

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. Бічний канал управління та стабілізації (комплексна тема)»

Виконавець _____ студент групи АТ-216М Ляшенко Едуардо Хорхевиц
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник д.т.н. проф. Казак Василь Миколайович
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

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

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

Нормоконтролер: _____ С.С. Ільєнко
(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

«05» жовтня 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

Ляшенка Едуарда Хорхеви́ча

(П.І.Б. випускника)

1. Тема роботи (проекту) «Система наведення безпілотного літального апарата. Бічний 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): структурна схема бічного каналу управління; для розрахунку блоку живлення: задана напруга ДКШ =12.6, бортова мережа 115 В, 1000 Гц,
4. Зміст пояснювальної записки: Аналіз БЛА як об'єкту управління; Розробка схеми системи управління і стабілізації бічного руху БЛА; Особливості експлуатації спроектованої системи управління і стабілізації БЛА; Охорона праці; Охорона навколишнього середовища
5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: Функціональна схема бічного каналу управління; Структурна схема управління і стабілізації бічного каналу БЛА; Принципова схема блоку живлення системи управління; Панель блоку живлення (конструктивне креслення)

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 – 30.09.20	
3.	Робота над розділом №1	01.10 – 30.10.20	
4.	Робота над розділом №2	01.11 – 14.11.20	
5.	Робота над розділом №3.	14.11 – 25.11.20	
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	15.11 – 20.12.20	
10.	Перевірка роботи на доброчесність. 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 М.С.		
Охорона навколишнього середовища	Фролов В.Ф.		

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

Керівник дипломної роботи (проекту)

_____ Казак В.М.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання

_____ Ляшенко Е.Х.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка дипломного проекту «Система наведення безпілотного літального апарата. Бічний канал управління і стабілізації (комплексна тема)»: 125 сторінок, 6 таблиць, 29 використаних джерел.

Ключові слова: БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ І СТАБІЛІЗАЦІЇ, ОПТИЧНИЙ КООРДИНАТОР ОБ'ЄКТА НАВЕДЕННЯ, ОБ'ЄКТ НАВЕДЕННЯ, БЛОК ЖИВЛЕННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ, АНАЛОГОВО-ЦИФРОВИЙ ПЕРЕТВОРЮВАЧ, ЦИФРО-АНАЛОГОВИЙ ПЕРЕТВОРЮВАЧ.ЕЛЕКТРОМЕРЕЖ, НАДІЙНІСТЬ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ.

Об'єкт дослідження: система наведення безпілотного літального апарата

Предмет дослідження: бічний канал управління безпілотного літального апарату

Мета дипломної роботи: розробка блоку живлення системи управління з високими надійнісними та експлуатаційними характеристиками.

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

Матеріали можуть бути використані для удосконалення або подальшого розвитку систем наведення безпілотних літальних комплексів.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ЯК ОБ'ЄКТІВ УПРАВЛІННЯ.....	
1.1 Аналіз характеристик безпілотних літальних апаратів середньої дальності.....	
1.2 Аналіз систем управління безпілотних літальних апаратів.....	
1.3 Вибір типового безпілотного літального апарата для дослідження	
1.4 Вибір типової системи управління та постановка задачі на дипломне проекування.....	
РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА СХЕМИ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ І СТАБІЛІЗАЦІЇ БІЧНОГО РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА.....	
2.1. Розробка функціональної схеми бічного каналу управління.....	
2.2. Розробка структурної схеми системи управління і стабілізації бічного каналу.....	
2.3. Розробка і розрахунок блоку живлення системи управління.....	
РОЗДІЛ 3. ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СПРОЕКТОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ І СТАБІЛІЗАЦІЇ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА	
3.1. Оцінка впливу зовнішніх обурень на характеристики точності наведення....	
3.2. Надійність систем управління.....	
3.3. Кількісний аналіз невідомих технічних систем одноразового застосування на етапі серійного виробництва.....	
РОЗДІЛ 4. ОХРОНА ПРАЦІ.	
4.1. Небезпечні та шкідливі виробничі фактори під час експлуатації системи управління і стабілізації бічного каналу безпілотного літального апарату.....	
РОЗІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	
5.1. Заходи щодо зменшення впливу шкідливих факторів авіації на навколишнє середовище.....	
ВИСНОВКИ.....	
СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	

ВСТУП

Система управління польотом безпілотною 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.

Враховуючи вищесказане, **актуальною темою** для дипломного проектування є постановка задачі розробки та розрахунку структури схеми бічного каналу управління та стабілізації.

Розробка такої системи дозволить вирішити проблеми впливу зовнішніх обурень на управління та стабілізацію бічного каналу, об'єктивно проаналізувати не керовані 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.

Метою дипломного проектування є дослідження структурної та функціональної схеми бічного каналу керування та стабілізації. В цю задачу входить розрахунок необхідного елемента системи керування – блоку живлення.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ЯК ОБ'ЄКТУ УПРАВЛІННЯ

1.1. Аналіз характеристик безпілотного літального апарата середньої дальності

Досвід попереднього сторіччя наочно продемонстрував, що розробка нових зразків безпілотних літальних апаратів (БЛА) є одним з основних способів підтримки необхідного рівня технологічного і виробничого потенціалу в авіаційній промисловості, робота яких безпосередньо пов'язана з оборонною потужністю країни, а отже, із забезпеченням її політичної і економічної незалежності.

Властивості БЛА оцінюються тактичними, технічними і експлуатаційними характеристиками. До основних тактичних характеристик відносяться: діапазон висот і швидкості застосування (область можливих пусків БЛА), метеорологічні умови перешкод, обмеження на маневр носія і об'єкта наведення, вірогідність досягнення поставленої цілі 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 на висотах і швидкостях, степінь захисту від перешкод. Основними експлуатаційними характеристиками є надійність, час підготовки до застосування, умови зберігання і транспортування, ресурс. [15]

При обґрунтуванні тактико-технічних вимог до керованих засобів слід виходити 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 літак – носій, керований і некерований відрізок траєкторії польоту БЛА, 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, що володіють високою ефективністю, хорошими тактико-технічними і експлуатаційними характеристиками, можливо тільки при тісній взаємодії фахівців з науковими конструкторами і інженерами промислових організацій. [16]

Роботи із створення нового керованого авіаційного обладнання класу літальних апаратів «повітря – повітря» 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 і Німеччина і Україна. [15]

Необхідність розробки нових авіаційних керованих безпілотних літальних апаратів (КЛА) класу «повітря – повітря» обумовлено 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 БЛА нового покоління, вони повинні забезпечувати: [17]

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

Відповідно до прийнятої в країнах блоку НАТО класифікацією вони підрозділяються на БЛА великої (більше 100 км), середньої (до 75 км) і малої (до 20 км) дальності. Всі БЛА класу «повітря – повітря» 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.

Основними напрямками розвитку БЛА класу «повітря – повітря» на сучасному етапі є збільшення дальності дії, підвищення маневреності, забезпечення автономності застосування безпілотних літальних апаратів і можливості виконання залпового пуску по декількох об'єктах наведення, зниження демаскуючих ознак застосування БЛА і забезпечення мінімального впливу на помітність і льотно–технічні характеристики носія. [15]

До БЛА цього типу, розроблених у Франції, відносяться КЛА «Супер Матра» R530 декількох модифікацій. Всі вони побудовані по нормальній аеродинамічній схемі, оснащені хрестоподібним крилом з великою кореневою хордою і напівактивною системою радіолокаційного наведення. БЛА французької розробки також набули широкого поширення, особливо в країнах «третього» світу.

До БЛА розроблених в СРСР, а пізніше і в країнах колишнього союзу відносяться БЛА з позначенням Р–23, Р–24, Р–27, Р–73, Р–77 в яких реалізовані технічні рішення, що дозволяють цим зразкам показувати високі льотні характеристики.

Одним з головних недоліків БЛА, оснащених напівактивною системою радіолокаційного наведення, є необхідність виконання безперервного підсвічування об'єкта наведення станцією радіолокації літака – носія з моменту пуску БЛА і до зустрічі з об'єктом, що вкрай обмежує можливості по маневруванню носія після пуску КЛА, демаскує винищувач під час атаки і виключає можливість застосування ним радіоелектронних перешкод для ухилення від зустрічної атаки. [16]

Найбільш помітною зовнішньою відмінністю БЛА від попередниці стало застосування крил із зворотною стріловидністю по задній кромці. Змінилася і внутрішня компоновка, число відсіків зменшилося з 8 до 5. Першим відсіком традиційно була головка самонаведення. У другому відсіку послідовно розташовувалися радіо детонатор «Шпак», автопілот і турбогенератор, що працює від спеціального порохового акумулятора тиску. Стрижньову корисний вантаж з радіусом дії 10 м і запобіжно-виконавчий механізм перемістили в третій відсік. Твердопаливний двигун ПРД–287 утворював четвертий відсік. У п'ятому відсіку навколо подовженого газоходу сопла розміщувався блок газогенераторів, що забезпечує живлення рульових машин. [16]

Розробили і тепловий варіант БЛА («виріб 160») з вдосконаленою головкою самонаведення ТГС–23Т4. БЛА розміщувався на допрацьованому пусковому пристрої – АПУ–23М. БЛА Р–24 успішно застосовувалися з літаків МІГ–23МЛ в ході озброєного конфлікту в Південному Лівані в 1982 р. в ході якого, по заявах сирійської сторони, цим винищувачам вдалося з «сухим рахунком» збити три F–15 і один F–4. Пізніше БЛА була модернізована – на Р–24м, де була підвищена перешкодозахисна функція ГСН.

В ході відробітку БЛА Р–23 визначилися перспективи істотного підвищення дальності пусків за рахунок застосування досконалішої схеми польотного функціонування системи наведення. На Р–23 була реалізована схема захоплення об'єкту наведення на траєкторії. Проте при характерних для літакових РЛС значних помилках прицілювання, ця операція здійснювалася незабаром після старту БЛА. При цьому дальність пуску БЛА трохи перевищувала віддалення від об'єкту наведення при захопленні об'єкту наведення на супровід ГСН. В принципі, вона могла б проводитися і пізніше, але в цьому випадку потрібно було забезпечити автономне управління БЛА на попередній ділянці польоту. В цьому випадку дальність пуску була сумою протяжності автономної ділянки і граничної дальності захоплення об'єкту наведення при самонаведенні, визначуваною за інших рівних умов потужністю випромінювання бортовий РЛС носія і чутливістю ГСН БЛА.

При цьому для БЛА з напівактивною РЛ ГСН за рахунок реалізації так званої «псевдокінематичної ланки» з аналоговим обчислювальним пристроєм тривалість автономного польоту збільшили до 10 с, що дозволило незалежно від помилок прицілювання уражати цілі на видаленні, на 30% що перевищує граничну дальність захоплення цілі ГСН. У блоках апаратури ГСН проводилася інтеграція перевантажень, що забезпечувало інерціальне управління на ділянці автономного польоту, а після захоплення на автосупровід – фільтрацію при оцінці кутової швидкості. Вперше була забезпечена можливість захоплення звисаючих об'єктів наведення і виборче захоплення об'єкту наведення, що летить в щільній групі. Підвищилася можливість ураження об'єктів наведення, що маневрували і мали не велику висоту польоту, зросла захищеність від дії суміщених і штучних перешкод.

КЛА малої, середньої дальності Р-73 з тепловою головкою самонаведення призначена для перехоплення і знищення у ближніх повітряних боях високоманеврених пілотованих і безпілотних засобів вдень і вночі, з будь-яких напрямів, в передній і задній півсфері, на тлі землі і при активній радіоелектронній протидії. Конструкція КЛА Р-73 відповідає особливостям ближнього бою сучасних винищувачів. Передбачена можливість ураження автоматичних аеростатів, що дрейфують, крилатих БЛА і вертольотів.

БЛА, що виконаний по аеродинамічній схемі «качка» з дестабілізаторами в головній частині корпусу і традиційним хрестоподібним розташуванням аеродинамічних поверхонь на сопловій частині двигуна, крім того у цій частині встановлений блок газодинамічних кермових поверхонь інтерцепторного типу, що створюють бічні керуючі сили за рахунок відхилення газового струменя двигуна, що додає БЛА високу маневреність. Дестабілізатори розташовані перед кермом і крім традиційного призначення зменшують місцеві кути атаки, оберігаючи рульові поверхні від зривів потоку і падіння ефективності при різких маневрах. При працюючому двигуні управління і стабілізація БЛА по тангажу і курсу здійснюються спільно сполученими попарно для кожного каналу чотирма аеродинамічними кермами і чотирма газодинамічними інтерцепторами. Після

закінчення роботи двигуна управління і стабілізація здійснюються тільки аеродинамічним кермом. Стабілізація БЛА по крену проводиться за допомогою чотирьох механічно зв'язаних між собою елеронів.

Автопілот Р-73 додатково використовує інформацію від пір'яних датчиків кутів атаки і ковзання, розміщених попереду дестабілізаторів і за об'ємом виконуваних операцій зіставимо з літаковою САУ. Комплекс пір'яних датчиків, дестабілізаторів і керма утворює характерну «ялиночку» на першому відсіку КЛА – ГСН. Аеродинамічне кермо з попарним аеродинамічним зв'язком приводяться у дію розміщеними в передній частині другого відсіку рульовими машинами, за якими розташовуються блоки автопілоту і активного радіо детонатора. Третій відсік займає твердопаливний газогенератор збільшеної продуктивності. Робоче тіло, що виробляється ним поступає на рульові машини аеродинамічного керма і через той, що проходить через гар грот газопровід і розташовані в хвостовому відсіку БЛА рульові машини інтерцепторів і елеронів. Четвертий відсік є корисним вантажем, усередині якої розміщується ПВМ. П'ятий відсік – одно-режимний твердопаливний ракетний двигун. У хвостовому відсіку двигуна встановлені рульові машини приводу елеронів і газодинамічних інтерцепторів.

Основні елементи БЛА, за винятком сталевого корпусу двигуна, виконані з алюмінієвих сплавів. Відсіки стикуються байонетним з'єднанням, за винятком стиків кінцевих відсіків, з'єднаних за допомогою фланцевих кріплень. Залежно від модифікації, КЛА оснащується лазерним або радіо детонатором. Корисний вантаж масою 7.4кг стрижньового типу.

Учбовий варіант БЛА з реєстратором записів носить назву УЗР-73. Був розроблений також варіант Р-73м, оснащений ГСН з багатомайданчиковим дводіпазонним фотоприймачем підвищеною перешкодозахисною функцією з удвічі більшою чутливістю і дальністю захоплення. Зона цілевказівки Р-73м розширена до $+90^\circ$, а для підвищення вражаючої дії автопілот при підльоті до об'єкту направляє її з факела двигуна на центральну частину літака.

БЛА є перспективним керованим апаратом середньої дальності з активною системою радіолокаційного самонаведення. Забезпечує захоплення об'єкту

наведення з будь-якого напрямку на всіх ракурсах, вдень і вночі, в простих і складних метеоумовах, в умовах РЕП, на тлі земної і водної поверхні за принципом «випустив – забув», з багатоканальним випуском.

Наведення БЛА комбіноване: командно-інерціальне на початку і активне радіолокаційне самонаведення на кінцевій ділянці траєкторії. Перехід до другого методу здійснюється по сигналу бортової обчислювальної машини, яка визначає дистанцію захоплення об'єкту наведення головкою. Після переходу на самонаведення лінія корекції польотних даних БЛА з літака – носія продовжує формувати математичну модель об'єкту наведення. У разі її втрати на траєкторії організовується повторний пошук з використанням цієї моделі.

У всіх режимах застосування використовується метод модифікованого пропорційного наведення, а в умовах організованих перешкод, при яких бортова станція радіолокації носія не може забезпечувати КЛА відомостями про дальність і швидкість зближення з об'єктом, наведення відбувається по спеціальних траєкторіях. У головці самонаведення БЛА реалізована також можливість пасивного наведення на джерело перешкод, суміщене з об'єктом наведення.

БЛА оснащується лазерним детонатором, його робота полягає в опромінюванні об'єкту наведення і визначенні по відбитому сигналу моменту підриву корисного вантажу (на оптимальній відстані від об'єкту наведення). Параметри детонатора адаптуються до розміру об'єкта наведення. Передбачений також контактний детонатор для випадків прямого попадання або падіння на земну або водну поверхню у цілях самоліквідації. Бойова частина БЛА стрижньова з мікрокумулятивними елементами. Стрижні сполучені між собою так, що при підриві утворюють суцільне кільце, що розширюється, яке буквально розрізає об'єкт наведення. Пуск БЛА здійснюється з пристрою катапульти АКУ–170.

1.2. Аналіз систем управління безпілотних літальних апаратів

Якщо БЛА являється некерованим та в процесі польоту відсутні будь-які випадкові на нього дії, то траєкторія його руху повністю визначається початковими умовами пуску та енергобалістичними характеристиками.

З вищесказаного випливає, що похибка на початку пуску БЛА (для некерованих) призводить до негативних результатів при враженні потрібного об'єкта. [15]

У 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 рівнянь руху БЛА, тобто система управління рухом БЛА додає до себе рівняння, яке описує систему управління. [16]

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

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

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

Крім системи управління на борту безпілотного літального апарату повинен бути пристрій, який забезпечує обробку інформації про об'єкт наведення та результати керування, тобто прилади, які визначають відхилення безпілотного літального апарату від параметрів теоретичної, розрахованої траєкторії руху, такі параметри називають параметрами керування. [15]

В системах самонаведення частіше всього параметром керування являється зміна кутової швидкості лінії візирування цілі. ω вимірюється слідкуючим

координатором головки самонаведення БЛА. В системах телекерування параметром керування є величина відхилення безпілотного літального апарату від лінії направлення на об'єкт наведення (оператор БЛА – об'єкт наведення). 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. [17]

Крім того в системах управління 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 БЛА застосовуються керма висоти, направлення та крену.

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

– для самонавідних БЛА

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

де D – вектор дальності до цілі,

– для телекерованих БЛА

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

– для автономно керованих БЛА

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

З рівнянь (1.1) та (1.3) можна побачити, що в процесі руху безпілотного літального апарату зв'язки можуть бути накладені на вектор швидкості (\bar{V}),

вектор 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 вектор швидкості безпілотного літального апарату називаються основними, всі інші – допоміжні.

