

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА АВТОМАТИЗАЦІЇ ТА ЕНЕРГОМЕНЕДЖМЕНТУ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ В.П. Захарченко
« ____ » _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТР

ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 151 «АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА КОМП'ЮТЕРНО-ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЇ»

Тема: «Система наведення безпілотного літального апарата. Повздовжній канал управління та стабілізації»

Виконавець студент групи АТ-216М Мащенко Сергій Вадимович
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник к.т.н., доцент Чуріна Олександра Йосипівна
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Консультант розділу «Охорона праці»: _____ С.М. Занько
(підпис) (ПІБ)

Консультант розділу «Охорона навколишнього середовища»: _____ В.Ф. Фролов
(підпис) (ПІБ)

Нормоконтролер: _____ О.Й. Чуріна
(підпис) (ПІБ)

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аерокосмічний

Кафедра автоматизації та енергоменеджменту

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

(шифр, найменування)

Освітньо-професійна програма «Автоматика та автоматизація на транспорті»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

В.П. Захарченко

«_____» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Мащенко Сергія Вадимовича

(П.І.Б. випускника)

1. Тема роботи «Система наведення безпілотного літального апарата. Повздовжній канал управління та стабілізації» затверджена наказом ректора від «30» вересня 2020 р. №1835/ст.

2. Термін виконання роботи (проекту): з 05.10.2020р.по 27.12.2020р.

3. Вихідні дані до роботи (проекту): дані про надійність елементів аналого-цифрового перетворювача. Врахувати умови експлуатації безпілотних літальних апаратів в досліджуваній роботі.

4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз безпілотного літального апарату, як об'єкту управління. Дослідження схеми системи керування та стабілізації повздовжнього каналу безпілотного літального апарату. Надійність дослідженої системи управління безпілотного літального апарату. Охорона праці. Охорона навколишнього середовища.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: Функціональна схема керування в повздовжньому каналі безпілотного літального апарату. Структурна схема заданого положення безпілотного літального апарату. Узагальнена структурна схема повздовжнього каналу керування. Функціональна схема аналого-цифрового перетворювача. Структурна схема аналого-цифрового перетворювача. Принципова схема аналого-цифрового перетворювача.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін Виконання	Підпис керівника
1.	Аналіз та обґрунтування вибору інформаційних джерел	12.09 – 17.09.20	
2.	Збір та аналіз даних інформаційного характеру. Обґрунтування вибору рішення щодо тематики дослідження	18.09 – 01.10.20	
3.	Робота над розділом №1	01.10 – 18.10.20	
4.	Робота над розділом №2	18.10 – 08.11.20	
5.	Робота над розділом №3	08.11 – 24.11.20	
6.	Розгляд питання охорони праці	Після отримання завдання	
7.	Розгляд питання охорони навколишнього середовища	Після отримання завдання	
8.	Робота над оформленням обов'язкового ілюстрованого матеріалу, оформлення пояснювальної записки	20.11 – 20.12.20	
9.	Перевірка роботи на добросовісність. Підготовка до захисту	Після передзахисту	

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Занько С.М.		
Охорона навколишнього середовища	Фролов С.М.		

8. Дата видачі завдання: « ___ » вересня 2020 р.

Керівник дипломної роботи (проекту)

_____ Чуріна О.Й.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання

_____ Мащенко С.В.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Система наведення безпілотного літального апарата. Повздовжній канал управління та стабілізації»: 104 сторінок, 20 рисунків, 1 таблиця, 15 використаних джерел.

БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, СИСТЕМА НАВЕДЕННЯ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ, ПОВЗДОВЖНІЙ КАНАЛ УПРАВЛІННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ, НАДІЙНІСТЬ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ, АНАЛОГО-ЦИФРОВИЙ ПЕРЕТВОРЮВАЧ

Об'єкт дослідження: система наведення безпілотних літальних апаратів.

Предмет дослідження: повздовжній канал управління та стабілізації.

Мета кваліфікаційної роботи: дослідження актуальності розробки повздовжнього каналу керування безпілотного літального апарату.

Методи дослідження: аналітичні методи, методи теорії наведення безпілотних літальних апаратів

Матеріали дипломного проекту можуть бути використані для удосконалення або подальшого розвитку систем наведення безпілотних літальних апаратів.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ, ЯК ОБ'ЄКТУ УПРАВЛІННЯ.....	10
1.1. Аналіз характеристик безпілотних літальних апаратів середньої дальності.....	10
1.2. Аналіз систем керування безпілотних літальних апаратів	13
1.2.1. Метод пропорційного наведення.	17
1.2.2. Автономні системи.	20
1.2.3. Комбіновані системи керування та області їх застосування.	21
1.3. Вибір типової системи керування та постановка задачі на дипломну роботу.....	23
РОЗДІЛ 2. ДОСЛІДЖЕННЯ СХЕМИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ ПОВЗДОВЖНЬОГО КАНАЛУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	27
2.1. Функціональні схеми систем радіокерування в подовжньому каналі безпілотного літального апарату	27
2.1.1. Головка самонаведення.	30
2.1.2. Амплітудно-фазовий оптичний координатор з обертовим модулюючим диском.....	34
2.1.3. Оптичний координатор цілі з обертовим модулюючим диском.....	36
2.1.4. Автопілот.	38
2.1.5. Принцип формування сигналів керування.	41
2.2. Структурна схема повздовжнього каналу керування безпілотного літального апарату	42
2.2.1. Контур кутового керування й стабілізації безпілотного літального апарату.....	42
2.2.2. Алгоритми траєкторного керування безпілотного літального апарату при методі пропорційної навігації.	49

2.2.3. Рівняння руху керованого безпілотного літального апарату у вертикальній площині.	54
2.2.4. Реакція кута тангажа на момент, що обурює.	59
2.3. Розробка та розрахунок схеми аналогово-цифрового перетворювача системи керування повздовжнього каналу безпілотного літального апарату	60
2.3.1. Аналіз існуючих схем перетворювання.	60
2.3.2. Розробка принципіальної схеми аналого-цифрового перетворювача.	61
2.3.3. Розрахунок принципіальної схеми аналого-цифрового перетворювача.	64
РОЗДІЛ 1	10
АНАЛІЗ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ, ЯК ОБ’ЄКТУ УПРАВЛІННЯ	11
1.1. Аналіз характеристик безпілотних літальних апаратів середньої дальності	11
Роботи зі створення нового керованого авіаційного обладнання безпілотного літального апарата є наукоємними, трудомісткими і вимагають значних витрат різних видів ресурсів. В даний час їх здатні проводити (без залучення технологічної і економічної допомоги інших країн) США, Великобританія, Франція, Росія, Німеччина і Україна.	12
Необхідність розробки нових авіаційних керованих безпілотних літальних апаратів обумовлена перш за все потребою в таких зразках пристроїв, які відповідали б високим науково-технічним і економічним вимогам, що пред’являються до авіаційних комплексів. На думку американських і європейських розробників авіаційних безпілотних літальних апаратів нового покоління, вони повинні забезпечувати:	12
– непомітне і швидке виявлення заданого об’єкту наведення;	12

– стійкий одночасний супровід декількох об’єктів і знищення як найбільш пріоритетного з них, так і декілька шляхом послідовного пуску безпілотного літального апарата;	12
– максимально можливу скритність застосування безпілотного літального апарата; більш обширну, ніж у супротивника, зону можливих пусків безпілотного літального апарата;	12
– оптимальне поєднання аеродинамічних і енергобалістичних характеристик безпілотного літального апарата на всіх етапах його польоту;	12
– можливість корекції польотного завдання, здійснюваної як з літака-носія, так і з інших спеціалізованих літальних апаратів;	12
– застосування сучасних методів наведення безпілотного літального апарата;	12
– використання у складі безпілотного літального апарата перспективного корисного вантажу і пристроїв приведення його у дію, що поєднують оптимальні масо-габаритні характеристики з високою ефективністю дії. [15]	13

Відповідно класифікації вони підрозділяються на безпілотні літальні апарати великої (більше 100 км), середньої (до 75 км) і малої (до 20 км) дальності. [13] 13

Всі безпілотні літальні апарати оснащуються, як правило, дворежимними твердопаливними двигунами з високою тягою на стартовій ділянці і нижчою на маршовому. Час роботи двигуна складає від декількох секунд до декількох десятків секунд. [13]

1.2. Аналіз систем керування безпілотних літальних апаратів	13
1.2.1. Метод пропорційного наведення.	18
1.2.2. Автономні системи.	21
1.2.3. Комбіновані системи керування та області їх застосування.	22
1.3. Вибір типової системи керування та постановка задачі на дипломну роботу	24
РОЗДІЛ 2	27

ДОСЛІДЖЕННЯ СХЕМИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ ПОВЗДОВЖНЬОГО КАНАЛУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

..... 27

2.1. Функціональні схеми систем радіокерування в подовжньому каналі безпілотного літального апарату	27
2.1.1. Головка самонаведення.	30
2.1.2. Амплітудно-фазовий оптичний координатор з обертовим модулюючим диском.	34
2.1.3. Оптичний координатор цілі з обертовим модулюючим диском.	36

2.1.4. Автопілот.	39
2.1.5. Принцип формування сигналів керування.	42
2.2. Структурна схема повздовжнього каналу керування безпілотного літального апарату	43
2.2.1. Контур кутового керування й стабілізації безпілотного літального апарату.	43
2.2.2. Алгоритми траєкторного керування безпілотного літального апарату при методі пропорційної навігації.	50
2.2.3. Реакція кута тангажа на момент, що обурює.	60
2.3. Розробка та розрахунок схеми аналогово-цифрового перетворювача системи керування повздовжнього каналу безпілотного літального апарату	61
2.3.1. Аналіз існуючих схем перетворювання.	61
2.3.2. Розробка принципіальної схеми аналого-цифрового перетворювача. До складу перетворювача входять:	62
2.3.3. Розрахунок принципіальної схеми аналого-цифрового перетворювача.	65
РОЗДІЛ 3	68

НАДІЙНІСТЬ ДОСЛІДЖЕНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ

БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ	68
3.1. Надійність системи керування	68
3.1.1. Надійність елементів аналого-цифрового перетворювача.	76
3.2. Кількісний аналіз надійнісних характеристик технічних систем на етапі випробувань	78
3.2.1. Загальна схема оцінки й контролю надійності технічної системи на етапі випробувань.	78
3.2.2. Вибір й обґрунтування статичних моделей при кількісному аналізі надійності технічних систем на етапі випробувань.	79

ВСТУП

Актуальною темою для дипломного проектування є постановка задачі розробки системи управління БПЛА, на прикладі повздовжнього каналу управління.

Система управління польотом безпілотного літального апарата є однією з найважливіших її складових частин, яка багато в чому визначає спосіб та ефективність застосування літального апарата. Пристрій систем управління базується на найновіших досягненнях теорії керування, приборокерування та радіоелектроніки. Сучасний рівень вимог до безпілотних літальних апаратів вимагає швидкого вдосконалення та розвитку систем управління, підвищенню їх надійності та необхідності розробки нових способів технічного обслуговування при підготовці до застосування, необхідності забезпечення максимальної ефективності застосування по заданому критерію, вимог зручності і простоти експлуатації, а також враховувати сучасні науково-технічні досягнення, рівень технології виробництва і вартість спроектованої системи.

Розробка такої системи дозволить вирішити проблеми впливу зовнішніх обурень на управління та стабілізацію БПЛА, об'єктивно проаналізувати некеровані процеси та їх негативний вплив на систему управління в цілому. Основою наукового підходу до обґрунтування тактико-технічних вимог є системний аналіз властивостей і можливостей комплексу авіаційного обладнання, включаючи літак-носій. Комплексний підхід дозволяє в цілому правильно оцінити зовнішність керованого засобу, його основні характеристики, які є оптимальними з погляду різних критеріїв на сучасному етапі розвитку науки, техніки, що можливо тільки при глибокому розумінні суті справи, звідки є необхідність вивчення не тільки методів аналізу, але і синтезу, тобто створення в певному значенні оптимального керованого безпілотного літального апарату.

Метою дипломного проектування є дослідження структурної та функціональної схеми повздовжнього каналу керування та стабілізації. В цю задачу входить розрахунок необхідного елемента системи керування – аналогово-цифрового перетворювача, головним завданням якого є перетворення аналогових сигналів в цифрові сигнали блоку формування сигналів керування.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ, ЯК ОБ'ЄКТУ УПРАВЛІННЯ

1.1. Аналіз характеристик безпілотних літальних апаратів середньої дальності

Розробка нових зразків безпілотних літальних апаратів є одним з основних способів підтримки авіаційній промисловості, та необхідного рівня технологічного і виробничого потенціалу потужності країни, а отже, із забезпеченням її політичної і економічної незалежності.

Властивості БПЛА оцінюються тактичними, технічними і експлуатаційними характеристиками. До основних тактичних характеристик відносяться: діапазон висот і швидкостей застосування (область можливих пусків літальних апаратів), метеорологічні умови перешкод, обмеження на маневр носія і об'єкта наведення, вірогідність досягнення поставленої мети за заданих умов застосування. До основних технічних характеристик відносяться: масові і геометричні дані, аеродинамічна форма і схема, тип рушійної установки і її тяга, тип системи керування і дальність її дії, тип корисної маси, перевантаження, що з'являється по висотах і швидкостях, степінь захисту від перешкод. Основними експлуатаційними характеристиками є надійність, час підготовки до застосування, умови зберігання і транспортування, ресурс. [15]

Обґрунтування тактико-технічних вимог до безпілотних літальних апаратів виходить з їх призначення, необхідності забезпечення максимальної ефективності застосування по заданому критерію, вимог зручності і простоти експлуатації, а також враховувати сучасні науково-технічні досягнення, рівень технології виробництва і вартість. Основою наукового підходу до обґрунтування тактико-технічних вимог є системний аналіз властивостей і можливостей комплексу авіаційного обладнання, включаючи літака-носія, керований і некерований відрізок траєкторії польоту безпілотного літального апарата, засоби підготовки і застосування. Комплексний підхід дозволяє в цілому правильно оцінити

зовнішній облік керованого засобу, його основні характеристики, які є оптимальними з погляду різних критеріїв на сучасному етапі розвитку науки, техніки і тактики. Створення керованих засобів поразки, що володіють високою ефективністю, та дуже хорошими тактико-технічними і експлуатаційними характеристиками, можливо тільки при тісній взаємодії фахівців з науковими, конструкторами і інженерами промислових організацій. [15]

Роботи зі створення нового керованого авіаційного обладнання безпілотного літального апарата є наукоємними, трудомісткими і вимагають значних витрат різних видів ресурсів. В даний час їх здатні проводити (без залучення технологічної і економічної допомоги інших країн) США, Великобританія, Франція, Росія, Німеччина і Україна.

Необхідність розробки нових авіаційних керованих безпілотних літальних апаратів обумовлена перш за все потребою в таких зразках пристроїв, які відповідали б високим науково-технічним і економічним вимогам, що пред'являються до авіаційних комплексів. На думку американських і європейських розробників авіаційних безпілотних літальних апаратів нового покоління, вони повинні забезпечувати:

- непомітне і швидке виявлення заданого об'єкту наведення;
- стійкий одночасний супровід декількох об'єктів і знищення як найбільш пріоритетного з них, так і декілька шляхом послідовного пуску безпілотного літального апарата;
- максимально можливу скритність застосування безпілотного літального апарата; більш обширну, ніж у супротивника, зону можливих пусків безпілотного літального апарата;
- оптимальне поєднання аеродинамічних і енергобалістичних характеристик безпілотного літального апарата на всіх етапах його польоту;
- можливість корекції польотного завдання, здійснюваної як з літака-носія, так і з інших спеціалізованих літальних апаратів;
- застосування сучасних методів наведення безпілотного літального апарата;

– використання у складі безпілотного літального апарата перспективного корисного вантажу і пристроїв приведення його у дію, що поєднують оптимальні масо-габаритні характеристики з високою ефективністю дії. [15]

Відповідно класифікації вони підрозділяються на безпілотні літальні апарати великої (більше 100 км), середньої (до 75 км) і малої (до 20 км) дальності. [13]

Всі безпілотні літальні апарати оснащуються, як правило, дворежимними твердопаливними двигунами з високою тягою на стартовій ділянці і нижчою на маршовому. Час роботи двигуна складає від декількох секунд до декількох десятків секунд. [13]

На сучасному етапі основними напрямками розвитку безпілотних літальних апаратів є збільшення дальності дії; підвищення маневреності; забезпечення автономності застосування безпілотних літальних апаратів і можливості виконання залпового пуску по декількох об'єктах наведення водночас; зниження демаскуючих ознак застосовуваних в безпілотних літальних апаратах; і забезпечення мінімального впливу на помітність літака-носія.

До безпілотних літальних апаратів (розроблених в СРСР), відносяться безпілотні літальні апарати з позначенням: Р-23, Р-24 і інші, в яких реалізовані технічні рішення, що дозволяють цим зразкам показувати високі льотні характеристики.

Головним недоліком безпілотних літальних апаратів, оснащених напівактивною системою радіолокаційного наведення, є необхідність виконання безперервного підсвічування об'єкта наведення станцією радіолокації літака-носія з моменту пуску безпілотного літального апарату і до зустрічі з потрібним об'єктом, що у край обмежує можливості по маневруванню носія після пуску безпілотного літального апарата, демаскує винищувач під час атаки і виключає можливість застосування ним радіоелектронних перешкод для ухилення від зустрічної атаки. [14]

1.2. Аналіз систем керування безпілотних літальних апаратів

Аналізуючі системи керування, розглянемо керований та некерований безпілотний літальний апарат. Якщо безпілотний літальний апарат являється некерованим та в процесі польоту відсутні будь-які випадкові на нього дії, то траєкторія його руху повністю визначається початковими умовами пуску та балістичними характеристиками. Похибка на початку пуску безпілотного літального апарату (для некерованих) призводить до негативних результатів при враженні потрібного об'єкта.

У реальному керованому польоті величина та напрям швидкості можуть безперервно змінюватися в залежності від положення керуючих органів. Отже при фіксованих початкових умовах можлива велика кількість траєкторій руху керованого безпілотного літального апарату. Щоб заданим початковим умовам відповідала визначена траєкторія, необхідно на процес руху накласти деякі зв'язки. В реальних умовах такі зв'язки накладаються системою керування безпілотного літального апарату, тобто система керування рухом безпілотного літального апарату додає в себе рівняння, яке описує систему керування.

Система керування, яка розміщується на безпілотному літальному апараті та отримує інформацію перед пуском називається автономною.

Система керування, яка отримує інформацію в процесі польоту з командного пункту (пункту керування) називається системою телекерування.

Система керування, яка отримує інформацію в процесі польоту безпосередньо від об'єкту наведення називається системою самонаведення.

Крім системи керування на борту безпілотного літального апарату повинен бути пристрій, який забезпечує обробку інформації про об'єкт наведення та результатах керування, тобто прилади, які визначають відхилення безпілотного літального апарату від параметрів теоретичної, розрахованої траєкторії руху, такі параметри називають параметрами керування.

Частіше всього параметром керування, в системах самонаведення являється зміна кутової швидкості лінії візирування цілі. Кутова швидкість ω змінюється слідкуючим координатором головки самонаведення безпілотного літального апарату. В системах телекерування параметром керування являється величина

відхилення безпілотного літального апарату від лінії направлення на об'єкт наведення (оператор – об'єкт). Вимірювання даного відхилення проводиться автоматично за допомогою вимірювальних елементів. В автономних системах керування є вимірювачі, які визначають відхилення траєкторії руху безпілотного літального апарату від заданої. До них можна віднести інерціальну систему, висотоміри, вимірювачі швидкості та ін.

В системах керування безпілотного літального апарату є пристрої, які перетворюють сигнали параметрів керування. Вони являють собою сукупність підсилювачів та різних функціональних перетворювачів. Виконуючими пристроями, що приводять в дію кермо безпілотного літального апарату являються приводи керма.

Для забезпечення повної керованості безпілотний літальний апарат забезпечується кермом висоти, керування та крену.

Для двоканального керування безпілотного літального апарату рівняння ідеального зв'язку (не враховуючи обурень) мають вид:

- для самонавідних безпілотних літальних апаратів

$$\begin{cases} F_1(V, D, D^o, X^o, \dot{X}^o, t) = 0; \\ F_2(V, D, D^o, X^o, \dot{X}^o, t) = 0, \end{cases} \quad (1.1)$$

де D – вектор дальності до об'єкта наведення;

- для телекерованих безпілотних літальних апаратів:

$$\begin{cases} F_1(V, D_c, \dot{D}_c, X^o, \dot{X}^o, t) = 0; \\ F_2(V, D_c, \dot{D}_c, X^o, \dot{X}^o, t) = 0. \end{cases} \quad (1.2)$$

- для автономно керованих безпілотних літальних апаратів:

$$\begin{cases} F_1(V, \gamma, \dot{\gamma}, X^o, \dot{X}^o, t) = 0; \\ F_2(V, \gamma, \dot{\gamma}, X^o, \dot{X}^o, t) = 0. \end{cases} \quad (1.3)$$

Рівняння (1.1) та (1.3) показують, що в процесі руху безпілотного літального апарату зв'язки можуть бути накладені на вектор швидкості (\bar{V}), від вектору дальності до об'єкта (\bar{D}) та повздовжню вісь (X^o), але всі вони в кінцевому випадку зводяться до необхідності розвороту вектора швидкості по визначеному

закону. Хоча можливі й інші зв'язки, які забезпечують необхідний режим польоту безпілотного літального апарату (наприклад, регулювання тяги двигуна, керування за допомогою керма висоти та крену). Зв'язки, які визначають напрям вектору швидкості безпілотного літального апарату називаються основними, всі інші – допоміжні.

