

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускної кафедри

_____ О.М. Тачиніна

«___» _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(Пояснювальна записка)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 151 «АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА КОМП'ЮТЕРНО-
ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЇ»

Тема: «Оптимальна стабілізація висоти БПЛА»

Виконавець: студент групи ФАЕТ–601, Будовський Богдан Олександрович

Керівник: кандидат техн.наук, доцент, Кривоносенко Олександр Петрович

Консультант розділу «Охорона праці»: _____
(підпис)

Козлітін О.О.
(П.І.Б)

Консультант розділу
«Охорона навколишнього середовища»: _____
(підпис)

Фролов В.Ф.
(П.І.Б)

Нормоконтролер: _____
(підпис)

Дивнич М.П.
(П.І.Б)

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

Напрямок: 15 «Автоматизація та приладобудування»

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач випускної кафедри

_____ О.М. Тачиніна

«___» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Будовського Богдана Олександровича

1. Тема роботи «Оптимальна стабілізація висоти БПЛА» затверджена наказом ректора від «08» жовтня 2020 р. №1944/ст.
2. Термін виконання роботи: з 5 жовтня 2020 року по 27 грудня 2020 року
3. Вихідні дані до роботи (проекту): передаточна функція каналу W по висоті, спектральна щільність зовнішніх збурень , діапазон зміни множника від 0,1 до 100.
4. Зміст пояснювальної записки: Задача і проблеми стабілізації вертольота в режимі висіння. Аналіз розвитку сучасних систем автоматичної стабілізації вертольота. Алгоритми аналізу оптимальної структури системи стабілізації вертольота БПЛА у просторі. Синтез оптимального закону управління системи стабілізації вертольота у просторі.
5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: презентація на ПК змісту роботи й основних висновків, функціональні схеми систем, графіки результатів.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Затвердження теми дипломної роботи.	05.10.2020–10.10.2020	
2	Підготовка вихідних статистичних даних для дослідження системи та її обробки	11.10.2020–20.10.2020	
3	Аналіз каналу автопілоту при випадкових зовнішніх впливах	21.10.2020 – 31.10.2020	
4	Розрахунок основних параметрів закону керування системи стабілізації	1.11.2020 – 20.11.2020	
5	Моделювання синтезованого закону керування	21.11.2020 – 30.11.2020	
6	Оформлення результатів дослідження	01.12.2020 – 12.12.2020	
7	Оформлення дипломної роботи, підготовка доповіді та презентації.	13.12.2020 – 27.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

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

8. Дата видачі завдання «5» жовтня 2020 р.

Керівник роботи (проекту)

(підпис)

Кривоносенко О.П.

Завдання прийняв до виконання

(підпис)

Будовський Б.О.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Оптимальна стабілізація висоти БПЛА»: 104 сторінок, 23 рис., 22 використаних джерела.

Предметом досліджень є канал висоти вертолітного БПЛА. Основною метою досліджень є обґрунтування методики синтезу оптимальних замкнених систем стабілізації, вибір спектральних алгоритмів синтезу та аналізу багатомірних динамічних систем з урахуванням стохастичних впливів та завад вимірювання.

Вибрані методи та алгоритми оптимального синтезу, що дозволяють створити дійсно конкурентоспроможні системи стабілізації, які забезпечують найбільшу точність кутових рухів реального польоту вертолітного БПЛА.

ВЕРТОЛІТ, БПЛА, СТАБІЛІЗАЦІЯ, АЛГОРИТМ, СИНТЕЗ, СПЕКТРАЛЬНА ЩІЛЬНІСТЬ, МАТРИЦЯ ПЕРЕДАТОЧНИХ ФУНКЦІЙ, ВИПАДКОВІ ЗАВАДИ, ОПТИМАЛЬНА СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ.