Система управління БЛА реалізує визначені методи наведення. Методом наведення БЛА називається визначена організація керування польотом безпілотного літального апарату, яка забезпечує його попадання в заданий об'єкт та скалярні рівняння керування ідеального зв'язку, який накладається на рух безпілотного літального апарату. [15]

В системах самонаведення положення БЛА 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 БЛА відносно напрямку на об'єкт, скалярні рівняння будуть виглядати так

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

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.

Проаналізуємо типові конкретні системи управління. Звернемося насамперед до систем самонаведення.

Кількість методів самонаведення БЛА 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 БЛА;
- зв'язок накладається на вектор швидкості руху центра маси БЛА;
- зв'язок накладається на вектор дальності між безпілотним літальним апаратом та ціллю.

Система самонаведення являє собою комплекс бортової апаратури БЛА, яка формує сигнал управління у відповідності з рівняннями ідеальних зв'язків та повертаючих кермо БЛА. Структура систем самонаведення та форма законів управління різноманітні. Різноманітність систем самонаведення визначається насамперед складом вимірювачів та методом наведення який реалізується. В склад систем самонаведення входять вимірювачі відносних координат об'єкту та БЛА, а також їх похідні. Виміряні ними величини в більшості випадків являються параметрами управління. Але в деяких випадках для формування параметрів управління використовуються також сигнали інших вимірювачів, зокрема гіроскопічних вимірювачів кутового положення БЛА відносно деякої заданої системи підрахунку. В таких випадках параметри управління формуються з сигналів вимірювачів шляхом відповідних розрахунків. Крім координаторів цілі, в системі самонаведення використовуються також вимірювачі кутових швидкостей обертання ракети відносно зв'язаних осей (швидкісні гіроскопи), вимірювачі кута крена (позиційний або інтеграційний гіроскоп) та вимірювачі прискорення ракети в проекціях на осі зв'язаної системи координат (акселерометри). [15]

Для формування сигналів управління, які подаються на приводи рулів, застосовують різноманітні сумуючі підсилювачі та фільтри.

В цілому система самонаведення може мати від одного до трьох каналів управління в залежності від конструктивної схеми ракети та прийнятого способу керування. При одноканальній та двохканальній системах управління відсутня система поперечної стабілізації. Одноканальна система управління має канал управління рулем. При цьому БЛА повинен обертатися з постійною кутовою швидкістю, а стабільність цієї кутової швидкості підтримується спеціальними засобами. При двохканальній системі управління також відсутня система поперечної стабілізації та обидва канали являються основними каналами управління. Одноканальні та двохканальні системи самонаведення доцільно застосовувати для осесиметричних та хрестокрилих безпілотних літальних апаратах. Нарешті, трьохканальні системи управління у осесиметричних (або хрестокрилих) безпілотних літальних апаратах мають два канали управління, а третій канал використовується для поперечної стабілізації БЛА відносно осі x_1 . Для безпілотних літальних апаратів з плоскою аеродинамічною симетрією всі три канали можуть бути використані для управління руху центру мас. [17]

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

При методі пропорціональної навігації система керування багатоканальна, але осесиметричні хрестокрилі БЛА мають два канали керування (в площині тангажа та курсу) та один канал стабілізації по крену. При цьому, враховуючи просторову симетрію БЛА перший та другий канали керування ідентичні.

Метод пропорціонального 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 пропорціональні кутовій швидкості лінії візирування, тобто $n_y = k_{ny} \omega_y$,

$$n_z = k_{nz} \omega_z, n_i = j_i / g.$$

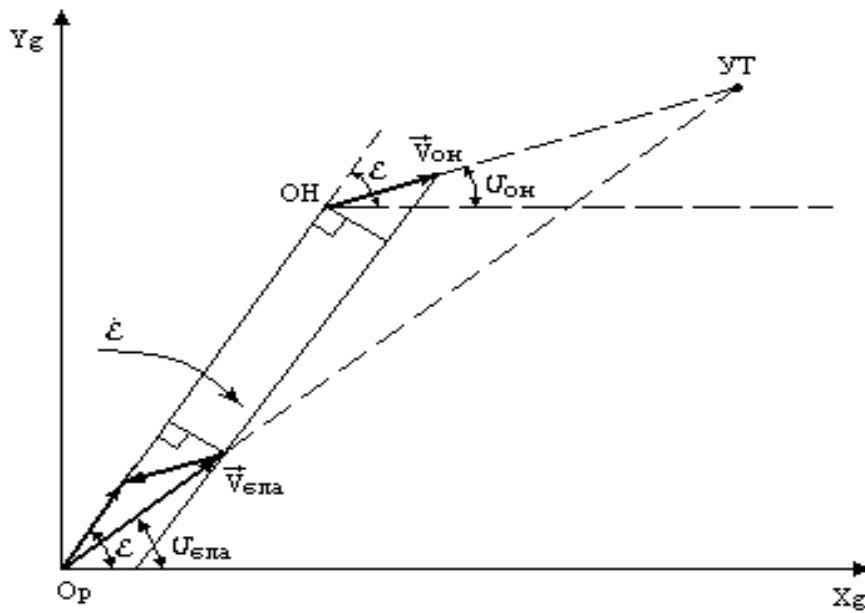


Рис. 1.1. Наведення БЛА в просторі.

З рис. 1.1. можна побачити, що система наведення буде реалізовувати два різновиди рівнянь розузгодження, що характеризують алгоритми траєкторного управління БЛА; [16]

– у вертикальній площині:

$$\Delta v = N\xi - j_{он};$$

$$\Delta v = N\omega_\theta - j_{он}; \quad (1.7)$$

$$\Delta v = N_1\xi - j_{он}/g = N_1\omega_\theta - j_{он}/g,$$

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

ω_θ – кутова швидкість лінії візування у вертикальній площині.

Якщо неможливо виміряти швидкість зближення (коли на борту БЛА відсутній радар) величини N і N_1 , приймаються *const* (при методі паралельного зближення) або міняються по раніше заданій програмі в дискретні моменти часу у відповідності з припущеними значеннями швидкості зближення.

При $N = N_0 - V_{збл}$, де N_0 – безрозмірний коефіцієнт – навігаційна постійна або навігаційний параметр.

З урахуванням цього розузгодження для вертикальної площини наведення БЛА буде:

$$\begin{aligned}\Delta_{\varepsilon} &= N_0 V_{збл} \omega_{\varepsilon} - j_{он}; \\ \Delta_{\varepsilon} &= N_0 V_{збл} \omega_{\varepsilon} - n_y.\end{aligned}\quad (1.8)$$

Аналогічно обчислюється розузгодження для наведення БЛА у горизонтальній площині:

$$\begin{aligned}\Delta_{\varepsilon} &= N_0 V_{збл} \omega_{\varepsilon} - j_{он}; \\ \Delta_{\varepsilon} &= N_0 V_{збл} \omega_{\varepsilon} - n_z,\end{aligned}\quad (1.9)$$

де ω_{ε} – кутова швидкість лінії візування в горизонтальній площині;

n_z – бічне перенавантаження БЛА.

З рівнянь (1.8) і (1.9) видно, що необхідний кут попередження ψ вектора повітряної швидкості БЛА досягається коли фактичні прискорення літального апарата будуть точно рівними необхідним значенням прискорення:

$$\begin{aligned}j_{БЛАy_m} &= N_0 V_{збл} \omega_{\varepsilon}; \\ j_{БЛАб_m} &= N_0 V_{збл} \omega_{\varepsilon}.\end{aligned}\quad (1.10)$$

При цьому, сигнали, які відображають необхідні значення прискорень можна розглядати як задаючі дії для системи керування, а напруга, що подається від ДЛП у та ДЛП z можуть інтерпретуватися як сигнали від'ємно-зворотних зв'язків системи керування.

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

Метод пропорціональної навігації забезпечує близьку до прямолінійної траєкторії польоту БЛА якщо об'єкт не маневрує, а також всевисотність та всеракурсність.

Основні закономірності динаміки наведення керованого БЛА можуть бути вивчені, якщо замкнути рівняння руху центру маси наближеними залежностями керуючих сил від параметрів керування, а також враховуючи умови керування БЛА по крену. Отримані рівняння однозначно визначають траєкторію літального

апарата при відповідних початкових умовах в заданому законі руху об'єкта. Це дає можливість вивчати рух центру маси БЛА з порушенням ідеального зв'язку та вирішувати різні динамічні задачі, наближено визначають фактичну (реальну) траєкторію польоту, нормальні прискорення та динамічні похибки наведення. [16]

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

Системи телекерування. В найпростіших системах телекерування вимірюються координати БЛА відносно командного пункту (оператора керування). Тому при телекеруванні зв'язок накладається безпосередньо на вектор дальності, а вектор швидкості піддається непрямому накладенню зв'язку.

Структури та закони керування систем телекерування дуже різноманітні. В склад систем телекерування звичайно входять вимірювачі фактичних координат об'єкту наведення та їх похідні. Ці вимірювачі, у якості яких звичайно застосовуються радіолокатори, розташовуються, як правило, на командному пункті керування. На основі сигналів цих вимірювачів у відповідності з рівняннями ідеальних зв'язків з'ясовуються параметри керування. Пристрої формування параметрів керування в загальному випадку являються обчислювачами безперервного або дискретного типу.

Для поліпшення динамічних характеристик керування необхідно використовувати сигнали, які залежать від кутових швидкостей БЛА відносно зв'язаних осей y_1 та z_1 , а також сигнали, які залежать від нормального прискорення літального апарата в проєкціях на зв'язані осі y_1 та z_1 .

Для вимірювання кутових швидкостей використовуються швидкісні гіроскопи та гіротрони, а для вимірювання прискорень БЛА – акселерометри. Крім того, в системах телекерування необхідно здійснювати керування рухом літального апарата відносно повздовжньої осі x_1 , щоб забезпечити необхідне керування кермом у відповідності з виміряними параметрами керування. Звичайно телекерувані літальні апарати стабілізуються на відповідному значенні кута крена, зокрема, на нульовому, тобто $\dot{\gamma} = 0$. Але можливо керувати

безпілотним літальним апаратом, який обертається відносно осі x_1 , тобто $\gamma = const$. В цьому випадку необхідний спеціальний перетворювач сигналів керування у відповідності з обертанням БЛА. У всіх цих випадках необхідні гіроскопічні вимірювачі фактичного кута крена та кутової швидкості ω_{x_1} літального апарата відносно осі x_1 . В кожному каналі керування є коректуючі фільтри та сумуючі підсилювачі, за допомогою яких формуються сигнали керування, які подаються на приводи керма.

Найпростішим методом наведення телекерованих БЛА являється метод трьох точок. Цей метод вимагає щоб БЛА весь час знаходився на прямій лінії, яка з'єднує командний пункт з об'єктом наведення (метод поєднання). Якщо в процесі наведення БЛА командний пункт маневрує таким чином, що вектор дальності об'єкта наведення переміщується поступово, залишаючись паралельним до початкового напрямку, то метод трьох точок забезпечує паралельне зближення з потрібним об'єктом. При повільному переміщенню командного пункту реалізувати даний метод дуже складно. В цьому випадку застосовують інший метод – метод наведення з кутом попередження – кутовим методом. Даний метод при наведенні БЛА потребує, щоб кути, які визначають напрямки векторів БЛА та об'єкта наведення змінювались по заданому закону, а кут між цими векторами повинен бути рівним нулю. Також умовою попадання БЛА в об'єкт наведення при нульовому куту між цими векторами являється рівність модулів цих векторів. Таким чином, для реалізації даного метода оператору необхідно виміряти не тільки кутові координати БЛА потрібного об'єкта, але й дальності.

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.[15]

Для визначення місцезнаходження 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 магнетизму.

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.

В деяких випадках 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.

Комбіновані системи керування та області їх застосування. В більшості випадків 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 управління.

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 БЛА, а через деякий відрізок часу, за який літальний апарат, якщо не прийняти спеціальних заходів, стає некерованим. Так, наприклад, необхідний деякий час для того, щоб БЛА з командною системою телекерування потрапив в точку зору візирного пристрою літака – носія, а БЛА з керуванням по радіопроменю увійшов в радіопромінь. В таких випадках ЛА після пуску керується системою автономного керування. [15]

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:

- БЛА, 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 потрібного об'єкта;

- перед переходом на самонаведення потужність сигналів від об'єкта наведення, поступаючих на приймальний пристрій системи самонаведення БЛА, 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 управління буде забезпечуватися іншим координатором.

Для забезпечення надійного функціонування автономних систем керування безпілотними літальними апаратами великої дальності можна використовувати комбінацію інерціальної та астронавігаційної апаратури керування, працюючих паралельно.

Великим недоліком комбінованих систем керування являється складність та висока вартість апаратури, а також їх значна вага та габарити. Тому застосування комбінованих систем виправдовується лиш в тих випадках, коли один тип системи керування не забезпечує задовільного вирішення завдання.

1.3. Вибір типової системи управління та постановка задачі на дипломне проектування

Обґрунтування вимог до системи керування здійснюється на основі теоретичного дослідження динаміки управління та наведення БЛА на об'єкт наведення, що називається теорією наведення. Центральною задачею теорії наведення КЛА є обґрунтування оптимальних законів керування рухом, що забезпечують найкращу точність попадання в потрібний об'єкт або задану траєкторію при врахуванні деяких умов, що характеризують якість керування та обмеження. Це завдання відповідає вибору та оптимізації алгоритмів обробки вимірювань при перешкодах, синтезу сигналів керування. В кінцевому рахунку вона зводиться до синтезу оптимальних структур електронних та електромеханічних пристроїв, працюючих в умовах перешкод.

При обґрунтуванні вимог так, як і при проектуванні системи наведення ЛА, розглядається математична модель керованого руху його та об'єкта наведення. Динамічні процеси, що описують рух системи ЛА, характеризуються нелінійними стохастичними диференціальними та різнісними рівняннями високого порядку. Складність моделі наведення БЛА обумовила комбінований підхід до процесу обґрунтування та проектування оптимальної системи керування. Він складається в застосуванні аналітичних методів розрахунку та моделювання.

Аналітичні методи розрахунку в поєднанні з моделюванням дають можливість найбільш гармонічно побудувати процес обґрунтування та проектування систем керування літальних апаратів. Аналітичні методи розрахунку доставляють структуру розрахункових систем керування, необхідні параметричні залежності у відповідності із заданими вимогами критерію якості або цільової функції. Для застосування аналітичних методів розрахунку розглядається звичайно спрощена модель, яка враховує головну специфіку заданої задачі, граничні можливості літального апарата та ряд обмежень на керування і умови застосування. На основі умов оптимальності, що витікають з прийнятого критерію та математичної моделі, встановлюються основні принципіальні особливості закону керування визначається оптимальна структура.

Отримана структура закону керування з невідомими повністю параметрами повинна забезпечувати працездатність реального об'єкта керування, математичний опис якого набагато складніший ніж початкова модель. Оптимальний вибір параметрів закону керування при розгляданні реального об'єкта керування проводиться на основі повної математичної моделі, заданої цільовою функцією (критерієм) з використанням алгоритмічних методів параметричного синтезу та обчислювальних машин. Передусім, необхідні для синтезу ймовірнісні характеристики обурень бувають невідомі або відомі неточно. Не менш важливою складністю є нестійкість критеріїв оптимізації. Критерій точності, наприклад, не враховує можливостей конструктивного виконання системи управління, він байдужий до вимог надійності, економічності та інших характеристик, що грають важливу роль при розробці нового зразка техніки.

Все вищесказане, з одного боку, виключає необхідність високої точності визначення оптимальних характеристик аналітичними методами, а з іншої, приводить до необхідності створення науково обґрунтованих практичних методик, реалізуючи комбінований підхід поетапного обґрунтування вимог до систем управління БЛА та їх проектування. Можна виділити наступні етапи

обґрунтування вимог та синтезу систем управління безпілотними літальними апаратами:

- визначення оптимальної в тому або іншому розумінні по зданому критерію характеристики структури наведення та структури системи управління на основі аналітичних методів, теорії оптимальних систем;
- визначення наближених значень параметрів системи управління на основі аналітичних методів та моделювання;
- створення зразку системи управління;
- визначення оптимальних значень параметрів системи управління з урахуванням заданого діапазону умов застосування та додаткових критеріїв на основі застосування моделювання.

Моделювання за допомогою аналогових та цифрових обчислювальних машин дає можливість отримати відповіді на всі питання, що виникають при розробці систем управління ЛА. Однак моделювання є експериментом, що базується на математичній моделі системи наведення, структура якої повинна бути відома. Таким чином, моделювання представляє кінцевий етап розробки схеми системи управління та стабілізації БЛА.

Найбільш типовою системою управління, що застосовується для проектування сучасних БЛА є система самонаведення, що являє собою комплекс бортової апаратури ЛА, формуючої сигнали керування у відповідності з рівняннями ідеальних зв'язків. Найкращою реалізацією самонаведення є метод пропорціонального наведення (метод пропорціональної навігації), який можна вважати наступним розвитком методу паралельного зближення. При методі пропорціональної навігації система керування багатоканальна, але осесиметричні хрестокриллі БЛА мають два канали керування (в площині тангажу та курсу) та один канал стабілізації по крену. При цьому, враховуючи просторову симетрію БЛА перший та другий канали керування ідентичні. Даний метод наведення застосовується перш за все для керування БЛА, діючими по високошвидкісним маневреним об'єктам. Так як даний метод наведення є найкращим методом для

супроводження об'єктів, які швидко маневрують, то проектування типової системи управління буде проходити у відповідності з його законами керування.

Завдання проектування і конструювання БЛА і його системи управління наймовірно важка, так як охоплює дуже багато різноманітних областей науки та техніки. Однією з найважливіших наукових дисциплін на яку опирається проектування системи управління є динаміка систем управління літальними апаратами. Основним змістом цієї теорії є вивчення динамічних властивостей ЛА як об'єктів керування і динамічних властивостей елементів систем керування, вивчення польоту ЛА з урахуванням процесу керування (аналіз процесів стабілізації керування нормальними перенавантаженнями і наведення, аналіз розсіювання ЛА), вибір оптимальних характеристик системи керування на основі вивчення динаміки процесів керування, розробка відповідних методів розрахунку. При рішенні завдань динаміки систем керування широко застосовується сучасна обчислювальна техніка (модулюючі пристрої і цифрові електронні машини).

