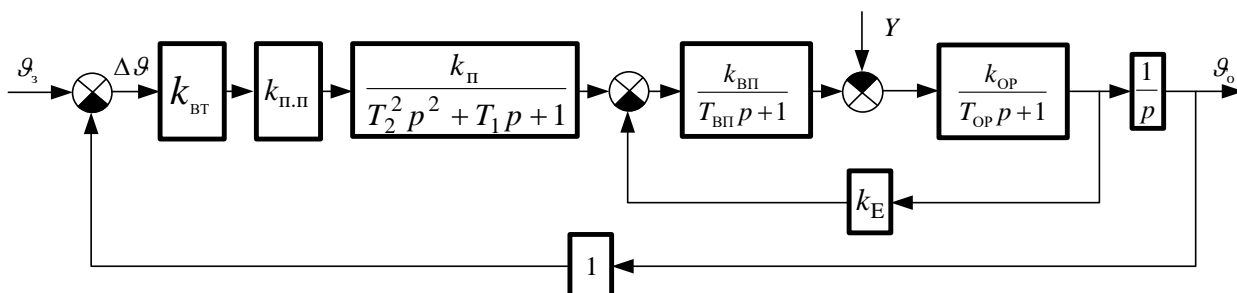


Рис. 5.1 Структурна схема каналу керування по тангажу

На схемі прийняті наступні позначення:

$\frac{k_{op}}{T_{op}p + 1}$  – передатна функція об'єкта керування (регулювання) –

ДПЛА;

$T_{вп}, k_{вп}, k_E$  – постійна часу й статичні передатні коефіцієнти

виконавчого привода;

$k_{пп}$  – статичний передатний коефіцієнт попереднього підсилювача;

$\frac{k_{п}}{T_2^2 p^2 + T_1 p + 1}$  – передатна функція основного підсилювача;

$k_{вт}$  – статичний передатний коефіцієнт ланцюга головної ОС.

Вивчення й узагальнення матеріалів літературних джерел дозволили прийняти наступні значення коефіцієнтів моделі системи:

$$k_E = 0,1, k_{пп} = 2, k_{вт} = 40, \frac{k_{op}}{T_{op}p + 1} = \frac{0,2}{0,9p + 1}, \quad (5.2)$$

$$\frac{k_{вп}}{T_{вп}p + 1} = \frac{0,8}{0,1p + 1}, \frac{k_{п}}{T_2^2 p^2 + T_1 p + 1} = \frac{4}{0,002p^2 + 0,01p + 1} \quad (5.3)$$

Наявність структурної схеми системи керування й параметрів, що входять у її состав елементів дозволяє здійснювати розробку нових і модернізацію існуючих систем, проводити їх всебічні експериментальні дослідження методами як машинного моделювання, так і математичного програмування.

Відповідно до отриманої структурної схеми, у середовищі MatLab на основі пакета прикладних програм Simulink 4 була побудована розрахункова модель системи керування по каналу тангажа, представлена на рис. 5.2.

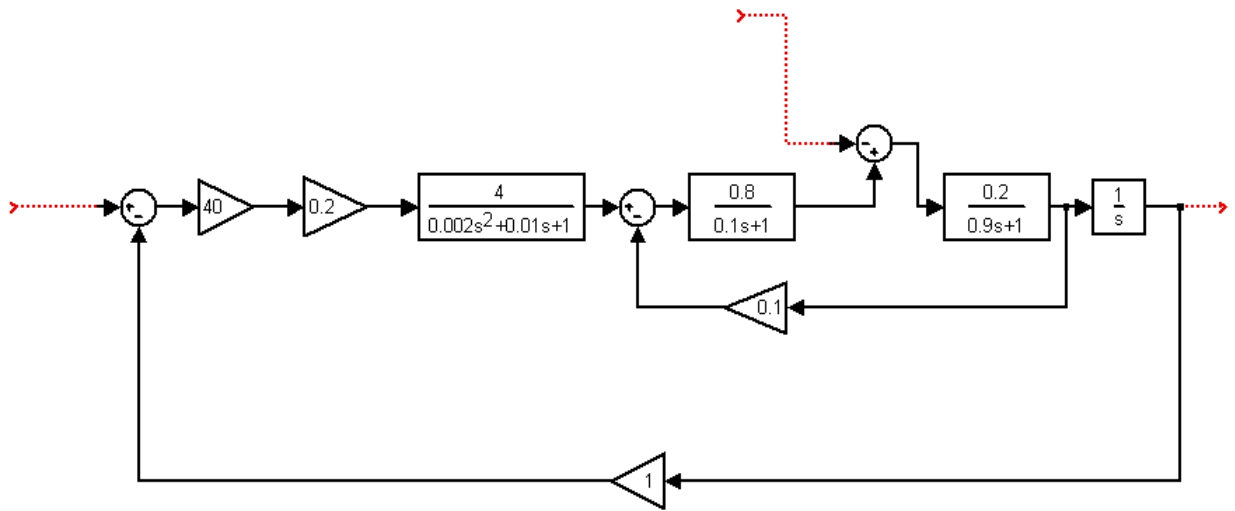


Рис. 5.2 Математична модель каналу керування по тангажу

У ході синтезу системи в модель уводилися коригувальні контури й додаткові елементи, що забезпечують оптимізацію процесів регулювання.

Після перевірки й налагодження, модель була згорнута до рівня Subsystems з метою спрощення її сприйняття при виділених каналах формування динамічних погрішностей і розміщених блоків подачі й реєстрації сигналів рис. 5.3.

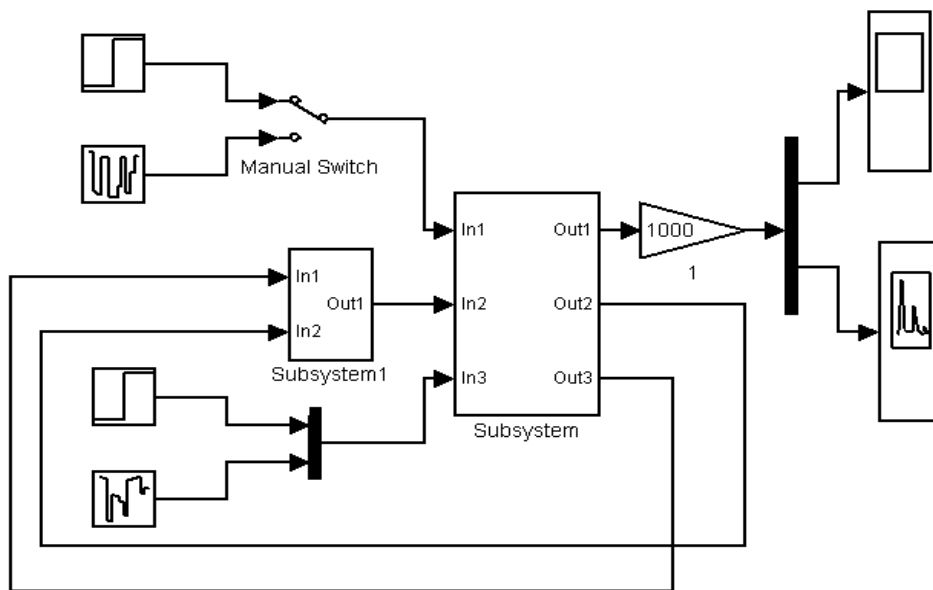


Рис. 5.3 Модель автоматизованої системи керування ДПЛА

Дослідження проводилися як при типових (стандартних) сигналах впливу на ДПЛА, так і випадкових збурюваннях.

## 5.2. Вибір критеріїв оцінки якості процесів керування

Основний показник якості систем автоматичного регулювання - їхня точність у сталому режимі. Якщо ж у системі не настає сталого режиму, тобто перехідний процес не загасає, то така система практично непрацездатна. Тому найважливішим завданням дослідження й проектування автоматичних пристроїв є визначення умов, при яких процеси регулювання й керування будуть стійкими.

Забезпечення стійкості особливо актуально при проектуванні й експлуатаційних регулюваннях замкнутих систем автоматичного регулювання (типу систем автоматизованого наведення ДПЛА), де через наявність зворотного зв'язку можливі процеси самозбудження.

Система автоматичного регулювання стійка, якщо процеси, викликані зовнішніми впливами, є загасаючими. Якщо перехідні процеси розбіжні, то система нестійка й, як правило, непрацездатна. У тих випадках, коли в результаті зовнішнього впливу в системі виникають незатухаючі коливання, система перебуває на границі стійкості. Визначення границі стійкості дозволяє знайти область робочих режимів системи, так звану область стійкості.

В роботі автором віддана перевага критерію Найквіста-Михайлова (рис.5.4). На основі критерію можуть бути зроблені висновки про запаси стійкості САУ по модулю  $h$  та фазі  $\gamma$ , тобто проведена оцінка того, як далеко від границі стійкості розташовується система.

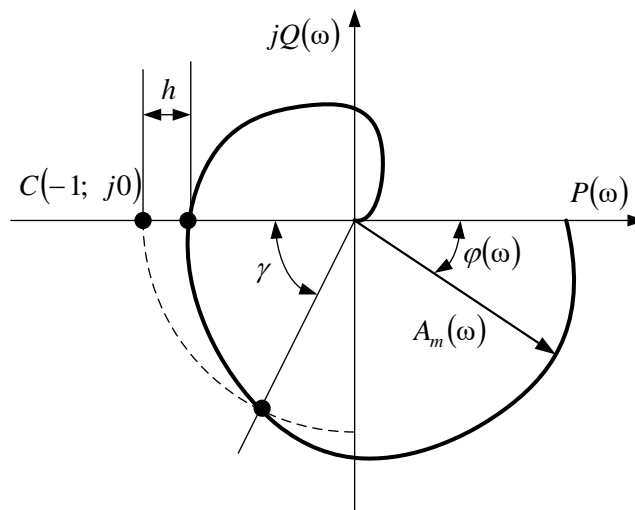


Рис.5.4 АФЧХ розімкненої системи

Обраний критерій використовує для дослідження стійкості замкнутої системи автоматичного регулювання амплітудно-фазову частотну характеристику відповідної розімкнутої системи, що може бути отримана не тільки аналітичним шляхом, але й експериментально.