Система керування безпілотного літального апарату реалізує визначені методи наведення.

Методом наведення безпілотних літальних апаратів називається визначена організація керуванням польоту безпілотного літального апарату, яка забезпечує попадання літального апарату в потрібний об'єкт та скалярні рівняння керування ідеального зв'язку, який накладається на рух безпілотного літального апарату.

В системах самонаведення безпілотного літального апарату відносно об'єкту наведення визначається вектором дальності. Для підпорядкування вектора дальності визначеному зв'язку необхідно щоб вектор швидкості безпілотного літального апарату в кожний момент часу мав визначений напрям, тому накладення зв'язку на вектор дальності також дозволяє побічно керувати напрямом вектора швидкості безпілотного літального апарату.

Тому рівняння (1.1) (при зв'язку, накладеному на вектор швидкості безпілотного літального апарату) можна переписати як:

$$\begin{cases} F_1(V, D, t) = 0; \\ F_2(V, D, t) = 0. \end{cases} \quad (1.4)$$

В рівняння (1.4) входить вектор дальності так як напрям вектору швидкості задається відносно напрямлення на потрібний об'єкт, при зв'язку накладеному на напрям повздовжньої осі безпілотного літального апарату відносно напрямку на об'єкт, скалярні рівняння будуть виглядати:

$$\begin{cases} F_1(D, X^o, t) = 0; \\ F_2(D, X^o, t) = 0. \end{cases} \quad (1.5)$$

Зв'язок, накладений на вектор швидкості, описується:

$$\begin{cases} F_1(D, t) = 0; \\ F_2(D, t) = 0. \end{cases} \quad (1.6)$$

Рівняння (1.4), (1.5), (1.6) являються частими випадками рівняння (1.1), коли F_1 та F_2 не залежать від деяких аргументів.

Розглянемо типові конкретні системи керування та звернемося насамперед до систем самонаведення.

Кількість методів самонаведення безпілотних літальних апаратів відомо багато. В залежності від типу ідеальних зв'язків методи наведення самонавідних безпілотних літальних апаратів можна розділити на три групи:

- зв'язок накладається на вісь безпілотного літального апарата;
- зв'язок накладається на вектор швидкості руху центра маси безпілотного літального апарата;
- зв'язок накладається на вектор дальності між безпілотним літальним апаратом та об'єктом наведення.

Система самонаведення являє собою комплекс бортової апаратури безпілотного літального апарата, яка формує сигнал керування в відповідності з рівняннями ідеальних зв'язків та відвертаючої кермо безпілотного літального апарата. Структура систем самонаведення та форма законів керування різноманітні. Різноманітність систем самонаведення визначається насамперед складом вимірювачів та методом наведення який застосовується. В склад систем самонаведення входять вимірювачі відносних координат об'єкта наведення та безпілотного літального апарата, та їх похідні. Виміряні величини в більшості випадків являються параметрами керування. Але в деяких випадках для формування параметрів керування використовуються також сигнали інших вимірювачів, зокрема гіроскопічних вимірювачів кутового положення безпілотного літального апарата відносно деякої заданої системи відрахунку. В таких випадках параметри керування формуються з сигналів вимірювачів шляхом відповідних розрахунків. Крім координаторів, в системі самонаведення використовуються також вимірювачі кутових швидкостей обертання безпілотного літального апарату відносно зв'язаних вісей (швидкісні гіроскопи), вимірювачі кута крену (позиційний або інтеграційний гіроскоп) та вимірювачі прискорення безпілотного літального апарату в проекціях на вісі зв'язаної системи координат

(акселерометри). При формуванні сигналів керування, які подаються на приводи рулів, застосовують різноманітні сумуючі підсилювачі та фільтри. [14]

В цілому система самонаведення може мати від одного до трьох каналів керування в залежності від конструктивної схеми безпілотного літального апарату та прийнятого способу керування. При одноканальній та двохканальній системах керування відсутня система поперечної стабілізації. Одноканальна система керування має канал керування рулем. При цьому безпілотний літальний апарат повинен обертатися з постійною кутовою швидкістю, а стабільність цієї кутової швидкості підтримується спеціальними засобами. При двохканальній системі керування також відсутня система поперечної стабілізації та обидва канали являються основними каналами керування. Одноканальні та двохканальні системи самонаведення доцільно застосовувати для осесиметричних та хрестокрилих безпілотних літальних апаратів. Нарешті, трьохканальні системи керування у осесиметричних (або хрестокрилих) безпілотних літальних апаратах мають два канали керування, а третій канал використовується для поперечної стабілізації безпілотного літального апарата відносно осі x_1 . Для безпілотних літальних апаратів з плоскою аеродинамічною симетрією всі три канали можуть бути використані для керування руху центру мас. [13]

1.2.1. Метод пропорційного наведення.

На практиці в системах керування безпілотними літальними апаратами, діючими по високошвидкісним маневреним об'єктам наведення, використовується метод пропорційного наведення, який можна вважати наступним розвитком метода паралельного зближення.

При методі пропорційної навігації система керування багатоканальна, але осесиметричні хрестокрилі безпілотні літальні апарати мають два канали керування (в площині тангажа та курсу) та один канал стабілізації по крену. При цьому, враховуючи просторову симетрію безпілотного літального апарата перший та другий канали керування ідентичні.

Метод пропорційного наведення в вертикальній площині потребує, щоб нормальне прискорення або зв'язане з ним лінійною залежністю нормальне швидкісне перевантаження, властиві безпілотному літальному апарату в польоті, були пропорційні кутовій швидкості лінії візування, тобто:

$$n_y = k_{ny} \omega_y, \quad n_z = k_{nz} \omega_z, \quad n_i = j_i / g. \quad (1.7)$$

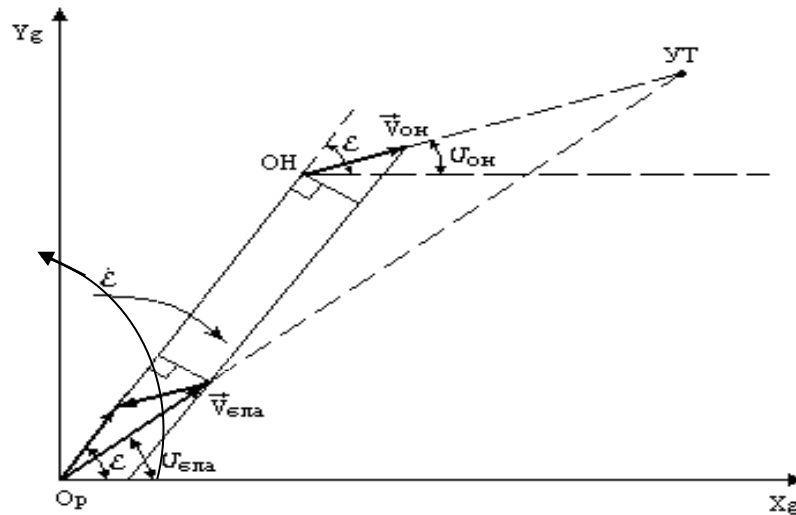


Рис. 1.1 Наведення безпілотного літального апарата в просторі

З рис. 1.1 можна побачити, що система наведення буде реалізовувати два різновиди рівнянь розузгодження, що характеризують алгоритми траєкторного керування безпілотного літального апарата:

– у вертикальній площині:

$$\Delta v = N \dot{\varepsilon} - j_{он};$$

$$\Delta v = N \omega_{\varepsilon} - j_{он};$$

$$\Delta v = N_1 \dot{\varepsilon} - j_{он} / g = N_1 \omega_{\varepsilon} - j_{он} / g, \quad (1.8)$$

де N і $N_1 = N/g$ – коефіцієнти пропорціональної швидкості зближення з об'єктом наведення;

ω_{ε} – кутова швидкість лінії візування у вертикальній площині;

$$N = N_0 \cdot V_{збл}, \quad (1.9)$$

де N_0 – безрозмірний коефіцієнт, навігаційна постійна або навігаційний параметр.

Якщо неможливо виміряти швидкість зближення (коли на борту безпілотно літального апарата відсутній радар) величини N і N_I , приймаються const (при методі паралельного зближення) або міняються по раніше заданій програмі в дискретні моменти часу у відповідності з припущеними значеннями швидкості зближення.

З урахуванням цього розузгодження для вертикальної площини наведення безпілотно літального апарата буде:

$$\begin{aligned}\Delta\epsilon &= N_0 V_{з\bar{б}л} \omega_\epsilon - j_{он}; \\ \Delta\epsilon &= N_0 V_{з\bar{б}л} \omega_\epsilon - n_y.\end{aligned}\tag{1.10}$$

Аналогічно обчислюється розузгодження для наведення безпілотно літального апарата у горизонтальній площині:

$$\begin{aligned}\Delta_\Gamma &= N_0 V_{з\bar{б}л} \omega_\Gamma - j_{он}; \\ \Delta_\Gamma &= N_0 V_{з\bar{б}л} \omega_\Gamma - n_z,\end{aligned}\tag{1.11}$$

де ω_Γ – кутова швидкість лінії візування в горизонтальній площині;
 n_z – бокове перенавантаження безпілотно літального апарата.

З рівнянь (1.2) і (1.3) видно, що необхідний кут попередження ψ вектора повітряної швидкості безпілотно літального апарата досягається коли фактичні прискорення літального апарата будуть точно рівними необхідним значенням прискорення:

$$\begin{aligned}j_{БЛАy_m} &= N_0 V_{з\bar{б}л} \omega_\epsilon; \\ j_{БЛАz_m} &= N_0 V_{з\bar{б}л} \omega_\Gamma.\end{aligned}\tag{1.12}$$

При цьому, сигнали, які відображають необхідні значення прискорень можна розглядати як задаючі дії для системи керування, а напруга, що подається від ДЛПу та ДЛПz можуть інтерпретуватися як сигнали від'ємно зворотніх зв'язків системи керування.

Таким чином для траєкторного керування на борту безпілотно літального апарата необхідно виміряти його швидкість зближення з об'єктом наведення, складові кутових швидкостей лінії візування а також нормальні та бокові прискорення безпілотно літального апарата.

Метод пропорційної навігації забезпечує близьку до прямолінійної траєкторії польоту безпілотного літального апарата якщо об'єкт не маневрує, а також всевисотність та всеракурсність.

Загальні закономірності динаміки наведення керованого безпілотного літального апарата можуть бути вивчені, якщо замкнуті рівняння руху центру маси наближеними залежностями керуючих сил від параметрів керування, а також враховуючи умови керування безпілотного літального апарата по крену. Отримані рівняння однозначно визначають траєкторію літального апарата при відповідних початкових умовах в заданому законі руху об'єкта наведення. Це дає можливість вивчати рух центру маси безпілотного літального апарата з порушенням ідеального зв'язку та вирішувати різні динамічні задачі, наближено визначають фактичну (реальну) траєкторію польоту, нормальні прискорення та динамічні похибки наведення.

Навіть в описаній спрощеній постановці інтегрування просторових рівнянь руху центра маси безпілотного літального апарата та вивчення траєкторій можливо тільки при застосуванні обчислювальних машин.

1.2.2. Автономні системи.

Автономні системи наведення в процесі польоту безпілотного літального апарату не отримують ніякої інформації: ні від об'єкта наведення; ні від командного пункту; ні від будь-якого джерела живлення (наприклад від радіомаяка), що й пояснює назву цих систем. Положення об'єкта наведення відносно поверхні Землі передбачається невизначеним. Апаратура наведення, яка повністю розташовується на борту літального апарату, визначає його місцезнаходження відносно земної поверхні, обчислює відхилення від заданої траєкторії польоту та у відповідності з цими відхиленнями формує сигнали наведення.

При визначенні місцезнаходження керованого безпілотного літального апарату використовують вимірювальні системи, принцип дії яких ґрунтується на

відомих законах механіки та фізичних властивостях Землі та Всесвіту. По методу визначення координат центру мас безпілотного літального апарату розрізняють магнітометричні, інерціальні, астронавігаційні та інші вимірювальні системи. По такому ж принципу класифікують і автономні системи наведення.

В магнітометричній системі для визначення місцезнаходження безпілотного літального апарату використовується явище земного магнетизма. Принцип дії інерціальної системи ґрунтується на зміні прискорень та використанні інерційних властивостей гіроскопів.

Астронавігаційна система ґрунтується на принципах навігації по небесним світилам.

Апаратура для автономного наведення може являти собою доволі складну динамічну схему, яка складається з великої кількості різних по принципу дії пристроїв.

Контроль координат центра мас літального апарату може бути замінений контролем його кутових координат. Для замірювання фактичних значень кутових координат використовуються гіроскопічні пристрої, наприклад, незалежні гіроскопи, а необхідні значення кутових координат задаються програмним механізмом.

1.2.3. Комбіновані системи керування та області їх застосування.

Для найбільш ефективного використання керованих безпілотних літальних апаратів, особливо якщо необхідна велика дальність їх дії, застосовують різні комбінації систем керування, використовуючи деякі можливо отримати значно кращі результати, ніж при наявності тільки однієї системи керування.

Найбільш часто зустрічаються комбінації систем автономного керування з системами інших типів. Це пояснюється тим, що більшість систем керування входять в нормальний режим роботи не відразу після пуску безпілотного літального апарата, а через деякий відрізок часу, за який літальний апарат, якщо не прийняти спеціальних заходів, стає некерованим. Так, наприклад, необхідний

деякий час для того, щоб безпілотний літальний апарат з командною системою телекерування потрапив в точку зору візирного пристрою літака-носія, а безпілотний літальний апарат з керуванням по радіопроменю увійшов в радіопромінь. В таких випадках літальний апарат після пуску керується системою автономного керування. [14]

При проектуванні систем комбінованого керування доводиться зіштовхуватися з задачею визначення мінімальної дальності переходу на самонаведення, яка залежить від багатьох причин. Вона повинна вибиратися таким чином, щоб після переходу на самонаведення виконувалися наступні вимоги:

- безпілотний літальний апарат, рухаючись з максимальною для даної висоти та швидкості польоту аеродинамічним перевантаженням, повинен забезпечувати виправлення похибки, накопиченої до моменту переходу на самонаведення;

- перехідні процеси, які виникають при переключенні системи керування на самонаведення, повинні закінчитися до моменту досягнення безпілотним літальним апаратом об'єкта наведення;

- перед переходом на самонаведення потужність сигналів від об'єкта наведення, поступаючих на приймальний пристрій системи самонаведення безпілотного літального апарата, повинна бути достатньою для надійного захвату потрібного об'єкта по дальності та кутовим координатам.

Точність та надійність роботи різних систем керування можуть бути значно перевищеними, якщо використати декілька паралельних каналів, змінюючих одні й ті ж параметри керування. Такі паралельні ланцюги можуть мати як найпростіші вимірювачі, так і цілі системи, що забезпечують дублювання керуванням. Наприклад, для забезпечення надійності роботи системи самонаведення можна використати комбінацію радіолокаційного та оптичного координаторів, працюючих паралельно та забезпечуючих формування однакових параметрів керування. В цьому випадку в разі відмови одного з координаторів робота системи керування буде забезпечуватися іншим координатором. [13]

1.3. Вибір типової системи керування та постановка задачі на дипломну роботу

При обґрунтуванні вимог так, як і при проектуванні системи наведення безпілотного літального апарата, розглядається математична модель керованого руху його та об'єкта наведення. Головною задачею наведення керованих засобів ураження є обґрунтування оптимальних законів керування рухом, забезпечуючи найкращу точність попадання в потрібний об'єкт. Динамічні процеси, що описують рух системи безпілотного літального апарата, характеризуються нелінійними стохастичними диференціальними рівняннями високого порядку. Складність моделі наведення безпілотного літального апарата обумовила комбінований підхід до процесу обґрунтування та проектування оптимальної системи керування. [13]

Оптимальний вибір параметрів закону керування при розгляданні реального об'єкта керування проводиться на основі повної математичної моделі, заданої цільовою функцією (критерію) з використанням алгоритмічних методів параметричного синтезу та обчислювальних машин.

На шляху створення оптимальної системи треба пам'ятати, що існують труднощі, наприклад: необхідні для синтезу ймовірнісні характеристики обурень бувають невідомі або відомі неточно, та нестійкість критеріїв оптимізації. Критерій точності, не враховує можливостей конструктивного виконання системи керування, він байдужий до вимог надійності, економічності та іншим характеристикам. Це все викликає необхідність високої точності визначення оптимальних характеристик аналітичними методами та приводить до необхідності створення науково обґрунтованих практичних методик, реалізуючи комбінований підхід поетапного обґрунтування вимог до систем керування безпілотними літальними апаратами та їх проектування. По-перше необхідне визначення оптимальної в тому або іншому розумінні по зданому критерію

характеристики структури наведення та структури системи керування на основі аналітичних методів, теорії оптимальних систем, та визначення наближених значень параметрів системи керування на основі аналітичних методів та моделювання. Можливе створення зразку системи керування, та визначення оптимальних значень параметрів системи керування з урахуванням заданого діапазону умов застосування та додаткових критеріїв на основі застосування моделювання. [13]

Модернізація та обчислювання за допомогою аналогових та цифрових обчислювальних машин дає можливість отримати відповіді на всі питання, що виникають при розробці систем безпілотних літальних апаратів. Та одже, моделювання представляє кінцевий етап розробки схеми системи керування та стабілізації безпілотного літального апарата.

Для проектування сучасних безпілотних літальних апаратів використовується найбільш сучасна – система самонаведення, що являє собою комплекс бортової апаратури літального апарата, формуючої сигнали керування у відповідності з рівняннями ідеальних зв'язків. Найкращою реалізацією самонаведення є метод пропорційного наведення, який можна вважати наступним розвитком метода паралельного зближення. Для цього методу пропорційної навігації характерна багатоканальна система керування, але осесиметричні хрестокрилі безпілотні літальні апарати мають два ідентичних канали керування (в площині тангажа та курсу) та один канал стабілізації по крену. Цей метод наведення застосовується перш за все для керування безпілотними літальними апаратами, діючими по високошвидкісним маневреним об'єктам наведення. Так як даний метод наведення є найкращим методом для супроводження потрібних об'єктів, які швидко маневрують, то проектування типової системи керування буде проходити у відповідності з його законами керування. [14]

Поставлена задача проектування і конструювання безпілотного літального апарата і його системи керування неймовірно складна та важка. При рішенні завдань динаміки систем керування широко застосовується сучасна обчислювальна техніка (модулюючі пристрої і аналогові електронні машини).

За основу досліджуваного безпілотного літального апарату був узятий Р-24. За рахунок реалізації оригінальної, нормальної аеродинамічної схеми вперше вдалося досягти переваги по максимальній дальності. В Р-24 була реалізована схема нового радіоелектронного і безпілотного комплексу для літаків типу МІГ-25. [13]

Найбільш помітною зовнішньою відмінністю Р-24 від інших типів безпілотних літальних апаратів стало застосування крил зі зворотною стріловидністю по задній кромці і була змінена внутрішня компоновка, де число відсіків зменшилося з 8 до 5. Першим відсіком є головка самонаведення. У другому відсіку послідовно розташовується радіодетонатор “Шпак”, автопілот і турбогенератор, що працює від спеціального порохового акумулятора тиску. Автопілот застосований з використанням цифрових елементів, тому в схему добавлені цифро-аналоговий та аналого-цифровий перетворювачі, які перетворюють сигнали передачі даних між блоками схеми системи керування та стабілізації спроектованого об’єкта. Досліджений тепловий варіант головки самонаведення безпілотного літального апарата з вдосконаленою головою самонаведення. Застосовується оптичний координатор об’єкта наведення з амплітудно-фазовою модуляцією. [13]

При дослідженні безпілотного літального апарата було враховано специфіку системи керування. Конструкція літального апарату дуже впливає на систему наведення, тому доводиться знаходити оптимальний варіант всього літального апарату.

Також важливою задачею поставленою на дипломне роботу є розробка структурної та функціональної схеми повздовжнього каналу керування та стабілізації. В цю задачу входить необхідний розрахунок аналогово-цифрового перетворювача (АЦП).

При виборі АЦП важливим є сумісність входу сигналу в АЦП з приводів керма, та його виходу з блоком формування сигналів керування та підсилення. З економічної точки зору важливим є вартість даного виробу. З технічної точки

зору потрібно враховувати ряд характеристик перетворювача: точність, швидкодія, величини необхідної напруги живлення, потужність розсіювання, необхідність джерела опорної напруги.