РОЗДІЛ 2

РОЗРОБКА СХЕМИ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ І СТАБІЛІЗАЦІЇ БІЧНОГО РУХУ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

2.1. Розробка функціональної схеми бічного каналу управління

Система управління польотом БЛА складається з окремих функціонально пов'язаних блоків: вимірників, програмних пристроїв, підсилювачів і перетворювачів, приводів керма. У системі управління польотом БЛА вимірюються скалярні параметри управління Δ_1 , Δ_2 або векторний $\bar{\Delta}$. Для цієї цілі служать вимірники параметрів управління і програмні пристрої. Крім того, необхідно вимірювати деякі елементи руху центру маси та відносно центра маси БЛА. Для цієї мети служать спеціальні вимірники параметрів управління і елементів положення на траєкторії і руху БЛА по ній. Вихідні сигнали вимірників посилюються і перетворюються в спеціальних блоках формування управляючих сигналів. У ці блоки входять фільтри, корегуючі ланцюги, функціональні перетворювачі і обчислювальні пристрої, що забезпечують формування і прогнозування сигналів управління. Керуючі сигнали подаються в приводи керма, що керують рухом БЛА. [16]

Система управління БЛА, як правило, є трьох-канальною і має канали керма висоти, керма напрямку і елеронів. Між цими каналами є перехресні аеродинамічні зв'язки в самому БЛА, оскільки кутовий рух тангажу, нишпорення і крену виявляються зв'язаними кінематично і динамічно, тобто через аеродинамічні сили і моменти. На функціональній схемі (рис 2.1) наведено багатоканальну систему управління БЛА.

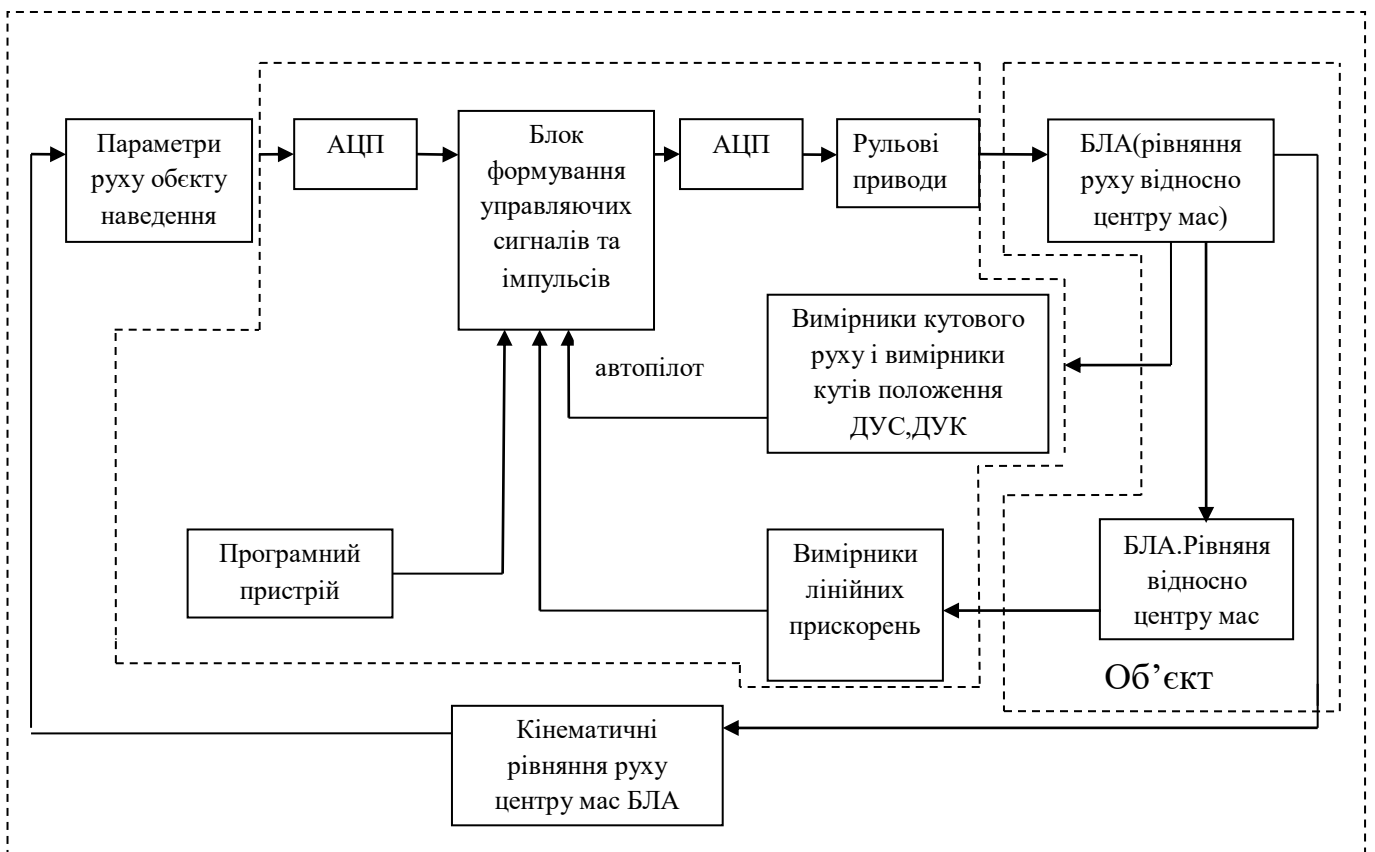


Рис. 2.1. Функціональна схема бічного каналу управління

Канали управління об'єднані, на схемі виділений автопілот як частина системи управління, що включає в себе вимірники елементів фактичного стану і руху БЛА, блоки формування сигналів, рульові приводи. Таким чином, система управління включає вимірники параметрів управління і автопілот. Вимірниками параметрів управління об'єкту наведення можуть бути оптичні координатори. Окремі блоки системи управління, що забезпечують обробку сигналів, можуть бути виконані на аналогових або цифрових елементах, у нашому випадку автопілот виконаний на цифрових елементах, тому в схему добавлено аналогово-

цифрові перетворювачі сигналу (АЦП) та цифро-аналогові перетворювачі (ЦАП). [16]

Система управління польотом забезпечує відхилення керма (органів управління) і через них поворот БЛА навколо центру маси.

БЛА, як об'єкт управління на рис. 2.1. представлена трьома групами рівнянь, що описують її рух: динамічні і кінематичні рівняння руху щодо центру маси, динамічні і кінематичні рівняння руху центра маси.

У інженерній практиці використовується поняття «контур управління». Під контуром управління розуміють сукупність ланок, утворюючих у польоті замкнутий ланцюг регулювання якої-небудь величини, що характеризує положення або стан БЛА. Динамічні рівняння руху БЛА щодо центра маси і рівняння руху центра маси разом з автопілотом і внутрішніми контурами управління, які забезпечують створення необхідних прискорень (перевантажень), що керують, стабілізацію кутового положення, а також демпфування перехідних процесів. Ці контури керування називають також контурами стабілізації кутового положення і перевантажень. Вони замикаються через вимірники елементів положення і руху БЛА, що знаходяться в автопілоті. Зовнішній контур управління замкнутий через вимірник параметрів управління. Цей контур забезпечує наведення БЛА на об'єкт наведення відповідно до заданого методу наведення і називається контуром наведення. Система управління, крім основної задачі управління польотом по напрямленню, часто виконує і інші функції: забезпечення, виявлення і захват сигналу об'єкту наведення БЛА, управління роботою бойової частини, переключення режимів роботи, управління швидкістю та прискореннями польоту. [16]

2.1.1. Оптичний координатор об'єкта наведення з амплітудно-фазовою модуляцією.

Для визначення параметрів місця знаходження і рух об'єкту наведення БЛА може застосовуватися оптичний координатор цілі. В координаторах застосовується оптичний канал інформації, пов'язуючий об'єкт наведення і БЛА,

власне або відбите від об'єкту наведення видиме або інфрачервоне випромінювання. В даний час частіше за все використовується середньохвильове інфрачервоне випромінювання в діапазоні від 1,8 до 6...12 мкм. Такий вибір діапазону обумовлений такими властивостями, що застосовуються в даний час для реєстрації ІЧ випромінювання приймачами променистої енергії, що мають в даному діапазоні при порівняно простому пристрої потрібну чутливість для захоплення об'єкту наведання на дальностях 15 ... 25 км.

За допомогою ОКЦ можна легко визначити координати об'єкту наведення, якщо побудувати її зображення у вибраній площині. Для цього використовується основний елемент оптичної системи – об'єктив, який в ОКЦ виконує три основні функції:

- будує систему координат, завдяки якій визначаються координати зображення об'єкту наведення;
- створює зображення об'єкту наведення у фокальній площині оптичної системи;
- створює потрібну опроміненість зображення об'єкту наведення, величина якої залежить від розміру входної зіниці об'єктиву. Формування несучої частоти зображено на рис. 2.2.

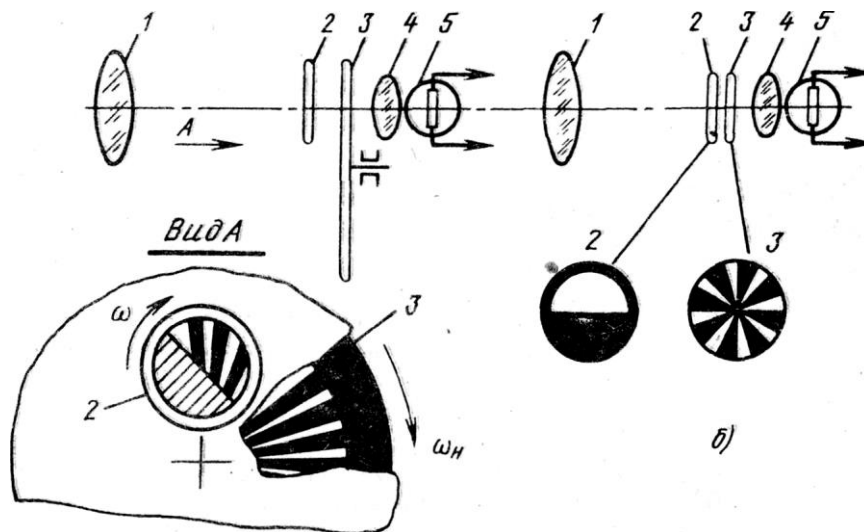


Рис 2.2. Формування несучої частоти за допомогою ексцентричного (а) і концентричного (б) растрів:

1 – об'єктив; 2,3 – модулюючі растри; 4 – конденсор; 5 – приймач випромінювання.

Якщо у полі зору ОКЦ знаходиться об'єкт наведення, то її кутові координати в полярній або прямокутній системах координат легко визначити по положенню центру зображення об'єкту наведення у фокальній площині оптичної системи. Координати об'єкту наведення в полярній системі визначаються через координати її зображення з наступних співвідношень:

$$R_y = D \operatorname{tg} \lambda_y = D \frac{\rho_k}{f} \varphi_k; \quad (2.1)$$

$$R_x = D \frac{\rho_k}{f} \cos \varphi_k; \quad (2.2)$$

$$R_z = D \frac{\rho_k}{f} \sin \varphi_k; \quad (2.3)$$

де λ_y і φ_y – кутові координати об'єкту наведення; f – фокусна відстань об'єктива ОКЦ.

Для наведення БЛА на об'єкт наведення достатньо знати взаємне розположення векторів \bar{D} і \bar{x}_k . Воно визначається кутовими координатами об'єкту наведення λ_y і φ_y .

$$\lambda_y = \operatorname{arctg} \frac{R_y}{D} = \operatorname{arctg} \frac{\rho_k}{f}; \quad (2.4)$$

$$\varphi_y = \varphi_k.$$

Тому для визначення кутових координат об'єкту наведення ОКЦ необхідно виміряти φ_k або ρ_k (у полярній системі координат):

$$\begin{cases} \rho_{k1} = \rho_k \cos \varphi_k; \\ \rho_{k2} = \rho_k \sin \varphi_k; \end{cases} \quad (2.5)$$

Співвідношення (2.5) справедливі для прямокутної системи координат.

Опромінення зображення об'єкту наведення у фокальній площині, від якої залежить дальність її захоплення координатором, буде тим більше, чим більше площа вхідної зіниці оптичної системи S_0 . В цьому випадку збільшується

просторовий кут ω , в якому ПЧ випромінювання від об'єкту наведення потрапляє в об'єктив ОКЦ. Оскільки в сучасних ОКЦ об'єктив оптичної системи має малу фокусну відстань f (десятки мм) в порівнянні з дальністю до об'єкту наведення D (від тисяч до сотен тисяч метрів), то зображення об'єкту наведення при ідеальному об'єктиві матиме розмір від сотої частинки мкм до декількох мкм і практично вся оптична енергія повинна бути зосереджена в крапці.

Насправді із-за помилок розробки і виготовлення об'єктиву (так званих аберацій) зображення розмивається в коло розсіювання, діаметр якого в основному залежатиме від точності виготовлення і збірки оптичної системи і матиме постійний розмір (долі мм) від максимальної дальності в захопленні об'єкта наведення ОКЦ до мінімальної дальності, на якій зображення об'єкту наведення вийде за розмір кола розсіювання (ця мінімальна дальність рівна декільком метрам). Постійність розміру зображення об'єкта наведення полегшує вимірювання його координат і спрощує пристрій вимірювання.

Для перетворення оптичного сигналу на електричний використовується приймач променевої енергії (ППЕ), що встановлюється за фокальною площиною об'єктиву. В даний час в ППЕ застосовуються фоторезистори і фотодіоди, створені на основі з'єднань PbS, PbSe, JnSb або кристалів Ge легованого Au, Cd і Cu. Часто для збільшення чутливості ППЕ застосовуються спеціальні пристрої глибокого охолодження його елементів.

Для посилення і перетворення електричних сигналів, що знімаються з ППЕ, в ОКЦ застосовуються електронні підсилювальні і перетворюючі пристрої. Якщо зображення об'єкту наведення знаходиться в центрі фокальної площини оптичної системи, то електричний сигнал повинен дорівнювати нулю, оскільки в цьому випадку вісь координатора X_k направлена на об'єкт наведення по вектору дальності D . Якщо об'єкт наведення почне здійснювати маневр і вектори \bar{D}^o і \bar{x}_{k_0} розійдуться (з'являться кутові координати об'єкта наведення λ_y і φ_y), на виході електронних блоків координатора з'явиться сигнал, параметри якого залежатимуть від кутових координат об'єкту наведення (або координат зображення об'єкту наведення у фокальній площині). Цей сигнал є сигналом

розузгодження. Для виділення цього сигналу в ОКЦ застосовуються спеціальні пристрої його формування.

При побудові такого пристрою використовуються два принципи:

- модуляція сигналу, що повільно змінюється, на виході ППЕ, за допомогою якої цей сигнал перетворюється на змінний (або імпульсний), параметри якого змінюватимуться залежно від зміни координат зображення об'єкта наведення;
- застосування декількох чутливих елементів в ППЕ, амплітуда сигналу на виході яких (або різниця амплітуд сигналів, знятих з двох сусідніх елементів) пропорційна їх координатам у фокальній площині оптичної системи.

У першому випадку модуляція сигналу проводиться за допомогою електромеханічних або електронно-оптичних пристроїв (растрових модулюючих дисків або системи зчитування сигналу з чутливих елементів ППЕ за допомогою електронного променя).

Сигнал з ППЕ після модуляції перетворюється на сигнал змінної напруги або імпульсний сигнал, в якому параметри сигналу: амплітуда, частота, фаза, або амплітуда, і тривалість імпульсу, частота їх проходження і тривалість пауз між імпульсами можуть бути пропорційними координатами зображення об'єкта наведення.

У другому випадку для визначення різниці амплітуд сигналів застосовуються два чутливі елементи, що вимірюють одну координату зображення об'єкта наведення в прямокутній системі координат (необхідно в ППЕ мати чотири елементи) або застосовується порівняно велика кількість чутливих елементів (мозаїка) з електронним пристроєм визначення координат кожного елементу мозаїки. В цьому випадку координати зображення об'єкта наведення визначаються тим чутливим елементом, який сприймає оптичну енергію від об'єкта наведення.

Блок формування сигналу розузгодження повинен також містити пристрій формування опорних сигналів, необхідних для визначення початку відліку часу зміни сигналів розузгодження, а разом з ними координат зображення об'єкта наведення. В нашому випадку застосовується ОКЦ з амплітудно-фазової модуляцією.

Блок формування сигналу розузгодження в такому ОКЦ має модулюючий диск, що встановлений в центрі фокальної площини і обертається з постійною кутовою швидкістю $\omega = const$. Центральна частина половини диска є напівпрозорою, що чергуються із не прозорою для ПЧ випромінювання секторів. На периферійній ділянці цієї половини диска прозоре і непрозоре штрихування секторів розташовується по окремих кільцях в шаховому порядку, причому площа непрозорих і прозорих частин секторів однакова на всіх кільцях. Друга половина диска має рівномірне кругове штрихування для того, щоб середня прозорість робочої і не робочої частини диску була однаковою. Схема оптичної системи, її фокальна площина з зображенням об'єкту наведення (колом розсіювання) та модулюючим диском показані на рис. 2.3.