Відповідно до критерію Найквіста-Михайлова для стійкості замкнутої системи автоматичного регулювання необхідно й досить, щоб АФЧХ відповідної їй стійкої розімкнутої системи не охоплювала характеристичну крапку з координатами  $C(-1; j0)$ .

Стійкість процесів регулювання є обов'язковим, але недостатньою умовою ефективності системи автоматичного регулювання. Для того, щоб завдання автоматизації виконувалося найбільше повно, САУ повинна забезпечувати бажану якість сталих і перехідних процесів.

В загальному випадку якість роботи будь-якої автоматизованої системи визначається її точністю тобто можливістю системи підтримувати значення регульованої величини  $z(t)$ .

Найбільш доцільною представляється оцінка якості систем за їх статичними та динамічними характеристиками. Закон керування автоматизованої системи:

$$\varphi_0 = W_x(p)\varphi_3 - W_y(p)M_\Sigma$$

де  $W_x(p)$ ,  $W_y(p)$  - передаточні функції системи.

Усталений режим буде мати місце при  $t \rightarrow \infty$ , коли перехідні процеси в системі стабілізації закінчаться. Тобто, усталене значення регульованої величини  $\varphi_0$  може бути отримане з рівняння руху, якщо в передаточних функціях  $W_x(p)$ ,  $W_y(p)$  покласти оператор  $p = 0$ :

$$\varphi_0 = \varphi_3 - M_{y\Sigma} / G,$$

де  $G$  - експлуатаційна жорсткість системи.

Якщо ж зовнішні збурення  $M_{y\Sigma}$  відмінні від нуля усталене значення регульованої величини  $\varphi_0$  буде відрізнятися від необхідного  $\varphi_c$  на величину

$$\Delta\varphi = \varphi_3 - \varphi_0 = M_{y\Sigma} / G.$$

Різниця  $\Delta\varphi$  між заданим і дійсним значенням регульованої величини називається *статичною помилкою системи*.

Статична помилка залежить не тільки від зовнішніх збурень, але й від параметрів системи – експлуатаційної жорсткості  $G$ . Тобто, змінюючи в ході експлуатації жорсткість, можна знижувати статичну помилку  $\Delta\varphi$ . Чим більшою буде жорсткість системи, тим менше її статична помилка.

При зміні збурюючих впливів випадковим чином, помилка системи також буде мати випадковий характер.

Якщо представити випадкові зовнішні збурення сумою гармонічних складових, то, сумуючи реакції системи на кожен складову, отримаємо випадковий процес вихідної координати системи  $\Delta\varphi(t)$ .

Реалізації  $\Delta\varphi(t)$  знаходять експериментально. На основі їх обробки визначають *середню квадратичну похибку*  $\sigma_\varphi$  системи, яка являється мірою її якості.

При обчисленні  $\sigma_\varphi$  часовий інтервал  $t$  реалізації випадкового процесу  $\Delta\varphi(t)$  розбивають на  $N$  рівних частин. Для кожного  $\Delta t_i$  інтервалу знаходять абсолютне значення  $\Delta\varphi_i$  похибки. Згідно теорії випадкових функцій обчислюють середню квадратичну похибку

$$\sigma_\varphi = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta\varphi_i^2}.$$

Точність системи може бути оцінена на етапі проектування аналітичними методами. Для цього досліднику достатньо знати амплітудно-фазну частотну характеристику системи за зовнішнім збуренням і спектральну щільність  $S_y(\omega)$  збурюючої дії:

$$S_{\Delta\varphi}(\omega) = |W(j\omega)|^2 S_y(\omega),$$

де  $|W(j\omega)|^2$  - квадрат модуля АФЧХ системи за зовнішнім збуренням.

Як правило, спектральну густину  $S_{\Delta\varphi}(\omega)$  похибки стабілізації знаходять графоаналітичним методом. Порядок розрахунків при цьому наступний:

- визначають амплітудно-фазну частотну характеристику системи, використовуючи передаточну функцію  $W_y(p)$  і заміняють в ній оператор  $p$  на уявну змінну  $j\omega$ :

$$W_y(p) \rightarrow W(j\omega) = P(\omega) + jQ(\omega),$$

де  $P(\omega)$ ,  $Q(\omega)$  - дійсна і уявна частини АФЧХ;

- обчислюють квадрат модуля АФЧХ за її дійсною та уявною частинами:

$$|W(j\omega)|^2 = P^2(\omega) + Q^2(\omega),$$

і, задаючись частотами  $\omega$  від 0 до  $\infty$ , будують графік  $|W(j\omega)|^2 = F(\omega)$ ;

- знаходять у спеціальному довіднику графік  $S_y(\omega)$  спектральної щільності необхідної збурюючої дії. Такі спектральні щільності являються результатом обробки на ЕОМ реалізацій збурюючих дій, отриманих експериментально;

- накладають графік  $S_y(\omega)$  на графік  $|W(j\omega)|^2$ , як показано на рис.5.5

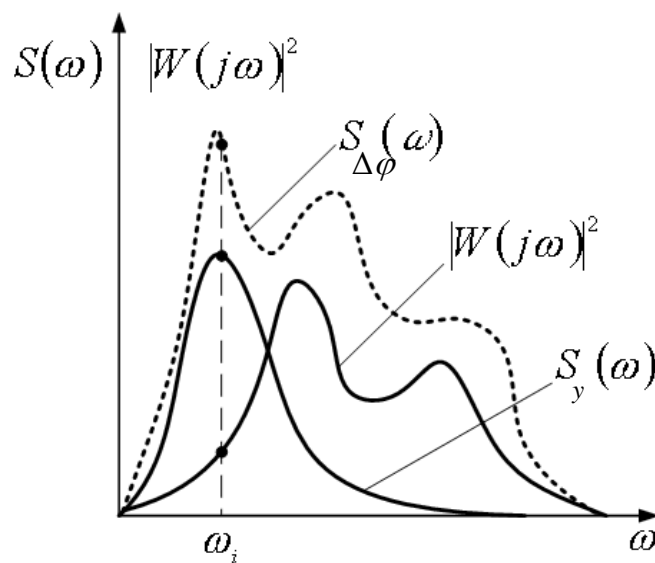


Рис. 5.5 Метод оцінки точності стабілізації

- перемножуючи однойменні ординати  $S_y(\omega_i)$  та  $|W(j\omega)|^2$  на кожній з частот  $\omega_i$  отримують графік спектральної щільності  $S_{\Delta\varphi}(\omega)$  похибки системи;

- знаходять середнє квадратичне значення похибки

$$\sigma_y = \sqrt{2 \int_0^{\infty} S_{\Delta\varphi}(\omega) d\omega},$$



де значення  $\int_0^{\infty} S_{\Delta\varphi}(\omega)d\omega$  визначається планіметриюванням площі, обмеженої кривою спектральної щільності  $S_{\Delta\varphi}(\omega)$  та віссю абсцис.

При зміні сигналів управління або зовнішніх збурюючих дій автоматизовані системи переходять з одного усталеного режиму роботи до іншого. Процес переходу системи з одного режиму до іншого називається перехідним режимом. Від характеру протікання процесів в значній мірі залежить оцінка якості системи та її відповідність задачам регулювання.

Розглянемо метод оцінки по перехідній функції, тобто за реакцією системи на одиничну східчасту дію, що найбільш підходить для систем управління ДПЛА.

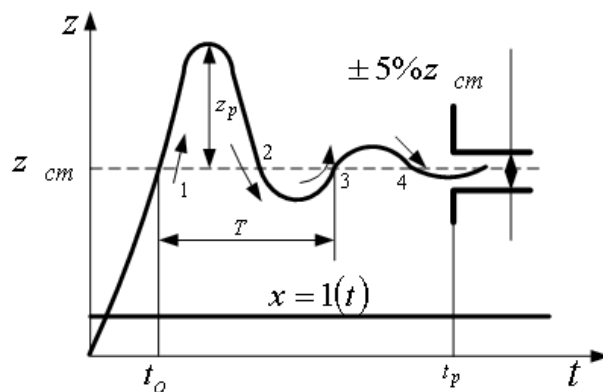


Рис.5.6 Якість в перехідних режимах

Зазвичай за показники якості перехідного процесу приймають:

$t_p$  - час регулювання;  $z_p$  - перерегулювання;  $t_o$  - час відпрацювання розузгодження ;  $n$  - кількість перебігів.

Час регулювання  $t_p$  характеризує тривалість перехідного процесу. Перехідний процес вважається закінченим, якщо відхилення  $z(t)$  від усталеного значення  $z_{cm}$  не перевищить  $\pm 5\%$ .

Час відпрацювання  $t_o$  - це час, за який регульована величина перший раз досягне усталеного значення  $z_{ycm}$ . Для аперіодичних процесів  $t_o = t_p$ .

Перерегулювання  $z_p$  показує максимальне перевищення регульованої величини усталеного значення  $z_{cm}$ . Зазвичай перерегулювання визначається в відсотках від усталеного значення, тобто

$$z_p \% = \frac{z_p}{z_{cm}} 100\% .$$

**Величина перерегулювання характеризує перевантаження системи, які мають місце під час перехідного процесу.**

**Кількість перебігів  $n$  визначає коливальність регульованої величини. Перебігом вважається перехід регульованої величини усталеного значення. На малюнку перебіги показані стрілками та пронумеровані.**

**Для визначення показників якості перехідного процесу необхідно мати графік перехідної функції системи. В реальних системах перехідна функція може бути отримана експериментально. При проектуванні системи перехідну функцію можна розрахувати або отримати методами моделювання.**

### 5.3. Синтез системи автоматизованого керування на основі базових пакетів прикладних програм

Під синтезом систем автоматичного регулювання розуміється спрямований розрахунок, що має кінцевою метою відшукання раціональної структури системи й установлення оптимальних величин параметрів її окремих ланок.

У теорії автоматичного регулювання розроблені різні методи синтезу систем: кореневий; кореневих годографів; стандартних перехідних характеристик; логарифмічних амплітудних характеристик; динамічного програмування.