Зміст

ВСТУП.....	6
РОЗДІЛ 1 ЗАДАЧА СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛІТНОГО БПЛА.....	9
1.1. Аналіз руху БПЛА вертолітного типу як динамічної системи.....	9
1.2. Стійкість та керованість одногвинтового вертольота.....	12
1.3. Огляд стану розробок систем управління БПЛА вертолітного типу.....	17
1.4. Проблеми вибору структури системи радіокомандного управління БПЛА.....	28
РОЗДІЛ 2 АЛГОРИТМИ СИНТЕЗУ ОПТИМАЛЬНОЇ СТРУКТУРИ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛІТНОГО БПЛА У ПРОСТОРІ.....	33
2.1. Методика аналітичного проектування оптимальної системи стабілізації вертольоту БПЛА.....	33
2.2. Синтез оптимальних робастних систем стохастичної стабілізації.....	35
2.3. Алгоритми синтезу оптимальної структури двоконтурної системи стабілізації програмного руху багатомірного динамічного об'єкта (вертолітного БПЛА).....	46
2.4. Обчислювальний алгоритм вирішення задач синтезу й аналізу.....	55
РОЗДІЛ 3 АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛІТНОГО БПЛА В КАНАЛІ ВИСОТИ.....	59
3.1. Математичні моделі вертолітного БПЛА, як об'єкту управління.....	59
3.2. Вихідні дані рішення задачі.....	67
3.3. Результати синтезу та аналізу оптимальної системи стабілізації висоти.....	68
4. ОХОРОНА ПРАЦІ.....	79
5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	89
ВИСНОВКИ.....	99
ПЕРЕЛІК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ.....	100

ВСТУП

Основним напрямом у розвитку України, як авіакосмічної держави на сучасному етапі є динамічний розвиток наукоємних галузей виробництва.

Основну увагу конструктори вертолітних БПЛА звертають на максимізацію точності виконання польотного завдання та навігації, на збільшення вагової віддачі, надійності, на зниження вартості виробництва та експлуатації, на екологічну безпеку. Зростання вимог до точності пілотування, до маневрених властивостей змушує постійно вдосконалювати характеристики стійкості і керованості. Відзначимо, що для поліпшення характеристик стійкості і керованості вертолітного БПЛА, він потребує встановлення засобів автоматичної стабілізації. Метою цього є забезпечення таких динамічних характеристик замкнутої системи «оператор-вертоліт БПЛА», які мали б оптимальні значення з точки зору роботи в ній людини-оператора.

В даний час основним способом рішення як задач вдосконалення пілотування вертолітних БПЛА, так і задач сертифікації є льотні випробування, які проводяться у великому обсязі і потребують значних матеріальних і часових витрат. Існуючі методики льотних іспитів недостатньо добре пристосовані до сучасних математичних методів опрацювання, збереження й оперативного використання одержаної в результаті випробувань інформації. Більшість традиційних методик орієнтовані на обмежені можливості і засоби частково автоматизованого опрацювання цієї інформації. Як правило, за результатами льотних випробувань не будуються кількісні динамічні моделі вертолітних БПЛА і це значно знижує можливості оперативного використання цієї інформації для оцінки й удосконалення використання БПЛА.

Кафедра АКСУ				НАУ 20 01 82 000 ПЗ			
Виконав	Будовський Б. О.			Вступ	Лит.	Аркуш	Аркушів
Керівник.	Кривоносенко О. П.						
Консульт.							
Н. Контр.	Дивнич М. П.						
Зав. Каф.	Тачиніна О. М.						
					151-201М		

Для цього створюються спеціалізовані програми досліджень і залучаються чималі наукові сили. Вважається, що математичні моделі динаміки літальних апаратів в керованому польоті у вигляді систем диференціальних або інтегрально-диференціальних рівнянь є найбільш ємним засобом збереження й оперативного використання інформації про льотні характеристики. Сьогодні створена як наукова, так і технічна база для повної автоматизації здобуття, опрацювання й оперативного використання даних льотних випробувань БПЛА.

Наявність банку даних про реальні польоти і характеристики основних ланок їх систем управління дозволить значно підвищити достовірність прийнятих рішень по відношенню до застосування БПЛА й очікуваних рівнів безпеки, дослідити поведінку в екстремальних умовах польоту та на межі очікуваних умов експлуатації, а також відпрацювати ефективні методи керування (у режимах зліт, висіння, перенесення вантажів та їх скидання, посадка).