РОЗДІЛ 2

ДОСЛІДЖЕННЯ СХЕМИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ ПОВЗДОВЖНЬОГО КАНАЛУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

2.1. Функціональні схеми систем радіокерування в подовжньому каналі безпілотного літального апарату

Безпілотні літальні апарати можуть пересуватись по фіксованих і нефіксованих опорних траєкторіях. Завдання утримання таких об'єктів керування на опорних траєкторіях вирішується, як і при керуванні пілотованими літаками. Проте при цьому часто застосовуються системи, що формують сигнали, які характеризують безпосередньо параметри розузгодження. [13]

При керуванні безпілотного літального апарату зв'язки, що накладаються на рух цих керованих об'єктів, різноманітніші. Вони визначають задане орієнтування подовжньої осі або вектора швидкості по відношенню напряду керований об'єкт – об'єкт наведення, іменованому лінією візування, задане положення центру мас керованого об'єкту щодо лінії пункт керування – об'єкт наведення і так далі. [13]

В процесі наведення із-за впливу різних обурюючих дій відбувається відхилення керованого об'єкту від опорної траєкторії або з'являються порушення зв'язків. Порушення кожного зв'язку система керування оцінює кількісно, і в результаті формуються сигнали, що характеризують зміряні значення параметрів розузгодження.

Для керування безпілотним літальним апаратом інформаційна підсистема формує сигнали характеризуючі його помилки. Ці сигнали називаються заміряними параметрами розузгодження (сигнали траєкторії).

У загальному випадку керування містить різноманітні помилки та обурювання, котрі є випадковими функціями часу. Завдяки цьому наведення

безпілотного літального апарату на об'єкт наведення представляє з себе складний випадковий процес.

При русі керованого безпілотного літального апарату по фіксованій траєкторії система керування повинна контролювати лише його рух і порівнювати отримані параметри реальної траєкторії з програмними параметрами опорної траєкторії.

На нефіксовану опорну траєкторію істотний вплив робить характер руху об'єкту наведення, який може контролюватися приладами, встановленими на борту

керованого об'єкту, пункті керування або в якому-небудь іншому місці, зв'язаному системою передачі даних з пунктом керування. При цьому під об'єктом наведення розуміють точку в яку прямує об'єкт керування.

Система радіокерування по тангажу розробляється відповідно до функціональної схеми керування в подовжньому каналі безпілотної літального апарату, показаному на рис. 2.1.

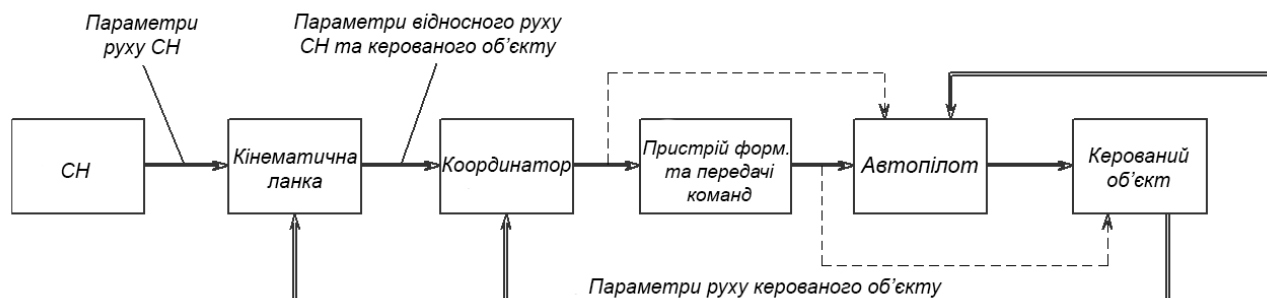


Рис. 2.1. Функціональна схема керування в подовжньому каналі безпілотної літального апарату

З рис. 2.1 видно, що вхідною дією для системи радіокерування є сукупністю приладів і пристроїв, за допомогою яких формуються зміряні значення параметрів розузгодження для каналу керування по тангажу. Ці значення виходять в результаті вимірювання і функціонального перетворення параметрів, що характеризують відносний рух об'єкту наведення і керованого об'єкту.

Структурна схема системи керування зображається у вигляді ланцюжка безперервних ланок з передавальними функціями і функціональними залежностями. Функціональна схема характеризує перетворення інформації складовими елементами і математично описується сукупністю операцій, які система керування виконує над виміряними величинами.

Система керування безпілотної літального апарату складається з окремо-функціональних блоків: інформаційні системи, що визначають параметри керування, а також вимірників параметрів руху безпілотної літального апарату (програмних пристроїв і підсилювачів приводів керма). [13]

Як елементи визначальні параметри руху безпілотного літального апарату (видають сигнали про траєкторію польоту) використовують:

- датчик лінійних швидкостей ДЛШ;
- датчик кутових швидкостей ДКШ;
- датчик кутових прискорень ДКП;
- датчик кута крену ДКК.

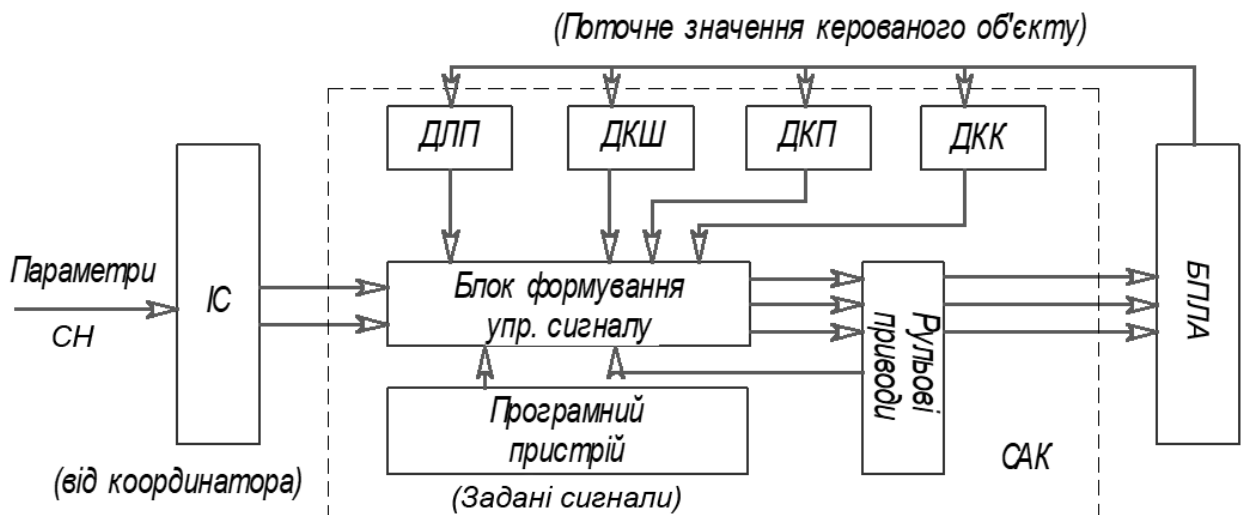


Рис. 2.2. Система керування безпілотного літального апарату

У системі керування за допомогою інформаційної системи, змінюється вектор параметра дальності або ж його скалярна складова, крім того необхідно знати величини лінійного прискорення ДЛШ, кута крену ДКК, кутової швидкості ДКШ і кутового прискорення ДКП. Вхідні сигнали від датчиків посилюються і перетворюються в блоці формування керуючих сигналів. Вихідні ж сигнали як керуючі подаються в приводи рульових органів. [13]

2.1.1. Головка самонаведення.

Особливу роль грає головка самонаведення, вона є сукупністю функціонально пов'язаних пристроїв: координатора (що вимірює сигнал розузгодження); електронного блоку обробки інформації; стежачого приводу із зворотним зв'язком.

Залежно від (пристрої головки самонаведення) діапазону спектру електромагнітних хвиль випромінюваних або відбиваних об'єктом наведення, головки самонаведення розрізняють:

- оптичні головки самонаведення ОГС;
- інфрачервоні головки самонаведення ІЧГС;
- радіотехнічні головки самонаведення РГС.

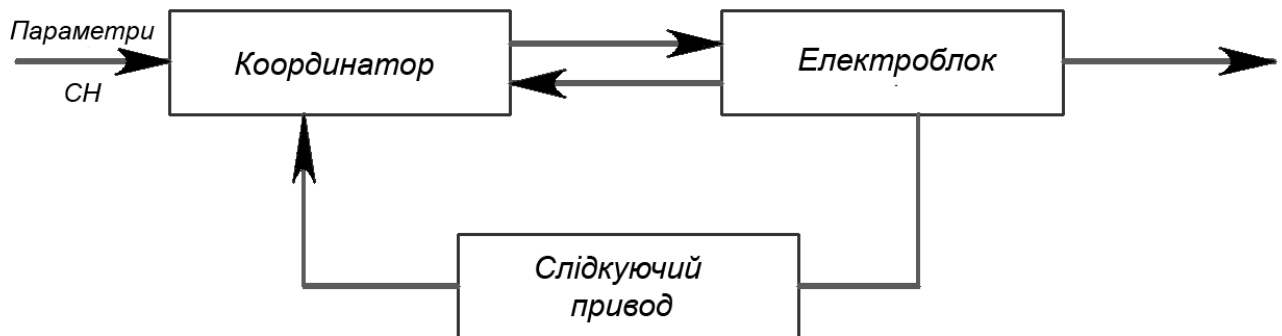


Рис. 2.3. Функціональна схема головки самонаведення

Координатор є найвідчутнішим органом, який приймає параметри об'єкта наведення. Він безпосередньо формується з окремих взаємозв'язаних елементів, за допомогою яких формуються сигнали розузгодження. По своїй структурі координатор може бути і вельми простим і вельми складним пристроєм. Це залежить від того, які параметри і з якою точністю вимірюються. У загальному випадку складовими частинами координатора є вимірники кутів, кутових швидкостей, відстаней і так далі, обчислювальною машині і системи передачі даних.

Види і властивості вихідних сигналів координатора залежать від місця розміщення його апаратури, типу системи керування і ступеня її автоматизації. Якщо вся апаратура розміщується на безпілотному літальному апараті, то в системах радіокерування об'єктом керування вихідні сигнали координатора поступають в автопілот.

Можлива побудова координатора, коли пристрої, що сприймають сигнали об'єкта наведення, розміщуються на борту безпілотного літального апарата, але ці пристрої не здатні автоматично виділяти потрібний об'єкт на навколишньому фоні.

В даному випадку сигнали з безпілотного літального апарата транслуються на пункт керування, де встановлюється індикатор, що забезпечує візуальне спостереження за всіма об'єктами наведення, які "бачить" апаратура безпілотного літального апарату. Такого типу координатори з'єднуються з пристроєм формування і передачі команд, що включає оператора, функціональні перетворення і систему передачі команд на безпілотний літальний апарат.

Також відомі координатори, які формують відомості про об'єкт наведення і параметри розузгодження на пункті керування і керованому об'єкті відповідно.

При автоматичному наведенні безпілотного літального апарату, структурна схема вимірника параметра розузгодження в плоскості тангажу виходить на основі рис. 2.1. Вона відповідає координаторові, в якому вимірники кутів α і β є стежачими системами радіолокацій, а зміряні значення кутів - датчиками (потенціометрами).

Для уявлення опишемо структуру оптичного координатора.

Оптичний координатор складається з ряду компонованих елементів таких як:

- оптичної системи, що збирає потік випромінювання про об'єкт наведення і фокусує її на чутливий майданчик приймача випромінювання;
- оптичних фільтрів, що ослабляють випромінювання фону;
- аналізуючий пристрій, що служить для аналізу зображення в картинній плоскості і визначення координат зображення об'єкту наведення;
- приймач випромінювання, що перетворює енергію оптичного випромінювання в електричний сигнал;
- електроблок, в який зібрані підсилювачі напруги і всякого роду перетворюючі пристрої;
- до складу оптичної системи входить обтічник, окрім захисної функції набігаючого потоку повітря, він зменшує обертацію сферичного дзеркала;
- первинне дзеркало, що є частиною сферичної поверхні (коефіцієнт віддзеркалення металів дорівнює 0,94...0,98);
- вторинне дзеркало, виготовляється плоским і розташовується в головці так, щоб його оптична вісь збіглася з центром аналізатора;

– лінза, що коректує, підтримує розміри плями залишкових оберацій незмінними кута падіння променів щодо оптичної осі.

Оптична система фокусує випромінювання від об'єкта наведення таким чином, що за відсутності розузгодження між оптичною віссю і напрямом на потрібний об'єкт зображення останньою знаходиться на оптичній осі. Для модуляції потоку випромінювання в даній оптичній системі аналізатор повинен бути рухомим (що обертається щодо осі, співпадаючої з оптичною віссю системи).

На ряду з розглянутою існуючою оптичною системою, де аналізатор нерухомий, але обертається зображення об'єкту наведення. Особливістю такої оптичної системи є те, що модуляція здійснюється за рахунок обертання вторинного дзеркала. Завдяки нахилу дзеркала на кут “ γ ” зображення об'єкту наведення обертається (сканує) з частотою, рівній частоті обертання дзеркала. При цьому якщо розузгодження між оптичною віссю і напрямом на об'єкт наведення відсутні, то центр кола сканування збігається з оптичною віссю кола об'єкта наведення. За наявності розузгодження центр кола сканування зміщується щодо оптичної осі на величину: ΔY , ΔZ .

Пристрій, що обертає модулюючий диск в першій системі або вторинне дзеркало в другій системі одночасно приводить в дію генератор опорної напруги з тим, щоб частота опорних сигналів дорівнювала частоті обертання аналізатора або частоті обертання вторинного дзеркала.

Генератор опорної напруги видає два опорні сигнали U_{on1} і U_{on2} з постійною амплітудою і частотою рівною ω_0 , але відрізняються ці два сигнали фазою рівною $\frac{\pi}{2}$. Сигнали, необхідні для формування системи координат в оптичній системі визначаються таким чином:

$$\begin{aligned} U_{on1} &= U_{on} \cos(\omega_0 t); \\ U_{on2} &= U_{on} \sin(\omega_0 t). \end{aligned} \tag{2.1}$$

Відмітною особливістю оптичних координаторів є наявність оптичної системи, яка виконує три основні функції:

– вона будує систему координат, щодо яких визначається координатор;

- створює зображення у фокальній площині оптичної системи;
- створює необхідне значення енергетичної освітленості у площині зображення (чим більше зрачок, тим більше освітленість), величина якого залежить від площі вхідного зрачка об'єктиву.

Основними характеристиками приймачами випромінювання є:

- порогова чутливість;
- спектральна характеристика чутливості;
- інерційність.

Під пороговою чутливістю розуміють – мінімальний потік випромінювання, який на виході з приймача випромінювання, сигнал перетворює напругу шумів в n -разів ($n=3-5$). Це характеристика в значній мірі визначає максимальну дальність до об'єкту наведення.

Залежність чутливості приймача випромінювання від довжини хвилі випромінювання називається спектральною характеристикою.

Інерційність приймачів випромінювання - постійна часу. Чим менш інерційний приймача, тим більше інформації він отримує.

У більшості приймачів хвильова межа і максимальне значення чутливості збільшується з пониженням температури. Для охолодження чутливого елемента приймача випромінювання використовують глибоке охолодження рідким азотом.

Серед великої різноманітності оптичних координаторів розглянемо найбільш відповідний до нашого типу.

2.1.2. Амплітудно-фазовий оптичний координатор з обертовим модулюючим диском.

Широке застосування отримав координатор з модулюючим диском, що обертається (рис. 2.4 та рис. 2.5).

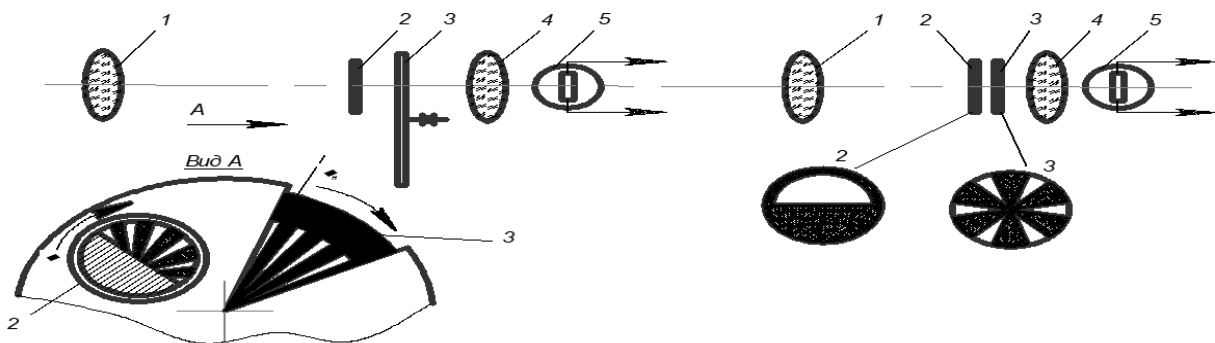


Рис. 2.4. Конструкція координатора з обертовим модулюючим диском

Всклад до координатора входять:

- об’єктив (1);
- модулюючі растри (2,3);
- конденсор (4);
- приймач випромінювання (5).

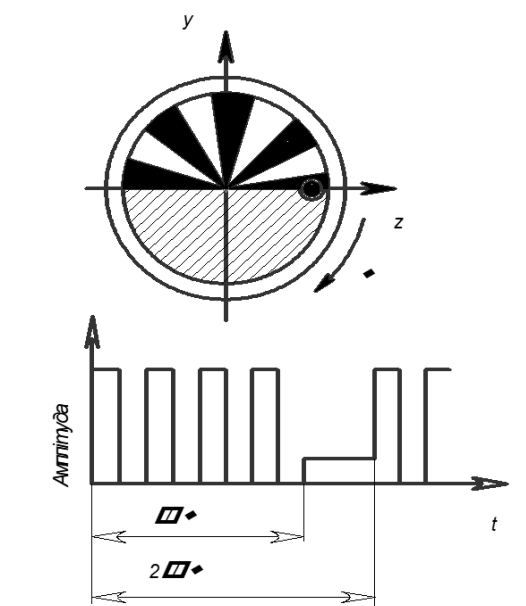


Рис. 2.5. Модулюючий диск оптичного координатора. Графік імпульсів струму ланцюга приймача випромінювання

При попаданні зображення малорозмірного об’єкту наведення на модулюючий растр і при обертанні останнього в ланцюзі приймача, розташованого безпосередньо за растром, виникають серії (пачки) імпульсів струму, розділені напівперіодною зоною постійного сигналу. Напівпрозора половина модулюючого растру дозволяє виключити неоднозначність у визначенні куткових координат

об'єкту наведення, неминучу для випадку, коли растр складається тільки з прозорих і непрозорих секторів, що чергуються. Потік випромінювання, що проходить через обидві половини растру, однакові і не піддаються додатковій модуляції. Крім того, завдяки наявності напівпрозорої половини растру виключається його нерівномірний нагрів і зменшуються шуми в ланцюги приймача, викликані випромінюванням модулюючого растру у напрямі приймача.

Растри з напівпрозорою частиною не модулюють фон, що має рівномірний розподіл яскравості по полю зору. Для ослаблення модуляції різких меж фону (що часто зустрічається в практиці використання інфрачервоних координаторів) створені растри, що модулює частину яких виконана у вигляді спіральних і зигзагоподібних секторів, а також у вигляді структури типу шахівниці, що чергується. Растр із спіральними секторами модулює зображення лінійного градієнта фону тим менше, чим більше відношення його довжини до довжини прозорого спірального сектора.

У цих координаторах відносні умови координати цілі визначаються по амплітуді і фазі сигналу на виході ОКЦ. Прийом по амплітуді сигналу можна судити про напрям на об'єкт наведення, тобто по величині кута розузгодження між оптичною віссю ОКЦ і напрямом на об'єкт наведення. У фазі сигналу напрям цього розузгодження - фаза сигналу відповідає куту фазування.

У авіаційних безпілотних літальних апаратів використовують тип ОКЦ з амплітудно-фазовою модуляцією.

2.1.3. Оптичний координатор цілі з обертовим модулюючим диском.

Модулюючий диск встановлюється у фокальній площині оптичної системи і обертається з швидкістю, причому центр збігається з оптичною віссю. Модулюючий диск розділяється на дві частини: одна з них виконується як

напівпрозорою, друга частина складається з прозорих і непрозорих секторів, що чергуються, причому периферійна ділянка другої частини модулюючого диска розташована в шаховому порядку, а сума прозорих і непрозорих ділянок однакова.

При попаданні зображення об'єкту наведення на модулюючий диск, що обертається, на виході джерела випромінювання, виниклої пачки випромінювання імпульсів, розділені зоною постійних сигналів. Період проходження пачок імпульсів дорівнює періоду обертання модулюючого диска, а кількість імпульсів в пачці дорівнює числу прозорих секторів, а частота проходження імпульсів в пачці визначається як подвоєне відношення чисел прозорих секторів до періоду:

$$f = 2 \frac{h}{T}. \quad (2.2)$$

Параметри оптичної системи і розміри моделюючого диска узгоджені так, щоб діаметр зображення об'єкту наведення дорівнював максимальній ширині прозорого сектора модулюючого диска.

При нульовому розузгодженні зображення об'єкту наведення проектується в центр моделюючого диска, слідча модуляція потоку випромінювання практично не відбувається і сигнал на виході приймача випромінювання постійний.