У дипломній роботі в якості моделі, що синтезується, була прийнята розрахункова модель системи керування ДПЛА, отримана автором і представлена в розділі 5.1. За допомогою пакета прикладних програм Simulink4 були визначені перехідні характеристики системи по сигналу керування, амплітудно-фазова частотна характеристика розімкнутої системи та її логарифмічна амплітудно-частотна характеристика. Результати моделювання показані на рис.5.6, 5.7.

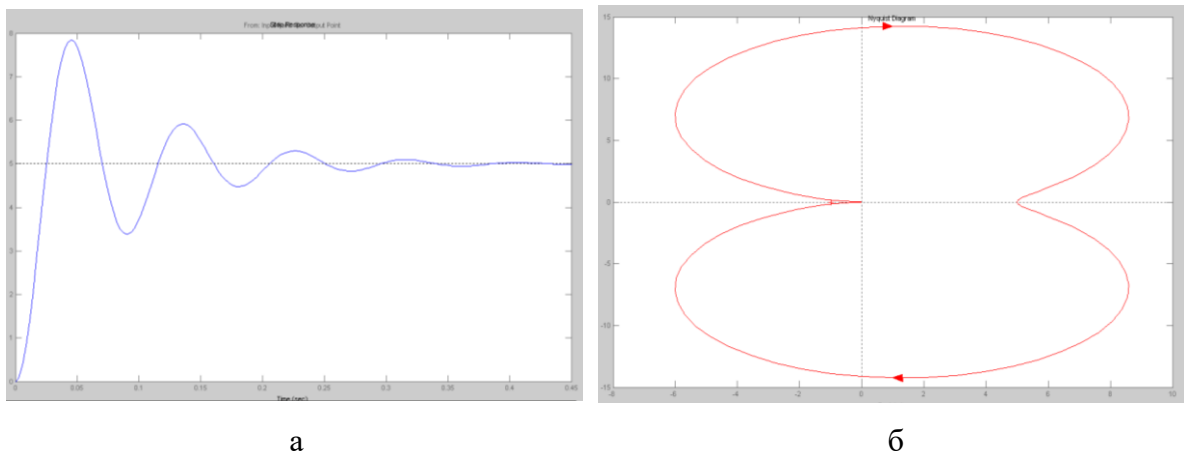


Рис. 5.6 Результати моделювання системи керування

а - перехідна характеристика; б – амплітудно-фазова частотна характеристика

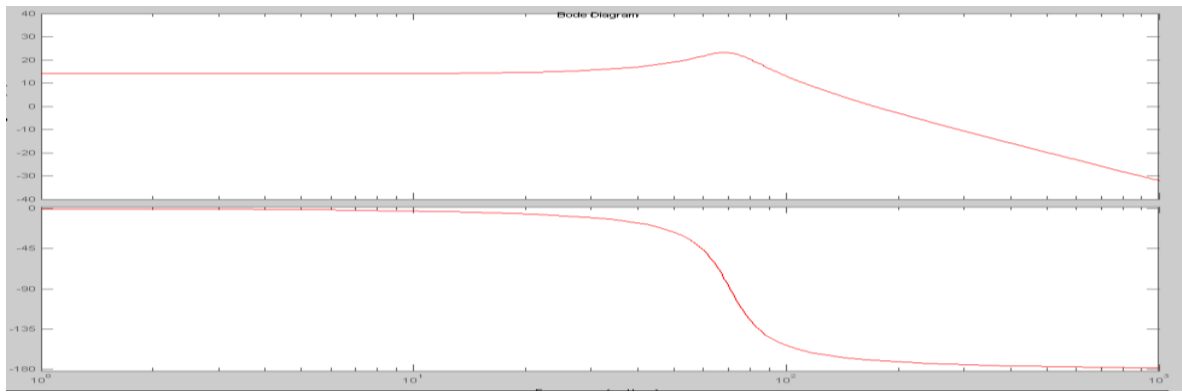


Рис. 5.7 Логарифмічна амплітудно-частотна характеристика системи керування

Аналіз матеріалів моделювання, відповідно до обраних критеріїв, дозволив установити, що час регулювання, коливальність системи (перерегулювання, число перебігів), запаси стійкості по модулі  $h$  й фазі  $\gamma$  не повною мірою відповідають вимогам, пропонованим технічними умовами до систем керування ДПЛА, що може в кінцевому підсумку привести до відходу ДПЛА з лінії керування.

З метою оптимізації параметрів проектованої системи здійснювалася процедура синтезу коригувальних пристроїв методом логарифмічних амплітудних характеристик.

Для корекції якості розрахункової моделі був обраний спосіб паралельного включення коригувальних контурів.

При паралельній корекції передаточна функція розімкненої скоригованої системи визначається виразом

$$W_{ск}(p)|_p = W_{но}(p) \frac{W_{ох}(p)}{1 + W_{ох}(p)W_{зс}^к(p)} = W_{исх}(p) \frac{1}{1 + W_{ох}(p)W_{рс}^к(p)},$$

де  $W_{но}(p)$  і  $W_{ох}(p)$  - відповідно передаточні функції ланцюжка ланок, не охоплених і охоплених зворотним зв'язком, що коректує;

$W_{сн}^{\hat{e}}(p)$ - передаточна функція зворотного зв'язку, що коректує.

Параметри зворотного зв'язку визначимо наступним чином: оскільки передаточна функція скоректованої системи  $W_{н\hat{e}}(p)$  повинна бути однаковою при будь-якому виді корекції, то, дорівнюючи передаточні функції скоректованих систем при послідовній  $W_{с\hat{e}}(p)$  і паралельній  $W_{н\hat{e}}(p)|_{\delta}$  корекціях, одержимо передаточну функцію коригувального пристрою

$$W_{\text{СК}}(p) = W_{\text{СК}}(p)|_p;$$

$$W_{\text{ВИХ}}(p)W_{\text{К}}(p) = W_{\text{ВИХ}}(p) \frac{1}{1 + W_{\text{ОХ}}(p)W_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(p)};$$

$$W_{\text{К}}(p) = \frac{1}{1 + W_{\text{ОХ}}(p)W_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(p)},$$

де  $W_{\text{е}}(p)$  - передаточна функція контура послідовної корекції.

Частотну характеристику коригувального пристрою одержимо, увівши підстановку  $p = j\omega$ :

$$W_{\text{К}}(j\omega) = \frac{1}{1 + W_{\text{ОХ}}(j\omega)W_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(j\omega)}.$$

Для діапазону частот, коли  $W_{\text{ОХ}}(j\omega)W_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(j\omega) \ll 1$ , частотна характеристика коригувального пристрою дорівнює  $W_{\text{К}}(j\omega) \approx 1$ , а логарифмічна амплітудно-частотна характеристика  $L_{\text{К}}(\omega) = 0$ , тобто в цьому діапазоні корекції не потрібно.

Для діапазону частот, коли  $W_{\text{ОХ}}(j\omega)W_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(j\omega) \gg 1$ , частотна характеристика коригувального пристрою дорівнює  $W_{\text{К}}(j\omega) \approx \frac{1}{W_{\text{ОХ}}(j\omega)W_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(j\omega)}$ .

**Переходячи до логарифмічних частотних характеристик, одержимо**

$$L_{\text{К}}(\omega) = -L_{\text{ОХ}}(\omega) - L_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(\omega).$$

**Звідки**

$$L_{\text{ЗС}}^{\text{К}}(\omega) = -[L_{\text{ОХ}}(\omega) + L_{\text{К}}(\omega)].$$

Таким чином, логарифмічна амплітудно-частотна характеристика паралельного коригувального контуру дорівнює взятої зі зворотним знаком сумі ЛАЧХ ланок, охоплюваних даним контуром, і ЛАЧХ послідовного коригувального пристрою.

Останню неважко визначити як різниця між ЛАЧХ системи з необхідними показниками якості (бажаної системи) і ЛАЧХ вихідної системи

$$L_k(\omega) = L_{\text{бж}}(\omega) - L_{\text{вих}}(\omega).$$

Тоді ЛАЧХ паралельного коригуючого контуру визначиться як

$$L_{\text{зс}}^k(\omega) = -[L_{\text{ох}}(\omega) + L_{\text{бж}}(\omega) - L_{\text{вих}}(\omega)].$$

В ході досліджень розглядалася можливість використання в якості паралельних коригувальних контурів ДПЛА жорстких  $-k_{\text{еє}}$  і гнучких  $-k_{\text{еє}}p$  негативних зворотних зв'язків. Передбачався охоплення ними основного підсилювача системи управління ДПЛА (Рис.5.8).