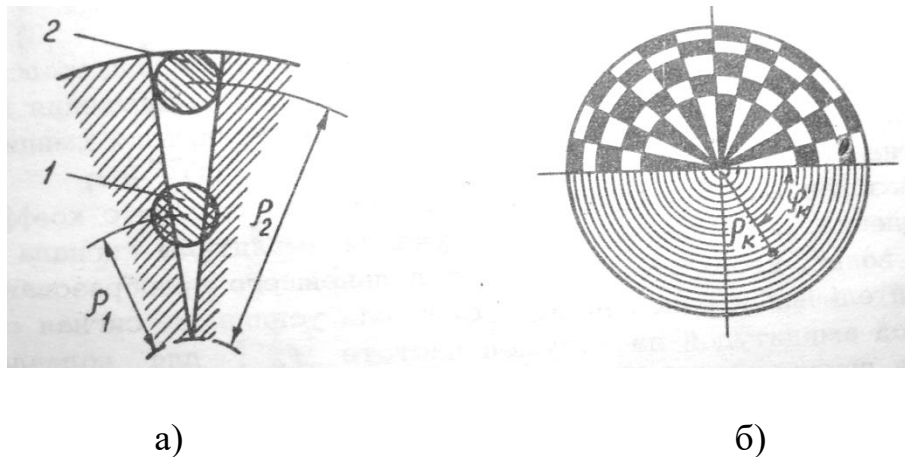


Рис. 2.3. Сигнал та структура модулюючого диска

При перетині зображення об'єкту наведення прозорими і непрозорими секторами сигнал, відповідний координаті ρ_k (рис. 2.3, б), що лінійно змінюється пропорційно зображенню об'єкта наведення, що відкривається (епюри сигналів для точки а (рис. 2.6.), положення 1 і 2 для ρ_{k2} (рис. 2.3), а при перетині напівпрозорою частиною диска цей сигнал u_n буде постійним, і дорівнює 0,5 максимуму амплітуди. Сигнал, відповідний координаті ρ_k , буде лінійно змінюватися до кінця середньої частини диска, на межі якої зображення об'єкту наведення повністю відкриється при попаданні в прозорий сектор. Епюри сигналу після модулюючого диску розміщені на рис. 2.4.

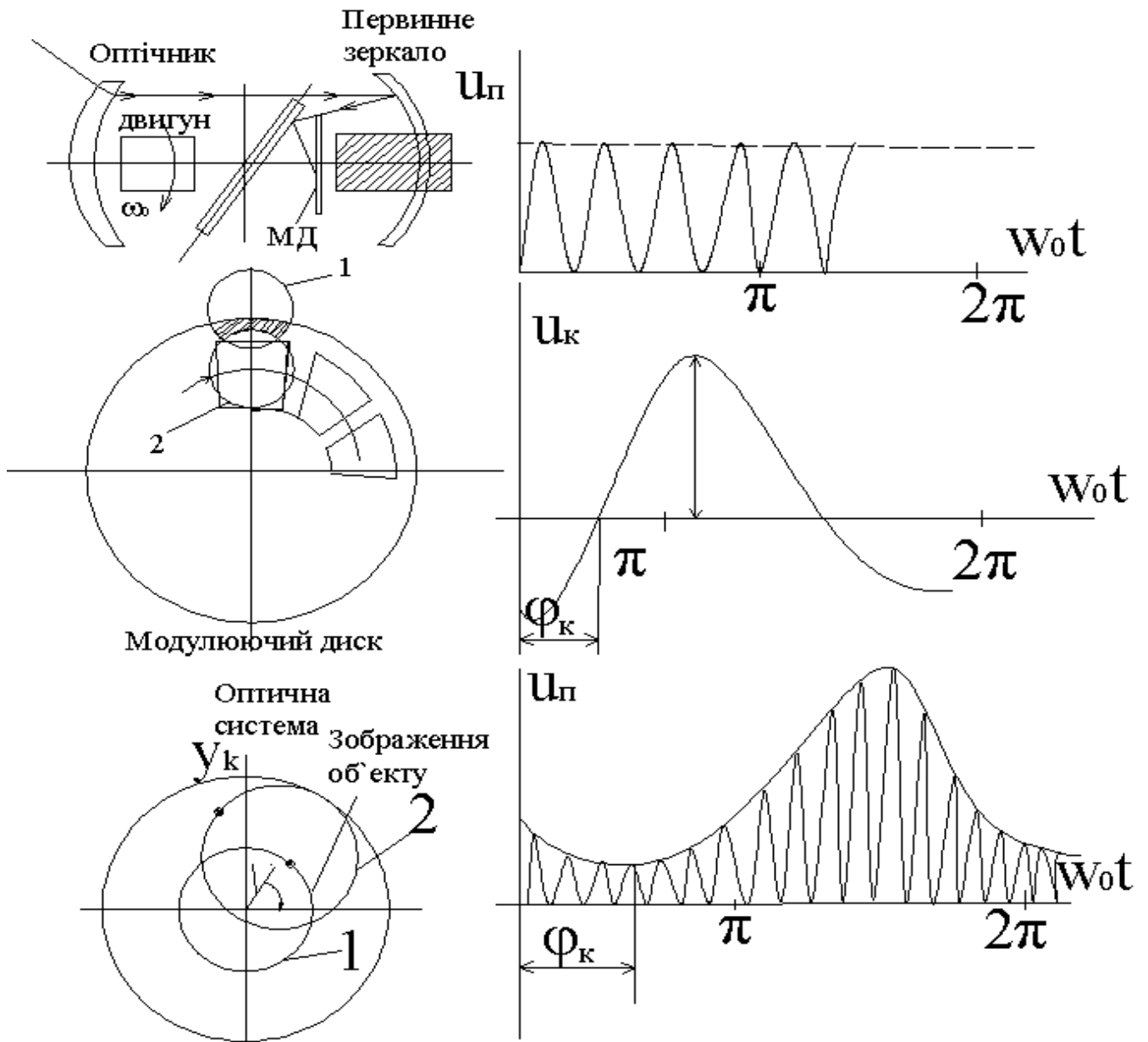


Рис 2.4. Епюри сигналу після модулюючого диску.

Функціональна схема координатора показана на рис. 2.5, а епюри електричних сигналів в характерних точках електронного блоку - на рис. 2.6.

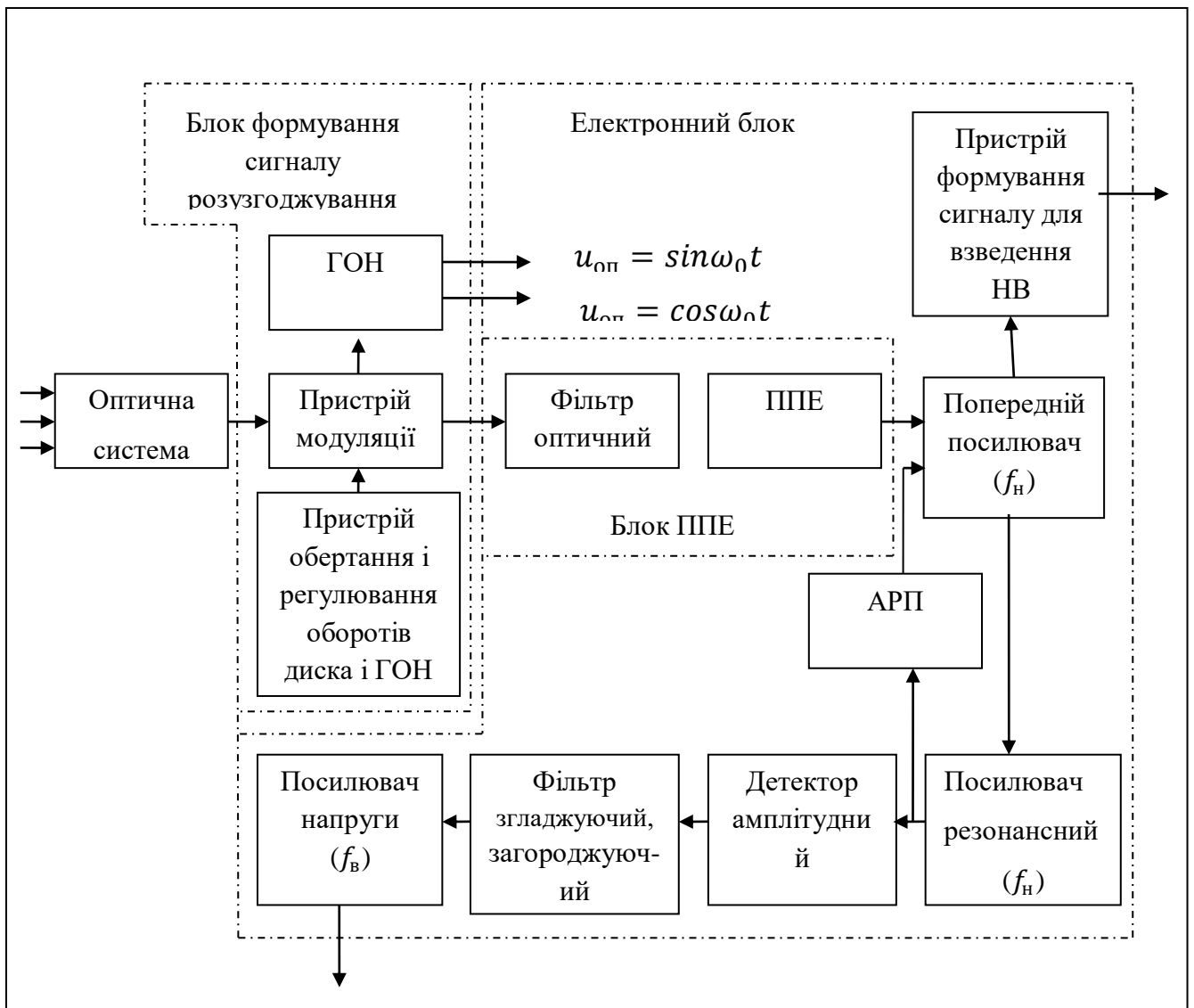


Рис 2.5. Функціональна схема оптичного координатора

де ППЕ-приймач променистої енергії; АРП – перетворюючий пристрій автоматичного регулювання посилення; ГОН – генератор опорної напруги.

При наявності у фокальній площині зображення об'єкту наведення з виходу ППЕ в електронний блок поступає сигнал, що зображений на рис. 2.6.

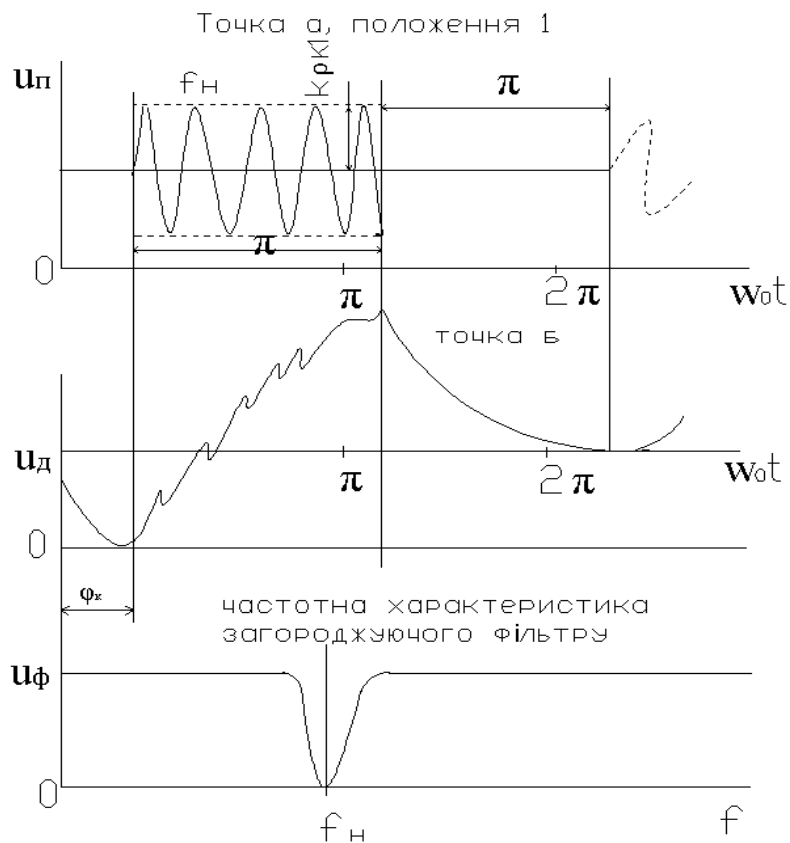


Рис. 2.6. Епюри сигналів з виходу електронного блоку

Інформація про координату φ_u поміщена в амплітуді синусоїдального сигналу змінної напруги, несуча частота якого при умові що $\omega_0 = 2\pi n$ дорівнює $f = n2m$

де n – число оборотів в секунду модулюючого диска;

m – число непрозорих секторів модулюючого диска.

Інформація про координату φ_u поміщена в початковій фазі φ_k ($\varphi_u = \varphi_k$).

Амплітуда сигналу відповідає координаті ρ_k (рис.2.6., точка б). Блок формування сигналу розузгодження включає модулюючий диск, генератор опорної напруги, пристрій обертання модулюючого диска і ротора ГОН, а також пристрій регулювання і стабілізації швидкості обертання модулюючого диска і ротора ГОН. Приймач променистої енергії ППЕ встановлений за модулюючим диском і покритий оптичним фільтром.

Електронний блок включає:

- попередній підсилювач, що розташований в безпосередній близькості від чутливих елементів ППЕ для зменшення електростатистичних і магнітних наведень на вхід підсилювача (мінімальний сигнал на D_{\max} з ППЕ (1,5 ... 2,5) · 10^{-6} В).
- резонансний підсилювач змінної напруги з коефіцієнтом посилення, достатнім для отримання амплітуди сигналу в декілька вольт, необхідною для його подальшого перетворення. Попередній і резонансний підсилювачі підсилюють сигнал з максимальною амплітудою на частоті f_n , що є несучою для погашення перешкод на інших частотах;
- амплітудний детектор для перетворення окремих пачок синусоїд на плавний сигнал змінної напруги з частотою слідування f_m , що дорівнює частоті обертання модулюючого диска:

$$f_s = n = \frac{\omega_0}{2\pi}$$

- згладжуючий загороджувальний фільтр, призначений для згладжування пульсацій вихідного сигналу амплітудного детектора з частотою f_n що виходять при формуванні тієї, що огинає пучок синусоїдальних імпульсів (рис. 2.7. точка в). Загороджувальний фільтр не пропускає сигнали з частотою f_n і добре пропускає інші високочастотні і низькочастотні сигнали (частотна характеристика фільтру зображена на рис. 2.6., рис. 2.7.).

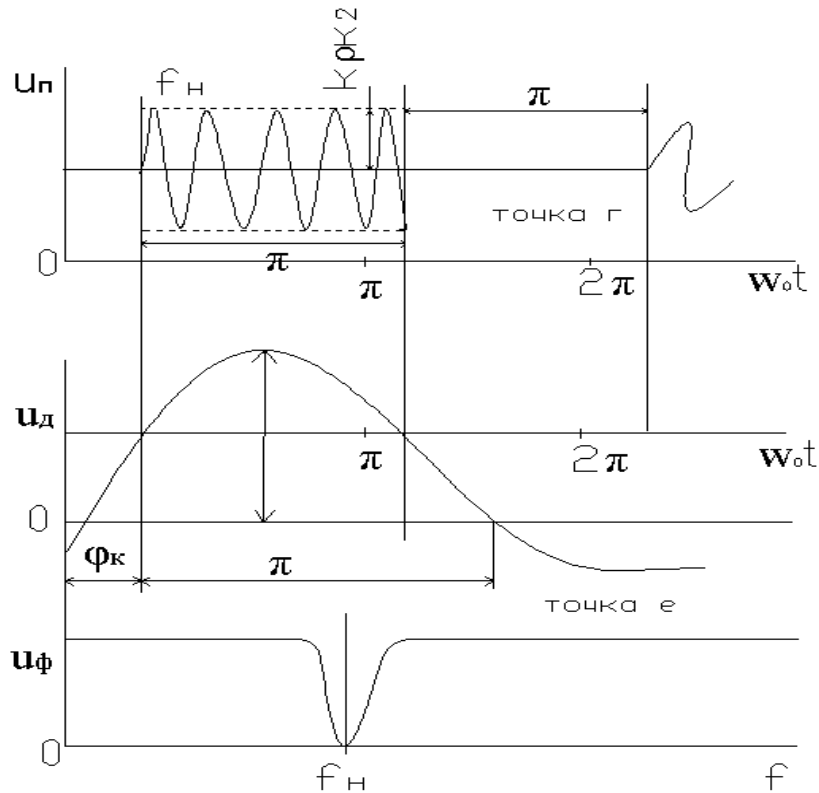


Рис. 2.7. Епюри сигналів з виходу електронного блоку

Після згладжуючого фільтру виходить безперервний сигнал, близький за формою до синусоїдального, в початковій фазі якого міститься інформація про координату

φ_k , а в амплітуді - про координату ρ_k (епюра сигналів в крапці г, рис.2.7.);

- резонансний підсилювач напруги, налаштований на частоту обертання модулюючого диска f_e призначений для посилення вихідного сигналу координатора.

- пристрій автоматичного регулювання посилення (АРП), необхідний для того щоб автоматично регулювати посилення, яке могло б змінювати коефіцієнт посилення передпідсилювач і резонансного підсилювача k_y так щоб $u_0 k_y$ залишалось приблизно постійним. В цьому випадку амплітуда сигналу u_k змінювалася б тільки пропорційно координаті ρ_k .

- пристрій формування сигналу зведення неконтактного детонатора (НД) для забезпечення безпеки наведення БЛА на об'єкт наведення і незалежності мінімальної дальності пуску БЛА від конструкції НД.

Гіроскопічні системи управління забезпечують стабілізацію продольної осі БЛА відносно системи відліку, що обертається. Параметри управління при русі БЛА відносно земної системи координат бічного каналу можна записати у вигляді:

$$\Delta_1 = \psi - \psi_{\text{п}},$$

де $\psi_{\text{п}}$ -програмне значення кута нишпорення.

Для формування параметрів управління в гіроскопічних системах управління потрібні програмні пристрої та пристрої вимірювання кутів нишпорення. В гіроскопічних системах у якості пристроїв вимірювання кутів положення БЛА застосовуються гіроорієнтатори, що являють собою сукупність гіроскопічних пристроїв і електромеханічних датчиків в системі управління застосовано трьохступеневий гіроскоп, або трьохступенева платформа.

Трьохступеневий гіроскоп зберігає незмінним напрям вектора кінетичного моменту \vec{k} у інерціальному просторі. Фактично на гіроскоп завжди діють обурюючі моменти, що призводять до повільної зміни напрямлення вектора \vec{k} . Це явище називається дрейфом гіроскопа.