При появі кута розузгодження, зображення об'єкту наведення пересувається від центру диска до його периферії, при цьому пропорційно цьому пересуванню зростає амплітуда імпульсів в пачці. Положення пачки імпульсів на тимчасовій осі залежить від кута фазування.

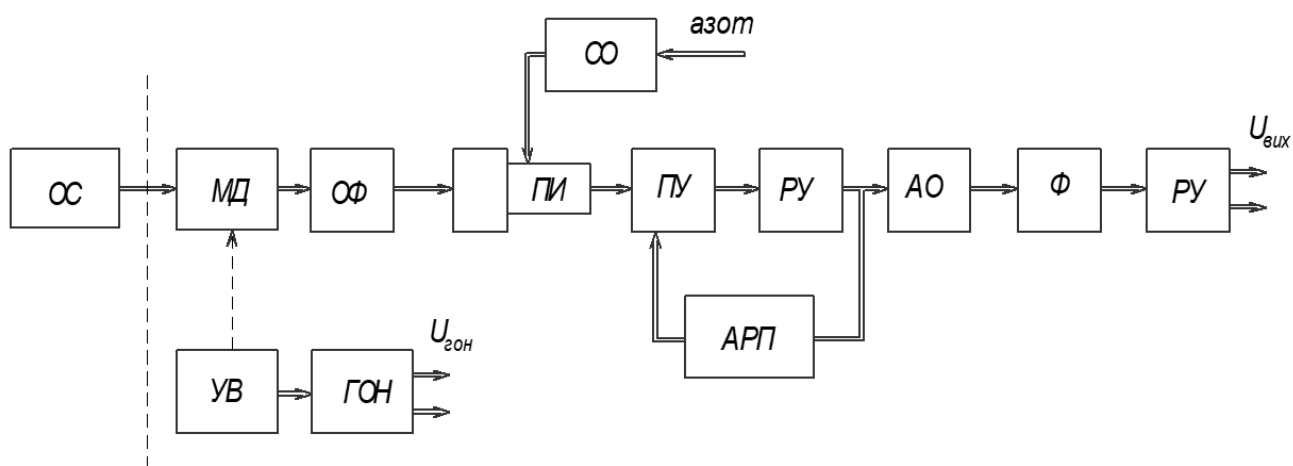


Рис. 2.6. Функціональна схема ОКЦ

Блок формування сигналу розузгодження включає:

- оптичну систему;
- модулюючий диск, що обертається;
- пристрій обертання і стабілізації оборотів модулюючого диска;
- генератор опорних сигналів;
- приймача випромінювання, прикритого оптичним фільтром;
- системою охолодження.

Електронний блок містить:

- попередній підсилювач, що підсилює сигнал з приймача випромінювання при попаданні електростатичного сигналу;
- резонансний підсилювач, що підсилює сигнал на частоті носе (f_n) до напруги в декілька вольт (U_a);
- фільтр, що виділяє першу гармоніку, амплітуда якої пропорційна куту розузгодження;
- резонансний підсилювач, що підсилює вихідні сигнали на частоті обертання модулюючого диска;
- пристрій автоматичного регулювання.

Одним з недоліків координатора з растром у вигляді напівдиска є залежність амплітуди модульованого сигналу від потужності випромінювання об'єкту наведення, оскільки при куті розузгодження, рівному нулю, амплітуда модульованого сигналу дорівнює нулю незалежно від величини енергетичної освітленості зображення. При цьому крутизна характеристики модулятора в зоні лінійності змінна. Для усунення цього недоліку застосовують додаткову модуляцію потоку випромінювання допоміжним секторним растром.

При 100%-й модуляції потоку випромінювання максимальна величина сигналів частоти, що носе, в два рази перевищує постійний сигнал, обумовлений

проходженням випромінювання через напівпрозору половину модулюючого растру.

2.1.4. Автопілот.

Це частина системи керування, призначена для формування сигналів передачі (що керують) їх на приводи керма. Він є сукупністю вимірників положення і елементів руху безпілотного літального апарата відносно систем координат (рис. 2.7), блоків формування сигналів керування, блоків фільтрації при формуванні і посиленні сигналів, і приводів керма.

Окрім вказаних вимірників в автопілот входять спеціальні пристрої для завдання програми польоту і подачі радіокоманд.

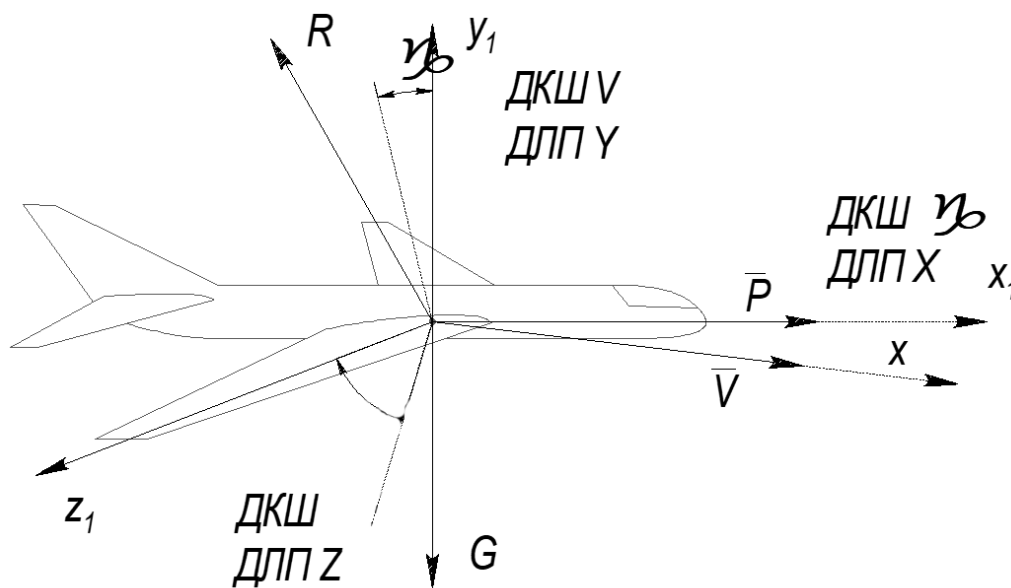


Рис. 2.7. Зв'язана система координат

Як вимірник кутового положення безпілотного літального апарату і елементів його руху застосовуються гіроскопічні орієнтири, демпфуючі орієнтири, демпфуючі гіроскопи (ДКШ), вимірників кутових і лінійних прискорень (ВКП, ДЛП) і інші прилади, що забезпечують управління польоту.

Для отримання необхідної інформації ці вимірники мають бути встановлені щодо зв'язаної системи координат (рис. 2.7) безпілотного літального апарату, так

щоб їх осі чутливості співпадали з напрямками вимірювань. На підставі інформації вимірників параметрів керування, вимірювання кутів орієнтовки і рухи безпілотного літального апарату, а також програмних пристроїв в автопілоті формується керуючі сигнали, ті що подаються в подальшому після перетворення і посилення в приводи керма.

Автопілот є однієї з основних складових частин всієї системи керування і його призначення полягає в забезпеченні відхилення керма відповідно до заданого закону. У стабілізації кутового положення і в керуванні щодо центру мас:

$$\begin{aligned} \gamma &= const \\ \dot{\gamma} &= const \quad \ddot{\gamma} = 0. \end{aligned} \quad (2.3)$$

Через автопілот відбувається керування положення центру мас безпілотного літального апарату за рахунок утворення необхідної керованої сили (перевантаження).

За допомогою автопілоту забезпечується необхідна керованість безпілотного літального апарату на різних режимах роботи (на різних висотах і швидкостях польоту).

Під керованістю безпілотного літального апарату розуміють - здатність апарату розвивати достатнє прискорення, що керує, не залежне від режимів польоту, малий час перехідних процесів щодо центру мас і кутової стабілізації.

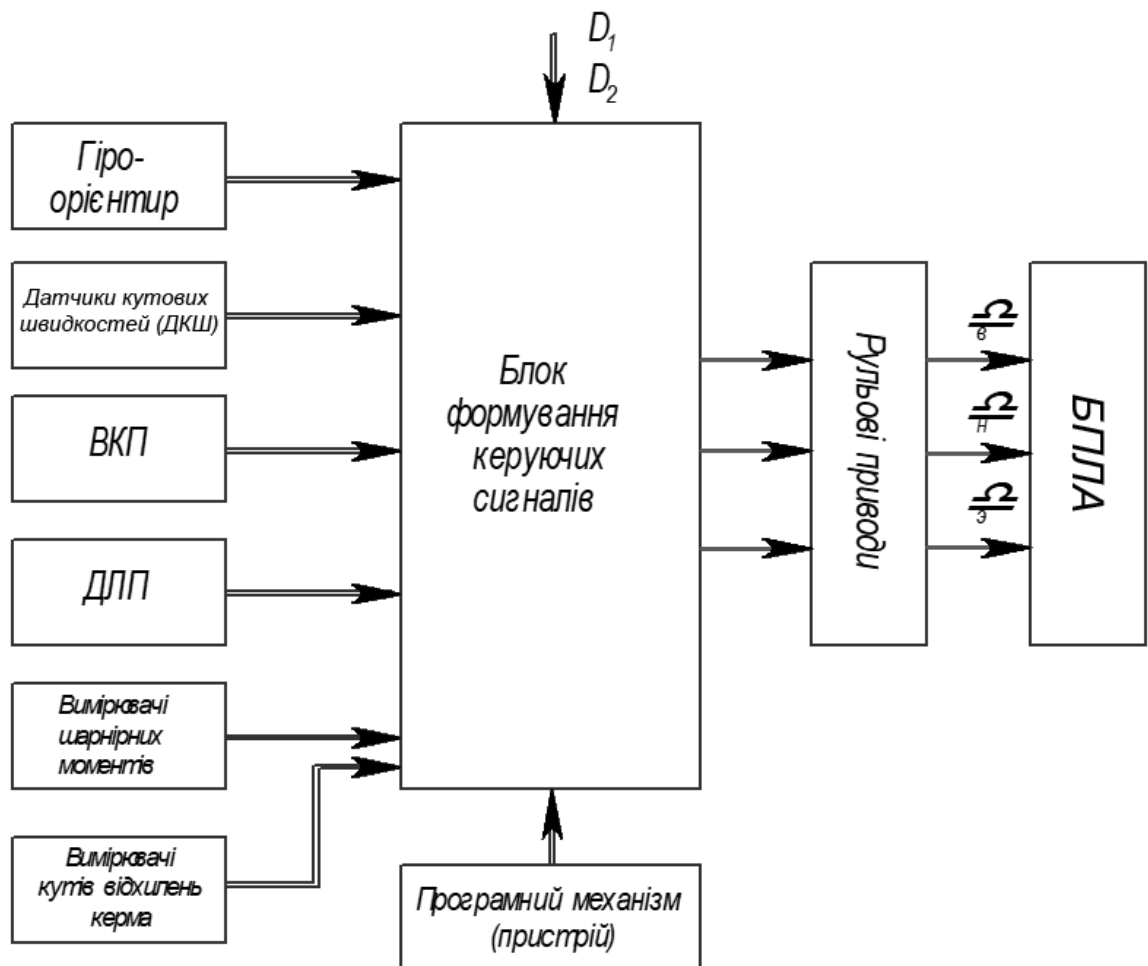


Рис. 2.8. Функціональна схема автопілоту

На рис. 2.8 приведена функціональна схема узагальненого автопілоту. Схема містить вимірників положення і руху безпілотного літального апарату, а також деяких величин, що характеризують динаміку його керування, такі як шарнірні моменти, кути атаки і ковзання. У конкретних схемах автопілотів безпілотних літальних апаратів частина вимірників можуть бути відсутніми.

Програмний пристрій служить для отримання сигналів про рух безпілотного літального апарату.

2.1.5. Принцип формування сигналів керування.

Сигнали керування, що подаються в рульові приводи виробляються блоками формування і перетворення інформації що поступає у вигляді електричних струмів і напруги від вимірників параметрів керування, а також змінних, що характеризують поточний стан безпілотного літального апарату. [13]

Завдяки постійному вдосконаленню підсилювачів приводів керма, що видають числові параметри керування, необхідним стало використання аналогово-цифрових перетворювачів, які дуже полегшують роботу цих приводів. [13]

В умовах реального польоту у випадку дії на безпілотний літальний апарат різних обурюючих зовнішніх чинників випадкового характеру, а також помилок вимірювання (причому - точно визначення параметрів керування неможливе).

Для усунення перешкод і помилок вимірювання, викликаних вказаними чинниками, сигнали керування безпілотного літального апарату модулюються аналого-цифровими перетворювачами, а також пропускаються через спеціальні фільтри. При виборі і розрахунку таких перетворювачів та фільтрів використовується теорія оптимальної статистичної обробки інформації по заданих критеріях якості.

Загальний запис закону керування у вертикальній площині можна представити у вигляді:

$$\delta_B = k_{\varepsilon} \cdot (\varepsilon_3 - \varepsilon_T) + k_{\omega_z} \omega_z. \quad (2.4)$$

Сучасна теорія оптимального керування припускає відому математичну модель безпілотного літального апарату, склад його вимірюваних фазових координат, умови роботи системи керування і положення на її обмеження. При цьому математична модель безпілотного літального апарату включає не тільки керування динаміки самого безпілотного літального апарату, але і кінематичне рівняння, що характеризує параметри щодо руху безпілотного літального апарату і крапки, в яких він наводиться, а також і рівняння інерційних елементів, що містяться в виконуючих пристроях системи керування.

Припускаючи це, вимірюваний фазові координатори $\{Z_1 \cdot Z_2 \dots Z_m\} = Z$, які пов'язані з вектором стану X який також складається з $X_1, X_2, \dots X_n$, котрий пов'язаний з Z - векторним рівнянням:

$$Z = C(xt) + \xi_u, \quad (2.5)$$

де $C(xt)$ – m -мірна векторна функція

ξ_u – m -мірний вектор помилок вимірювання із заданою матрицею.

Найдетальніше сучасна теорія оптимального рівняння розроблялася за умови, що безпілотний літальний апарат описується лінійним векторно-матричним диференціальним рівнянням.

$$\dot{X} = AX + BU + B_X \xi_X; \quad (2.6)$$

$$Z = CX + \xi_u. \quad (2.7)$$

Рівняння (2.6) є рівнянням стану, а рівняння (2.7) рівнянням спостереження.

У представленій функціональній схемі були враховані основні складові елементи системи керування, але для повного розгляду подовжнього каналу керування необхідно розробити структурну схему керування безпілотного літального апарату в подовжньому каналі (по тангажу).

2.2. Структурна схема повздовжнього каналу керування безпілотного літального апарату

2.2.1. Контур кутового керування й стабілізації безпілотного літального апарату.

Організується на основі застосування гіроскопічних вимірників. Завдання такого контуру складається в забезпеченні програмного кутового положення безпілотного літального апарату в просторі.

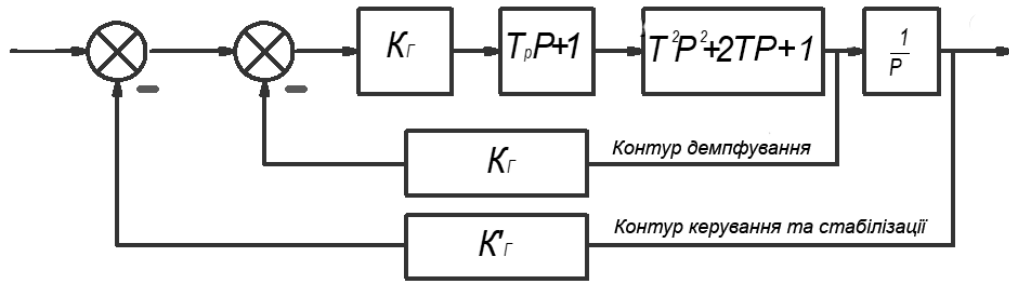


Рис. 2.9. Структурна схема заданого положення безпілотного літального апарату в просторі по куту тангажу

1) підсилювач-перетворювач сигналів (пропорційна ланка), з коефіцієнтом підсилення K_y ;

2) кермовий привод з передатною функцією:

$$W_{PI}(P) = \frac{K_{PI}}{T_p P + 1} \quad (2.8)$$

3) кермові поверхні з передатною функцією:

$$W_{БЛА}(P) = \frac{1}{P} \quad (2.9)$$

від кута відхилення керма до кута тангажу;

4) безпілотний літальний апарат, описуваний передавальною функцією:

$$W_{БЛА}(P) = \frac{K_{\delta}}{T^2 P^2 + 2\xi T P + 1} \quad (2.10)$$

від кута відхилення керма до кутової швидкості обертання;

5) швидкісний гіроскоп (двоступеневої), що вимірює кутову швидкість ω_z ;

6) позиційний гіроскоп (триступеневої), що вимірює тангаж.

Гіроскопічні вимірники прийняті безінерційними, їхні вихідні сигнали можна представити наступними залежностями:

$$\text{ДУС: } U_{\Gamma}' = K_{\Gamma}' \omega_z; \quad (2.11)$$

$$\text{ПГ: } U_{\Gamma} = K_{\Gamma} \vartheta.$$

Сигнал керування має вигляд:

$$U_B = (\Delta_B - K_B \vartheta - K_B' \omega_z). \quad (2.12)$$

Через швидкісний гіроскоп (ДКШ) замикається контур демпфування, а через позиційний - контур кутової стабілізації (зовнішній контур).

Розглянемо зв'язок кінематичних ланок з ЛАЧХ (рис. 2.10).

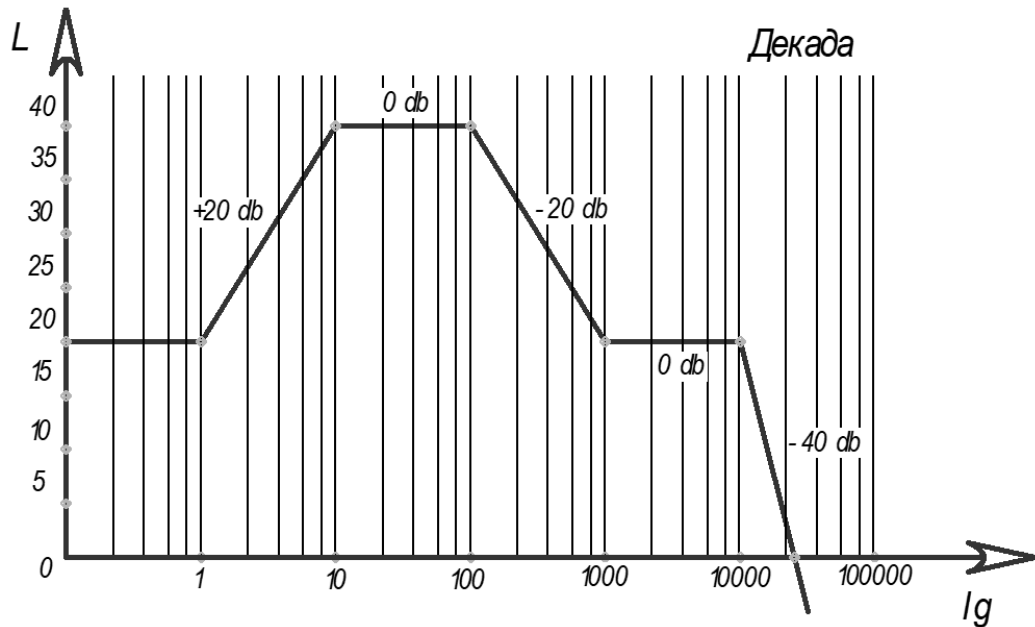


Рис. 2.10. Логарифмічна амплітудно-частотна характеристика (ЛАЧХ)

Охват послідовного з'єднання ланки, що форсує, тобто передавальної функції $W_1(P)$ твердим “негативним” зворотним зв'язком.

Міняє параметри цього з'єднання ланок після приведення контуру, до безконтурного виду змінюються параметри коливальної ланки. Звідси видно, що контур демпфує – збільшує частоту коливання ланки в еквівалентному з'єднанні ланок, крім того змінюється дескремент загасання.

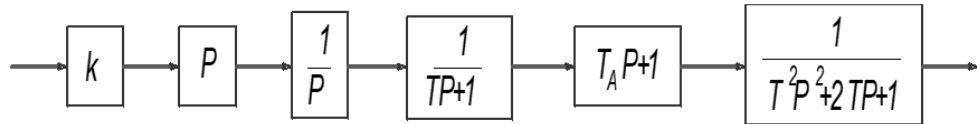
Для цього дуже сумісно розглянути вплив з'єднання ланок на логарифмічну амплітудно-частотну характеристику.

Кінематичні ланки ЛАЧХ мають нахили:

- ЛАЧХ пропорційної ланки – це пряма паралельна осі абсцис.
- ЛАЧХ диференціальної ланки – має позитивний нахил під кутом 20 db на декаду.
- ЛАЧХ інтегруючої ланки – має негативний нахил - 20 db на декаду.
- ЛАЧХ аперіодичної ланки – також дає негативний нахил - 20db на декаду.