Управління висотою польоту, яке розглянуто складає задачу синтезу системи управління рухом центру мас БПЛА по висоті. Вертоліт як об'єкт управління являє собою систему з декількома ступенями свободи. У загальному випадку розглядають рух центру мас (лінійні переміщення за трьома ступенями свободи) і обертальні рухи відносно центру мас (кутові рухи) також за трьома ступенями свободи. Теоретичними дослідженнями динаміки керованих вертольотів і практикою розробки і застосування систем пілотування встановлено, що проектування контурів управління кутовими рухами і рухом центру мас можна виробляти окремо. Завдання стабілізації кутового положення міні вертольоту вирішуються для конкретних режимів польоту, характеризуються заданими значеннями складових швидкості руху центру мас по осях прийнятої координатної системи, а також для конкретної висоти польоту.

Синтез алгоритмів керування кутовим положенням виконується за рівняннями руху навколо центра мас. Завдання управління положенням

центру мас в просторі вирішуються в припущенні, що система керування кутового положення спроектована. Приймається при цьому, що внутрішні контури управління обертовим рухом мають істотно більшу швидкодію, ніж зовнішні контури управління положенням центру мас в тому числі і по висоті. Синтез управління зовнішніх контурів виконується за рівняннями руху центру мас.

У даній роботі буде розглянуто задачу управління положенням центра мас вертолітного БПЛА у вертикальній площині. Таке завдання виникає при управлінні злетом вертольота, а також при стабілізації заданої висоти зависання апарату

Саме таке завдання було поставлене при виборі теми цієї дипломної роботи, яка направлена на синтез оптимального керування вертолітним БПЛА в одному з важливих режимів: **Оптимальна стабілізація висоти БПЛА.**

Метою даної роботи є створення ефективного алгоритму синтезу рухом вертолітного БПЛА в каналі висоти для подальшого застосування отриманих результатів у вирішенні задачі структурної ідентифікації моделі динаміки БПЛА та збурень і дистанційного керування ним.

Актуальність задачі, що розглядається у даній роботі обумовлена необхідністю створення якісної системи дистанційного керування. Це потрібно для жорсткої стабілізації вертолітного БПЛА на заданій траєкторії або над певною точкою земної поверхні при проведенні аерофотозйомки, для точного попадання в ціль ракет БПЛА, бойової підтримки, а також при проведенні моніторингових робіт.

РОЗДІЛ 1

ЗАДАЧА СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛІТНОГО БПЛА

В останні десятиліття, у зв'язку з покращенням льотних характеристик і характеристик надійності БПЛА, розширюється спектр їхнього застосування. Їх конструктивна маневреність дозволяє виконувати набагато більше задач, ніж може виконати інший літальний апарат, і він виконує поставлені задачі швидше і точніше ніж, наприклад, дирижабль. Головною його відмінністю і особливістю є, звичайно, можливість вертикального злету і посадки. Але в цьому режимі вертолiтний БПЛА є не стійким. А саме цей режим використовується в більшості завдань, які виконують з його допомогою, тому питання стійкості є актуальними для таких БПЛА. Головними конкурентами БПЛА є конвертоплани і дрони, але вони не завжди можуть виконувати поставлені завдання. На режимах злету і посадки, а також під час режиму переходу від вертикального до горизонтального польоту.

Людство знайшло застосування для БПЛА в великій кількості різних сфер життя. Проаналізуємо динаміку польоту вертолiтних БПЛА.

1.1. Аналіз руху БПЛА вертолiтного типу як динамічної системи

Особливості одногвинтового вертолiтного БПЛА як об'єкта управління.

Управління одногвинтовим вертолiтним БПЛА здійснюється шляхом зміни сил та моментів, які протягом польоту діють на нього відносно трьох його осей (рис.1.1.).