Сигнали, пропорційні кутам повороту БЛА відносно заданого напрямку осі гіроскопа вимірюються за допомогою потенціометрів, індуктивних, фотометричних чи інших датчиків, що встановлюються на рамках внутрішнього і зовнішнього кілець карданового підвісу гіроскопа. Один трьохступеневий гіроскоп дозволяє виміряти два кути між потрібним напрямом і віссю ротора гіроскопа.

Аналогово-цифровий перетворювач в схемі застосовується для перетворення аналогового сигналу в цифрові імпульси. Так як з виходу електронного блоку ОКЦ отриманий аналоговий сигнал, а встановлений автопілот має цифрову обробку сигналу, тому для перетворення сигналу між цими складовими ланками системи управління доцільно застосувати АЦП.

Цифро-аналоговий перетворювач в схемі застосовується для перетворення цифрових імпульсів в аналоговий сигнал. Застосована мікросхема у якості ЦАП є паралельним ЦАП з сумуванням струмів на комбінованій матриці, яка складається із резисторів і резистивної матриці R-2r, Мікросхема виготовлена за

біполярною технологією з р-р-р і п-р-п транзисторами. Мікросхема К594ПА1 забезпечує норми на електричні параметри при номінальному значенні $U = 10,24$ В з допустимими відхиленнями $\pm 3\%$ і стабільністю підтримки напруги $0,005\%$. Амплітудні значення пульсації можуть досягати 150 мкВ, але значення напруги перехідних або паразитних сигналів не повинно перевищувати 200 мкВ при тривалості дії не більше $0,3$ мкс. Номінальне значення ємності навантаження $C = 10$ пФ. Сумарна ємність навантаження може перевищувати номінальне значення, але при цьому норми на тимчасові параметри ЦАП не гарантуються.

2.2. Розробка структурної схеми системи управління і стабілізації бічного каналу

Система наведення БЛА є багатоконтурною в кожному каналі управління. Кожний канал автопілота, в тому числі і канал управління і стабілізації бічного каналу, діє на окремі самостійні органи керування, що є вихідними елементами в системі керування БЛА.

Система складається із зовнішніх контурів наведення управління траєкторією польоту і внутрішніх контурів – управління перевантаженням, стабілізації кутового положення і демпфування коливань БЛА відносно траєкторії наведення. У внутрішні контури управління входять приводи керма, динамічні ланки БЛА, рухи відносно центру маси, акселерометри, шарнірні моменти керма, швидкісні гіроскопи, підсилювачі, фільтри, що описують її диференціюючі електричні ланцюги.

Існують два принципово різних типи внутрішніх контурів управління БЛА. Перший служить для створення перевантаження, що управляє, і забезпечує управління центром маси БЛА відповідно до заданого закону, цей тип контуру управління організовується в двох варіантах: на основі застосування акселерометра і рульового приводу з жорстким від'ємним зворотнім зв'язком по куту відхилення керма або на основі використання шарнірного моменту рульового приводу без жорсткого від'ємного зворотнього зв'язку. У цьому

контурі забезпечується відстежування фактичного перевантаження, пропорційного сигналу, що управляє. Другий тип контуру управління служить для забезпечення кутової стабілізації БЛА і організовується на основі використання гіроскопічного вимірника (гіроорієнтатора). Фактично в цьому контурі відстежується задане положення БЛА.

В розробленій схемі (рис. 2.8.) враховані основні нелінійності характеризуючі елементи системи управління. В записі передатних функцій БЛА зроблені припущення, що зміна модуля вектора швидкості змінюється повільно, крім того передатні функції слідкуючого координатора ДУС, ДЛУ і рульового приводу введені ще і передатні функції коректуючих ланок і фільтрів $W_1(P)$, $W_2(P)$, $W_3(P)$, $W_{p.l}(P)$. Так як блок системи управління, що забезпечує обробку сигналів виконаний на цифрових елементах тому в схему добавлено аналогово-цифрові перетворювачі сигналу (АЦП) та цифро-аналогові перетворювачі (ЦАП). Аналоговий сигнал управління, що поступає у вигляді електричних струмів і напруг змінної частоти (змінюється в залежності від положення об'єкту наведення в обмеженому діапазоні) для бічного каналу управління формується в ГСН і поступає до АЦП через передатну функцію. Кінематична ланка враховує взаємний рух БЛА і об'єкту наведення.

2.2.1. Контур кутового управління та стабілізації БЛА

Контур кутового управління і стабілізації організовується на основі застосування гіроскопічних вимірників. Канал має два внутрішні контури: управління перевантаженням на основі вимірювання прискорення акселерометром (ДЛП) і демпфування на основі вимірювання кутової швидкості (ДКШ) двоступеневим швидкісним гіроскопом. Швидкісний гіроскоп має два степеня свободи і встановлюється так, щоб вісь чуттєвості співпадала з тією віссю БЛА, навколо якої вимірюється його обертання.

Завдання такого контура полягає в забезпеченні заданого, програмного кутового положення БЛА в просторі. На рис. 2.9. наведена структурна схема такого контуру для бічного каналу управління.

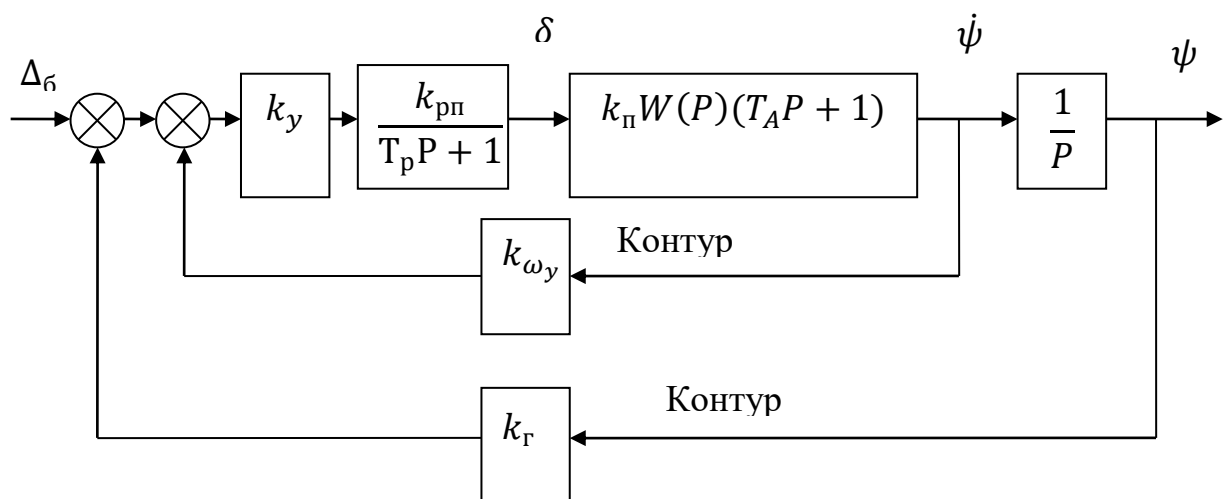


Рис. 2.9. Структурна схема бічного каналу кутової стабілізації

Контур включає підсилювач сигналів, привід керма, БЛА, що описується передатною функцією $K_n W(P)(T_A P + 1)$ від керма до кутової швидкості обертання ω_{y1} , швидкісного гіроскопа, що вимірює кут ψ .

Гіроскопічні вимірники прийняті безінерційними, їх вихідні сигнали наступні:

$$u_{\omega y} = k_{\omega y1} \omega_{y1};$$

$$u_2 = k_2 \psi.$$

Сигнал управління має вигляд:

$$u_\delta = k_y (\Delta_\delta - u_2 - u_{\omega y}). \quad (2.6)$$

Через швидкісний гіроскоп замикається контур демпфування, а через позиційний гіроскоп – контур кутової стабілізації.

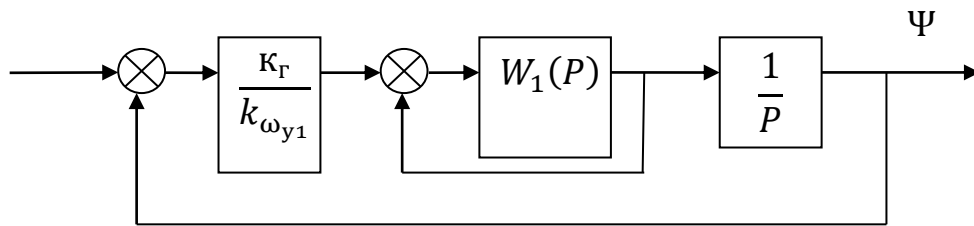
Для аналізу цього контуру перетворимо структурну схему і введемо проміжну передаточну функцію не замкненого кола:

$$W_1(P) = \frac{u_{\omega y} k_y k_{pn} (T_A P + 1)}{(T_p P + 1)} W(P), \quad (2.7)$$

де $W(P)$ обчислюється як $W_\beta(P) = k_\delta W(P)$

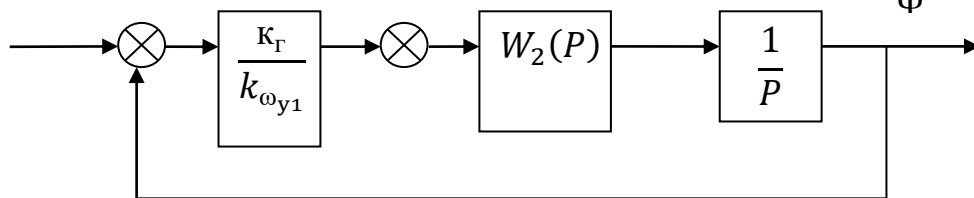
a)

$$\psi_{\text{пр}} = \frac{1}{K_r} \Delta \delta$$



б)

$$\psi_{\text{пр}} = \frac{1}{K_r} \Delta \delta$$



в)

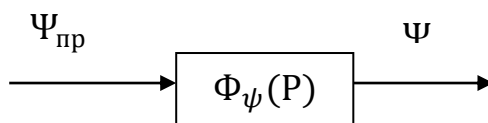


Рис 2.10. Перетворення структурної схеми бічного каналу кутової стабілізації.

$$W(P) = \frac{1}{T^2 P^2 + 2\xi T P + 1} = \frac{\Omega_0^2}{P^2 + 2\xi \Omega_0 P + \Omega_0^2}; \quad (2.8)$$

$$T = \frac{1}{\sqrt{c_\beta}};$$

$$2\xi = \frac{c_{\dot{\beta}}}{\sqrt{c_\beta}};$$

$$\Omega_0 = \sqrt{c_\beta},$$

де T – постійна часу БЛА;

ξ – відносний коефіцієнт демпфування БЛА по бічному каналу;

Ω_0 – власна частота коливання БЛА по бічному каналу.

При наявності сигналів від інформаційних систем випишемо передатну функцію $W_2(P)$

$$W_2(P) = \frac{W_1(P)}{1+W_1(P)} = \frac{k(T_A P + 1)W(P)}{(T_P P + 1) + k(T_A P + 1)W(P)}. \quad (2.9)$$

Ця передатна функція є поєднанням форсуючої та коливальної ланки і після приведення внутрішнього контуру до безконтурного вигляду сигнал на його виході буде мати вигляд:

$$k(T_A P + 1)\delta = k_{p.n}u. \quad (2.10)$$

Таким чином маємо зміну параметрів коливальної ланки, контур демпфування збільшує частоту коливальної ланки в еквівалентному з'єднанні ланок.

Передаткова функція замкнутого контуру кутової стабілізації $\Phi_\Psi(P)$ буде мати вигляд:

$$\Phi_\Psi(P) = \frac{W_2(P)}{k_{\omega_{y1}} P + W_2(P)}. \quad (2.11)$$

Такий контур управління є астатичним першого порядку тому при дії на БЛА постійного збурення створюється статична похибка. Отже такий контур не забезпечує надійної стабілізації кута нишпорення. Для надійної стабілізації контур необхідно зробити астатичним другого порядку, для цього в схему добавлено відємний інтегральний зворотній зв'язок, як показано на рис 2.11.

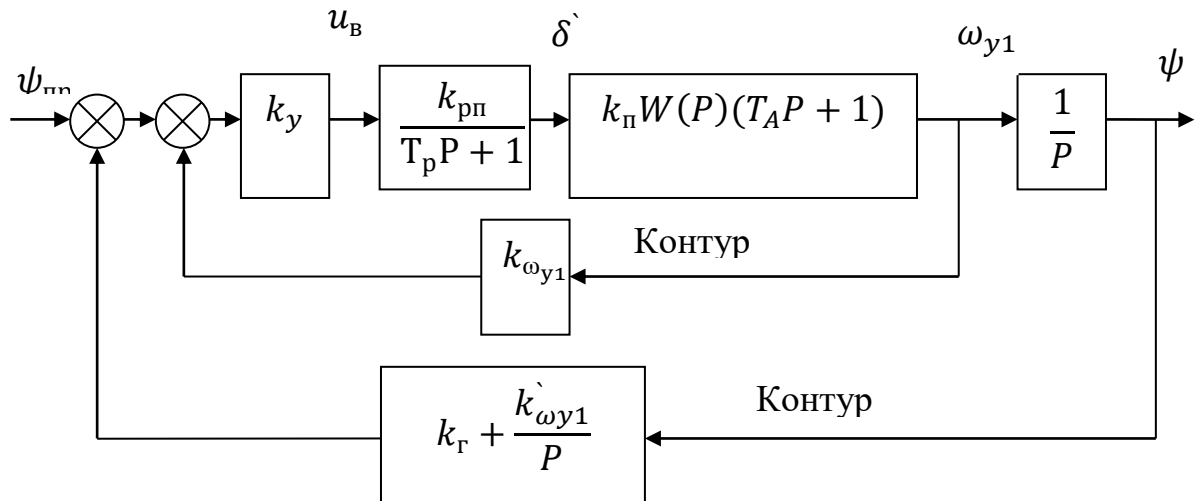


Рис. 2.11. Бічний канал кутової стабілізації з жорстким і інтегральним зворотнім зв'язком.

Після перетворення на основі структурної схеми рис. 2.11. стале значення похибки відтворення при $\psi_{np} = \psi_0 + \beta t$, $\beta = const$, $\Delta_{уст} = 0$ буде рівним 0. (рис. 2.12)

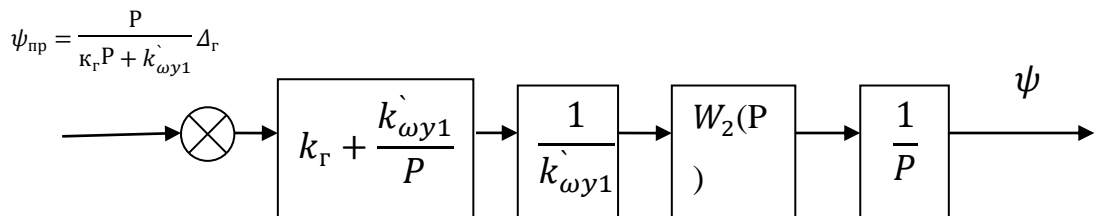


Рис. 2.12. Перетворена структурна схема бічного каналу кутової стабілізації

2.2.2. Вплив додаткових сигналів на динамічні властивості керованого об'єкту.

Процес самонаведення протікатиме задовільно тільки в тому випадку, якщо керований об'єкт володіє достатньою стійкістю, яка характеризує його здатність повертатися в початковий режим польоту після зняття збурення, і керованістю, визначуваною реакцією БЛА на сигнал, що управляє. Так, спроба збільшити запас стійкості БЛА за рахунок зміни його аеродинамічних характеристик часто несприятливо позначається на керованості і навпаки.

Достатньо гнучким засобом зміни динамічних властивостей керованого об'єкту є введення в закон управління додаткових сигналів, пропорційних тим параметрам руху БЛА, які впливають на керованість БЛА і його стійкість.

Динамічні характеристики керованого об'єкту з аеродинамічним управлінням істотно змінюються при зміні умов польоту БЛА (наприклад, його швидкості, висоти і т. д.). Додаткові сигнали дозволяють стабілізувати ці характеристики в широкому діапазоні умов застосування БЛА. Раніше вказувалося, що найчастіше додатковими сигналами є виміряні значення нормального прискорення, кутової швидкості коливань поздовжньої осі керованого об'єкту відносно центру мас і кутового положення поздовжньої осі БЛА. Розглянемо вплив кожного з цих сигналів на динамічні властивості керованого об'єкту.

Додатковий сигнал від датчика лінійного прискорення.

Введемо ряд спрощуючих припущень, які не спотворять основних результатів аналізу. Враховуватимемо привід керма безінерційним, тобто $F(D) = k_{np}$, а передавальну функцію перетворення параметра розузгодження $W_{\Delta}(D)$ рівній одиниці. Тоді та частина структурної схеми системи самонаведення, яка пов'язує бічне прискорення n_z з командою K матиме вигляд, показаний на рис. 2.13.

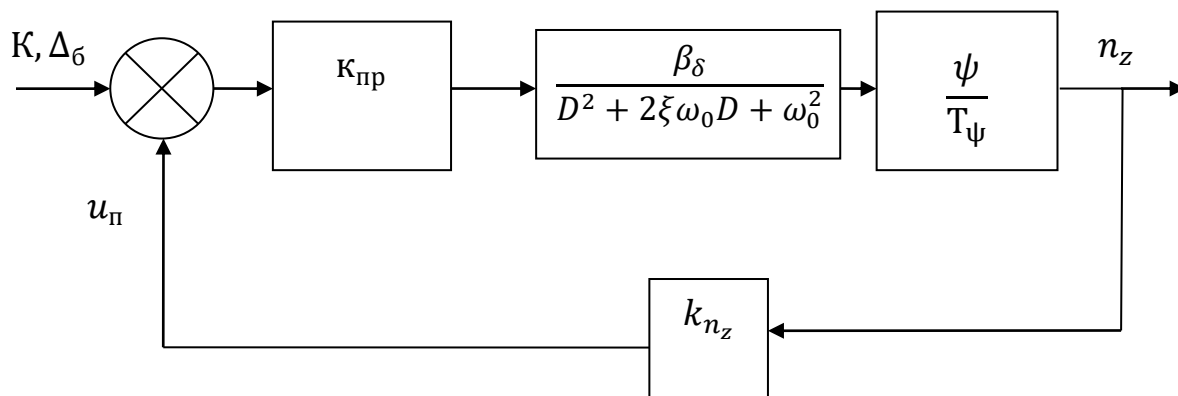


Рис. 2.13 Структурна схема системи самонаведення

Передавальна функція, що характеризує динамічні властивості КО при введенні додаткового сигналу від ДЛУ, визначається співвідношенням:

$$W_{k/n_z} = \frac{n_z}{K} = \frac{k_{np} \omega_0^2 k_{\psi p} \Psi}{D^2 + 2\xi \omega_0 D + (1 + k_{np} k_{\psi p} R_{n_z}) \omega_0^2}, \quad (2.12)$$

де $k_{\psi p} = \frac{\beta_\delta}{T_\psi \omega_0^2}$ коефіцієнт передачі КО;

ω_0 - власна частота системи.