- ЛАЧХ ланки, що форсує, 1-го порядку – дає нахил 20 db на декаду.
- ЛАЧХ коливальної ланки – дає нахил - 40 db на декаду.

Зв'язок кінематичних ланок при автоматичній системі керування мають вид:



На даній схемі представлені неперервні ланки автоматичної системи керування. Розглянемо установлену помилку при перерегулюванні (2.11).

Δ – помилка встановленого режиму не повинна перевищувати 5 %, тобто

$$Am/A < 5\%; A - \text{перерегулювання. } \Delta \vartheta_{\text{уст}} = Am/A_1 \leq \frac{1}{20} = 5\%.$$

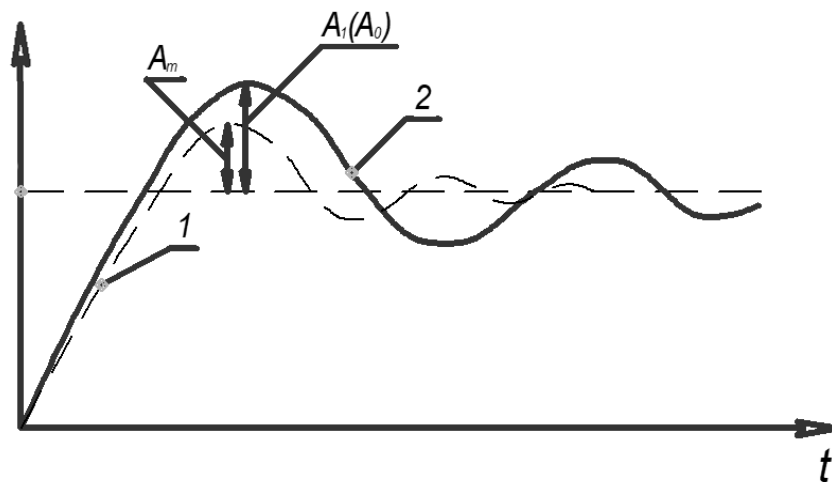


Рис. 2.11. Установлена помилка при перерегулюванні

Звідси видно, що контур демпфування збільшує частоту коливання ланки в еквівалентному з'єднанні ланок.

Як приклад на малюнках приведені дві асимптотичні характеристики розімкнутого контуру стабілізації рис. 2.11.

Система вважається стійкою, якщо вона перетинає вісь частот під нахилом - 20db на декаду.

Якщо провести пряму паралельно осі частот на висоті -3db до перетинання з ЛАЧХ і із цієї крапки, то ми одержимо частоту пропускання системи (стабілізація).

Крива і ламана (рис. 2.12) відповідає незадовільній якості перехідного процесу керування таке явище звичайно відбувається на більших висотах, через низьку щільність повітря.

Гарна якість перехідного процесу в замкнутому контурі вийде лише тоді, коли частота зрізу W перебуває на ділянці -20 db на декаді ЛАЧХ замкнутого контуру бажаної якості може бути отримане при малому коефіцієнті посилення контуру, що неминуче веде до затягування перехідного процесу й у результаті дає низьку точність стабілізації. Для цього розглянемо ЛАЧХ замкнутого контуру бажаної якості (2.12).

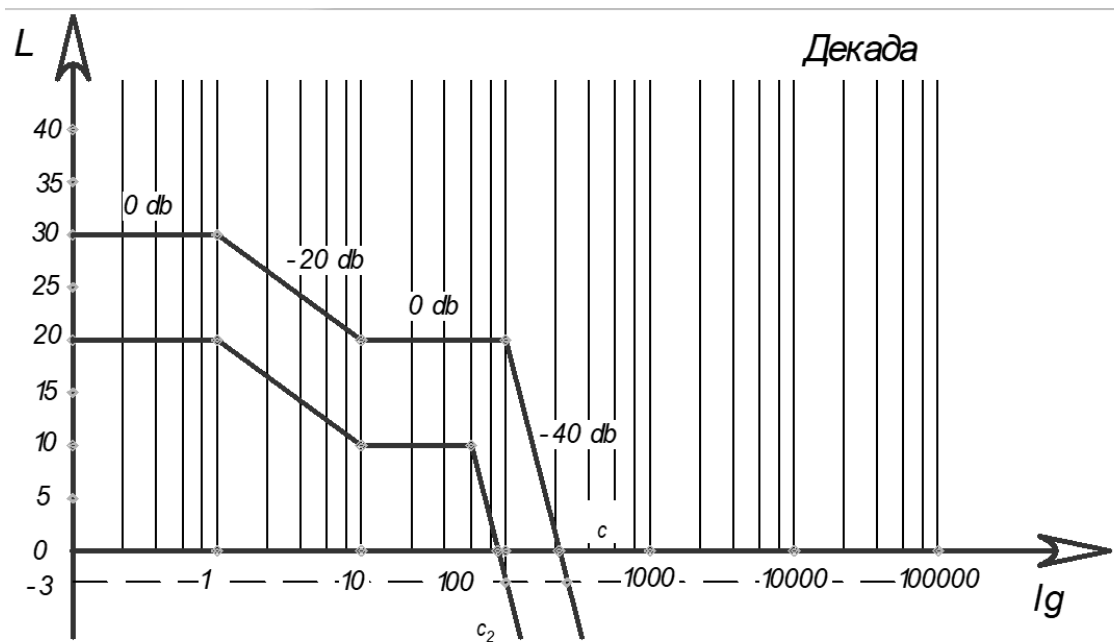


Рис. 2.12. ЛАЧХ замкнутого контуру бажаної якості

Передавальна функція замкнутого контуру:

$$\Phi(P) = \frac{W_2(P)}{k'_T P + W_2(P)}. \quad (2.13)$$

Такий контур керування з астотизмом 1-го порядку, тобто він створює статистичну помилку при дії безпілотного літального апарату постійного збурювання й програмного кута тангажу, що змінюється лінійно в часі.

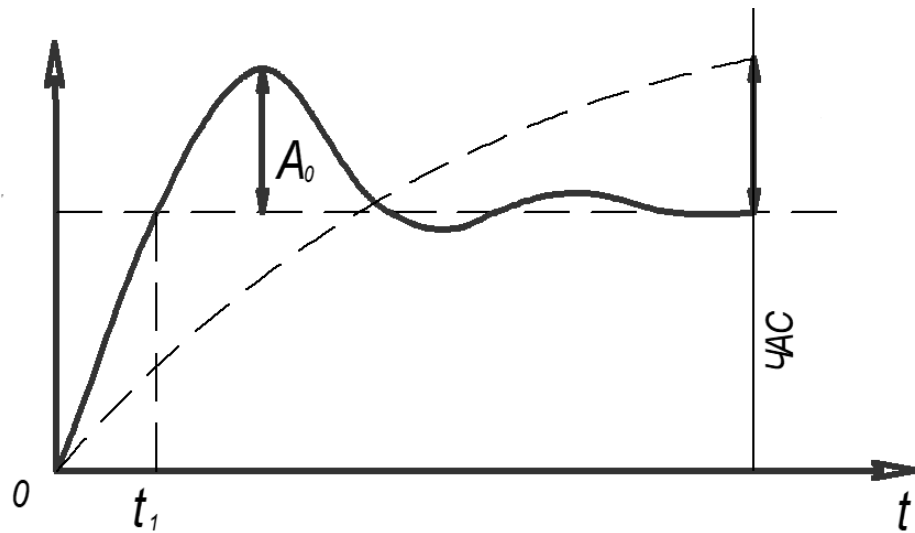


Рис. 2.13. Помилка програмного забезпечення, що встановилася

Тому що на підставі структурної схеми можна одержати сталу помилку програмного забезпечення: $\nu = \nu_0 + dt$.

Стале значення помилки легко визначити по наступній залежності:

$$\Delta_{уст} = \frac{k'_p a}{W_2(0)}, \quad (2.14)$$

де $a = const$

Автопілот із твердим негативним зворотнім зв'язком і сигналом добутку неузгодженості не забезпечує високоякісної стабілізації кута тангажу.

Для усунення зазначеного недоліку необхідно автопілоту зарадити асимптотизм 2-го порядку. Це означає, що в закон керування необхідно ввести інтеграл від кутової неузгодженості, тобто додати ще інтегруючий зворотний зв'язок як зазначено на рис. 2.14.

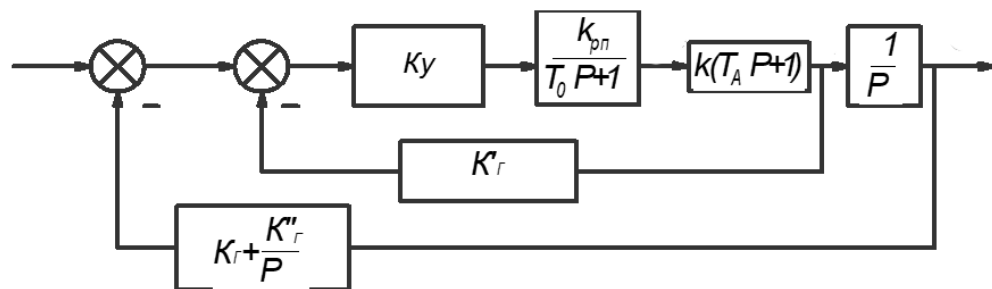


Рис. 2.14. Поздовжній канал кутової стабілізації із твердим й інтегруючим зворотним зв'язком

У такій схемі керуючий сигнал прийме вид:

$$U_B = k_y \left(\Delta_B - k_{\Gamma V} - \frac{k''_{\Gamma}}{P} - k'_{\Gamma} \omega_Z, \right) \quad (2.15)$$

де $\omega_Z = P \vartheta$, $T_A = \frac{1}{A}$,

$$U_B = k_y \left[\Delta_B - \left(k'_{\Gamma} + k_{\Gamma} + \frac{k''_{\Gamma}}{P} \right) \vartheta \right]. \quad (2.16)$$

Схему стабілізації на рис. 2.14 можна перетворити у наступний вид, той, що найбільш підходить (рис.2.15):

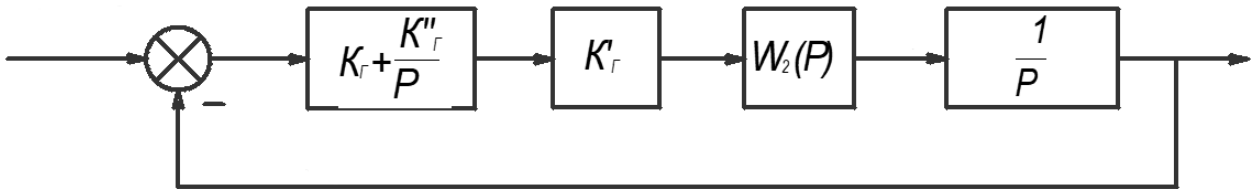


Рис. 2.15. Характер асимптотической ЛАЧХ розімкнутого контуру для передавальної функції

Передавальна функція асимптотичної ЛАЧХ розімкнутого контуру:

$$\omega_2(P) = \frac{1}{\left(k'_p P + \frac{k''_p}{P^2} \right)}, \quad (2.17)$$

На підставі структурної схеми рис. 2.15 стає значення помилки відтворення $v_{np} = v_0 + at$, де $a = const$ програмного значення кута тангажу равне $\Delta_{уст} = 0$.

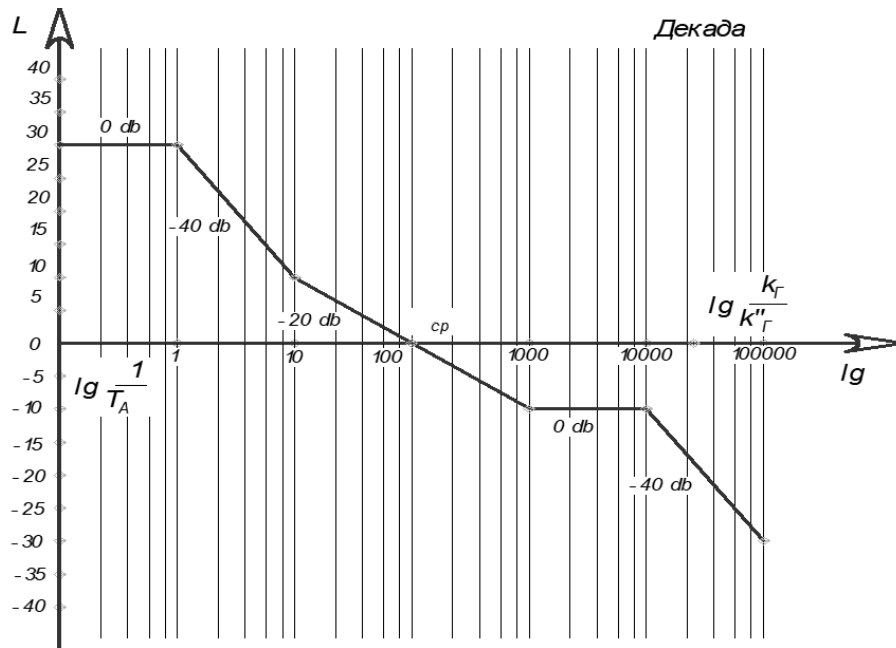


Рис. 2.16. Асимптотична ЛАЧХ розімкнутого контуру

2.2.2. Алгоритми траєкторного керування безпілотного літального апарату при методі пропорційної навігації.

При методі пропорційної навігації система керування багатоканальна, однак вісі симетричні хрестокрилому безпілотного літального апарату мають два канали керування (у площині тангажу й курсу й один канал стабілізації по крену). [13]

При цьому з огляду на просторову симетрію безпілотного літального апарату, канали керування ідентичні.

При цьому методі наведення безпілотного літального апарату у вертикальній площині необхідно, щоб необхідне нормальне прискорення безпілотного літального апарату $j_{yБЛА}$ або пов'язане з ним лінійною залежністю нормальне швидкісне перевантаження N_y були пропорційні кутовій швидкості лінії візування. [13]

Система наведення буде реалізовувати два різновиди рівняння неузгодженості, що характеризують алгоритми траєкторного керування безпілотного літального апарату.

- у вертикальній площині Δ_B :

$$\Delta_B = N \varepsilon - j_{он} = N\omega_B - j_{он}, \quad (2.18)$$

де $\varepsilon = \omega_B$, тоді подставимо:

$$\Delta_B = N_1 \varepsilon - \frac{j_{он}}{g} = N_1\omega_B - \frac{j_{он}}{g}. \quad (2.19)$$

де N та $N_1 = \frac{N}{g}$ - коефіцієнти пропорційні швидкості зближення з об'єктом

наведення.

При неможливості виміру $V_{збл.}$ (коли на борті немає радара) величини N і N_1 приймаються постійними (при паралельному зближенні) або змінюються по задалегідь заданій програмі в дискретні моменти часу відповідно до передбачуваних значень $V_{збл.}$

При $N = N_0 V_{збл.}$, де N_0 – безрозмірний коефіцієнт називаний навігаційним параметром.

З урахуванням цього вираження прийме вид:

$$\Delta_B = N_0 V_{збл.} \omega_B - j_{он}; \quad \Delta_B = N_0 V_{збл.} \omega_\Gamma - N_y. \quad (2.20)$$

З перших двох виражень (2.18) та (2.19). видно, що необхідний кут упередження ψ вектора повітряної швидкості безпілотного літального апарату досягається, фактично літальним апаратом j_B й j_H , будуть точно рівні необхідним прискоренням:

$$j_{yБЛА} = N_0 V_{збл.} \omega_B; \quad j_{БЛА} = N_0 V_{збл.} \omega_B. \quad (2.21)$$

При цьому відображаючі сигнали можна розглядати для системи керування, що задає вплив, а напруга вступником із ДЛП(y) і ДЛП(z) можуть інтегруватися як сигнали зворотного зв'язку системи керування.

У такий спосіб: для траєкторного керування, потрібно вимірювати на його борті його швидкість $V_{сбл.}$ із об'єктом наведення, що становлять кутові швидкості лінії візування ω_Γ , ω_B .

Метод пропорційного наведення забезпечує близьку до прямолінійної траєкторії польоту безпілотного літального апарату, якщо об'єкт наведення не маневрує, а також всевисотність та всеракурсність.

Перше вираження (2.18) системи, визначає залежність швидкості зближення $V_{збл} = -\dot{D}$ з об'єктом наведення від величини й орієнтації векторів V й $V_{он}$, а рівняння (2.20) зв'язує кутову швидкість лінії візування $\omega_B = \dot{\varepsilon}$ з тими ж параметрами векторів V й $V_{он}$, а також з відстанню безпілотного літального апарату до об'єкту наведення \bar{D} . Найбільш наочні результати виходять коли різниці $\varepsilon - \vartheta_{он}$ й $\varepsilon - \vartheta$ приблизно такі, що косинуси: $\cos(\varepsilon - \vartheta) \approx 1$ і $\cos(\varepsilon - \vartheta_{он}) \approx 1$, а синуси: $\sin(\varepsilon - \vartheta) \approx \varepsilon - \vartheta$ (рад) і $\sin(\varepsilon - \vartheta_{он}) \approx \varepsilon - \vartheta_{он}$ (рад).

При виконанні всіх цих чотирьох вимог на підставі (2.18) та (2.20) можна записати:

$$\dot{D}\varepsilon + D\dot{\varepsilon} = V_{он}\dot{\vartheta}_{он} - V\dot{\vartheta}. \quad (2.22)$$

У такий спосіб ми одержали параметри траєкторного керування у виразі (2.21) безпілотного літального апарату при його зближенні з об'єктом наведення.

При $V_{он} = const$ та $V = const$ диференціюючи рівняння (2.21) одержимо:

$$\dot{\omega}_B - 2\frac{V_{збл}}{D}; \quad \omega_B = \frac{1}{D}(j_{он} - j_n). \quad (2.23)$$

Рівняння (2.22) відображає динамічні властивості кінематичної ланки ввівши позначення, що $\Delta j_{он} = j_{он} - j_n$ й з огляду, що $P = \frac{D}{D(t)}$ виведемо передавальну функцію кінематичної ланки:

$$W_{кз}(P, t) = \frac{k_{кз}}{T_{кз}P + 1}; \quad (2.24)$$

$$\text{де } k_{кз} = \frac{1}{2V_{сбл}}, \quad T_{кз} = \frac{D}{2V_{сбл}}.$$

З урахуванням наведених допущень побудуємо по вираженню (2.24) структуру кінематичної ланки:

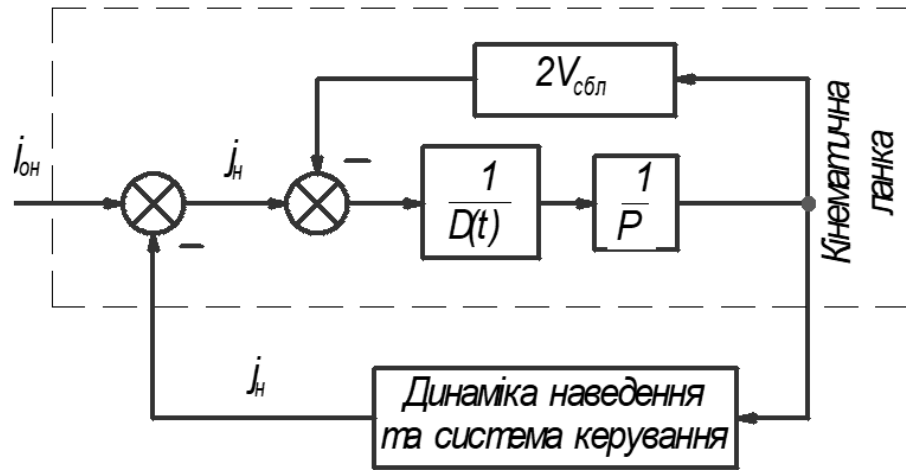


Рис. 2.17. Структурна схема кінематичної ланки

Аргумент t у передатній функції кінематичної ланки (2.24) вказує на ту обставину, що передатна функція $W_{кз}(P, t)$ представляє символічну форму запису диференціального рівняння з коефіцієнтом, що змінюється в часі коефіцієнтом "D". Розглянемо узагальнену схему поздовжнього каналу керування безпілотним літальним апаратом (рис. 2.18).