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>НАУ 20 01 82 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Будовський Б.О.</i>			<i>Розділ 1 Задача стабілізації вертолiтного БПЛА</i>	<i>Лит.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Кривоносенко О.П.</i>						
<i>Консульт.</i>					<i>151-201М</i>		
<i>Н. Контр.</i>	<i>Дивнич М. П.</i>						
<i>Зав. Каф.</i>	<i>Тачиніна О. М.</i>						

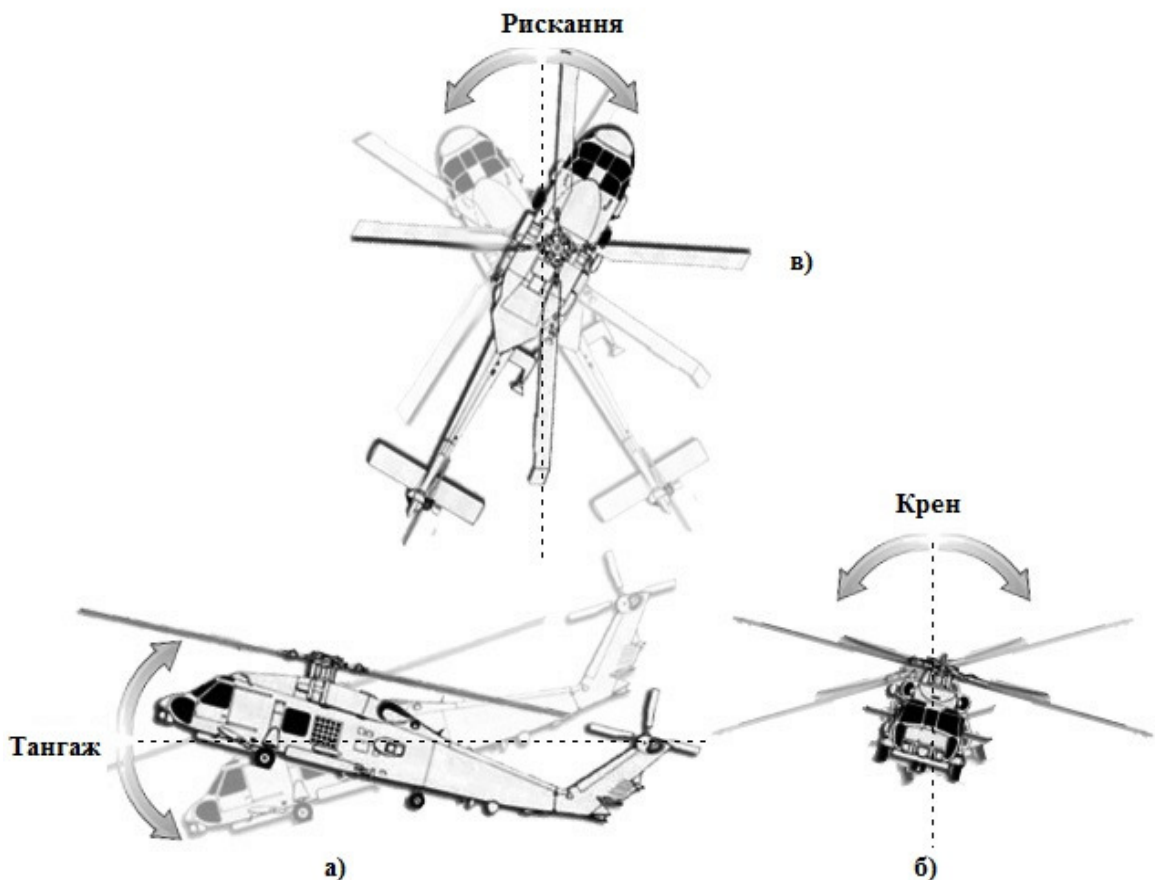


Рис. 1.1 Напрямки обертання фюзеляжу вертолітного БПЛА відносно трьох осей.

Поздовжнє управління здійснюється поздовжнім переміщенням ручки управління оператором на пульті дистанційного керування. При цьому змінюється циклічний крок та відбувається відповідний нахил рівнодіючої сил на несучому гвинті, що призводить до одночасного виникнення моменту відносно поперечної осі і сили, що напрямлена вздовж поздовжньої осі (рис. 1.1 а).

Поперечне керування здійснюється відхиленням ручки джойстика управління вбік. При цьому відбувається відповідна зміна циклічного кроку й нахилу рівнодіючої сил на несучому гвинті у поперечному напрямку, внаслідок чого на БПЛА починають діяти момент відносно поздовжньої вісі й бічна сила, що спрямована вздовж поперечної осі (рис. 1.1 б).