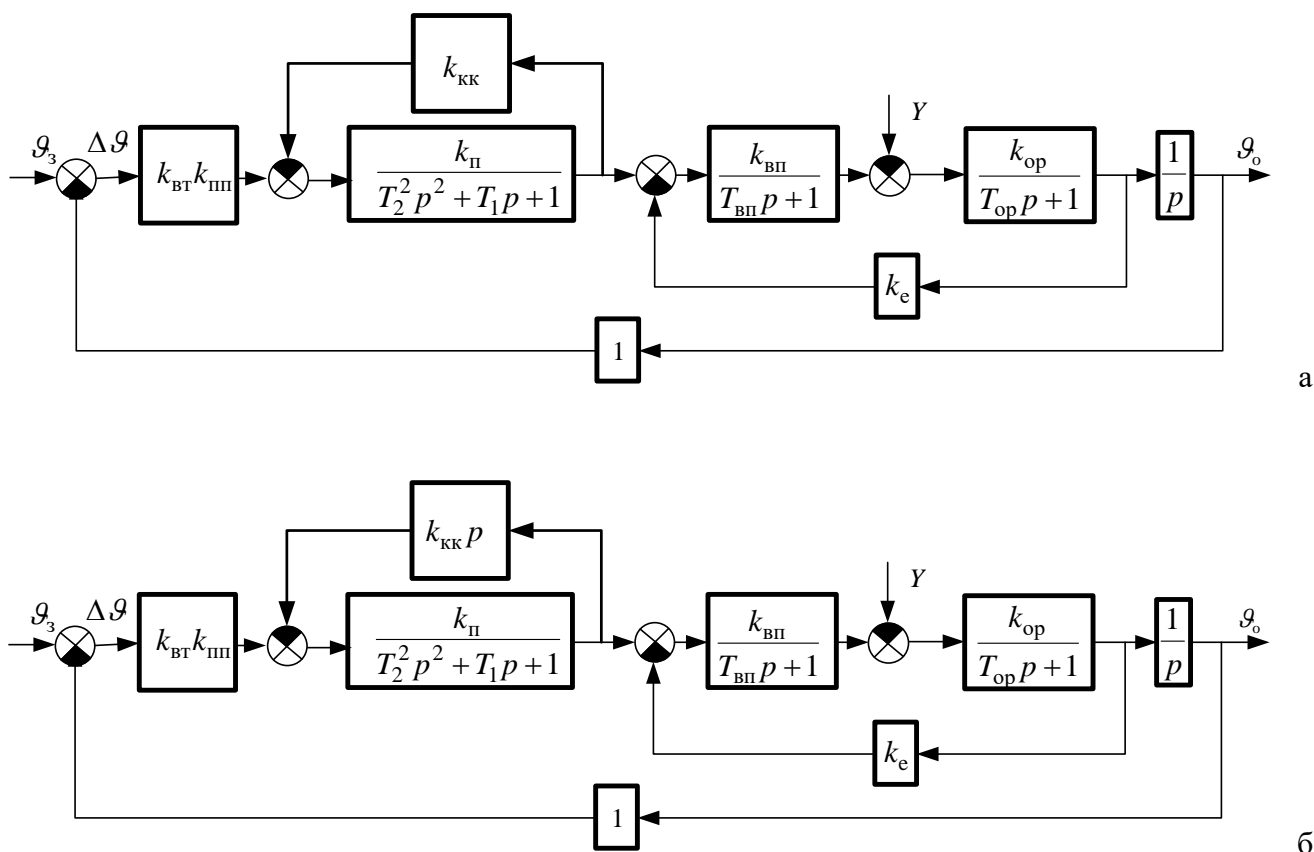
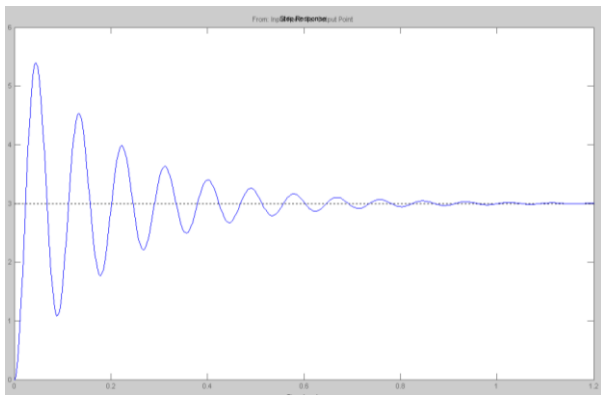
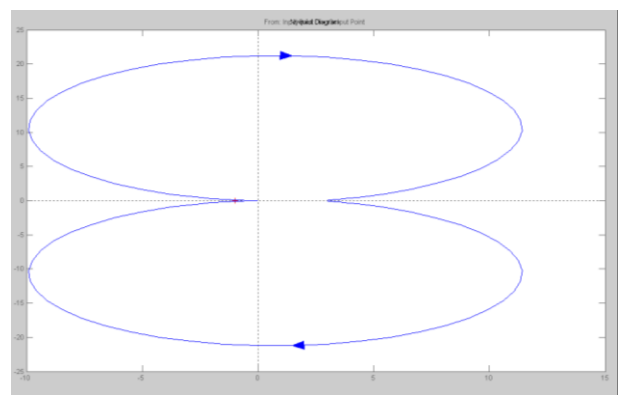


Рис.5.8 Структурна схема системи керування ДПЛА при наявності контурів корекції:  
а - жорсткої негативного зворотного зв'язку;  
б - гнучкого негативного зворотного зв'язку

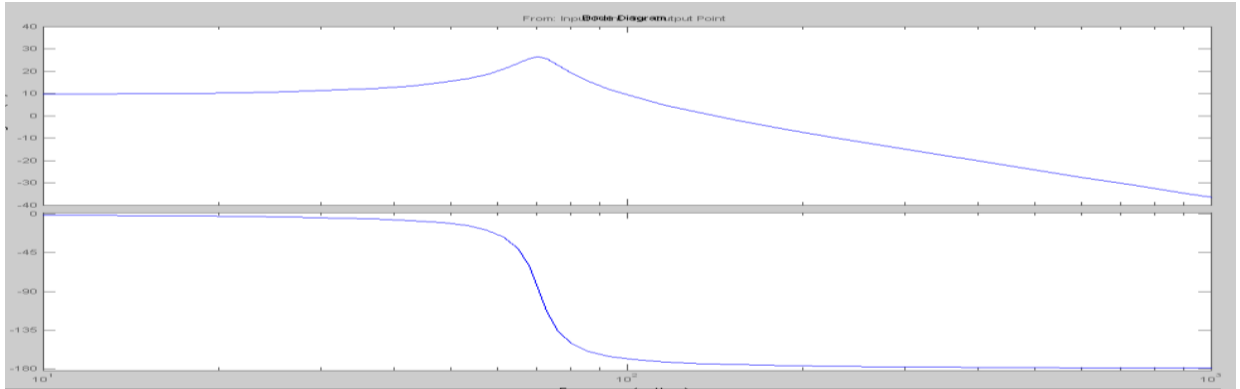
Перехідні, амплітудно-фазові частотні та логарифмічні амплітудно-частотні характеристики синтезованої системи при жорсткому негативному зворотному зв'язку представлені на рис.5.9, а при гнучкому негативному зворотному зв'язку – на рис.5.10.



а

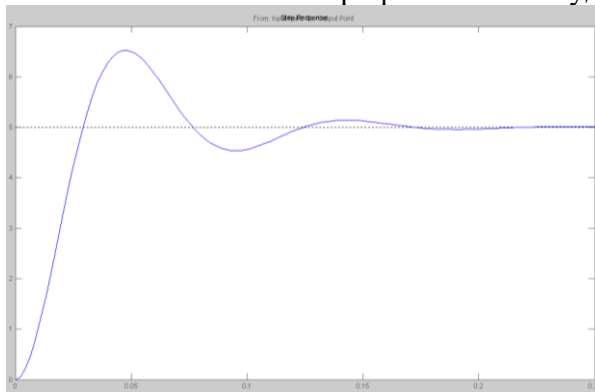


б

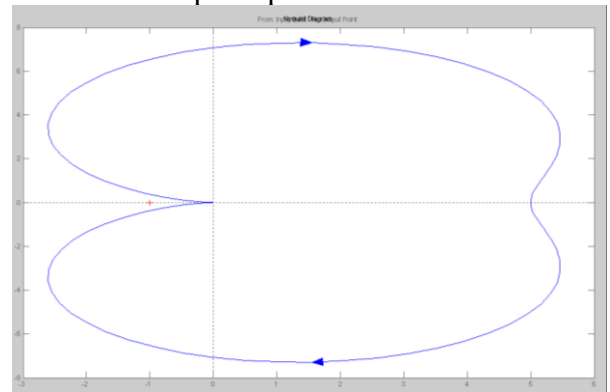


в

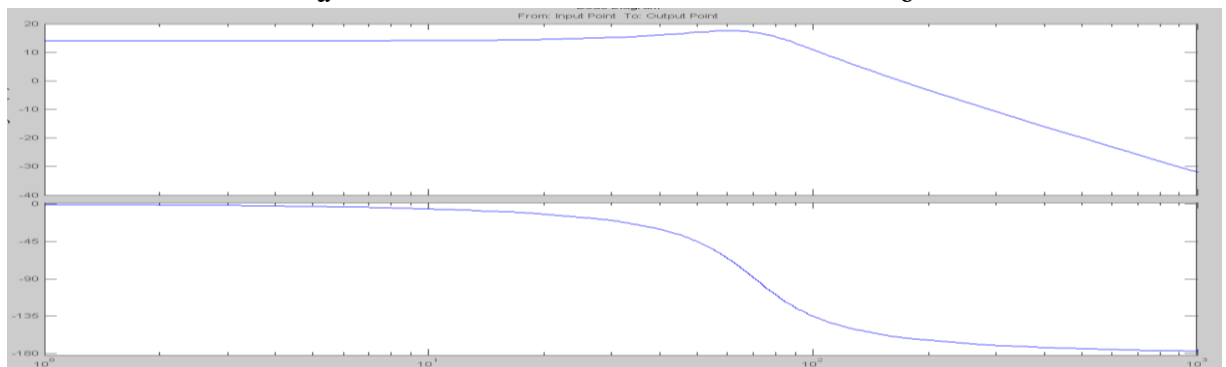
Рис. 5.9. Характеристики синтезованої системи при жорсткому негативному зворотному зв'язку:  
а - перехідна характеристика; б – амплітудно-фазова частотна характеристика;  
в - логарифмічна амплітудно-частотна характеристика



а



б



в

Рис. 5.10 Характеристики синтезованої системи при гнучкому негативному зворотному зв'язку:  
а - перехідна характеристика; б – амплітудно-фазова частотна характеристика;  
в - логарифмічна амплітудно-частотна характеристика  
Аналіз отриманих результатів дозволяє зробити висновки:

- корекція системи керування ДПЛА за допомогою жорсткого негативного

зворотного зв'язку

- підвищує швидкодію системи - час відпрацювання неузгодженості зменшується ( $t'_0 < t_0$ );

- збільшує коливальність;

- знижує максимальне значення регульованої величини ( $z'_{ст} < z_{ст}$ );

- зменшує запаси стійкості.

• корекція системи керування ДПЛА за допомогою гнучкого негативного зворотного зв'язку

- незначно збільшує час відпрацювання ( $t''_0 > t'_0$ );

- істотно зменшує час регулювання ( $t''_p < t'_p$ );

- зменшує коливальність системи (демпфірує коливання);

- не змінює сталого значення регульованої величини;

- підвищує запаси стійкості.

Оскільки введення жорстких негативних зворотних зв'язків супроводжується не тільки зменшенням коефіцієнта підсилення системи, але й зменшенням запасів її стійкості більш доцільно увести до складу системи керування ДПЛА гнучкий зворотний зв'язок.