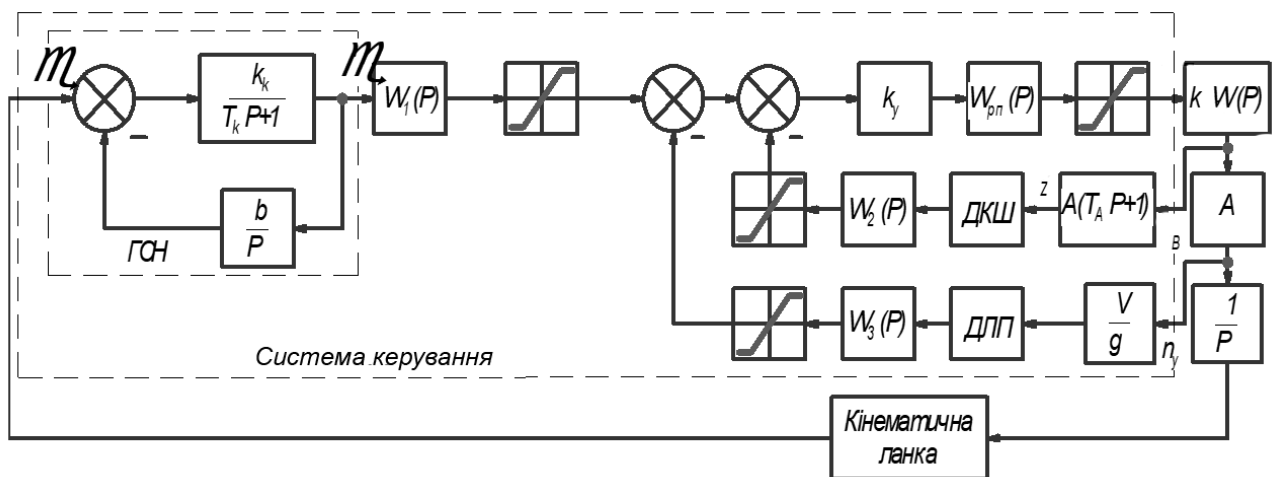


Рис. 2.18. Узагальнена структурна схема поздовжнього каналу керування

У представленій схемі рис. 2.18 враховані основні нелінійності елементи, що характеризують, системи керування (посилення з обмеженням). При записі передатної функції безпілотного літального апарату зроблені допущення про повільну зміну модуля вектора швидкості:

- координатора, що стежить;

- датчиків кутової швидкості;
- датчиків лінійних швидкостей;
- кермового привода;
- аналого-цифрового перетворювача;
- уведені ще W коригувальних ланок і фільтрів W_1, W_2, W_3 .

Підсилювач прийнятий безинерционным з коефіцієнтом підсилення k_y .

Складемо рівняння закону керування для поздовжнього каналу системи скориставшись схемою рис. 2.18.

Для малих відхилень сигнали керування малі. Систему можна вважати лінійною й тоді:

$$\delta_B = W_{pn}(P)k_y \left[W_1(P) \frac{k_\kappa}{T_\kappa P^2 + P + k_\kappa b} \varepsilon - W_2(P)W_{ДУС}(P) \dot{\vartheta} - W_3(P)W_{ДЛТ}(P)N_y \right],$$

Закон керування повздовжнім каналом (2.25)

Уведемо позначення для виміру величин параметра керування $\Delta_1 = \varepsilon$ зворотний зв'язок по контурі демпфірування $\omega_z = \dot{\vartheta}$, $N_y = \frac{V}{g} A \alpha$ тоді вираження

(2.25) можна переписати в наступній формі:

$$\delta_B = N_\Delta(P)\Delta_1 - N_\alpha(P)\alpha - N_\omega(P)\omega_z, \quad (2.26)$$

$$\text{де } N_\Delta(P) = W_{pn}(P)k_y W_1(P) \frac{k_\kappa}{T_\kappa P^2 + P + k_\kappa b};$$

$$N_\alpha(P) = W_{pn}(P)k_y W_2(P)W_{ДЛТ}(P); \quad (2.27)$$

$$N_\omega(P) = W_{pn}(P)k_y W_3(P)W_{ДУС}(P). \quad (2.28)$$

2.2.3. Рівняння руху керованого безпілотного літального апарату у вертикальній площині.

Просторовий рух керованого об'єкта як динамічної схеми характеризується досить складною системою нелінійних диференціальних рівнянь зі змінними коефіцієнтами. [13]

Для спрощення аналізу системи керування, а також з огляду на ту обставину, що в ряді випадків безпілотний літальний апарат стабілізується по крену й сигнали керування за курсом і тангажу передаються по двох незалежних каналах, доцільно розділити просторовий рух на два плоских - поздовжнє й бічне. [13]

Рівняння поздовжнього руху безпілотного літального апарату можна одержати, вважаючи, що його рух відбувається у вертикальній площині, тобто що площина симетрії безпілотного літального апарату вертикальна і вектор його швидкості залишається увесь час у цій же вертикальній площині.

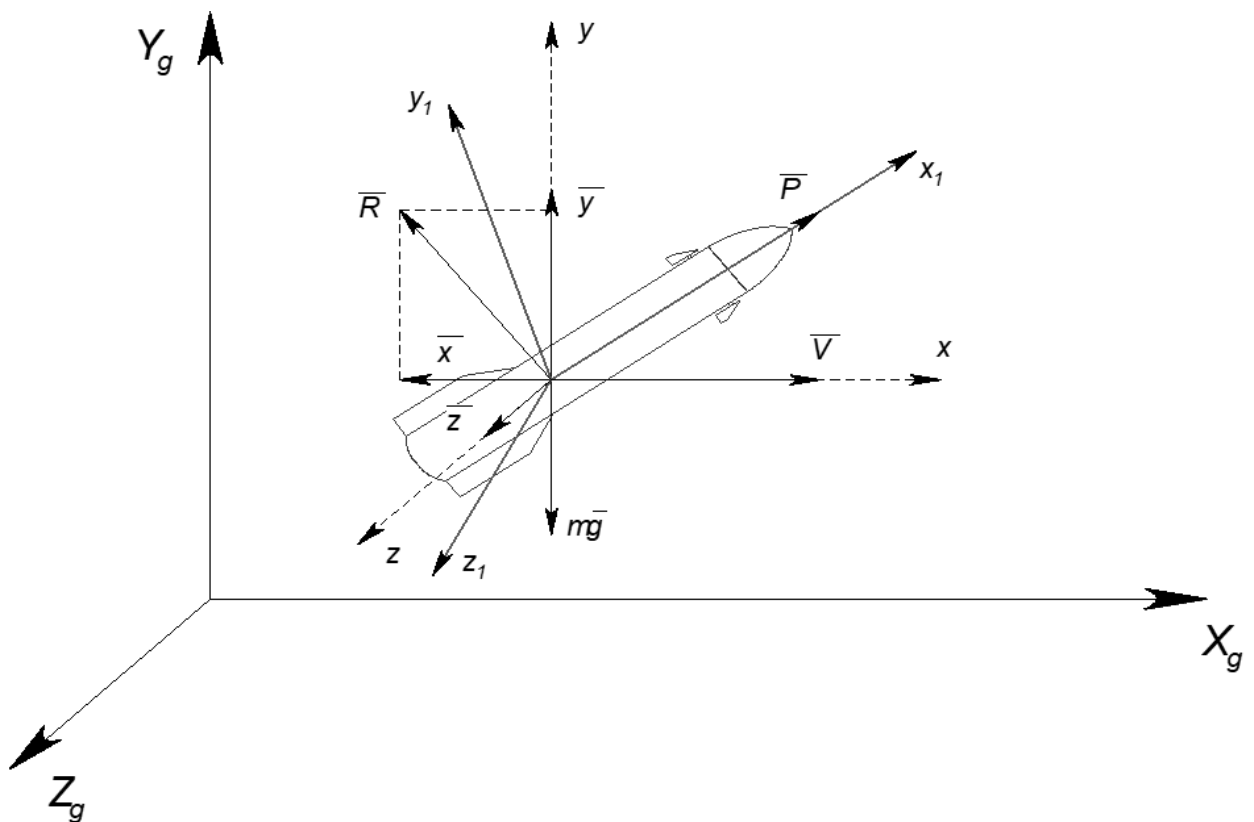


Рис. 2.19. Системи координат для руху безпілотного літального апарату

В положення безпілотного літального апарату у вертикальній площині введені наступні позначення:

X_g, Y_g, O_g – не обертова (земна) система координат, початок який O_g розташоване в центрі мас безпілотного літального апарату;

X_1, Y_1, O_1 – зв'язана система координат (вісь O_1 збігається з поздовжньою віссю безпілотного літального апарату);

X, Y, O – швидкісна (потокова) система координат (вісь O спрямована по векторі повітряної швидкості);

$\vec{T}_{БЛА}$ – сила тяги двигуна, що приблизно збігає з віссю OX ;

\vec{Y} – піднімальна сила;

\vec{X} – сила лобового опору;

$\vec{G} = mg$ – сила ваги;

$\alpha, \vartheta, \theta$ – відповідно кути атаки, тангажу й нахилу вектора швидкості.

Рух безпілотного літального апарату у вертикальній площині описується трьома рівняннями. Два з них виходять у результаті проектування діючих сил на осі OX й OY швидкісної системі координат, а третє – при проектуванні моментів на вісь O_1Z_1 , нормальну площини $O_1X_1Y_1$.

Рівняння моментів характеризує кутові рухи безпілотного літального апарату щодо центра мас, а рівняння сил - поступальне переміщення самого центра мас у вертикальній площині.

Так, проекції сил на вісь OX дають рівняння, що визначає зміна величини вектора \vec{v} в часі. Це рівняння використовується при аналізі автодальномірів, вимірників швидкості зближення, а також кутомірних пристроїв, що містять датчики сигналів корекції поступового руху безпілотного літального апарату.

Друге рівняння сил, що виходить при проектуванні сил на вісь OY , характеризує процес зміни напрямку вектора швидкості \vec{v} , а отже, визначає ступінь

скривлення траєкторії безпілотного літального апарату. Використання цього рівняння необхідно при дослідженні згаданих помилок систем керування.

Для дослідження контуру керування безпілотного літального апарату й, зокрема, визначення промаху керованого об'єкту найбільший інтерес мають переміщення керованого об'єкта по нормалі до траєкторії польоту і його кутові коливання щодо центру мас, тому надалі будуть розглядатися рівняння, що характеризують лише ці рухи.

При більших швидкостях керованого об'єкта вплив сили його ваги на умови польоту незначно й тими доданками в рівняннях руху безпілотного літального апарату, які обумовлені цим впливом, можна зневажити. Якщо врахувати цю обставину, то рівняння моментів і друге рівняння сил запишуться у вигляді:

$$\ddot{\alpha} + 2d\omega_0 \dot{\alpha} + \omega_0^2 \alpha = \alpha_\delta \delta_{БЛА}; \quad (2.29)$$

$$\dot{\theta} = \frac{1}{T_v} \alpha. \quad (2.30)$$

де $\delta_{БЛА}$ – кут відхилення керма висоти;

α_δ – відносний коефіцієнт ефективності керма;

ω_0 – власна частота коливань кута атаки;

d – коефіцієнт загасання коливань кута атаки;

T_v – аеродинамічна постійна часу.

Для осесиметричних безпілотних літальних апаратів, органи керування які розташовуються в площинах O_1O_1' й O_2O_2' , при поздовжньому русі відхиляються керма обох площин керування (δ_1 і δ_2). Тому для таких об'єктів поняття “кермо висоти” носить трохи умовний характер, як деякий еквівалентний вплив кермових органів δ_1 й δ_2 .

Рівняння моментів (2.29) визначає зв'язок між відхиленням керма висоти й зміною кута атаки. Рівняння сил (2.30) установлює залежність кута нахилу θ вектора швидкості \vec{v} від кута атаки. Коефіцієнт $\frac{1}{T_v}$ у рівнянні (2.30) визначає

швидкість розвороту вектора \vec{v} при заданому куті атаки, характеризуючи тим самим маневрені властивості безпілотного літального апарату. Це обумовило назву T_v , аеродинамічної постійної часу.

Всі коефіцієнти, що входять у ці рівняння, залежать від конструктивних параметрів безпілотного літального апарату (площі крил, їхньої форми, міделевого перетину об'єкта керування й т.д.) і режимів його польоту, що характеризуються швидкісним напором $\frac{\rho v^2}{2}$, де ρ – щільність повітря.

Оскільки ρ й v у процесі польоту змінюються, то коефіцієнти α_δ , ω_0 , d , T_v виявляються функціями часу. Однак вони міняються набагато повільніше, ніж змінні $\delta_{БЛА}$, θ , α тому для приблизного аналізу систем керування користуються принципом заморожування, відповідно до якого коефіцієнти α_δ , ω_0 , d , T_v уважаються постійними на окремих ділянках або навіть на всій траєкторії польоту.

Сумісний розгляд рівнянь (2.29) і (2.30) дозволяє досліджувати процес установа кута θ при відхиленнях керма висоти.

У ряді випадків у якість вихідного параметра безпілотного літального апарату буває необхідно розглядати нормальне прискорення j_n . Якщо використати формулу: $j_n = v \dot{\theta}$, а також рівняння (2.30), то можна одержати:

$$j_n = \frac{v}{T_v} \alpha. \quad (2.31)$$

Залежність j_n від $\delta_{БЛА}$ дається спільним рішенням рівнянь (2.29) і (2.31) нарешті, коли вихідним параметром безпілотного літального апарату бажано мати кут тангажа, те, скориставшись рівнянням зв'язку кутів $\mathcal{G} = \theta + \alpha$ і формулою (2.29), одержимо:

$$\dot{\mathcal{G}} = \alpha + \frac{1}{T_v} \alpha. \quad (2.32)$$

Рівняння (2.28) і (2.31) дають можливість встановити зв'язок кута тангажа с $\delta_{БЛА}$.

Приймаючи, що коефіцієнти в наведених рівняннях постійні для даного режиму польоту безпілотного літального апарату, неважко одержати структурні схеми керованого об'єкта. Для цього необхідно записати диференціальні рівняння (2.28) - (2.31) у символічній формі й знайти передавальні функції динамічних ланок, що характеризують об'єкт керування як елемент системи керування.

Якщо якість вихідного параметра прийняти кут нахилу вектора швидкості θ , то безпілотного літального апарату по своїх динамічних властивостях еквівалентний послідовно з'єднаним коливальній й інтегруючій ланкам.

Найбільш істотну роль у структурній схемі грає інтегруюча ланка, оскільки воно впливає на процес зміни кута θ як у перехідному, так й у сталих режимах (наприклад, при $\delta_{БЛА} = const$).

При спрощених дослідженнях коливальну ланку заміняють інерційним або взагалі не беруть до уваги інерційність установа кута атаки, задаючи зв'язок між кутами α й δ_p коефіцієнтом передачі $\kappa_\alpha = \frac{\alpha_\delta}{\omega_0^2}$. У цьому випадку залежність між кутовою швидкістю й відхиленням керма висоти виходить досить простий:

$$\dot{\theta} = \kappa_{vp} \delta_p, \quad (2.33)$$

де $\kappa_{vp} = \frac{\alpha_\delta}{T_v \omega_0^2}$ – коефіцієнт передачі безпілотного літального апарату по швидкості.

В сталому режимі нормальне прискорення, що розвиває керованим об'єктом, пропорційно куту відхилення керма:

$$j_{н\text{у}\text{с}} = \kappa_{vp} v \delta_p. \quad (2.34)$$

Коефіцієнт пропорційності $\kappa_{vp} v$ називають керованістю безпілотного літального апарату. Він показує, наскільки зміниться нормальне прискорення при відхиленні керма на один радіан. Керованість залежить від швидкості v .

Співвідношення (2.33) використовується також при спрощеному аналізі системи керування, коли не враховується інерційність кута атаки.

Динамічні властивості керованого об'єкта, що характеризують процес зміни кута тангажу ϑ при відхиленні керма, визначаються коливальним, що диференціюють й інтегрують ланками.

2.2.3. Реакція кута тангажа на момент, що обурює.

Вплив моменту, що обурює, на рух безпілотного літального апарату звичайно доводиться враховувати при дослідженні процесів стабілізації. У загальному випадку для вивчення впливу моменту, що обурює, становлять передавальну функцію безпілотного літального апарату, прийнявши за вхідну величину момент, що обурює. Якщо за вхідну величину взяти кут тангажа, одержимо передавальну функцію:

$$W_M^{\vartheta}(p) = \frac{E_1 p + E_2 p + E_3}{p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4}, \quad (2.35)$$

де $E_1 = a_n$ – динамічні коефіцієнти безпілотного літального апарату в поздовжньому русі.

Щоб привести момент, що обурює, до кута відхилення органів керування, необхідно скласти передатну функцію:

$$W_M^{\delta}(p) = \frac{E_1 p^2 + E_2 p + E_3}{B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}. \quad (2.36)$$

Якщо відхилення органів керування мало впливає на момент від запізнювання скошу потоку, лобовий опір і піднімальну силу апарата, то облік моменту, що обурює, можна спростити.

У цьому випадку вплив моменту, що обурює, еквівалентно відхиленню органів керування на кут:

$$\delta_{\text{возм}} = \frac{M_{ZB}}{M_Z^{\delta}}. \quad (2.37)$$

2.3. Розробка та розрахунок схеми аналогово-цифрового перетворювача системи керування повздовжнього каналу безпілотного літального апарату

2.3.1. Аналіз існуючих схем перетворювання.

До теперішнього часу запропоновано немало класифікацій, які відображують різні етапи розвитку цифрової вимірювальної техніки. Запропонована класифікація ґрунтується на невеликому наборі класифікаційних ознак. [13]

Першою класифікаційною ознакою є вибраний спосіб формування розрядів в процесі перетворення аналогової величини в код. Найбільше поширення в АЦП отримали часовий і просторовий способи формування розрядів.

При часовому способі розряди цифрового коду утворюються послідовно один за одним і в такому порядку поступають по однопровідній лінії в наступні вузли пристрою.

Аналого-цифрові перетворювачі з просторовим способом формування розрядів дозволяють визначити всі розряди кода одночасно, цифровий код передається по багатопровідній (по числу розрядів) лінії зв'язку. [13]

Другою кваліфікаційною ознакою багато в чому визначаючою експлуатаційні характеристики АЦП, є тип вибраного коду.

Двійковий код застосовують як правило, в АЦП порозрядного кодування з часовим і просторовим розділенням розрядів. [13]

Одиничний код застосовують в таких найбільш розповсюджених АЦП з часовим розподіленням розрядів, як частотно-імпульсний (ведеться підрахунок кількості імпульсів на протязі каліброваного часового інтервалу). [13]

Третьою кваліфікаційною ознакою є значення сигналу, яке визначається прибором – миттєве або посереднє. Визначення миттєвого значення сигналу здійснюється в процесі дискретизації за допомогою швидкодіючого аналогового пристрою вибірки і зберігання з подальшим квантуванням; в найшвидкодіючих АЦП з просторовим (одночасовим) формуванням розрядів явно вираженого вузла вибірки і зберігання – процеси запам'ятовування і зберігання поєднані.

Четвертою класифікаційною ознакою є спосіб організації процесу перетворення, який виконується вузлом керування. Розрізняють АЦП циклічної і слідкуючої дії. В АЦП циклічної дії, окремі етапи перетворення здійснюються по програмі, а при слідкуючій дії перетворювання проходить під впливом керуючих сигналів, які виробляються при зміні параметрів сигналу.

2.3.2. Розробка принципіальної схеми аналого-цифрового перетворювача.

До складу перетворювача входять:

- вхідний пристрій;
- фільтр;
- цифро-аналоговий перетворювач (ЦАП);
- вузол обробки сигналів керування АЦП і їх гальванічна розв'язка;
- компаратор;
- вузол гальванічної розв'язки вихідного сигналу АЦП;
- джерело еталонної напруги.

1. Вхідний пристрій призначений для забезпечення роботи АЦП в трьох діапазонах і задовільнення вимог технічного завдання (ТЗ) вхідних опорів, а також масштабування вхідного сигналу U_x .

2. Фільтр призначений для усунення перешкод на відповідній частоті і складається з RC-фільтра і підсилювача.

3. ЦАП призначений для перетворення двійкового коду в напругу.

4. Вузол обробки сигналів керування АЦП і їх гальванічна розв'язка призначений для перетворення керуючого сигналу, який поступає на АЦП з врахуванням знаку вимірювальної напруги. Вузол гальванічної розв'язки являє собою набір оптронів.

5. Компаратор призначений для зрівняння напруг і видачі сигналу “1” або “0” в залежності від напруги на вході.

6. Вузол гальванічної розв'язки призначений для розв'язки вихідного сигналу АЦП від вимірювальних ланцюгів і являє собою оптрон і ІМС серії 133.

1) Вхідний пристрій

Вхідний пристрій зібраний на мікросхемах ДА16, ДА17, резисторах R15-R20. Мікросхемою (МС) ДА16 є операційний підсилювач 544УД2А, а мікросхема ДА17 – підсилювач МДМ каналу 140УД13.

За допомогою реле Р2, Р3, Р4 за відповідними командами встановлюється необхідний діапазон. Реле Р1 встановлює вхідний опір АЦП, який дорівнює 1 кОм. Напруга кінця діапазону відповідає вихідній напрузі вхідного пристрою ± 10 В.

В першому діапазоні (± 4 В) коефіцієнт передачі вхідного сигналу дорівнює – 2,441, в другому діапазоні – 0,6104, а в третьому – 0,1526.

Масштабування вхідного сигналу необхідне для узгодження з напругою ЦАП. Воно здійснюється на мікросхемі ДА16 і резисторах R15-R20.

Для зниження впливу U_{cm} і U_{dp} мікросхеми ДА16, застосована схема з МДМ каналом. МДМ канал виконаний на МС 140УД13, конденсаторі С8, С11, С12, С13 і резисторі R32. Коефіцієнт підсилення МДМ каналу дорівнює $7 \div 10$.

2) Фільтр

Сигнал з вхідного пристрою поступає на RC-фільтр, який зібраний на мікросхемі ДА24 і конденсаторах С18, С19. Для узгодження вихідного опору фільтра застосовані підсилювач на мікросхемі ДА26 (140УД6А) з МДМ каналом на мікросхемі ДА27 (140УД13). Коефіцієнт передачі підсилювача дорівнює “1”.