Управління загальним кроком служить для зміни величини рівнодіючої сил несучого гвинта. Воно здійснюється одночасною зміною кута установки усіх його

лопатею за допомогою ручки джойстика загального кроку.

При збільшенні загального кроку сила тяги несучого гвинта збільшується і на БПЛА при цьому починає діяти реактивний момент несучого гвинта (відносно вертикальної осі), спрямований вбік, протилежний обертанню гвинта. Збільшується й потужність, яку споживає несучий гвинт. Тому управління загальним кроком гвинта пов'язано з управлінням мотору, щоб при зміні загального кроку не відбувалося значної зміни числа обертів несучого гвинта.

Шляхове керування здійснюється за допомогою зміни загального кроку хвостового гвинта, пов'язаного з окремою ручкою шляхового управління. При її відхиленні змінюється сила тяги хвостового гвинта, при цьому змінюється момент, що діє на БПЛА відносно вертикальної осі. Крім шляхового управління, хвостовий гвинт забезпечує врівноваження реактивного обертаючого моменту несучого гвинта (рис. 1.1 в).

Впливаючи за допомогою вказаних видів управління на величини сил і моментів, що діють на БПЛА, оператор має можливість дистанційно утримувати БПЛА у бажаному положенні на різних режимах польоту: висінні, наборі висоти, поступальному польоті, зниженні, авторотації та ін.

Отже головною задачею системи дистанційного управління БПЛА, є здійснення найбільш точного зв'язку відпрацювання між ручками управління на дистанційному пульті оператора та органами керування на БПЛА (механізм зміни загального кроку несучого гвинта й кроку хвостового гвинта).

Все вищезгадане відноситься до порівняно простої системи ручного дистанційного керування, єдиним завданням якої, як вже зазначалося, є здійснення точного відпрацювання зв'язку між ручками на пульті та органами керування на БПЛА. Однак на систему управління БПЛА все більшою мірою накладаються вимоги, що пов'язані із забезпеченням потрібних характеристик стійкості та керованості.

Більшість побудованих у наш час в усьому світі одногвинтових вертолітних БПЛА мають несучий гвинт, лопаті якого кріпляться до втулки завдяки горизонтальному, вертикальному та осьовому шарнірам. Вертолітний БПЛА з таким

несучим гвинтом, що розглядається як динамічна система, нестійкий практично на всіх режимах польоту.

Найбільш ефективним засобом покращення стійкості вертолітного БПЛА з шарнірним несучим гвинтом є необхідність стабілізації. В окремих випадках для цього використовуються механічні гіростабілізуючі прилади (вертолітні БПЛА виробництва компаній Белл, Хіллер). Великі переваги в цьому відношенні обіцяє використання безшарнірних, або жорстких несучих гвинтів, які є особливо ефективними у поєднанні з механічними гіростабілізаторами.

Таким чином, задачу, яку вирішує система управління вертолітним БПЛА у загальному розумінні, слід розглядати як задачу забезпечення заданих характеристик стійкості та керованості.

1.2. Стійкість та керованість одnogвинтового вертольота

БПЛА, як і усі літальні апарати, для забезпечення нормального польоту повинен мати деяку стійкість і керованість. Під стійкістю літального апарату прийнято розуміти його здатність відновлювати рівновагу, порушену якою-небудь зовнішньою причиною, іншими словами, здатність літального апарату самостійно зберігати заданий режим польоту. Ті літальні апарати, у яких із зростанням швидкості польоту з'являються моменти, які прагнуть перевести апарат на кабрівування, є стійкими. Літальні апарати, у яких за цих же умов виникають моменти, прагнучі перевести апарат в пікірування, є нестійкими.

Для зручності аналізу стійкості літальних апаратів умовно розрізняють статичну і динамічну стійкість. Статичною стійкістю прийнято називати прагнення літального апарату повернутися до початкового режиму польоту після зникнення збурення. Під динамічною стійкістю прийнято розуміти увесь процес збуреного руху літального апарату відносно положення рівноваги після його порушення. Цей розподіл стійкості умовний, оскільки на практиці важко розділити стійкість на статичну і динамічну, особливо для БПЛА вертолітного типу.