Аналіз виразу показує, що введення зворотнього зв'язку по прискоренню приводить до збільшення власної кутової частоти БЛА в $\sqrt{1 + k_{np} k_{\psi p} R_{n_z}}$ разів і зменшенню в стільки ж разів коефіцієнта загасання. Це означає, що зменшується інерційність БЛА, а отже, поліпшується його керованість. Одночасно збільшується коливальна функція перехідного процесу.

Якщо сигнал, пропорційний n_z , в законі управління відсутній, то при зміні направлення курсу, що відповідає певному значенню сигналу К буде відповідати цілком певний кут відхилення керма, але різні по величині сили, що керують, а отже, і КО що розвиває нормальні прискорення.

При введенні від'ємного зворотного зв'язку n_z одне і те ж значення К викликати на різних відхиленнях курсу різні кути відхилення керма, але при цьому дотримуватиметься пропорційність між К і n_z . У відсутність сигналу n_z така пропорційність має місце тільки при постійних параметрах керованого об'єкту.

В наявності відміченої вище пристосованості полягає одне з достоїнств методу пропорційного наведення, який вимагає введення сигналу n_z в команду управління.

Додатковий сигнал від датчика кутової швидкості

При введенні додаткового сигналу управління від датчика кутової швидкості (ДКШ) передавальна функція БЛА від сигналу, що управляє, (рис. 2.14) до нормального прискорення виражається формулою:

$$W_{k/n_z} = \frac{n_z}{K} = \frac{k_{np} \omega_0^2 k_{\psi p} \psi}{(2\xi + 2k_{np} \omega_0 k_{\psi p} \dot{k}_{\psi} + (1 + k_{np} k_{\psi p} \psi \dot{k}_{\psi}) \omega_0^2)}; \quad (2.13)$$

З формули (2.13) випливає, що сигнал ДКШ збільшує власну частоту ω_0 БЛА, але одночасно зростає і коефіцієнт загасання ξ . Остання властивість робить особливо цінним використання такого сигналу в об'єктах, демпфування яких мало.

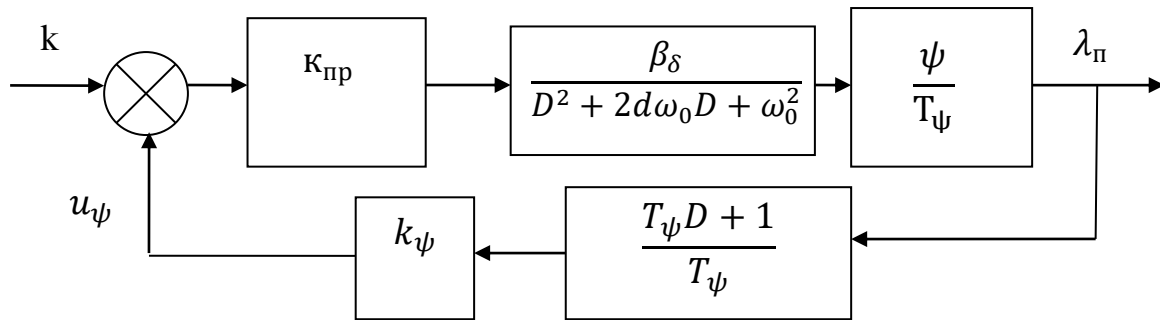


Рис 2.14. Введення додаткового сигналу від ДКШ в структурну схему.

Недосконалість обтічника антени головки самонаведення і неповна розв'язка антени відносно рухів корпусу БЛА приводять до появи синхронних помилок. За рахунок цих помилок в контур самонаведення вводяться додатні зворотні зв'язки з кута ψ . Тому коректуючий коефіцієнт \dot{k}_{ψ} , що характеризує величину сигналу, повинен бути таким, щоб забезпечувалося необхідне демпфування кутових коливань осі БЛА і нейтралізація дії вказаних зворотних зв'язків.

Додатковий сигнал від позиційного гіроскопа

Додатковий сигнал, пропорційний куту нищпорення ψ вводиться від позиційного гіроскопа для стабілізації кутового положення КО з площиною аеродинамічної симетрії. Передавальна функція, що зв'язує команду K на вході автопілота з нормальним прискоренням, має вигляд (2.14)

$$W_{k/\lambda} = \frac{\lambda_n}{K} = \frac{k_{np} \omega_0^2 k_{\psi p} \psi}{D^2 + 2\xi \omega_0 D^2 + (1 + k_{np} k_{\psi p} k_{\psi} T_{\psi}) \omega_0^2 D + k_{np} k_{\psi p} k_{\psi} \omega_0^2} \quad (2.14)$$

Як випливає з формули (2.14), введення позиційного сигналу стабілізації

знижує порядок астатизму ланки «автопілот – управляємий об'єкт». Для збереження астатизму до складу пристрою з передавальною функцією $W_{\Delta}(D)$ яке перетворить параметр розузгодження в команду управління, вводять інтегруючу ланку. Роль інтегратора часто виконує базовий механізм автопілота.

2.3. Розрахунок трансформатора блоку живлення системи управління

Початковими даними для розрахунку трансформатора проєктованих схем є :

- напруга живлення інтегратора (диференціатора) U_0 (у відсутності сигналу на вході);
- нормальна вихідна потужність блоку живлення $P_{вих}$;
- опір навантаження R_n .

Розрахунком потрібно визначити типорозмір магнітопроводу, число витків і діаметри проводів обмоток мережевого трансформатора.

Розрахунок почнемо з визначення напруги вторинної обмотки трансформатора по формулі :

$$U_2 = 0.75U_0$$

Звідки по заданій напрузі ДУС $U_p = 12.6$, визначимо U_0 :

$$U_0 = \frac{12,6}{0,75} = 16,8\text{В}$$

Для двохполярного блоку живлення набуваємо значення напруги кожної половини вторинної обмотки, що діє. Номінальний струм вторинної обмотки I_2 можна визначити по номограмі (рис. 2.15)

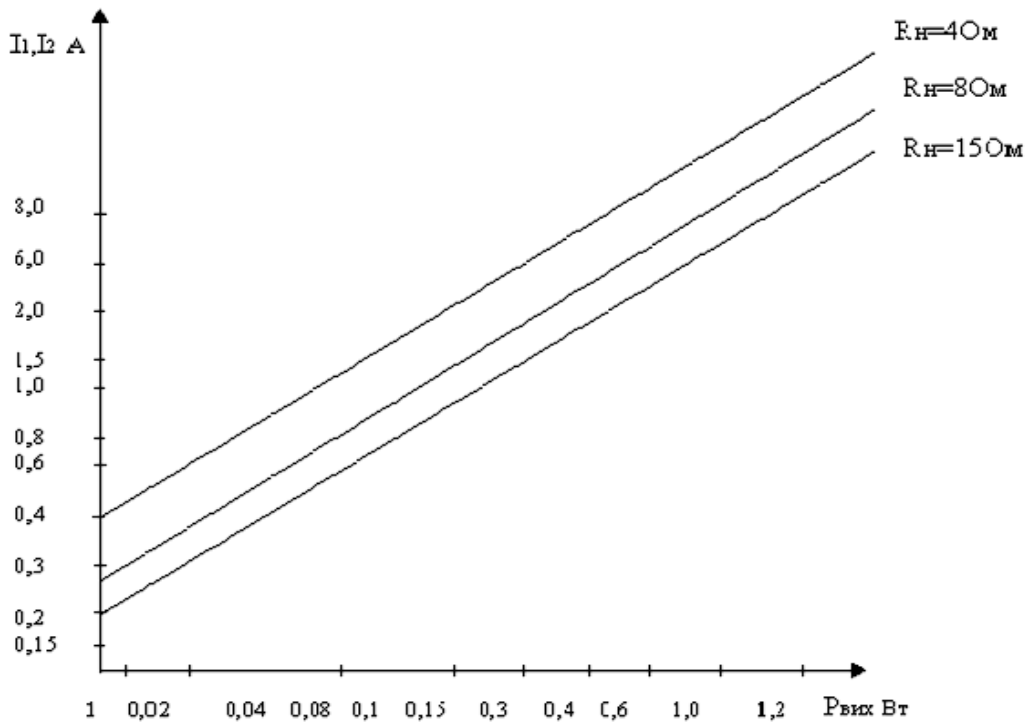


Рис. 2.15. Номограма номінального струму вторинної обмотки I_2

При розрахунку трансформатора для блоку живлення системи управління приймемо значення $P_{\text{вих}}$ для однополярного джерела живлення, набутого по номограмі значення I_2 подвоїмо і використовуватимемо це значення струму надалі.

Номінальну потужність вторинної обмотки приймемо рівною подвоєній потужності однополярного джерела електроживлення:

$$P_2 = \frac{2U_2}{I_2}$$

Типова потужність мережевого трансформатора визначається:

$$P_y = \frac{P_2}{\eta}$$

де η – ККД згідно номограмі, приведеній на рис 2.16.

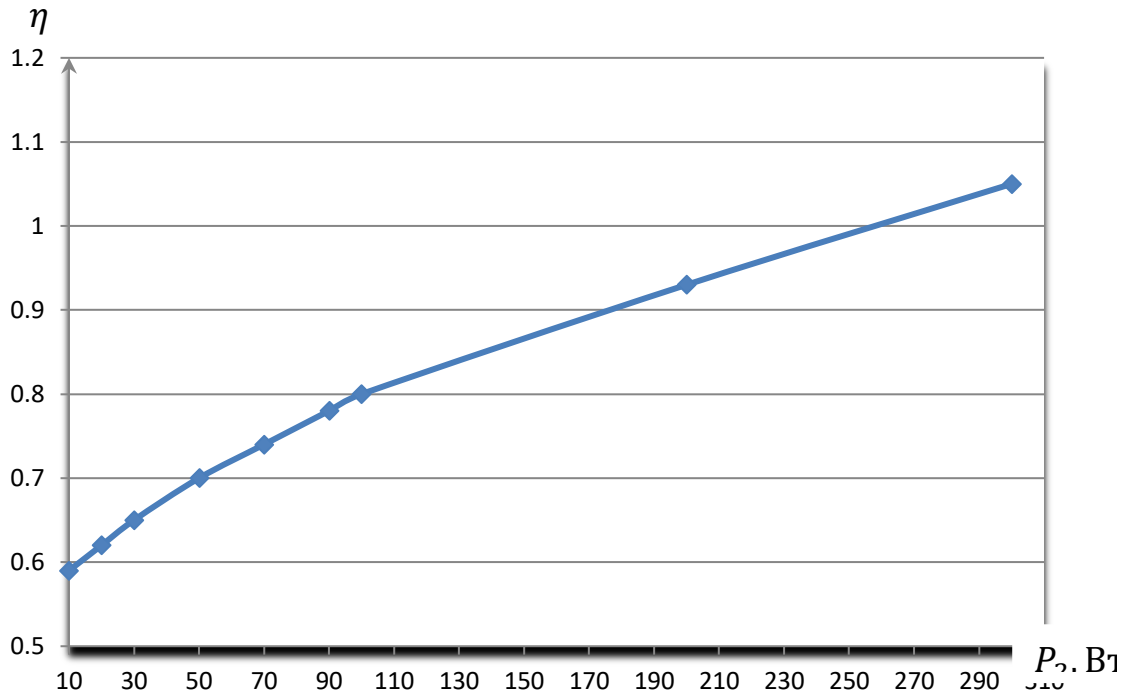


Рис.2.16. Номограма типової потужності мережевого трансформатора

Якщо трансформатор має дві або більше число обмоток, то:

$$P_{\gamma} = \frac{\sum_{i=1}^n P_2}{\eta} = \frac{(P_{21} + P_{22} + P_n)}{\eta}, \quad (2.15)$$

де P_{21} - номінальна потужність першої вторинної обмотки;

P_{22} -номинальная потужність другої вторинної обмотки;

P_n -номинальная потужність n-ной вторинної обмотки.

Виходячи з технічних даних для ДКШ (Гіроскопом споживана потужність не перевищує – 10 Вт. При навантаженні що дорівнює $R_n=15$ Ом. Номінальний струм вторинної обмотки (см. рис. 2.15.) рівний $I_2=0,6$ А.

Типову потужність силового трансформатора визначимо після визначення ККД по номограмі рис. 2.16, що дорівнює $\eta=0,583$, тоді:

$$P_{\gamma_1} = \frac{10}{0,583} = 17 \text{ Вт.}$$

З урахуванням того, що на виході блока живлення повинна бути двохполярна напруга, то типова потужність такого джерела дорівнює:

$$P_{\gamma} = 2 P_{\gamma_1} = 2 \cdot 17 = 34 \text{ Вт.}$$

Далі по наведеній нижче табл. 2.1. обираємо типорозмір магнітопроводу із значенням P_{γ} не менше 34 Вт.

Таблиця 2.1.

Типорозмір магнітопроводу	A, мм	H, мм	C, мм	h, мм	S _{ст} , см ²	P_{γ} , ВА	E, В	ΔU , В	I _{ср} , А/м м ²	G, Кг
УШ22×22	78	67	14	39	4,4	24	0,12	0,25	2,7	0,64
УШ22×33					6,6	36	0,17	0,19	2,5	0,96
УШ22×44					8,8	55	0,22	0,15	2,3	1,30
УШ26×26	94	81	17	47	6,0	60	0,18	0,13	2,5	1,1
УШ26×29					9,0	80	0,25	0,1	2,3	1,7
УШ26×52					12,0	100	0,32	0,08	2,1	2,2
УШ30×30	106	91	19	53	8,0	100	0,22	0,09	2,2	1,6
УШ30×45					12,0	120	0,35	0,06	2,0	2,4
УШ30×60					16,0	160	0,45	0,04	1,8	3,2
УШ35×35	123	106	22	61,5	11,0	170	0,29	0,07	1,9	2,6
УШ35×52					17,0	220	0,43	0,05	1,7	2,8
УШ35×70					22,0	270	0,59	0,03	1,5	5,1
УШ40×40	144	124	26	72	14,0	280	0,36	0,05	1,6	3,8
УШ40×60					22,0	320	0,55	0,04	1,4	5,6
УШ40×80					29,0	380	0,71	0,03	1,2	7,5

Число витків вторинної обмотки трансформатора однополюсного або кожної половини вторинної обмотки двохполярного блоку живлення визначають по формулі (2.15).

$$\omega_2 = \frac{U_2(1 + \Delta U)}{E^{(1)}}, \quad (2.15)$$

де ΔU – відносне падіння напруги на обмотках;

$E^{(1)}$ – число вольт на один виток трансформатора з магнітопроводом вибраного типорозміру (табл.2.1).

Підставимо у формулу (2.15) значення $U_2, \Delta U, E^{(1)}$ і визначимо число витків:

$$\omega_2 = \frac{12,6(1+0,25)}{0,12} = 131,25 \text{ (витків)}.$$

З урахуванням технології намотки трансформаторних обмоток приймаємо кількість витків вторинної обмотки рівним $\omega_2=131$ виток.

Число витків первинної обмотки обчислимо за формулою (2.16).

$$\omega_1 = \frac{U_{\text{мережі}}}{E^{(1)}}. \quad (2.16)$$

Блок живлення живитимемо від бортової мережі 115 В, 1000 Гц, тоді:

$$\omega_1 = \frac{115}{E^{(1)}} = \frac{115}{0,2} = 958,3 \text{ (витків)}.$$

З урахуванням технології намотки кількість витків первинної обмотки приймемо рівним $\omega_1=958$ витків.

Максимальне значення струму первинної обмотки визначимо з виразу (2.17)

$$I_1 = \frac{P_\gamma}{U_{\text{мережі}}} = \frac{34}{115} = 0,296 \text{ А}. \quad (2.17)$$

За допустимим значенням середньої щільності струму $I_{\text{сер}}$ в обмотках трансформатора з магнітопроводом вибраного типорозміру і по обрахованим I_1 і I_2 визначимо діаметри проводу обмоток d_1 і d_2 по номограмі, приведеною на рис. 2.17.