3) Цифро-аналоговий перетворювач

Цифро-аналоговий перетворювач виконаний на мікросхемі К594ПА1. Мікросхема К594ПА1 являє собою паралельний ЦАП з сумуванням токів і комбінованою матрицею (R-2R резисторів). Вона призначена для перетворення двійкового 12-розрядного коду в струм і працює з стандартними рівнями сигналів від ТТЛ і КМОП цифрових інтегральних мікросхем. Конструктивно ЦАП виконаний в двох кристалах, які замкнені в планарному корпусі типа 405.24-2. МС виготовлена по біполярні планарно-епітаксіальній технології. Технологічною особливістю виготовлення кристалу є лазерна підгонка номіналів резисторів резистивної матриці на пластині і при функціональній настройці ЦАП.

Схема перетворювача містить операційний підсилювач (ОП) для часової і температурної стабілізації, токові перемикачі з схемами керування, генератори розрядних токів, прецизійну матрицю.

4) Вузол обробки сигналів керування АЦП і їх гальванічна розв'язка

На мікросхемах ДД29-ДД30 (134 КП8) і ДД33-ДД35 здійснюється перетворення коду команд, які подаються на керування біполярним ЦАП. В залежності від знаку вимірювальної напруги на ЦАП подається прямий або зворотній код. При вимірюванні $+U_{ex}$ на вузол обробки сигналів керування АЦП подається прямий код, а при $-U_{ex}$ зворотній.

Мікросхеми ДД2-ДД13 є оптрони, за допомогою яких здійснюється розв'язка керуючих сигналів з вимірювальними ланцюгами.

5) Компаратор

Компаратор представлений схемою 521СА3. Резистори R29, R28, R42 (номіналами 301 кОм; 30,1 Ом; 4,75 кОм відповідно) встановлені для забезпечення стійкої роботи мікросхеми.

б) Вузол гальванічної розв'язки вихідного сигналу АЦП

Вузол гальванічної розв'язки вихідного сигналу АЦП зібраний на оптроні ДД20 (249ЛП1Б), резисторі R30 (номіналом 1,2 кОм) і вихідній мікросхемі ДД22 типу 133ЛА3.

7) Джерело еталонної напруги

В джерелі еталонної напруги використовується параметричний стабілізатор на стабілітроні Д818Е як опорна напруга. З параметричного стабілізатора напруга поступає на підсилювач з МДМ каналом і резистивною мережею 301НР5ЕВ в зворотньому зв'язку. За допомогою резистивної мережі на виході підсилювача встановлюється необхідна напруга $U_{em}=\pm 10\text{В}$. підсилювач зібраний на основі операційного підсилювача 140УД6А (ДА21) і 140УД13 (ДА23).

2.3.3. Розрахунок принципіальної схеми аналого-цифрового перетворювача.

Рівень перешкод в ідеальному АЦП прямо залежний від розрядності перетворювача. Для синусоїдального або близького до нього рівня перешкод S в дБ визначається наступним чином:

$$S = 20 \times \lg \frac{U_S}{U_R}, \quad (2.39)$$

де U_S – ефективна напруга корисного сигналу;

U_R – ефективна напруга шуму.

Ефективна напруга шуму пов'язана з приростом напруги, необхідної для змінення коду в молодшому розряді:

$$U = \frac{U_{\min}}{\sqrt{12}}, \quad (2.40)$$

де U_{\min} – половина напруги, необхідної для змінення коду в молодшому розряді.

Ефективна напруга корисного сигналу U_S дорівнює:

$$U_S = 2^N \times \frac{1}{2\sqrt{2}} U_{\min}. \quad (2.41)$$

З виразів (2.39...2.41) витікає, що величина шуму ідеального перетворювача залежить від розрядності:

$$\frac{U_S}{U_R} = \frac{2^N}{2\sqrt{2}} = \frac{2^{N-1}}{\sqrt{2}}. \quad (2.42)$$

Підставивши формулу (2.42) і зробивши відповідні перетворення, отримаємо:

$$S = 20N \times \lg 2 - 30 \lg 2 \quad (2.43)$$

$$S = 20 \times 0.30103N - 0.30103 \approx 6N - 9,$$

при $S=60$,

$$N = \frac{S+9}{6} = 11,5 .$$

Таким чином навіть приблизний розрахунок свідчить, що кількість розрядів АЦП повинна бути не менше 12.

Згідно теореми дискретизації, частота вибірки повинна мінімум вдвічі перевищувати максимальну частоту сигналу, який перетворюється. Для 12-розрядного АЦП, призначеного для перетворення сигналу з максимальною частотою 1200 Гц, частота вибірки дорівнює:

$$F = 2f_{max} \times 32 = 2 \times 32 \times 1200 = 76800 \text{ Гц} = 76,8 \text{ кГц}.$$

Час перетворення t для АЦП дорівнює:

$$t = \frac{1}{f} = \frac{1}{76800} = 13,02 \text{ мкс}.$$

Таким чином в розроблюваному АЦП час перетворення повинен не перевищувати 13,02 мкс.

РОЗДІЛ 3

НАДІЙНІСТЬ ДОСЛІДЖЕНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

3.1. Надійність системи керування

Надійність - властивість об'єкта зберігати в часі у встановлених межах значення всіх параметрів, що характеризують особливість виконувати необхідні функції в заданих режимах і умовах застосування, технічного обслуговування, ремонтів, збереження і транспортування. [13]

Надійність виробу в експлуатації закладається при його конструюванні, забезпечується в процесі виготовлення шляхом правильного вибору технологи вихідних матеріалів і комплектуючих виробів і зберігається шляхом застосування оптимальних режимів збереження й експлуатації, планомірного обслуговування. [13]

Для забезпечення високої надійності виробу при його проектуванні повинні бути враховані наступні фактори:

- 1) Кількість застосовуваних деталей і їхня відповідність умовам експлуатації, необхідним функціональним, електричним і влучними властивостями;
- 2) Режим роботи застосованих деталей, що відповідає їхнім функціональним можливостям і особливостям застосування, зазначених технічній документації;
- 3) Приступність частин і елементів виробу для огляду, контролю, ремонту і технічного обслуговування;
- 4) Наявність захисних і дублюючих пристроїв, які забезпечують при відмовленні одного елемента, незмінні режими інших елементів і усього виробу.

При експлуатації виробу основними факторами, що впливають на його надійність, є:

- умови експлуатації;

- система обслуговування (огляди, ремонт, налагодження, контроль параметрів);
- кваліфікація обслуговуючого персоналу.

По характеру появи відмови поділяються на раптові та поступові. Раптові відмови виявляються у виді різкої зміни параметрів виробу. Поступова відмова відбувається в результаті старіння матеріалів і комплектуючих деталей виробу. Інтенсивність відмов елементів при експлуатації в реальних умовах залежить від наступних факторів:

- електричного режиму роботи;
- умов навколишнього середовища (температури, вологості, тиску);
- вібраційних впливів, механічних ударів при експлуатації;
- впливу біологічних факторів. Облік впливу умов експлуатації може бути отриманий шляхом оцінки впливу кожного з факторів, приведених вище, на елементи, що входять у виріб.

Найбільш істотними впливами є температура навколишнього середовища й електричне навантаження (режим). Для характеристики електричного режиму елемента вводять поняття коефіцієнта навантаження, під яким розуміють відношення значення деякого параметра, що характеризує роботу елемента в реальному режимі, до його номінального значення, приведену в технічних умовах (ТУ). [13]

Система автоматичного керування (САК) забезпечує керування польотом безпілотного літального апарата по заданій програмі та парирування обурень, діючих на нього в польоті. Залежність ефективності літального апарата від надійності його САК особливо сильно проявляється для безпілотних літальних апаратів з автономними САК, оскільки в цьому випадку втручання оператора в роботу САК виключене. По структурі САК можна розділити на ряд підсистем (елементів першого рівня) у відповідності з їх функціями. [13]

Підсистеми розділяють в свою чергу на окремі блоки (елементи другого рівня), наприклад на вимірювальні пристрої, підсилювачі, перетворювачі, виконавчі органи та ін. Ділення САК по структурі закінчується такими комплектуючими елементами,

як напівпровідникові діоди та тріоди, опори, конденсатори, електродвигуни, гіроприбори, штепсельні роз'єми джерела живлення та ін. Комплектуючими елементами можуть бути також окремі мікромодулі.

Відокремимо наступні, важливі з точки зору надійності, особливості САК. По структурі САК представляє собою складну систему з декількома рівнями, що нараховує велику кількість однотипних комплектуючих елементів. Структура підсистем може бути перемінною, так як різні елементи вмикаються та вимикаються в різні моменти часу, що повинно бути відображене відповідними змінами ССН. Фізичні процеси виникнення несправностей (пробій конденсаторів, змінний контакт в потенціометрах та ін.) в багатьох випадках настільки складні, що відмови з'являються як раптові. Доволі широко поширені відмови типу обриву та короткого замикання. Характерними для деяких електронних пристроїв також збої – відмови, що самоусуваються.

Завдяки масовому виробництву комплектуючі елементи добре відпрацьовані, характеристики їх надійності відомі з високою достовірністю. При переході від існуючих виробів до нового комплектуючі елементи часто не піддаються конструктивним змінам. Більшість комплектуючих елементів має малу вагу, та що наявність структурної надмірності систем надає слабкий вплив на вагомі характеристики літальних апаратів. Все це обумовлює особливу увагу до структурної надійності САК та застосування різних методів резервування як ефективного засобу підвищення надійності.

Розрізняють активне та пасивне резервування. При активному резервуванні (резервування заміщенням) у випадку відмови система перестроюється: за допомогою перемикача відмовивший елемент вимикається та вмикається резервний. При цьому велике значення має стан резервних елементів до появи відмови. Резерв може бути навантаженим, полегшеним або ненавантаженим (“холодним”). В першому випадку резервні елементи функціонують в тому ж режимі, що й основні, в другому — в полегшених режимах (при знижених навантаженнях), в третьому — до настання відмови резервні елементи знаходяться в непрацюючому стані. [13]

Полегшений режим можна розглядати як режимне або параметричне резервування. Така режимна надлишковість пов'язана із структурною надлишковістю, так як при полегшеному режимі необхідна велика кількість елементів, ніж при ненавантаженому, та, навпаки, зменшення числа елементів пов'язане із збільшенням навантаження на них.

При пасивному (“гарячому”) резервуванні всі елементи, і основні і резервні, увімкнені постійно. Система при відмові одного або навіть декількох елементів не перестроюється по структурі, але й не втрачає працездатності до тих пір, поки елементів, які залишилися справними, достатньо для її нормального функціонування. Разом з тим при відмові окремих елементів часто відбувається перерозподіл навантаження між елементами, які залишилися, що ускладнює умови їх роботи, і тому знижує надійність. [13]

Число m паралельно увімкнених елементів називають кратністю резервування. Резервування може бути виконане і з дробовою кратністю, якщо, наприклад, для нормальної роботи системи, яка має три однакових блока, необхідно в крайньому разі два справних. В якості ковзаючого резерва використовують невелику кількість елементів, які можуть бути підключені замість будь-якого з решти відмовивших елементів. Вибіркове резервування або резервування по “схемі голосування” заключається в тому, що порівнюються сигнали на виході непарного числа паралельно працюючих елементів і у зовнішній ланцюг видається сигнал, який мають на виході більшість елементів.

Застосування резервування пов'язане зі збільшенням ваги, об'єму, який займає апаратура, а також вартості виробництва та експлуатації. Для вибору найвигіднішої схеми резервування необхідно провести порівняльну характеристику ефективності її різних варіантів. Зручним для цієї мети показником ефективності являється відношення:

$$\tilde{\theta} = \theta_n / \theta_p \quad (3.1)$$

Вірогідності θ_n відмови нерезервованої системи до вірогідності θ_p відмови резервованої системи.

При однакових умовах $P_{ij}(t)$ надійності елементів у випадку роздільного резервування надійність системи вище, ніж при загальному, але при цьому додаються з'єднувальні елементи (дроти, пайка та ін.).

Активне резервування принципіально вигідніше пасивного, причому ця перевага тим більша, чим більше полегшений режим, в якому знаходиться резерв. Елементи, які знаходяться в ненавантаженому резерві, не витрачають резерв до моменту відмови основного елемента. Але на увімкнення ненавантаженого резерву в роботу необхідний деякий час, що не завжди допускається по умовам функціонування системи. До того ж ненавантажені резервні елементи на літальних апаратах також витримують вібрації, теплові навантаження та ін., як і основні елементи, а внаслідок, і в непрацюючому стані інтенсивність їх відмов значно відрізняється від нуля. При великій кількості ділянок резервування може проявитися, що система відмовляє в основному через перемикачі, а внаслідок, існує оптимальне число ділянок резервування, при якому вірогідність відмов мінімальна. Пасивне резервування конструктивно простіше активного, але перерозподіл навантаження при відмовах елементів перевищує інтенсивність їх відмов та, крім того, зміна параметрів елементів, викликана цим перерозподілом, може привести до параметричної відмови системи. [13]

Інтенсивність відмов елементів системи управління значно залежить від зовнішніх умов (температури, вологості, вібрації) та режиму роботи. Значення λ_0 інтенсивності відмов комплектуючих елементів, які визначаються в лабораторних умовах, можуть слугувати для оцінки надійності при мінімальному навантаженні та нормальних умовах. В несприятливих умовах інтенсивність відмов підвищується.

Різниця умов та рівня навантаження від номінальних звичайно враховують в розрахунку надійності поправочними коефіцієнтами, на які помножуються табличні значення λ_0 інтенсивності відмов.

Реальні умови роботи елементів можна врахувати наступними залежностями інтенсивності відмов від робочої (T) та нормальної (T) температури, фактичної (z)

та номінальної (z_0) відносної вологості, працюючої (U) та номінальної (U_0) напруги, фактичної (P) та номінальної (P_0) розсіюваної потужності.

Для конденсаторів:

$$\lambda = \lambda_0 \left[\alpha + (U / U_0)^m \right] e^{a(T-T_0)}, \quad (3.2)$$

де $a = 0,20 \div 0,25$;

$a = 0,07 \div 0,086$ 1/град;

$m = 3,5 \div 5,0$ для паперових конденсаторів;

$a = 3,5 \div 5,0$ – для слюдяних;

3,0 – для керамічних;

$T_0 = +(60 \div 100)^0 C$

Для опорів:

$$\lambda = \lambda_0 \left[1 + k \sqrt{PR} (z - z_0) \right] e^{a(T-T_0) + \theta(P-P_0)}, \quad (3.3)$$

де $k = (0,5 \div 1,25) \cdot 10^{-3}$ 1/Вт

R – опір, Ом; z_0 – 60%;

$a = 0,015 \div 0,025$ 1/град;

$T_0 = +40^0 C$

Надійність роботи контактних пристроїв визначають як добуток вірогідностей безвідмовної роботи контактів при замиканні та при розмиканні ланцюга, а також вірогідностей переходу навантаження з непрацюючого в працюючий стан на назад; останні залежать від опорів контактів в замкнутому положенні та опору ізоляції при розімкнених контактах. Надійність реле знаходять як добуток вірогідностей безвідмовної роботи контактів, механічної частини обмоток, надійність електродвигунів – як добуток вірогідностей безвідмовної роботи обмоток, механічної частини, щіток та підшипників. Необхідно мати на увазі, що при увімкненні деяких видів навантаження пусковий струм може в декілька разів перевищувати стале значення при нормальній напрузі.

Зміна параметрів елементів (величин опорів, ємностей, індуктивностей та ін.) під дією зовнішніх умов та в результаті старіння можуть призвести до відмови окремих блоків апаратури.

Аналізуючи та моделюючи процеси наближення до відмов, необхідно враховувати обурюючі дії температури, вологості, прискорення, прикладеної напруги та ін. як випадкових величин та випадкових функцій. Відомо, наприклад, що значення ємності залежить від температури, величина опору — від температури та розсіюваної потужності, опір витікання — від приложеної напруги та ін.

Параметричну надійність окремих підсистем (елементів першого рівня) САК визначають в залежності від їх призначення по ймовірнісним характеристикам вихідних параметрів (параметрів стану). При цьому в окремих випадках необхідно приймати до уваги і вибраний метод управління. Так, управління дальністю безпілотного літального апарату можна здійснити двома методами. Перший метод заключається в тому, що в кінці активної ділянки польоту літальний апарат утримується деякий час на траєкторії, яка складає з горизонтом фіксований кут θ , і двигун вмикається в момент досягнення заданої швидкості. По другому методу під час польоту змінюються координати та швидкість руху безпілотного літального апарату, обчислюється величина відхилення ΔL дальності від розрахункової та із умови $\Delta L = 0$ визначається потрібний момент вимкнення двигуна. У випадку відмови приводу керма або будь-якого іншого елемента та неможливості забезпечити фіксований потрібний кут θ при першому методі літальний апарат переходить на нерозраховану траєкторію, в результаті чого розсіювання може перевищити допустиме. При другому методі така ситуація не обов'язково призводить до параметричної відмови по величині розсіяння, так як вимкнення двигуна відбудеться в іншій, відміни від розрахованого момент часу та при значенні швидкості, відмінної від програмної. Іншими словами, при другому методі відмова запобігання за рахунок параметричної надлишковості: недостатнє значення одного параметра компенсується зміною значень інших параметрів. [13]

Розглянемо параметричну надійність органів керування – виконавчих органів підсистеми, яка забезпечує стабілізацію та програмні розвороти літального апарата,

а також парировання обурень. Відмовами органів керування являються несправності, які призводять до втрати керованості літального апарата, а це в свою чергу – до недопустимих відхилень його від розрахункової траєкторії.

Параметричну надійність органів керування в комплексі з автоматом стабілізації визначають як вірогідність забезпечення стійкості та заданої точності польоту безпілотно літального апарата. В першому приближенні її можна оцінювати як вірогідність того, що їх ефективність буде достатньою в умовах максимальних обурень, тобто:

$$P_{II} = \text{вер} \left\{ \delta_{2p} - \frac{M}{Y_{ypr}^{\delta} (x_{ypr} - x_m)} > 0 / M_{on} \dot{\delta}_{\max} \leq N \right\}, \quad (3.4)$$

де δ_{2p} – граничний кут відхилення органа керування;

Y_{ypr}^{δ} — керуюча сила, яка створюється при відхиленні органа керування на одиничний кут б;

M – сумуючий керуючий момент (максимум суми програмного, стабілізуючого та обурюючого моментів);

x_{ypr} та x_m – відповідно координати точки додатку керуючої сили та центра мас безпілотно літального апарата;

$\dot{\delta}_{\max}$ – максимальна кутова швидкість обертання органа керування;

M_{on} — максимальний момент опору органа керування повороту, обумовлений тертям, інерційністю та ін.;

N – потужність приводу керма.

Із (3.31) видно, що в розрахунку фігурують два параметри стану органа керування, які залежать від випадкових величин $\dot{\delta}_{\max}$, M_{on} , N , Y_{ypr}^{δ} . Остання визначається типом органів керування. Як відомо, в якості органів керування застосовують повітряні та газоструйні керма, поворотні сопла та камери двигунів, різні насадки та ін. Залежність величини Y_{ypr}^{δ} від обурень знаходять для кожного з них на основі аналізу фізики процесу створення керуючого зусилля.

Інколи відмови органів керування підрозділять на нейтральні та тяжкі, рахуючи відмову нейтральною в тому випадку, коли орган керування внаслідок несправності самовільно встановлюється в нульове положення. Прикладом тяжкої відмови може бути заклинювання органа керування в крайньому положенні. Відмову будь-якого з органів керування необхідно рахувати частковою, якщо органи керування, що залишилися справними, забезпечують керуваність безпілотного літального апарата.

3.1.1. Надійність елементів аналого-цифрового перетворювача.

Визначення коефіцієнтів навантаження елементів виробляється по формулах:

1) для резисторів:

$$K_n = \frac{P}{P_n}, \quad (3.5)$$

де P – потужність, що розсіюється на резисторі в робочому режимі;

P_n – номінальна потужність, що розсіюється;

2) для конденсаторів:

$$K_n = \frac{U}{U_n}, \quad (3.6)$$

де U — напруга на конденсаторі (робоча);

U_n — допустима напруга на конденсаторі згідно ТУ;

3) для транзисторів і діодів:

$$K_{nVT} = \frac{U_{кв}}{U_{кв.дон}} \text{ чи } K_{nVT} = \frac{I_{кв}}{I_{кв.мах}}; K_{nVD} = \frac{I_{VD.нр}}{I_{VD.нр.мах}}, \quad (3.7)$$

де $U_{кв}$ і $I_{кв}$ – напруга колектор – емітер і струм колектора транзистора в робочому режимі;

$U_{кв.дон}$ і $I_{кв.мах}$ – допустимі напруга і струм колектора згідно ТУ на транзистор;

$I_{VD.нр}$ і $I_{VD.нр.мах}$ ~ струм допустимий і максимальний вибраного діода.