Підвищуючи запас стійкості в системі, гнучкі зворотні зв'язки не впливають на коефіцієнт підсилення, а отже, не вимагають для забезпечення заданої точності регулювання додаткового збільшення коефіцієнта підсилення попереднього підсилювача. При цьому схема системи спрощується, а можливість її реалізації значно полегшується.

## 6. ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМИ РАДІОКЕРУВАННЯ ДПЛА

### 6.1 Алгоритм системи автоматизованого проектування СРК ДПЛА

В попередніх розділах розглянуто питання вибору ефективного алгоритму обробки результатів досліджень та керування науковим експериментом, прийомів їх реалізації з урахуванням можливостей технічних засобів та програмного забезпечення різних підсистем САПР, загальні принципи дослідження САПР.

У процесі виконання досліджень були отримані нові наукові результати, які можна представити у виді алгоритму САПР, що підвищить ефективність розв'язання задач оптимального радіо керування.

Мета даного алгоритму полягає в тому, щоб допомогти дослідникам, які не мають достатнього досвіду автоматизації вимірювань, оволодіти практичними знаннями, необхідними для самостійної роботи з САПР систем радіо керування ДПЛА.

Представлена методика (рис.6.1;6.2) дозволяє розбити процедуру проектування на відповідні етапи, кожен з яких вирішує самостійну підзадачу. Це дає можливість зосередити зусилля на вирішенні підзадачі, реалізованої у вигляді окремої процедури або функції. Зв'язки зкерування між етапами здійснюються за допомогою відповідних звернень до них (умов), потім відбувається передача інформації від одного етапу до іншого.

Повноцінне формування дії вимагає послідовного проходження етапів, частина з яких є попередніми, а частина - основними. Попередні етапи покликані створити необхідні умови для виконання дії, а основні етапи описують хід виконання самої дії.



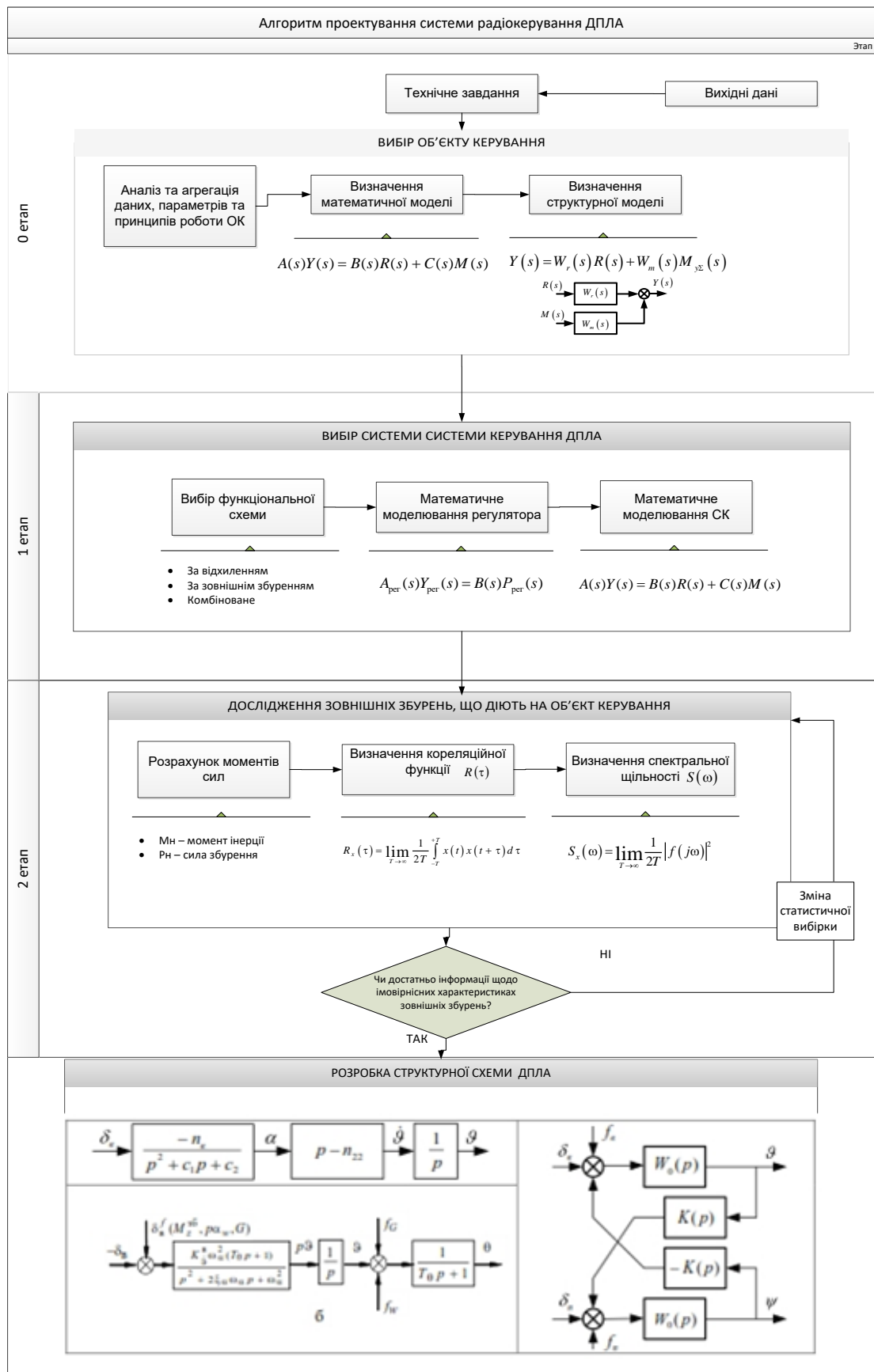


Рис. 6.1 САПР системи радіокерування ДПЛА, етап 0 – 3

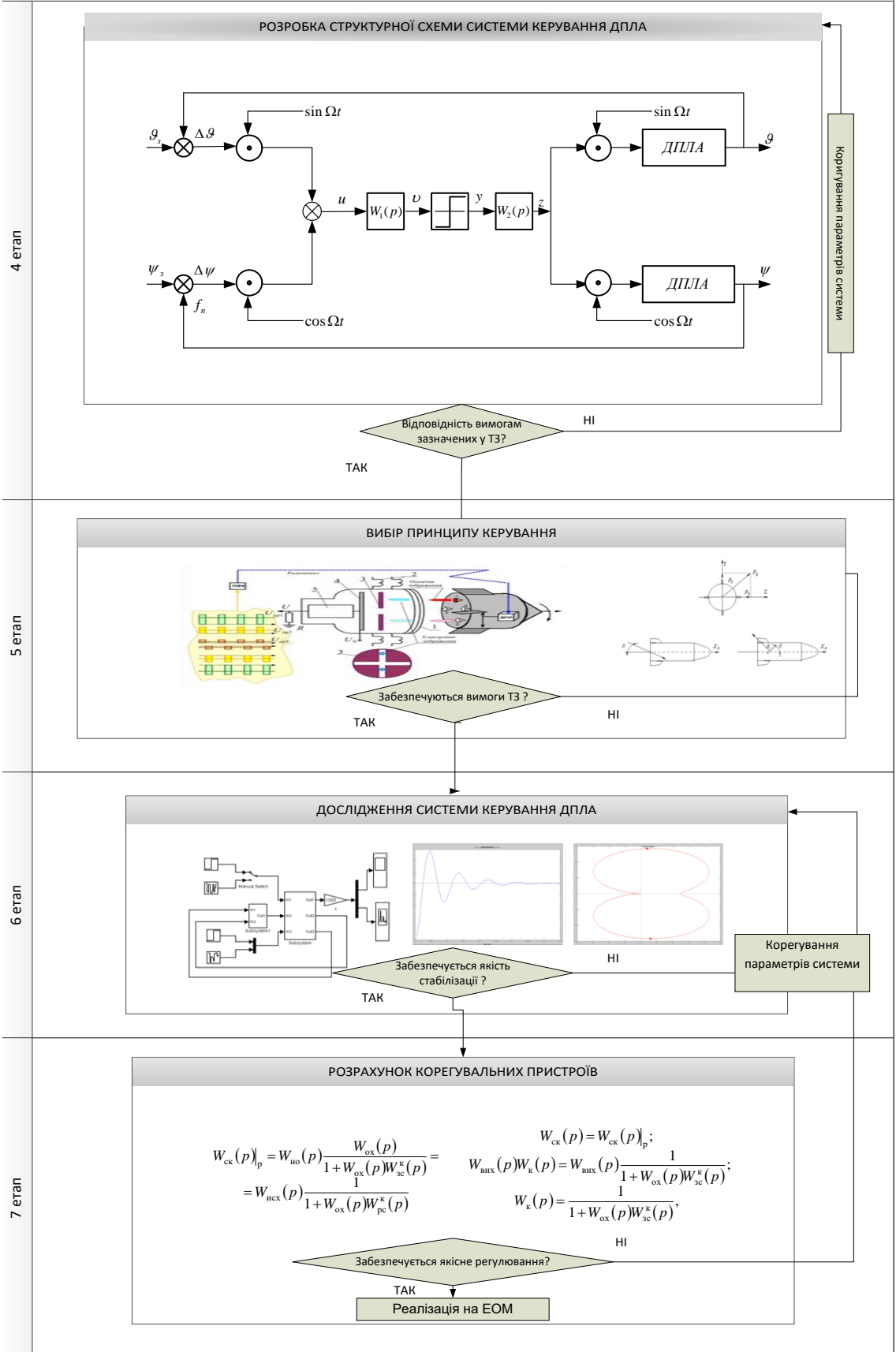


Рис. 6.2 САПР системи радіо керування ДПЛА, етап 4 - 7

До попередніх етапів алгоритму відносимо:

- вибір об'єкту керування;
- попередній вибір системи керування;
- дослідження зовнішніх збурень, що діють на об'єкт керування;

До основних етапів алгоритму відносимо:

- розробка структурної схеми ДПЛА;
- розробка структурної схеми системи керування;
- вибір принципу керування;
- дослідження системи радіо керування ДПЛА;
- розрахунок корегувальних пристроїв.