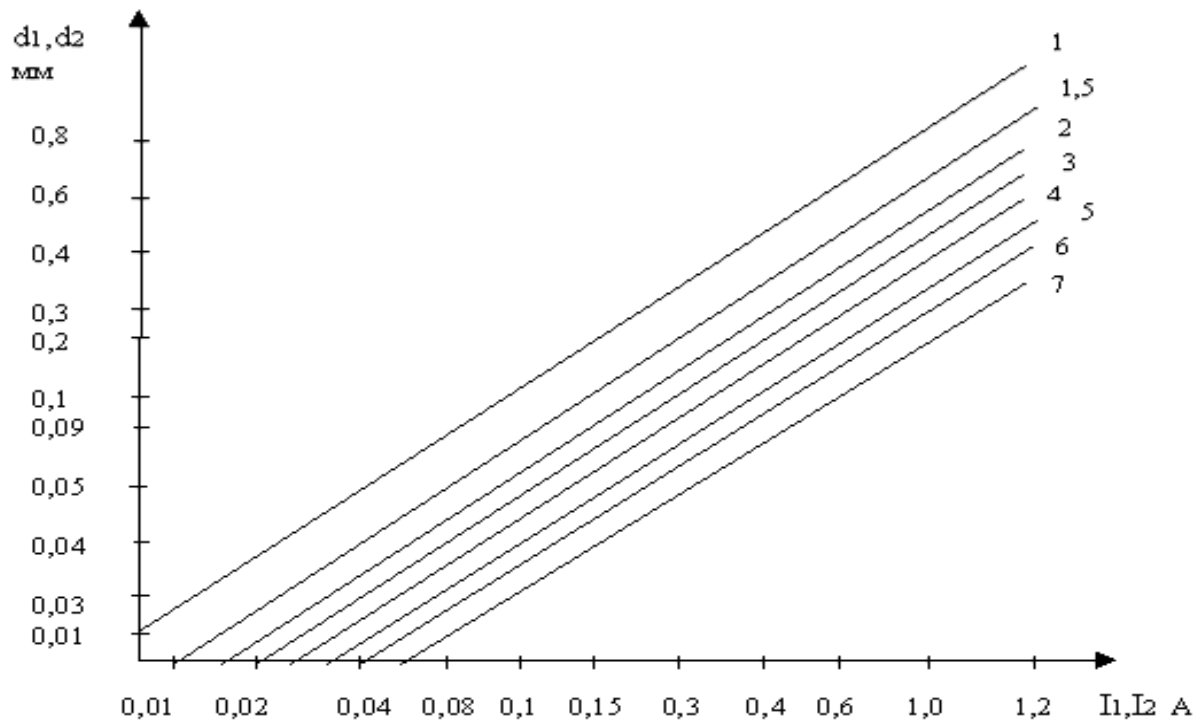


Рис 2.17 Номограма залежності діаметрів проводу від обчислених значень струмів

$$I_1 \text{ і } I_2$$

Оскільки відведення тепла від первинної обмотки через магнітопровід більш афективний, ніж від вторинної обмотки, то щільність струму в первинній обмотці можна прийняти рівною $(1,1 \dots 1,2) I_{сер}$, а у вторинній обмотці – $(0,9 - 0,8) I_{сер}$.

Якщо трансформатор виконується на магнітопроводі виду ПЛ або ПЛМ, то на кожному його стрижні розміщують котушку, що містить по половині первинною і вторинних обмоток, сполучаючи частини обмоток послідовно. У двохполярному джерелі живлення з'єднання половин вторинної обмотки утворює її середню крапку.

З урахуванням сказаного, вибираємо діаметр первинної обмотки $d_1=0,61\text{мм}$, а діаметр вторинної обмотки приймемо рівним $d_2=0,8\text{ мм}$.

Для того щоб можна було змінювати у деяких межах напругу U_2 і відповідно U_0 , необхідно намотати дві додаткові обмотки з числом витків, що обчислюються по формулі (2.18):

$$\omega_{\text{доод}} = (0,03 \dots 0,05) \omega_1. \quad (2.18)$$

Для нашого випадку:

$$\omega_{\text{доод}} = 0,04 \omega_1 = 0,04 \cdot 958 = 38 \text{ (витків)}.$$

Додаткові обмотки (одну або обидві) включають послідовно з первинною обмоткою погоджено або зустрічно.

Для ослаблення перешкод, проникаючих в блок живлення з бортової електричної мережі, між первинною і вторинними обмотками розмістимо екран, що складається з одного шару ізолюваного дроту. Витки обмотки, що екранує повинні щільно прилягати один до одного. Один кінець цієї обмотки сполучають з магнітопроводом і шасі. Додаткові і екрануючі обмотки допустимо намотати таким же дротом, що і первинну обмотку.

Для розрахунку параметрів випрямника візьмемо за основу мостову схему блоку живлення двухполярної напруги. Для випрямувачів повинна виконуватися умова коли $U_{\text{max}} \geq 1,7U_0$

де U_{max} – максимальне значення напруги $U_{\text{max}} \geq 20,4 \text{ В}$; U_0 – значення напруги вторинної обмотки трансформатора.

Разом з цим, діоди у випрямувачах повинні задовольняти умову $I_{\text{max}} \geq 0,8I_0$,

де I_{max} – максимальне значення напруги $I_{\text{max}} \geq 2 \text{ А}$; I_0 – номінальне значення струму в електричному колі.

Визначимо тип діодів: VD1-VD4, VD5-VD8. Вибрані діодні збірки КЦ418А, у якого $U_{\text{max}} = 50 \text{ В}$, а $I_{\text{max}} = 2,5 \text{ А}$. Принципова схема випрямувача розміщена на рис. 2.18.

Прямий опір діода визначимо по формулі (2.19).

$$r_d \approx \frac{U}{I_0}, \quad (2.19)$$

де U – спад напруги на діоді; $U = 0,5 \text{ (В)}$.

Тоді:

$$r_d \approx \frac{0,5}{2,5} = 0,2 \text{ Ом}$$

Обчислив значення потужності струму на вході згладжуючого фільтра:

$$P_0 = U_0 I_0 = 12 \cdot 2,5 = 30 \text{ Вт}; \quad (2.20)$$

і опір навантаження випрямувача:

$$R_0 = \frac{U_0}{I_0} = \frac{12}{2,5} = 4,8 \text{ Ом} \quad (2.21)$$

Знайдемо приведенний опір трансформатора r_m по формулі (2.22).

$$r_m = K_1 R_0 \quad (2.22)$$

де $K_1 = 0,045$

Тоді:

$$r_m = 0,045 \cdot 4,8 = 0,216 \text{ Ом}$$

Опір ланцюга діодів змінного струму обчислюють за формулою (2.23).

$$r_{\approx} = 2r_{\partial} + r_m = 2 \cdot 0,2 + 0,216 = 0,616 \text{ Ом}. \quad (2.23)$$

По відношенню $\frac{r_{\approx}}{R_0} = \frac{1,12}{4,8} = 0,23$ прийнято допоміжний коефіцієнт K_3 , що

дорівнює 0,9.

Е.Р.С. другої обмотки трансформатора визначимо по формулі (2.24).

$$E_n = K_3 U_0. \quad (2.24)$$

Підставив значення, отримаємо:

$$E_n = 0,9 \cdot 12 = 10,8 \text{ В}$$

Діюче значення струму другої обмотки трансформатора визначимо за допомогою формули (2.25).

$$I_n = 1,6 \frac{I}{K_3} = 1,6 \frac{2,5}{0,9} = 4,4 \text{ А} \quad (2.25)$$

Номінальну напругу конденсаторів C_1, C_4 візьмемо рівною $U_{ном} = (1,3 - 1,5)E_n$

Для конденсаторів К50 – 6, з $U_{ном} \leq 400 \text{ В}$, візьмемо коефіцієнт 1,3. Тоді:

$$U_{ном} = 1,3 \cdot 10,8 = 14,04 \text{ В}.$$

Приймаємо напругу конденсаторів – 25 В.

Щоб коефіцієнт пульсацій ρ напруги на конденсаторах C_1, C_4 не перевищував небезпечного значення для споживача, то ємність конденсаторів C_1, C_4 повинна мати величину не меншу за:

$$C_1, C_4 = \frac{3200}{R_0 \rho_0} = 476,1 \approx 500 \text{ мкФ}$$

де ρ_0 – припустимий коефіцієнт пульсацій.

Приймаємо ємність конденсаторів $C_1, C_4 = 500 \text{ мкФ}$.

В схемі випрямника встановленні стабілізатори, що виконані на мікросхемах К142ЕН1Г. Обрана мікросхема характеризується не великим перепадом напруги на регулюємому транзисторі: $U_{\text{вх}} = 9-16 \text{ В}$, $U_{\text{вих}} = 3 \dots 30 \text{ В}$, $U_{\text{рег.мін}} = 3 \text{ В}$.

РОЗДІЛ 3

ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СПРОЕКТОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ І СТАБІЛІЗАЦІЇ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

3.1 Оцінка впливу зовнішніх обурень на характеристики точності наведення

Випадковий процес наведення БЛА обумовлює випадковість їх траєкторій і розсіювання в районі об'єкта наведення. Закономірності процесу виявляються статистично і можуть бути знайдені імовірнісними характеристиками, а для цього необхідно перш за все знати імовірнісні характеристики обурень і перешкод.

Початкові помилки пуску ракет складаються з помилок прицілювання і початкових умов старту. Ці помилки є випадковими величинами і є відхиленнями всіх елементів руху БЛА від розрахункових теоретичних, відповідних прийнятим ідеальним зв'язкам методу наведення, обчислених в початковий момент. Вони характеризуються вектором математичного очікування і, в загальному випадку, кореляційною матрицею елементів руху БЛА для початкового моменту часу. В більшості випадків можна вважати не їх зв'язаними між собою. Тоді замість кореляційної матриці достатньо знати їх дисперсії. [16]

Точність характеризується величиною прольоту h_t . Під миттєвим, поточним прольотом прийнято розуміти найкоротшу відстань, на якій БЛА пролетить відносно об'єкту наведення, починаючи з даного моменту часу t БЛА і об'єкт наведення будуть рухатись прямолінійно з постійними швидкостями. З рис 3.1. отримаємо, обчислюючи $\sin \lambda$ з трикутників дальностей і швидкостей:

$$\sin \lambda = \frac{h}{D} = \frac{D\lambda}{V_{відн}} \quad (3.1)$$

де $V_{\text{відн}}$ – швидкість БЛА відносно об’єкта наведення.

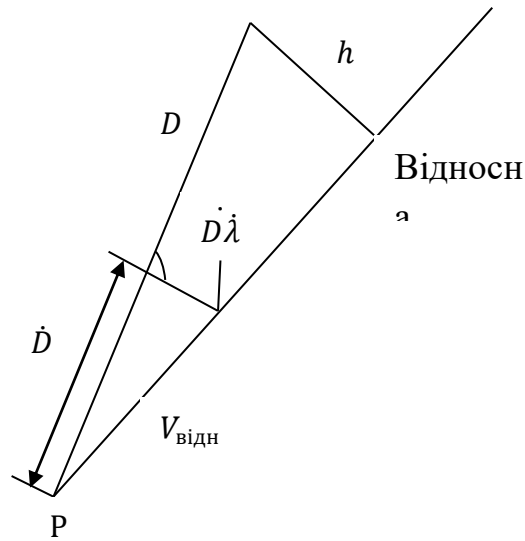


Рис 3.1. Траєкторії руху БЛА та об’єкта наведення

Для початку необхідно визначити систематичний (динамічний) проліт, пов’язаного з маневром об’єкта наведення. Для цього перетворимо (3.1)

$$h = \frac{D^2 \lambda}{V_{\text{відн}}} = \left(\frac{D}{\dot{D}} \right)^2 \frac{|\dot{D}|}{V_{\text{відн}}} |\dot{D}| \lambda \quad (3.2)$$

$\left(\frac{D}{\dot{D}} \right)^2 = t_0^2 (1 - \bar{t})^2$ і вважаючи що $\frac{|\dot{D}|}{V_{\text{відн}}} \cong 1$ отримуємо:

$$h_2(\bar{t}) = \frac{j_u t_0^2}{N - 2} \left[(1 - \bar{t})^2 - (1 - \bar{t})^N \right], \quad (3.3)$$

де h_2 – складова прольоту від маневру об’єкта наведення; $j_u = gn_u$ – прискорення об’єкта наведення.

Із формули (3.3) отримаємо безрозмірний коефіцієнт (коефіцієнт прольоту від маневру об’єкта $\eta_2 = \frac{h_2}{j_u t_0^2}$:

$$\eta_2(\bar{t}) = \frac{1}{N - 2} \left[(1 - \bar{t})^2 - (1 - \bar{t})^N \right]. \quad (3.4)$$

Розглянемо детально залежність при різноманітних для випадку $N = 0$, що відповідає не керованій БЛА, отримаємо:

$$\eta_2(\bar{t}) = \frac{1}{2}[(1-\bar{t})^2 - 1], \quad (3.5)$$

Звідки при $\bar{t}=1$ отримаємо $\eta_2(\bar{t}) = \frac{1}{2}$; $h_2 = \frac{j_y t_0^2}{2}$.

Таким чином проліт у випадку $N=0$, визначається по формулі рівноприскореного руху. При цьому під t_0 розуміється час від початку маневру об'єкта наведення до зустрічі БЛА з об'єктом наведення. Наприклад, при $t_0 = 10$ с, $j_y = 50 \text{ м/с}^2$, отримаємо $\eta_2 = 2,5$ км.

Для $N=1$ отримаємо $\eta_2 = (\bar{t}) = t(1-\bar{t})$ звідки випливає, що це відноситься до випадку довільного цілого N і коефіцієнт $\eta_2(\bar{t})$ перетворюється в 0 як при $\bar{t}=1$, так і при $\bar{t}=0$. Умова $\eta_2(\bar{t})=0$ означає, що наявність керування забезпечує нульовий проліт навіть при $N=1$. Це важлива властивість керування по методу пропорційної навігації. Залежність $\eta_2(\bar{t})$ для різних значень N приведених на рис 3.2. б. Відзначимо, що випадок $N=2$ потребує спеціального дослідження, так як приводить до невизначеності. Аналіз показує, що $\eta_{2\max} = 0,31$; $\bar{t}_{\max} = 0,39$ однак умова $\bar{t}=1$ в реальних системах не забезпечується, що пов'язано з так званим явищем «осліплення» ГСН. [16]

Нехай осліплення відбувається в момент $\bar{t}_s < 1$. Нехай Δ - час, що залишився (час не керованого польоту), тоді

$$\Delta = t_0(1-\bar{t}_s).$$

З урахуванням ефекту осліплення формула для прольоту буде мати вигляд:

$$\eta_2(\bar{t}) = \frac{\Delta j_y}{N-2} [1 - (1-\bar{t})^{N-2}], \quad (3.6)$$

звідки при $(1-\bar{t})^{N-2} \ll 1$ отримаємо:

$$h_2 = \frac{j_y \Delta}{N-2}. \quad (3.7)$$

Залежність $h_2 = f(N)$ при різних значеннях $j_{\text{ц}}\Delta^2$ приведені на рис 3.2 в.

Таким чином, складова прольоту зменшується з ростом N .

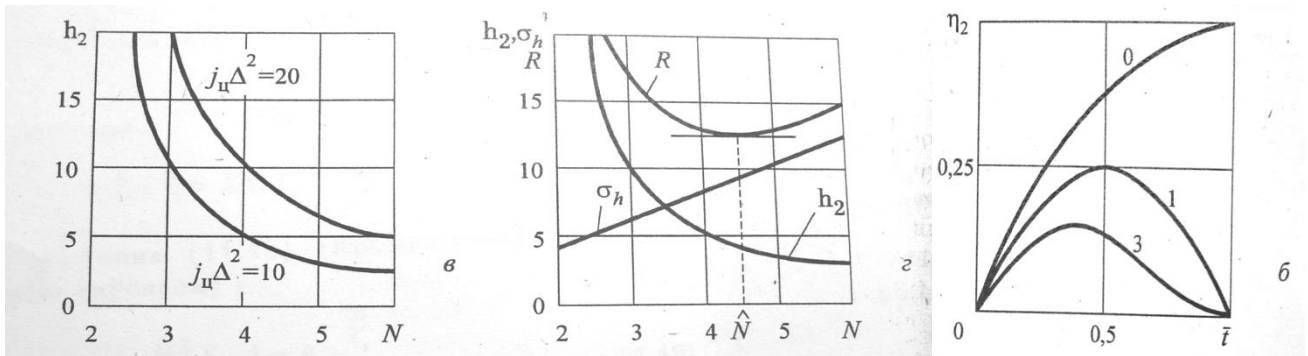


Рис 3.2. Траєкторії руху БЛА та об'єкту наведення

Дослідження випадкової складової прольоту, що знімається з виходу ГСН, одночасно з корисною складовою, має різного роду шуми, що залежать від типу ГСН. З достатньою точністю можна вважати, що рівень шуму від дальності до об'єкту наведення не залежить (кутові шуми зростають на малих відстанях, шуми приймача на великих). Врахуємо, що спектральна густина кутових коливань ГСН є результат перетворення білого шуму аперіодичною ланкою з постійною T_s , тобто

$$(T_s p + 1)\xi = X(t), \quad (3.8)$$

де $X(t)$ – стаціонарний випадковий процес типу білого шуму.

Кореляційна функція (3.8) має вигляд:

$$K(t_1, t_2) = X(t_1)X(t_2) = S_0\delta(t_1, t_2) = S_0\delta(\tau) \quad (3.9)$$

де $\delta(\tau)$ – дельта функція, що залежить від різниці моментів часу.

З урахуванням (3.9) системи керування для визначення випадкової складової в сигналі $\lambda(t)$ може бути записана в вигляді:

$$(t_0 - t)\ddot{\lambda}(N - 2) = N\dot{\xi}; \quad (3.10)$$

$$T_s\xi + \ddot{\xi} = X(t) \quad (3.11)$$

Наближене вирішення має вигляд (3.12)

$$[\bar{\lambda}(\bar{t})]^2 = \frac{N^2 S_0 (1 - e^{-\frac{2t}{T_s}})}{2T_s (t_0 - t)^2} \quad (3.12)$$

Середньоквадратичне значення (3.13):

$$\sigma_{\lambda}(t) = \sqrt{[\dot{\lambda}(t)]^2} = \frac{1}{2} N \sqrt{S_0 \omega_s} \frac{\sqrt{1 - e^{-2t\omega_s}}}{t_0 - 1}, \quad (3.13)$$

де $\omega_s = \frac{1}{T_s}$

З цього випливає що величина σ_{λ} дорівнює 0 при $t = 0$ і безперервно зростає при збільшенні t . При $t \rightarrow t_0$, $\sigma_{\lambda} \rightarrow \infty$

Знайдемо випадкову складову прольоту. Враховуючи, що $\sigma_{\lambda}(t) = (t_0 - 1) |\dot{D}| \sigma_{\lambda}$, отримаємо:

$$\sigma_h(t) = \frac{1}{2} N \sqrt{S_0 \omega_s} \sqrt{1 - e^{-2t\omega_s}} \Delta. \quad (3.14)$$

З (3.14) випливає: 1) $\sigma_h(0) = 0$; 2) $\sigma_h(t)$; 3) $\lim_{T_s \rightarrow 0} \sigma_h = \infty$ Нехтуючи в (3.14)

величиною $e^{-2t_0\omega_s} \ll 1$, отримаємо:

$$\sigma_h(t) = \frac{1}{2} N \sqrt{S_0 \omega_s} |\dot{D}| N \Delta. \quad (3.15)$$

Таким чином, σ_h пропорційно навігаційній постійній N часу, Δ не керованого

Польоту швидкості \dot{D} зближення, величині $\sqrt{\frac{S_0 \omega_s}{2}}$.