При розрахунку користуються великим значенням K_n ;

4) для мікросхем:

$$K_n = \frac{K}{K_{p.\max}}, \quad (3.8)$$

де K і $K_{p.\max}$ – коефіцієнт розгалуження по виходу (число одиничних навантажень, яке можна одночасно підключити до виходу мікросхеми) реальний і допустимий.

При остаточному розрахунку надійності враховується також кількість пайок провідників і контактів рознімань.

– остаточний розрахунок надійності виконаємо, ґрунтуючись на наступних допущеннях: відмова будь-якого елемента виробу приводить до відмови усього виробу;

– відмови елементів є подіями випадковими і незалежними;

– інтенсивність відмов елементів виробу не залежить від часу, тобто не відбувається старіння елементів.

При проведенні остаточного розрахунку надійності використовуємо електричну принципову схему виробу; перелік елементів, застосовуваних у виробі; дані по інтенсивності відмовлень елементів; поправочні коефіцієнти.

Сумарна інтенсивність відмов системи визначається по формулі:

$$\lambda_0 = \sum_{i=1}^m N_i \lambda_{0i} \alpha_i, \quad (3.9)$$

де N_i – кількість однотипних елементів;

λ_{0i} – номінальна інтенсивність відмов елементів i -го типу;

Розрахунок інтенсивності відмов λ_i проведемо шляхом складання величин інтенсивностей відмов виробів, які входять до складу в проектуємий пристрій:

$$\lambda_i = \lambda_1(t) + \lambda_2(t) + \lambda_3(t) \quad (3.10)$$

Користуючись даними з довідника, випишемо інтенсивність відмов елементів схеми та зведемо їх у табл. 3.1.

Таблиця 3.1

Інтенсивність відмов елементів схеми

Найменування елементів	Кількість, од	Д/-10-6 1/год	XVI0"61/г д
Конденсатор К50-6	4	0,16	0,32
Резистор МЛТ-0,5	2	0,256	0,512
Діоднісбірки КЦ418	2	0,31	1,24
Трансформатор ТР1	1	0,3	0,3
Роз єм ШР	1	0,01	0,02
Стабілізатори (інтегральні мікросхем К142ЕН1Г	2	0,31	1,24

3.2. Кількісний аналіз надійнісних характеристик технічних систем на етапі випробувань

3.2.1. Загальна схема оцінки й контролю надійності технічної системи на етапі випробувань.

Доцільним використати АПКОС при оцінці й контролі надійності системи й на етапі випробувань. При цьому відповідні канали АПКОС аналізують ті ситуації, що відмовили, доцільність контролю яких установлена на етапі проектування. Крім того, у процесі випробувань виявляються нові ситуації, що відмовили, які при аналізі надійності системи також повинні бути враховані. Сукупності можливих аварійних станів установлюються на основі побудови й аналізу структурно-функціональних схем надійності виробів всіх рівнів і системи в цілому на основі цих схем формують моделі відмов і встановлюють кількісні ознаки, які необхідно контролювати в процесі проведення випробувань. Для деяких виробів не представляється можливим і доцільним (наприклад, у силу технічних труднощів або економічної недоцільності) виміряти необхідне число кількісних ознак, що адекватно характеризують модель їхньої відмови. У цьому випадку проводять

спеціальні комплексні випробування таких виробів на надійність (наприклад, випробування до відмови), по яких визначається граничний час безвідмовного функціонування виробу, а вже по ньому обчислюють кількісні характеристики надійності. Слід зазначити, що такі випробування мало інформативні для контролю надійності цих виробів на наступних етапах “життєвого циклу” системи, тому що фізична модель відмови залишається нез’ясованою. Фізичні моделі відмов виробів є основою для розвитку теорії їхнього проектування. [13]

Загальна процедурна схема оцінки й контролю надійності технічної системи здійснюється в наступному порядку:

1) За допомогою АПКОС проводять аналіз можливих ситуацій, що відмовили, виробів всіх рівнів і системи в цілому. Якщо АПКОС відсутній, то цей аналіз проводять звичайними методами. При цьому максимально використовують, результати випробувань по аналогічних виробках, а також інформацію, отриману розрахунковими методами на етапі проектування. Варто пам'ятати, що основне завдання випробувань полягає в тім, щоб експериментально виявити тільки ті ситуації, що відмовили, імовірність виникнення яких статистично значима (тобто близька до нормативного рівня) і які аналітичними методами важко вгадати.

2) За результатами випробувань вимірюють кількісні ознаки всіх виробів, що адекватно характеризують моделі їхніх відмов.

3) Установлюють закони розподілу обмірюваних кількісних ознак і числові характеристики цих законів. Варто помітити, що число випробувань виробів, як правило, є обмеженим. Тому необхідно широко використати інформацію, одержувану за результатами випробувань однотипних виробів.

4) За допомогою спеціальних методів, визначаються кількісні показники надійності всіх рівнів.

5) Проводять процедуру контролю надійності виробів всіх рівнів і технічної системи в цілому.

3.2.2. Вибір й обґрунтування статичних моделей при кількісному аналізі надійності технічних систем на етапі випробувань.

При рішенні завдань, пов'язаних з оцінкою й контролем надійності виробів різних рівнів, одним з основних питань, що відразу ж виникає, як тільки в нашому розпорядженні з'являються перші експериментальні дані по визначальних кількісних ознаках, - а якої статистичної моделі (тобто якому закону розподілу) віддати перевагу. На етапі проектування при аналізі надійності виробів звичайно використовується допущення про той або інший закон розподілу. Для механічних систем звичайно віддають перевагу нормальному закону розподілу, що погодиться із численними експериментальними даними. Однак у ряді випадків гіпотеза про нормальний закон розподілу для конкретних статистичних вибірок або суперечить досвідченим даним, або можуть бути і які-небудь інші передумови, які промовляють на користь інших статистичних моделей. Тому при кількісному аналізі надійності виробів на етапі випробувань виникає практичне завдання на вибір й обґрунтування підходящої статистичної моделі.

На практиці завжди доводиться мати справу з обмеженою кількістю експериментальних даних, що визначають статистичне (емпіричне) розподіл випадкової величини. Як би добре не був підібраний теоретичний розподіл, завжди неминучі певні розбіжності відносно емпіричного розподілу. Питання про істотність цих розбіжностей на практиці вирішується за допомогою різних критеріїв згоди: «хі-квадрат», «омега-квадрат», Колмогорова й ін. Для цього вибирають деяку величину Δ — міру розбіжності теоретичного й статистичного розподілу й визначають її значення $\Delta_{1-\gamma}$ (де γ — рівень довірчої ймовірності) так, щоб імовірність події $\Delta > \Delta_{1-\gamma}$ була дорівнює $1 - \gamma$, тобто $P(\Delta > \Delta_{1-\gamma}) = 1 - \gamma$, де $1 - \gamma = \alpha$ є рівнем значимості критерію, що представляє собою досить малу величину. Якщо отримані після статистичної обробки експериментальних дані значення $\Delta > \Delta_{1-\gamma}$ або $P(\Delta > \Delta_{1-\gamma}) < 1 - \gamma$, то відхилення від теоретичного закону вважається значимим і припущення про вид закону розподілу повинне бути відкинуте. У протилежному випадку гіпотеза про вид теоретичного закону, використовуваного як статистична модель, приймається. Однак важливо помітити, що за допомогою названих вище

критеріїв можна лише вирішити питання про те, що гіпотеза не суперечить або суперечить тій або іншій статистичній моделі. А як вибрати конкретну модель? На це питання зазначені критерії відповіді не дають. Неправильний вибір конкретної статистичної моделі може привести до недостатньо обґрунтованих висновків при кількісному аналізі надійності технічних систем на етапі їхніх випробувань.

Для обґрунтування конкретної статистичної моделі можна використати метод статистичного моделювання. При цьому вибір конкретного теоретичного закону розподілу для опису досвідчених даних можна здійснити на основі оцінок ступеня близькості досвідчених і теоретичних моментів розподілу, обумовлених по інтервальним оцінкам емпіричних моментів. Побудова довірчих інтервалів для досвідчених моментів розподілу довільного закону розподілу може бути засноване на виділенні необхідного інтервалу з деякого, упорядкованого набору моментів, якому можна одержати статистичним моделюванням досвідченої функції розподілу.

Визначають статистичні оцінки перших чотирьох вибірових моментів (більше чотирьох моментів на практиці звичайно не використовуються);

— оцінка середнього значення:

$$\bar{x}^{(1)} = \sum_{i=1}^n x_i^{(1)} / n; \quad (3.11)$$

— оцінка центрального моменту другого порядку (оцінка дисперсії):

$$S_x^{2(1)} = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i^{(1)} - \bar{x})^2; \quad (3.12)$$

— оцінка центрального моменту третього порядку:

$$\mu_3^{(1)} = \frac{1}{(n-1)(n-2)} \sum_{i=1}^n (x_i^{(1)} - \bar{x})^3; \quad (3.13)$$

— оцінка центрального моменту четвертого порядку:

$$\mu_4^{(1)} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i^{(1)} - \bar{x})^4; \quad (3.14)$$

Для оцінки двосторонніх довірчих границь із рівнем довіри x визначаються величинами m_{r1} й m_{r2} , σ_{r1}^2 і σ_{r2}^2 , $\mu_3^{(r1)}$ і $\mu_3^{(r2)}$, $\mu_4^{(r1)}$ і $\mu_4^{(r2)}$, де m й σ^2 означають

математичне очікування й дисперсію величин r_1 й r_2 , обумовлених по співвідношеннях

$$r_1 = [k(1 - \gamma)/2], \text{ і } r_2 = [k(1 + \gamma)/2]. \quad (3.15)$$

Вибір теоретичної кривої розподілу здійснюється в наступній послідовності. Для найпоширеніших на практиці законів розподілу (нормального, рівномірного, логарифмічно нормального, Вейбулла, експонентного, гамма-розподілу) по формулах, які приводяться нижче, визначають перші чотири теоретичних моменти розподілу й з'ясовують, чи попадають вони в довірчі інтервали, обчислені з деяким набором довірчих імовірностей $\gamma_1 \triangleright \gamma_2 \triangleright \gamma_3 \triangleright \dots \triangleright \gamma_k$. Для досвідчених моментів, обчислених по формулах виду (3.11) - (3.14). Далі здійснюють порівняння з довірчими інтервалами, починаючи з більших рівнів довірчих імовірностей γ . Якщо хоча б один з моментів розглянутого закону розподілу виходить із довірчого інтервалу, то даний закон не може розглядатися в якості прийнятної статистичної моделі. Якщо при порівнянні всіх моментів ряду законів розподілу виявиться, що вони всі лежать у відповідних довірчих інтервалах з рівнем довіри Y_1 , то переходимо до рівня довіри $Y_2 \triangleleft Y_1$ й т.д. Прийнятною статистичною моделлю вважається той теоретичний розподіл, для якого всі моменти попадають у відповідні довірчі інтервали с найменшим Y .

Приведемо деякі формули для обчислення оцінок параметрів і моментів ряду законів розподілу, що найбільше часто зустрічаються в практичних ситуаціях.

1. Нормальний розподіл. Щільність розподілу

$$f(x) = \frac{1}{S\sqrt{2\pi}} e^{-(x-\bar{x})^2/2S^2} . \quad (3.16)$$

Оцінки для середнього й дисперсії нормального розподілів, виражені через його параметри, збігаються з оцінками середнього й дисперсії. Тому порівняння по довірчому інтервалі для нормального розподілу варто проводити тільки для третього й четвертого моментів, які виражаються в такий спосіб:

- третій центральний момент $\mu_3 = 0$;
- четвертий центральний момент $\mu_4 = 3\sigma^4$.

2. Логарифмічний нормальний розподіл. Щільність розподілу

$$f(x) = \frac{1}{x S_{\ln x} \sqrt{2\pi}} e^{-(\ln x - \ln \bar{x})^2 / 2 S_{\ln x}^2}. \quad (3.17)$$

Спочатку оцінюють параметри розподілу

$$\ln \bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \ln x_i, \quad S_{\ln x}^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\ln x_i - \ln \bar{x})^2. \quad (3.18)$$

Потім обчислюють:

- середнє значення $m = e^{m_{\ln x} + S_{\ln x}^2 / 2}$;
- дисперсію $\sigma^2 = (e^{S_{\ln x}^2} - 1) e^{m_{\ln x} + S_{\ln x}^2}$;
- коефіцієнт варіації $\nu = \sigma / m$;
- третій центральний момент $\mu_3 = \nu^3 \sigma^3 + 3\nu \sigma^3$;
- четвертий центральний момент

$$\mu_4 = \nu^8 \sigma^4 + 6\nu^6 \sigma^4 + 15\nu^4 \sigma^4 + 16\nu^2 \sigma^4 + 3\sigma^4. \quad (3.19)$$

Потім проводять їхнє порівняння з довірчими інтервалами.

3. Рівномірний розподіл. Щільність розподілу

$$f(x) = \begin{cases} \frac{1}{\omega} \text{при} \cdot m_x - \frac{\omega}{2} \leq x \leq m_x + \frac{\omega}{2} \\ \nu \cdot \text{при} \cdot x < m_x - \frac{\omega}{2} \cdot u \cdot x > m_x + \frac{\omega}{2} \end{cases}; \quad (3.20)$$

Спочатку знаходять оцінки параметрів

$$\bar{x} = \hat{m}_x = \frac{x_{\max} - x_{\min}}{2}, \quad \omega = \frac{n+1}{n-1} (x_{\max} - x_{\min}). \quad (3.21)$$

за допомогою яких обчислюють:

- оцінку середнього значення $\hat{m}_x = \bar{x}$
- оцінку дисперсії $S_x^2 = \frac{\omega^2}{12}$;
- оцінку третього центрального моменту $\mu_3 = 0$;
- оцінку четвертого центрального моменту $\mu_4 = 0.0125 \omega^4$.

Потім знайдені оцінки чотирьох моментів порівнюють із відповідними довірчими інтервалами.

4. Розподіл Вейбулла. Щільність розподілу

$$f(x) = abx^{b-1}e^{-ax^b}, \quad x \triangleright 0, b \triangleright 0, a \triangleright 0. \quad (3.22)$$

Після того, як обрана статистична модель, наприклад, у розглянутій вище постановці, для ряду завдань надійності представляється доцільним провести перетворення отриманої емпіричної щільності розподілу $f(x)$ в Гаусовську щільність, якщо обґрунтована статистична модель $f(x)$ вийшла відмінної від нормального закону. Таке перетворення можна зробити, наприклад, за допомогою деякого пертурбаційного багаточлена

$$f_{\Gamma}(x) = f(x)\theta(x), \quad (3.23)$$

де $\theta(x)$ — пертурбаційний багаточлен (поліном), перетворюючу довільну щільність розподілу $f(x)$ в Гаусовську щільність $f_{\Gamma}(x)$.

ВИСНОВКИ

1. На основі проведеного аналізу характеристик безпілотних літальних апаратів та методів наведення була досліджена типова система керування і стабілізації, що задовольняє вимоги технічного завдання.
2. У дипломному проекті досліджена функціональну (схема зв'язку) та структурну (схема структури сигналу) схеми системи керування і стабілізації в повздовжньому русі безпілотного літального апарату.
3. На основі поставлених задач, які вирішує система керування були представлені структурні схеми повздовжнього каналу керування по куті тангажу.
4. Розроблено і розраховано принципіальну схему аналогово-цифрового перетворювача та проведений вибір оптимального варіанту його удосконалення, що здійснюється на основі комплексного врахування технічних критеріїв.
5. Визначені основні особливості експлуатації спроектованої системи керування та стабілізації безпілотного літального апарата з урахуванням впливу зовнішніх обурень на динамічні властивості керованого об'єкту.
6. Проведений розрахунок надійності розробленого аналогово-цифрового перетворювача.

СПИСОК БІБЛОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Хоровиц П., Хилл У. Искусство схемотехники. – М.: Мир, 1982. – 370 с.
2. Лебедев А. А., Карабанов В. А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1965. – 528 с.
3. Лебедев А. А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
4. Берзин Г. С. Летательные аппараты. Основы аэродинамики, динамика полета и конструкция. Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972.
5. Боднер В. А. Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
6. Казаков И. Е., Мишаков А. Ф. Авиационные управляемые ракеты. – Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1985.
7. Казаков И. Е., Гладков Д. И., Криксунов Л. З. Системы управления и динамика наведения ракет. – Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1973.
8. Синеглазов В. М., Філяшкін М. К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. –К.: Изд-во НАУ, 2003. – 502 с.
9. Коробков А. В. Проблема локального отрицательного давления (ЛОД). Физиологические и клинические эффекты локального отрицательного давления. – М.: Транспорт, 1976. – 512 с.
10. Красовский А. А., Поспелов Г. С. Основы автоматики и технической кибернетики. – М.: Госэнергоиздат», 1962. – 600 с.
11. Криницкий Е. И. Системы самонаведения. – М.: Машиностроение, 1970. – 236 с.
12. Казак В. М. Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті / В. М. Казак ; Нац. авіац. ун-ту “НАУ”. – Київ : Вид-во Нац. авіац. ун-ту “НАУ-друк”, 2010. – 284 с.
13. Мащенко С. В. “Система управління безпілотним літальним апаратом. Аналогово-цифровий перетворювач несучого сигналу (комплексна тема)”

дипломний проект на здобуття освітнього ступеня “Бакалавр” зі спеціальності 151 “Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології”, 2019 р. – 51с.

14. Ляшенко Е. Х. "Система управління безпілотним літальним апаратом. Фільтр заглушення коливач апарату (комплексна тема)": дипломний проект на здобуття освітнього ступеню "Бакалавр" зі спеціальності 151 " Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології" , 2019 р. – 54 с.

15. Беда А. І. “ Система управління безпілотним літальним апаратом. Цифро-аналоговий перетворювач рульового приводу (комплексна тема)”: дипломний проект на здобуття освітнього ступеню “Бакалавр” зі спеціальності 151 “Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології”, 2019 р. – 64 с.

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ВІДГУК

керівника дипломної роботи (проекту)

випускника кафедри автоматизації та енергоменеджменту

Аерокосмічного факультету

(назва інституту (факультету))

Мащенко Сергій Вадимович

(П.І.Б. випускника)

Дипломна робота Мащенко С.В. на комплексну тему «Система наведення безпілотного літального апарата. Повздовжній канал управління та стабілізації» виконаний в ініціативному порядку. Метою проектування була розробка системи наведення в повздовжньому каналі.

Було розроблено структурну та функціональну схеми управління і стабілізації безпілотного літального апарату. Досліджено та розраховано параметри аналого-цифрового перетворювача.

Виконано проект у повній мірі і відповідно до затвердженого плану.

В процесі роботи над проектом Мащенко С.В. показав здібності самостійно вирішувати питання високої складності, вміння застосовувати отриманні теоретичні знання при розробках і розрахунках технічних задач.

Випускник уміє працювати з літературними джерелами, аналізувати отриманий матеріал, приймати обґрунтовані інженерні рішення, застосовувати сучасні комп'ютерні інформаційні технології.

Розроблені схеми аналого-цифрового перетворювача та розрахунки можуть бути використані при його розробці.

Загалом дипломний проект виконано на достатньо високому рівні.

Автор роботи Мащенко Сергій Вадимович заслуговує присвоєння йому кваліфікації “Магістр” за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології».

Керівник дипломної роботи (проекту):

к.т.н., доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту Чуріна

О. Й.

(науковий ступінь, посада, вчене звання)

(П.І.Б.)

« »

2020

р.

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

РЕЦЕНЗІЯ

на дипломну роботу (проект) випускника кафедри автоматизації та енергоменеджменту

Аерокосмічного факультету

(назва інституту (факультету))

Мащенко Сергія Вадимовича

(П.І.Б. випускника)

На рецензію представлена дипломна робота на комплексну тему: "Система наведення безпілотного літального апарата. Повздовжній канал управління та стабілізації", який складається із пояснювальної записки об'ємом 102 сторінки і 6 креслень.

Дипломна робота виконана на актуальну тему з підвищення точності наведення безпілотних літальних апаратів, що в першу чергу залежить від досконалості його системи траєкторного наведення. Аналіз публікацій по темі дипломного проекту показує, що аналого-цифровий перетворювач має суттєвий вплив на роботу безпілотного літального апарата.

Виконана дипломна робота повністю відповідає затвердженій темі і завданню. При розробці були використанні сучасні досягнення науки, техніки, інформаційних та інженерних технологій.

Розробку виконану в дипломному проекті можна рекомендувати для впровадження.

Якість виконання пояснювальної записки та графічного матеріалу висока – відповідає вимогам державних стандартів.

Виявлений недолік: в даному типі аналого-цифрового перетворювача недоліком є низька швидкість перетворення сигналу.

Із врахуванням вищенаведеного, вважаю, що дипломна робота заслуговує на оцінку _____, а Мащенко С. В. заслуговує присвоєння йому кваліфікації «Магістр» за спеціальністю «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології».

Рецензент:

(науковий ступінь, посада, вчене звання)

(П.І.Б.)

«___»

2020

р.

(підпис)

З рецензією ознайомлений:

Мащенко Сергій

Вадимович

(підпис)

(П.І.Б. випускника)

«___» _____ 2020 р.