Головним етапом системи автоматизованого проектування є побудова моделі, що найкращим чином відображає властивості реального об'єкту. Створюючи математичну модель, ми прагнемо залишати для розгляду лише найбільш істотні параметри, робити математичний опис процесу якомога простішим. Створення моделі здійснюється зіставленням теорії та експерименту. Дане зіставлення носить, як правило, ітераційний характер, що і можливо відобразити у вигляді алгоритму. На кожному кроці ітерації відбувається уточнення відповідної моделі, відповідного процесу.

Кінцевим етапом автоматизованого проектування є, безпосередньо, проектування оптимального регулятора для системи керування ДПЛА.

Таким чином, розроблена та впроваджена САПР:

- ✓ скорочує час проектування об'єкта;
- ✓ створює реальний нелінійний об'єкт у віртуальному просторі ПК;
- ✓ підвищує якість і точність його функціонування;
- ✓ зменшує витрати на виробництво, зокрема на його стендові та натурні випробування.

Обов'язковою складовою ефективної САПР є її реалізація на ЕОМ, у нашому випадку, програмно-методичне забезпечення імпульсного радіокерування.

## 6.2 Програмна реалізація імпульсного радіокерування

Автором розроблено програмне забезпечення ілюстрації формування сигналів керування для передачі по радіо на дистанційно пілотованій літальній апарат. Програма может бути використана при навчанні операторів.

Програма написана мовою C++.

### 6.2.1 Опис вхідних та вихідних даних програми

Вхідними даними є сукупність імпульсів, що отримав приймач пристрою формування команд з дісектора, при кутах повороту об'єкта керування  $\gamma_p = 90^\circ \div 270^\circ - (\text{top} \div \text{bottom})$ , та  $\gamma_p = 0^\circ \div 180^\circ - (\text{left} \div \text{right})$ . Вихідними – середня величина сигналу керування за напрямком відхилення ДПЛА – курс або тангаж.

### 6.2.2 Опис інтерфейсу користувача

Інтерфейс користувача наведено на рис. 6.3.

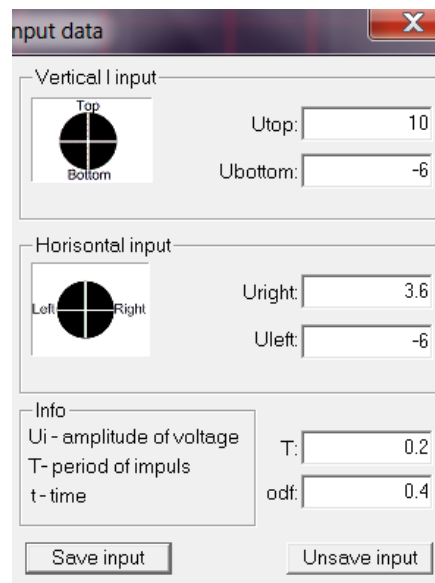


Рис. 6.3. Інтерфейс користувача програмної реалізації імпульсного керування

У верхній і середній частинах інтерфейсу розміщені по два вікна введення амплітуд імпульсних сигналів

$U_{\text{top}}$  (vertical input) - при відхиленні ДПЛА вгору

$U_{\text{bottom}}$  (vertical input) - при відхиленні ДПЛА донизу

$U_{\text{top}}$  (horizontal input) - при відхиленні ДПЛА праворуч

$U_{\text{bottom}}$  (horizontal input) - при відхиленні ДПЛА ліворуч

У нижній частині інтерфейсу розміщені два вікна для встановлення

$T$  - періоду чергування імпульсів, за яким легко розраховується частота обертання

ДПЛА навколо поздовжньої осі

$t$  - шпаруватість імпульсів.

Щоб задати значення будь-якого вихідного параметру достатньо підвести курсор до його поля, натиснути ліву кнопку миші та ввести потрібне значення.

Для отримання візуалізації імпульсного управління необхідно після завдання вхідних даних виконати дві дії:

по-перше - натиснути кнопку Save input, після чого з'являється осцилограма імпульсного сигналу (рис. 6.4).

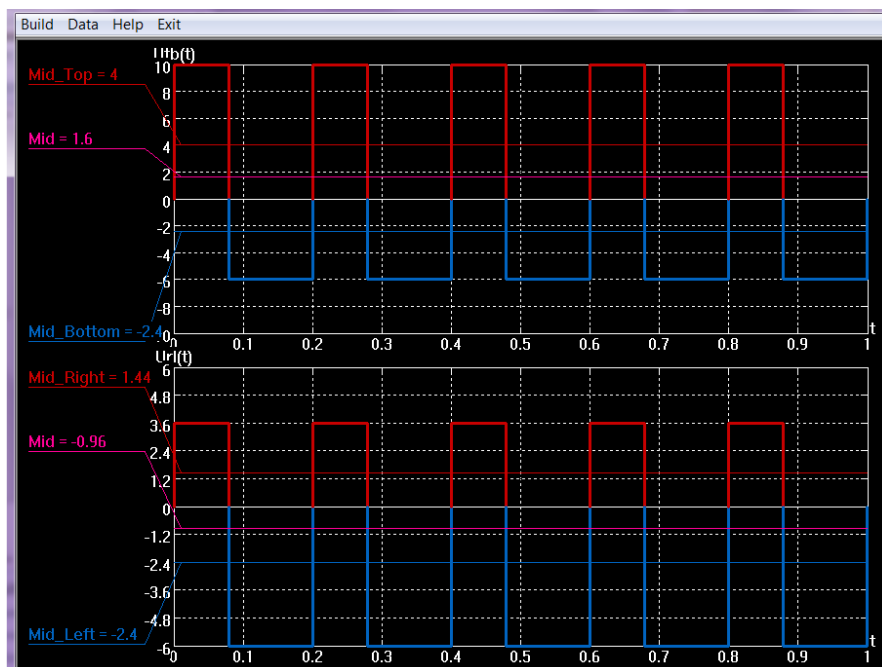


Рис. 6.4 Осцилограмма импульсных сигналов

По друге - над осцилограмой, що з'явилася, натиснути кнопку build

У вікні відобразяться імпульси відповідно до введених параметрів відхилення ДПЛА.

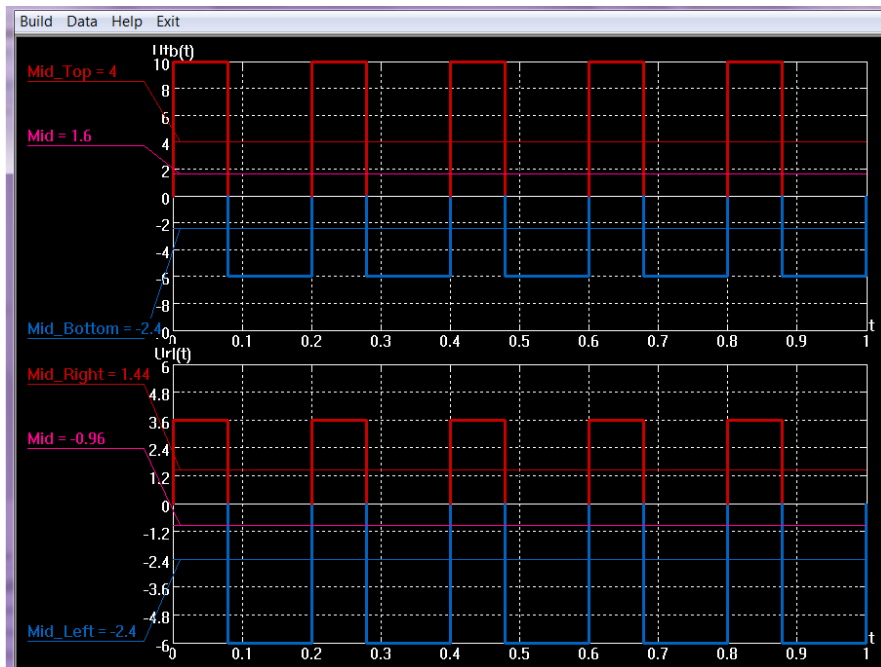
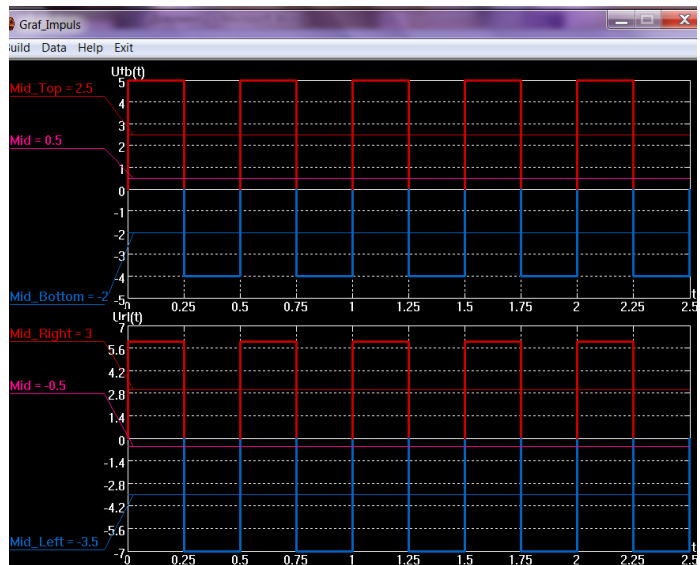


Рис. 6.5 Осцилограмма импульсных сигналов в соответствии с параметрами отклонений ДПЛА

Аналіз та коментарі остаються за керівником.

Припустимо, що були встановлені параметри, показані на рис. 6.6а.