Отже ми отримали вираз для систематичних і випадкових складових прольоту і показали, що при збільшенні N систематична складова зменшується, випадкова – пропорційно збільшується. В силу лінійності рівняння справедливий принцип суперпозиції рішень. Для простоти розглянемо одномірний випадок і визначимо максимальне значення прольоту по виразу (3.16):

$$R = H_2 + k\sigma_h; \quad k \cong 2, \quad (3.16)$$

де припускаємо:

$$h_2 = \frac{A}{N - 2}; \quad \sigma_h = BN, \quad (3.17)$$

$$\text{Де } A = gn_y \Delta^2; \quad B = \sqrt{\frac{1}{2} S_0 \omega_s} |\dot{D}| \Delta,$$

отримаємо (3.18):

$$R = \frac{A}{N-2} + 2BN. \quad (3.18)$$

Оскільки перший доданок зменшується з ростом N , а другий збільшується – величина R має мінімальне значення. Визначаючи оптимальне значення \hat{N} з умови $\frac{dR}{dN} = 0$ отримаємо (3.19)

$$\hat{N} = 2 + \sqrt{\frac{A}{2B}}. \quad (3.19)$$

Як випливає з (3.19), \hat{N} збільшується при збільшенні відношення $\frac{A}{B}$. Так при $\frac{A}{B} = 2$ маємо $\hat{N} = 3$; при $\frac{A}{B} = 8$ маємо $\hat{N} = 3$. На рис.3.2 г наведена залежність $R(n) = 3$, розрахована по (3.18). Таким чином в без інерційному контурі існує оптимальне значення N , що забезпечує мінімальне значення максимального прольоту, яке визначається по (3.18).

3.2. Надійність системи управління

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. [15]

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

Для забезпечення високої надійності виробу при його проектуванні повинні бути враховані наступні фактори: [15]

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 λ_1 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).

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

Підсистеми розділяють в свою чергу на окремі блоки (елементи другого рівня), наприклад на вимірювальні пристрої, підсилювачі, перетворювачі, виконавчі органи та ін. Ділення СУ 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 СУ. По структурі СУ 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. [16]

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 вагомості характеристики літальних апаратів. Все це обумовлює особливу увагу до структурної надійності СУ 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.

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 поструктурі, 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.

Існує декілька видів резервування: загальне, роздільне, поелементне, ковзаюче, вибіркоче. Суть загального, роздільного та поелементного резервування відповідно ясна із рис. 3.3 а, б та в. 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,

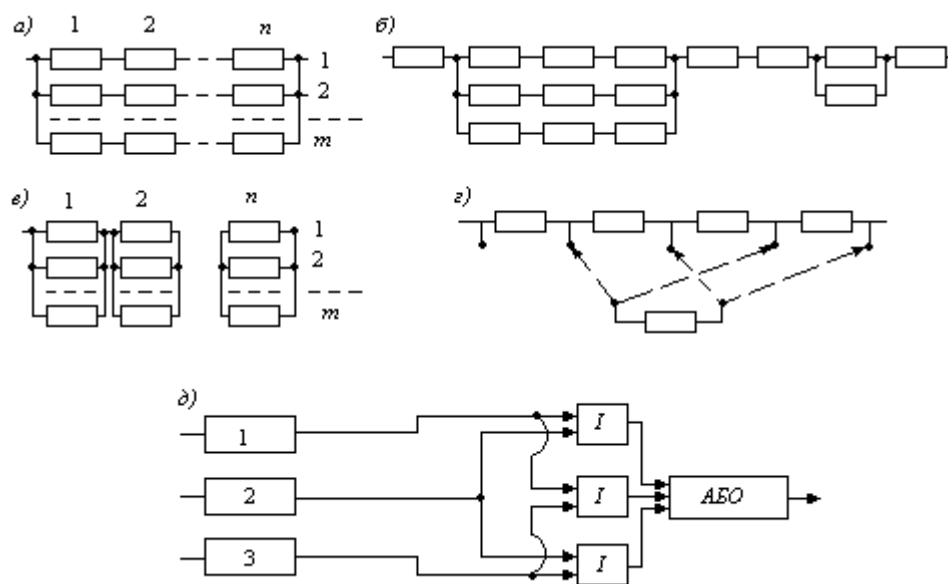


Рис. 3.3. Роздільне та поетапне резервування технічних виробів

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 (рис. 3.3 з). Вибіркове резервування або резервування по «схемі голосування» (рис. 3.3 д) 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.

При резервуванні елемента, у якого можуть бути відмови типу короткого замикання, резервні елементи необхідно вмикати послідовно з основними. Якщо ж для основного елемента характерні відмови типу обриву, то резервні елементи вмикаються паралельно з ним.

В конкретних випадках схеми резервування можуть бути достатньо складними, в склад яких входять різні види резервування. Наприклад, у випадку загального резервування з навантаженим постійно увімкненим резервом (рис. 3.3 а) структурна надійність:

$$P_c(t) = 1 - \prod_{j=1}^m \left[1 - \prod_{i=1}^n P_{ij}(t) \right]. \quad (3.20)$$

А при пасивному поелементному резервуванні, показаному на рис. 3.3 в.

$$P_c(t) = \prod_{i=1}^n \left\{ 1 - \prod_{j=1}^m [1 - P_{ij}(t)] \right\}. \quad (3.21)$$

При використанні активного резервування необхідно враховувати надійність перемикача, в загальному випадку в виразах (3.20) та (3.21) під величинами $P_{ij}(t)$ необхідно розуміти вірогідності безвідмовної роботи не тільки основних та резервних елементів, але й перемикачів. З'єднання в ССН перемикача та ділянки схеми, що ним обслуговується, являється послідовним.

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

$$\tilde{Q} = Q_n / Q_p. \quad (3.22)$$

Вірогідності Q_n відмови нерезервованої системи до вірогідності Q_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 добавляються 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 первищує інтенсивність їх відмов та, крім того, зміна параметрів елементів, визвана цим перерозподілом, може привести до парамертичної відмови системи.

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_0) 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

$$\lambda = \lambda_0 [\alpha + (U/U_0)^m] e^{a(T-T_0)}, \quad (3.23)$$

де $a=0,20 \div 0,25$; $\alpha=0,07 \div 0,086$ 1/град; $m=3,5 \div 5,0$ для паперових конденсаторів, $4,0 \div 5,0$ – для слюдяних та $3,0$ – для керамічних; $T_0 = +(60 \div 100)^\circ\text{C}$.

Для опорів

$$\lambda = \lambda_0 [1 + k\sqrt{PR}(z - z_0)] e^{a[(T-T_0)+\theta(P-P_0)]}, \quad (3.24)$$

де $k = (0,5 \div 1,25) \cdot 10^{-3}$, 1/Вт^{1/2} · Ом^{1/2} %; R – опір, Ом; z_0 – 60 %; θ – тепловий опір ($\theta = 40 \div 140$ град/Вт в залежності від типу опору); $a = 0,015 \div 0,025$ 1/град; $T_0 = +40^\circ\text{C}$.

Для обмоток катушок індуктивності, трансформаторів, магнітних підсилювачів та ін.

$$\lambda = \lambda_0 \left(1 + \frac{k}{q} \frac{U}{R_{iz}} e^{-\beta(z-z_0)} \right) e^{a[(T-T_0)+\theta P]}, \quad (3.25)$$

де $k = 3,3 \cdot 10^{-8}$ мм/А, при пермінному струмі або заземленні позитивного полюса джерела постійного струму $k = 0$; θ – тепловий опір для розсіювання тепла в навколишнє середовище, град/Вт; R_{iz} – опір розтікання, Ом; $\beta = 2,25 \cdot 10^{-2}$, якщо z виражена в процентах; q – поперечний переріз дроту, мм²; $a=0,05 \div 0,09$ 1/град в залежності від виду ізоляції.

Для напівпровідникових діодів та тріодів:

$$\lambda = \lambda_0 \exp \left\{ a \left[(T - T_0) + \theta \left((k_1 U_p I_p + k_2 U_n I_n) - (k_1 U_{p0} I_{p0} + k_2 U_{n0} I_{n0}) \right) \right] + (U_n - U_{n0}) \right\}, \quad (3.26)$$

де U_p, I_p, U_{p0}, I_{p0} – фактичні та номінальні напруги та струм в працюючому стані; U_n, I_n, U_{n0}, I_{n0} – фактичні та номінальні напруги та струм в непрацюючому стані; $a=0,025-0,03$ 1/град для германієвих діодів та тріодів та $0,01$ 1/град – для кремнієвих; θ – тепловий опір, град/Вт; $k_1=t_1/(t_1-t_2)$ та $k_2=t_2/(t_1+t_2)$ – відносні технічні часи праці, які визначаються величинами t_1 часу функціонування та t_2 паузи (при безперервному режимі $k_1=1; k_2=0$); $\gamma=1,25/U_{n0}$ 1/Вт – для германієвих діодів та тріодів та $0,008/U_{n0}$ 1/В для кремнієвих.

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.

При імпульсному режимі роботи інтенсивність відмов:

$$\lambda = \lambda_0 t_1 / (t_1 - t_2) + \lambda_{зб} t_2 / (t_1 + t_2) + \lambda_{вк} f, \quad (3.27)$$

де λ_0 та $\lambda_{зб}$ – відповідно інтенсивність відмов в режимі безперервної роботи та в непрацюючому стані (при зберіганні); t_1 та t_2 – час функціонування та пауз відповідно; $\lambda_{вк}$ – додаткова величина інтенсивності відмов, обумовлена процесами, які проходять при включенні та виключенні; f – частота циклів, тобто число включень в одиницю часу.

Для електромагнітних реле величина $\lambda_{вк}$ в розрахунку на один контакт складає $(0,02 \div 0,8) \cdot 10^{-6}$, а сума перших двох членів виразу лежить в межах $(0,1 \div 100) \cdot 10^{-6}$ при температурі $+20^\circ\text{C}$ та відносній вологості 60 %.

Під впливом зовнішніх умов надійність елементів при зберіганні знижується. Звичайно інтенсивність відмов $\lambda_{зб}$ в режимі зберігання значно нижче інтенсивності відмов λ_0 в працюючому режимі. В табл. 3.1 приведені відношення $\lambda_0 / \lambda_{зб}$ для деяких елементів.

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

Таблиця 3.1

Найменування елементів	$\lambda_0 / \lambda_{зб}$
Опори: вугільні	35
дротові	5
Конденсатори: керамічні	6
слюдяні	4
електролітичні	16
Транзистори: середньої потужності	256
малої	17
Діоди: середньої потужності	91
малої	586
Трансформатори	6÷24

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) СУ 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 розсіювання, так як вимкнення двигуна відбудеться в іншій, відміні від розрахованого момент часу та при значенні швидкості, відмінній від програмної. Іншими словами, при другому методі відмова запобігання за рахунок параметричної надлишковості: недостатнє значення одного параметра компенсується зміною значень інших параметрів.

Розглянемо в заключенні параметричну надійність органів керування – виконавчих органів підсистеми, яка забезпечує стабілізацію та програмні розвороти літального апарата, а також парирування 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 безпілотного літального апарата. В першому приближенні її можна оцінювати як вірогідність того, що їх ефективність буде достатньою в умовах максимальних обурень, тобто

$$P_{II} = \text{вер} \left\{ \delta_{zp} - \frac{M_{\Sigma}}{Y_{урп}^{\delta} (x_{урп} - x_m)} > 0 / M_{on} \dot{\delta}_{max} \leq N \right\}, \quad (3.28)$$

де δ_{zp} – граничний кут відхилення органа керування; $Y_{урп}^{\delta}$ – керуюча сила, яка створюється при відхиленні органа керування на одиничний кут δ ; M_{Σ} – сумарний керуючий момент (максимум суми програмного, стабілізуючого та обурюючого моментів); $x_{урп}$ та x_m – відповідно координати точки додатку керуючої сили та центра мас безпілотного 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 (3.28) видно, що в розрахунку фігурують два параметри стану органа керування, які залежать від випадкових величин $\dot{\delta}_{max}$, M_{on} , N , $Y_{урп}^{\delta}$. 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 $Y_{урп}^{\delta}$ від обурень знаходять для кожного з них на основі аналізу фізики процесу створення керуючого зусилля.

Інколи відмови органів керування підрозділяють 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.

3.2.1. Надійність блока живлення

Визначення коефіцієнтів навантаження елементів виробляється по формулах:

1) для резисторів:

$$K_n = \frac{P}{P_n}, \quad (3.29)$$

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

P_n – номінальна потужність, що розсіюється;

2) для конденсаторів:

$$K_n = \frac{U}{U_n}, \quad (3.30)$$

де U – напруга на конденсаторі (робоча);

U_n – допустима напруга на конденсаторі згідно

ТУ;

3) для транзисторів і діодів:

$$K_{н. VT} = \frac{U_{кв}}{U_{кв. доп}} \text{ чи } K_{н. VT} = \frac{I_{кв}}{I_{к. max}}; K_{н. VT} = \frac{I_{VD. np}}{I_{VD. np. max}}, \quad (3.31)$$

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

$U_{кв. доп}$ і $I_{к. max}$ – допустимі напруга і струм колектора згідно ТУ на транзистор;

$I_{VD. np}$ і $I_{VD. np. max}$ – струм допустимий і максимальний вибраного діода.

При розрахунку користуються великим значенням K_n ;

4) для мікросхем:

$$K_n = \frac{K}{K_{p. max}}, \quad (3.32)$$

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:

$$\lambda_0 = \sum_{i=1}^m N_i \lambda_{0i} a_i,$$

де N_i – кількість однотипних елементів;

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

a_i – коефіцієнт, обчислений по формулі:

$$a_i = K_{Hi} h_i + 1, \quad (3.33)$$

де K_{Hi} – коефіцієнт навантаження i -го елемента (максимальний для елементів i -го типу);

h_i – поправочний коефіцієнт.

Часто інтенсивність відмов розраховують по більш простій формулі:

$$\lambda_0 = \sum_{i=1}^m N_i \lambda_{0i}. \quad (3.34)$$

Формула дає орієнтоване значення λ_i без обліку коефіцієнтів навантаження і поправочних коефіцієнтів.

Будемо вважати, як зазначили вище, що вихід з ладу хоча б одного елемента з схеми приведе до відмови всього приладу.

Розрахунок інтенсивності відмов $\lambda_{(t)}$ проведемо шляхом складання величин інтенсивностей відмов виробів, які входять до складу в проектуємий пристрій:

$$\lambda_{(t)} = \lambda_1(t) + \lambda_2(t) + \lambda_3(t). \quad (3.35)$$

Користуючись даними з довідника, випишемо інтенсивність відмов елементів схеми та зведемо їх у табл. 3.2.

Таблиця 3.2

Найменування елементів	Кількість, од	$\lambda_i \cdot 10^{-6}$ 1/год	$\sum \lambda_i \cdot 10^{-6}$ 1/год
Конденсатор К50-6	4	0,16	0,32
Резистор МЛТ-0,5	2	0,256	0,512
Діодні збірки КЦ418А	2	0,31	1,24
Трансформатор ТР1	1	0,3	0,3
Роз`єм ШР	1	0,01	0,02
Стабілізатори (інтегральні мікросхеми) К142ЕН1Г	2	0,31	1,24

Підставивши ці значення інтенсивності відмов у формулу (3.34), отримаємо інтенсивність відмов блоку живлення:

$$\lambda_{\sigma n} = 54,9052 \cdot 10^{-6} \text{ 1/год.}$$

Середню наробітку на відмову розраховуємо за формулою:

$$T_{сер} = \frac{1}{\lambda_{сер}}.$$

Підставляючи значення у формулу (3.35), отримаємо:

$$T_{сер} = \frac{1}{54,9052 \cdot 10^{-6}} = 18214,3 \text{ год.}$$

Обираємо значення $T_{сер} = 18000$ год.

ВИСНОВКИ

1. На основі проведеного аналізу характеристик безпілотних літальних апаратів та методів наведення була вибрана типова система управління та стабілізації бічного каналу.
2. У дипломному проекті розроблено функціональну схему (схема зв'язку) та структурну схему (схема структури сигналу) системи управління та стабілізації бічного каналу безпілотного літального апарату.
3. На основі поставлених задач, які вирішує система стабілізації була представлена структурна схема бічного каналу кутової стабілізації.
4. Розроблено та розраховано принципіальну схему бортового блоку живлення та проведений вибір елементів оптимального варіанту його удосконалення, що можливий на основі комплексного врахування технічних і економічних критеріїв, склад яких залежить від особливостей дипломного проектування.
5. Визначені основні особливості спроектованої системи управління та стабілізації безпілотного літального апарата з урахуванням впливу зовнішніх обурень на точність стабілізації бічного каналу.
6. Проаналізовано надійність систем управління та проведено кількісний аналіз надійності невідновних технічних систем одноразового застосування на етапі серійного виробництва та кількісний аналіз виробів на етапі серійного виробництва при наявності аномальних викидів в ході виробничого процесу.
7. Проведений розрахунок надійності розробленого блоку живлення системи управління та представлено принципову та монтажну плату блоку.

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.
11. Красовский А. А., Поспелов Г. С. Основы автоматики и технической кибернетики. – М.: Госэнергоиздат», 1962. – 600 с.
12. Криницкий Е. И. Системы самонаведения. – М.: Машиностроение, 1970. – 236 с.
13. 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.
14. Максимов М. В., Горгонов Г. И. Авиационные системы радиуправления. – Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1973. – 210 с.

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

16. Мащенко С. В. " Система управління безпілотним літальним апаратом. Аналогово-цифровий перетворювач несучого сигналу (комплексна тема)": дипломний проект на здобуття освітнього ступеню "Бакалавр" зі спеціальності 151 " Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології" , 2019 р. - 51 с.

17. Бедя 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.