а



б

Рис. 6.6 Вікно параметрів (а) і осцилограми імпульсів (б)

Осцилограми імпульсних сигналів відповідно до параметрів відхилень ДПЛА наведені на рис. 6.6, б

### 6.2.3 Елемент лістингу програми

```

// StepGrafTab.h : main header file for the STEPGRAFTAB application
//

#if !defined(AFX_STEPGRAFTAB_H__FAEBA9FD_053D_4691_AC60_B2683116065B__INCLUDED_)
#define AFX_STEPGRAFTAB_H__FAEBA9FD_053D_4691_AC60_B2683116065B__INCLUDED_

#if _MSC_VER > 1000
#pragma once
#endif // _MSC_VER > 1000

#ifndef __AFXWIN_H__
#error include 'stdafx.h' before including this file for PCH
#endif

#include "resource.h" // main symbols

////////////////////////////////////
// CStepGrafTabApp:
// See StepGrafTab.cpp for the implementation of this class
//

class CStepGrafTabApp : public CWinApp
{
public:
    CStepGrafTabApp();

// Overrides
    // ClassWizard generated virtual function overrides
    //{{AFX_VIRTUAL(CStepGrafTabApp)
public:
    virtual BOOL InitInstance();
    //}}AFX_VIRTUAL

// Implementation

    //{{AFX_MSG(CStepGrafTabApp)
    // NOTE - the ClassWizard will add and remove member functions here.
    //      DO NOT EDIT what you see in these blocks of generated code !
    //}}AFX_MSG
    DECLARE_MESSAGE_MAP()
};

////////////////////////////////////

//{{AFX_INSERT_LOCATION}}
// Microsoft Visual C++ will insert additional declarations immediately before the
previous line.

#endif //
!defined(AFX_STEPGRAFTAB_H__FAEBA9FD_053D_4691_AC60_B2683116065B__INCLUDED_)

// StepGrafTab.cpp : Defines the class behaviors for the application.

```

## 7. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Охорона навколишнього середовища може розглядатись як важлива державна задача удосконалення технічних процесів з метою зменшення пагубного впливу діяльності людини на природу. Актуальність цієї задачі при нинішньому стані навколишнього середовища в Україні очевидна.

Науково-технічний прогрес, разом з розвитком технічної бази, погіршує стан навколишнього середовища. Більшість науково-технічних досягнень вражає своєю масштабністю. Разом з тим, така зміна негативно впливає на навколишнє середовище. Так, для виготовлення будь-якого типу технічного обладнання з будь-якого матеріалу, потрібно його добування з надр Землі, обробка на промислових підприємствах для виробництва деталей. Все це наносить шкоду навколишньому середовищу, порушує рівновагу у природі, при цьому, шкода тим більша, чим більші особливості будь-якого виробу.

Підвищення екологічності пристроїв зменшує забруднення навколишнього середовища. При цьому послаблюється шкідливий вплив того чи іншого пристрою на людину, а внаслідок цього збільшується продуктивність праці і зменшуються витрати на медичну допомогу.

Однією з найважливіших проблем, яка виникає на етапах виробництва та експлуатації устаткування, а також при утилізації блоків, що відробили чи вийшли з ладу, є нанесення шкоди навколишньому середовищу.

Оцінюючи серйозність проблеми охорони навколишнього середовища, суспільство бачить її рішення в необхідності збереження життя на планеті, а вирішення природоохоронних задач сьогодні розглядається як фактор, що визначає стан здоров'я людей.

Основною задачею даної дипломної роботи є розробка системи автоматизованого проектування системи радіокерування ДПЛА. У дипломній роботі дослідження проводяться на прикладі дистанційно пілотуємого літального



апарату. Літакобудування, у числі інших галузей народного господарства, також впливає на біосферу в якості повітряного забруднення, впливу емісій двигунів, забруднення електромагнітними полями, шумового забруднення тощо. Збиток, заподіяний антропогенним забрудненням навколишньому середовищу, складає приблизно 1 млрд. гривень у рік. При проектуванні технічних систем варто приділяти цьому увагу.

Розглянутий у дипломній роботі об'єкт потребує, з метою оптимізації систем керування, використання персональної електронно-обчислювальної машини (ПЕОМ), які, в свою чергу, являють собою складні електронні пристрої, що характеризуються наявністю визначених джерел забруднення навколишнього середовища.

Усі елементи, які є складовими частинами персонального комп'ютера (ПК), такі, як системний блок, різні пристрої введення/виведення інформації, засіб візуального відображення інформації, формують складний електромагнітний стан на робочому місці користувача, що вносить свій негативний внесок на навколишнє середовище.

Основними факторами несприятливого впливу роботи з ПК є ергономічні параметри екрана монітора (зниження контрасту зображення в умовах інтенсивного зовнішнього освітлення, дзеркальні відблиски від передньої поверхні екранів моніторів, наявність мерехтіння зображення на екрані монітора).

Випромінювальні характеристики монітора:

- електромагнітне поле монітора в діапазоні частот 20 Гц- 1000 МГц;
- статичний електричний заряд на екрані монітора;
- ультрафіолетове випромінювання в діапазоні 200- 400 нм;
- інфрачервоне випромінювання в діапазоні 1050 нм- 1 мм;
- рентгенівське випромінювання  $> 1,2$  кеВ.

Тривалий вплив електромагнітних полів на людину має негативні наслідки для життєво важливих систем людини і може стати причиною важких захворювань. Адже на біологічну реакцію людини впливають такі параметри електромагнітних полів ЕОМ, як інтенсивність і частота випромінювання, тривалість опромінення і модуляція сигналу, частотний спектр і періодичність дії.

Так, згідно досліджень, навіть при короткочасній роботі (45 хвилин), в організмі користувача, під впливом електромагнітного випромінювання монітора відбуваються значні зміни гормонального стану і специфічні зміни біоелектричних параметрів мозку. А збільшення часу користування ПК стає причиною різних важких захворювань. Згідно статистики, у працюючих за монітором від 2 до 6 годин на добу функціональні порушення центральної нервової системи відбуваються в середньому в 4,6 рази частіше, ніж у контрольних групах, хворобі серцевосудинної системи - у 2 рази частіше, хвороби верхніх дихальних шляхів - у 1,9 рази частіше, хвороби опорно-рухового апарата - у 3,1 рази частіше. Як результат - при восьмигодинній роботі на протязі 4 місяців спостерігається зниження імунітету на 95%.

Кожен персональний комп'ютер включає засіб візуального відображення інформації - монітор. Як правило, це пристрій на основі електронно-променевої трубки. Люди, що працюють з монітором, здобувають електростатичний потенціал. Електростатичне поле (Естп) створюється накопиченням електростатичного заряду на екрані кінескопа при роботі монітора. Розкид електростатичних потенціалів користувачів коливається в діапазоні від -3 до +5 кв.

Крім того, внеском у загальне електростатичне поле являються клавіатури, що електризуються від тертя поверхні, і миші. Експерименти свідчать, що навіть після роботи з клавіатурою, електростатичне поле швидко зростає з 2 до 12 кв/м. На окремих робочих місцях в області рук реєструвалися напруженості статичних електричних полів більш 20 кв/м.

Серед вказаних вище негативних впливів ПК на здоров'я людини, можна назвати ще й шум в приміщеннях, обладнаних комп'ютерами, рівень якого в таких приміщеннях іноді досягає 85 дБ. Одними з джерел шуму є принтери, техніка й обладнання для кондиціонування повітря, у самих ПЕОМ - вентилятори систем охолодження і трансформатори.

Розглянемо рекомендації щодо зменшення негативного впливу ПК на навколишнє середовище та на здоров'я людини.

Перш за все, необхідно контролювати та нормувати час роботи за комп'ютером, або якнайчастіше робити перерву в роботі. Серед основних правил, які слід пам'ятати при роботі з ПК, є те, що не слід залишати комп'ютер включеним на тривалий час, якщо він не використовується, рекомендується

використовувати "сплячий режим" для монітора. У зв'язку з тим, що електромагнітне випромінювання максимальне з боку монітора, необхідно розташовувати монітор таким чином, щоб він не випромінював на сусідні робочі місця. Оптимальною відстанню розташування монітора від користувача є більш 1,2 м, критичною - 1,2 м. На даний час, широкого розповсюдження набувають рідинно кристалічні монітори, випромінювання яких значно менше, ніж у моніторів з електроннопроменевою трубкою. Також, комп'ютер повинен бути заземлений, при наявності захисного екрана, його теж варто заземлити.

### Висновки

В Україні безпека рівнів іонізуючих випромінювань комп'ютерних моніторів регламентується нормами НРБУ-97. Стандарти обмежують потужність дози рентгенівського випромінювання величиною 100мкР/година на відстані 5 см від поверхні екрана монітора і встановлюють для населення межу річної еквівалентної дози випромінювань на хрусталик ока, яка рівна 15 мЗв. Потужність дози гамма-випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора незначна (0.03-0.1 мкР/година) і складає 0.5% від потужності дози тіла, щільність потоку бета-випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора може складати 0.2-0.5 частий/см<sup>2</sup>,

Максимальна потужність дози рентгенівського випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора порівнянна з тлом і не перевищує 5-15 мкР/годину. Звідси випливає, що дана відстань від екрану монітора є оптимальною для людини при роботі з ПК і потужність еквівалентної дози випромінювань за такої відстані складе 0.3-0.4 мкЗв/година. І оскільки накопичена хрусталиком ока річна еквівалентна доза (~0.7 мЗв) у 20 разів менше припустимого нормами НРБУ-97 значення, це свідчить про радіаційну безпеку комп'ютерних моніторів.

## 8. ОХОРОНА ПРАЦІ

При експлуатації, ремонті й обслуговуванні систем керування інерційними об'єктами необхідно враховувати наступні шкідливі виробничі фактори, що входять у ОСТ 12.0.003-74 “Небезпечні і шкідливі виробничі фактори. Класифікація”, що можуть призвести до травми чи до раптового різкого погіршення здоров'я:

1) При проведенні технічної експлуатації систем стабілізації, відповідно до регламенту, зв'язаного з демонтажем регулятора та перевірки його в лабораторії має місце такий шкідливий виробничий фактор, як підвищене значення напруги змінного струму електромережі 220 В.

При технічній експлуатації електрообладнання систем стабілізації електротравми можуть виникнути за такою причиною, як безпосереднє доторкання до струмопровідних частин електроустаткування під напругою;

Електротравми відносяться до небезпечних факторів, що впливають на весь організм.

Вибір, розміщення, виконання, спосіб встановлення і клас ізоляції використовуваних машин, апаратів та іншого електрообладнання приводити відповідно з вимогами державних стандартів ССБТ та “Правил побудови електроустаткування” ПУЕ – 86 та правил експлуатації електроустаткування відповідно до ДНАОП 0.00-4.03-93 “Правила безпечної експлуатації електроустаткування споживачів”, а також ОСТ 12.1.019-79 ССБТ “Електробезпека. Загальні вимоги безпеки.”

Усі припустимі норми по даному розділі вказані в ОСТ 12.1.038-82 "ССБТ. Електробезпека. Гранично припустимі рівні напруги дотику і струму".

Ступінь впливу електричного струму на організм людини визначається опором тіла людини, значенням, родом і частотою струму, шляхом струму в організмі, станом організму і зовнішнім середовищем.

2) Створення сприятливих умов праці в основному забезпечується благоустроєм робочих місць і виробничих приміщень.

Важливо утримувати приміщення відповідно до гігієнічних вимог. Норма температури, відносної вологості і швидкості руху повітря в лабораторії, де проводиться обслуговування, визначається ОСТ 12.1.005-88.

Метеорологічні умови виробничих приміщень мають великий вплив на біологічні процеси, що протікають в організмі людини, і тому є дуже важливими факторами, які характеризують санітарно-гігієнічні умови праці. Тривала дія несприятливих метеорологічних умов на людину призводить до погіршення його самопочуття, зниження виробництва праці і збільшення сприйняття до захворювань. Метеорологічні умови посилюють чи послаблюють процеси віддачі тепла організмом людини в зовнішнє середовище.

У робочій зоні виробничих приміщень ОСТ 12.1.005-88 ССБТ “Загальні санітарно-гігієнічні вимоги до повітря у виробничій зоні” встановлюють норми температури, відносної вологості і швидкості руху повітря в теплий, холодний та перехідний періоди року, виходячи з категорій роботи по важкості, призначенню приміщень, надлишку тепла. Оптимальні параметри повітряного середовища забезпечуються використанням опалення, вентиляції і кондиціонування повітря відповідно до СНіП 2.04.05-92 “Опалення, вентиляція і кондиціонування повітря”.

### 3) Вплив освітлення на зір людини.

В умовах лабораторії незадовільне освітлення зони обслуговування може призвести до погіршення якості виконуваних робіт. Для утворення раціонального освітлення необхідно нормувати рівень освітлення на робочих поверхнях.

Санітарними нормами встановлені мінімально допустимі величини освітлення штучним світлом, а для підприємств цивільної авіації – у ДНАОП 5.1.30-2.18-82, ОСТ 5472003-82 “Освітлення штучне на експлуатаційних підприємствах цивільної авіації. Норми та вимоги безпеки”. Недостатня освітленість робочої зони в місцях, де встановлюється блок, освітленість складає 150 лк.

## 8.1. Технічні заходи щодо ліквідації і зниження дії небезпечних і шкідливих виробничих факторів

Норми природного освітлення у виробничих приміщеннях і лабораторіях встановлені з урахуванням отримання максимально можливого освітлення. Стіни та стеля повинні фарбуватися у світлі тони. Рекомендується використовувати систему комбінованого освітлення.

Захист від поразки електричним струмом.

Захист від поразки при дотику до частин електро- і радіобладнання, що не знаходяться, але можуть виявитися під напругою, у випадку порушення ізоляції, згідно ГОСТу 12.1.030-81 забезпечується шляхом закорачування на металевий корпус усіх крапок електричної схеми, що повинні бути під потенціалом землі, а також застосуванням автоматичного відключення за допомогою автоматів захисту мережі типу АЗС чи АЗР.

Загальні заходи захисту від дії електричного струму.

Відповідно до вимог ОСТ 12.1.019-79 “Електробезпека. Загальні вимоги.” і ОСТ 12.1.038-82 “Гранично допустимі рівні напруги доторкання та струмів” захист від небезпечного впливу електричного струму забезпечується:

- використанням захисного заземлення в лабораторії;
- використанням малих напруг;
- ізоляцією струмопровідних частин;
- надійним контактним з'єднанням;
- вірним вибором дротів.

8.2. Забезпечення пожежної і вибухової безпеки проектованого об'єкта.

Відповідно до ГОСТ 12.1.004-91 “Заходи пожежної безпеки” пожежна та вибухова безпека забезпечується:

- 1) Системою запобігання пожежі;
- 2) Системою протипожежного захисту;
- 3) Організаційно-технічними заходами.

Пожежна небезпека може бути обумовлена утворенням електричної дуги та розпечені частини метала, іскор, перегрівом струмопровідних елементів, запаленням легкозаймистих рідин та пароповітряних сумішей речовин, використаних при експлуатації та технічному обслуговуванні.

Аналіз статистичних матеріалів показує, що біля половини всіх пожеж і загорянь виникає через порушення правил і норм пожежної профілактики і необережного поводження з вогнем.

Для запобігання пожеж і вибухів необхідно виключити можливість утворення пального чи вибухонебезпечного середовища, чи виникнення внесення в них джерел чи запалювання ініціювання вибуху, підвищення температури і тиску пального середовища вище максимально припустимих значень по горючості. Запобігання утворення вибухонебезпечного середовища усередині лабораторного устаткування (апаратури) забезпечується за рахунок застосування герметичних виробничих установок, підтримки складу середовища поза областю запалення.

Заходи по забезпеченню пожежної та вибухової безпеки в лабораторії:

- 1) Для оздоблення стін слід використовувати негорючі або важко горючі матеріали;
- 2) Система електроживлення повинна мати блокування, яка забезпечує її відключення;
- 3) Використовувати заходи та засоби запобігання іскріння;
- 4) Для виявлення пожежі використовувати датчики, які реагують при з'явленні диму, на підвищену температуру, реагуючі на відкрите полум'я;
- 5) Для гасіння пожежі використовуються вуглекислі вогнегасники та інші засоби.

Для гасіння пожежі в приміщенні використовуються переносні вуглекислі вогнегасники. Вогнегасники встановлюються в приміщенні з розрахунку один вогнегасник на 40-50 м<sup>2</sup> підлоги, але не менше двох.

Для попередження пожежі, вибуху через перевантаження і коротких замикань у блоці необхідно здійснити правильний вибір елементів електричних ланцюгів і забезпечити систему електрозахисту.

### 8.3. Інструкція з охорони праці під час розробки алгоритму системи автоматизованого проектування

1. До обслуговування технічної системи допускаються особи інженерно-технічного складу, які вивчили пристрій, інструкції з експлуатації, ці інструкції та склавши залік по техніці безпеки та пожежній безпеці.
2. Технік, який буде проводити технічне обслуговування, повинний твердо знати та суворо виконувати правила внутрішнього розпорядку, не допускати на виробничому місці паління та розпивання спиртних напоїв.

3. Небезпечним виробничим фактором при дослідженні технічних систем в лабораторії є ураження електричним струмом.

Перед початком дослідження:

4. Переконатися в тому, що захисне заземлення надійне, уся КВА повинна бути заземлена;
5. Інструменти, що використовуються, повинні мати маркування і зберігатися в спеціальній шафі.

Перед виконанням робіт:

6. Надягнути та упорядкувати робочу одягу, одягнути головний убір та прибрати під нього волосся;
7. Провести огляд технічного стану робочого місця, прибрати з робочого місця все, що може заважати роботі;
8. Перевірити справність обладнання, приладів, інструмента, вентиляції, освітлення. Не працювати на обладнанні з простроченими рядками освідчення;
9. Вивісити попереджувальні таблички;
10. Ужити заходів попередження мимовільного включення апаратури;
11. Переконатися в наявності медичної аптечки з необхідним мінімумом медикаментів, вогнегасників, індивідуальних засобів захисту.

Під час роботи:

12. Включення і вимикання устаткування виконується тільки особою, яка знає правила ТБ;
13. При змінах параметрів необхідно визначити величину вимірюваного параметра, підібрати і вивчити інструкцію з експлуатації вимірювальної апаратури і підготувати до вимірів;
14. Перед дослідженнями прилади обов'язково заземлити;
15. Регульовані роботи виконуються на основі убрання на виконання робіт або по усному розпорядженні відповідального керівника робіт;

По закінченню роботи:

16. Зняти напругу з обслуговуючого блоку;
17. Упорядкувати виробниче місце;
18. Здати інструменти, КПА, засоби індивідуального захисту.



Вимоги до безпеки в аварійних випадках:

19. Відімкнути струм від обладнання;

20. Зупинити роботу;

21. Явитись в розпорядження старшого зміни та доповісти про випадок.

За порушення чи невиконання цих вимог винні несуть відповідальність відповідно до чинного законодавства.

## ВИСНОВКИ

В ході дипломної роботи було:

- створено САПР системи радіокерування ДПЛА;
- створено математичну модель симетричного у двох площинах ДПЛА, як об'єкта управління, та побудовано структурну схему ДПЛА з двома площинами симетрії;
- запропоновано одноканальну систему автоматизованого управління ДПЛА;
- визначено функціональну схему бортового обладнання;
- синтезовані пристрої формування команд за радіоканалом та розроблена програма формування керуючих широтно-модульованих імпульсів;
- запропоновано увести до складу системи керування паралельний корегуючий пристрій, що призвело до покращення системи керування за показниками якості та стійкості;
- розроблено програмне забезпечення автоматизованого синтезу методами стандартних перехідних характеристик.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Аблесімов О.К., Александров Є.Є., Александрова І.Є. Автоматичне керування рухомими об'єктами й технологічними процесами. - Харків: НТУ "ХПІ", 2008. - 443с.
2. Филлипс Ч., Харбор Р. Системы управления с обратной связью. – М: Лаборатория Базовых Знаний, 2001. – 616с.
3. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. - 280 с.
4. Асланян А.Э., Филяшкин Н.К. Летательный аппарат как объект управления. – К.: Изд-во КВВАИУ, 1988. – 115 с.
5. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
6. Бородин В.Т., Рыльский Г.И. Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов. – М.: Наука, 1978. – 213 с.
7. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979. – 348 с.
8. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом – М.: Машиностроение, 1980. – 216 с.
9. Ільїн О.Ю., Філяшкін М.К., Черних Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. – К.: Вид-во КІ ВПС, 1999. – 335 с.
10. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 478 с.