По мірі стійкості усі літальні апарати можна розділити на стійкі, нейтральні і нестійкі. Стійкими апаратами називаються такі, які без участі оператора

відновлюють порушений режим польоту після припинення дії збурення. Нейтральними називаються такі апарати, які після зникнення причин, що порушили початковий режим, зберігають новий режим польоту. Нестійкими називаються літальні апарати, які після зникнення причин, що викликали порушення режиму польоту, все більше відхиляються в ту, чи іншу сторону від початкового режиму польоту. Усі ці міркування мають виключно теоретичний характер. Як правило, не існує літальних апаратів, які могли б бути цілком віднесені до одного з видів стійкості. Стійкість більшості літальних апаратів, в тому числі і БПЛА, залежить від їх центрування, швидкості і режиму польоту. Багато літальних апаратів мають усі види стійкості при різних центруваннях, режимах і швидкостях польоту; за одних умов вони стійкі, при інших – нейтральні, а при деяких можуть бути і нестійкими.

Вертоліт, сам по собі, не здатен підтримувати усталений режим польоту. Тому оператор безперервно діє на органи керування БПЛА та створює управляючі моменти, під дією яких вертоліт зберігає заданий режим польоту.

Слід відмітити, що якщо у планера зміна центрування – положення центру тяжіння відносно САХ (середньої аеродинамічної хорди), є дуже ефективним засобом, що впливає на характеристики його стійкості, то на одногвинтовому вертольоті зміна його центрування впливає на стійкість в значно меншій мірі. При зміні центрування вертолітного БПЛА, тобто зміні положення його центру тяжіння відносно осі несучого гвинта, внаслідок різного його завантаження у польоті зміниться лише нахил осі фюзеляжу, та положення гвинта.

Із сказаного зрозуміло, що зміни центрування у одногвинтового вертолітного БПЛА не мають бути надто великими, оскільки при граничних центруваннях значно ускладняється керування ним.

1.2.2. Засоби створення керуючих сил і моментів

Несучий гвинт є основним засобом створення на вертолітному БПЛА сил та моментів, необхідних для керування у поздовжній та поперечній площині. Розглянемо основні його якості з цієї точки зору, маючи на увазі несучий гвинт звичайної конструкції з лопатями.

1. Рівнодійна сила на несучому гвинті (близька за величиною до сили тяги несучого гвинта) відхиляється у просторі відносно осі вала гвинта згідно з поздовжнім і поперечним нахилом гвинта. Нахил рівнодійної сили є пропорційним нахилу несучого гвинта, а отже, й відхиленню ручки керування оператором та відбувається у тому ж напрямі. Таким чином, поздовжнє відхилення оператором ручки управління викликає вплив на БПЛА поздовжнього керуючого моменту та поздовжньої сили, а поперечне відхилення відповідно поперечного керуючого моменту та бокової сили. Цю властивість по відношенню до моментів можна записати аналітично:

$$M_z = M_z^{\delta} \cdot \Delta\delta_z, \quad M_x = M_x^{\delta} \cdot \Delta\delta_x. \quad (1.1)$$

2. Рівнодійна сила на несучому гвинті при польоті БПЛА з поступальною швидкістю у загальному випадку відхиляється відносно осі вала гвинта назад і вбік (в сторону наступаючої лопаті), причому це відхилення тим більше, чим більше швидкість польоту V .

Ця властивість несучого гвинта означає, що при зміні швидкості польоту на БПЛА будуть діяти поздовжній момент з поздовжньою силою та поперечний момент з поперечною силою. Знаки M_z та сили X в рівностях (1.1) відповідають стійкості, тобто при збільшенні швидкості польоту поздовжній момент спрямований на кабірування, а поздовжня сила – на зменшення швидкості. Запишемо вирази для поздовжнього моменту та поздовжньої сили:

$$M_z = M_z^V \cdot \Delta V, \quad X = X^V \cdot \Delta V. \quad (1.2)$$

Величина $M_z^V = \frac{\partial M_z}{\partial V}$ є основною для оцінки стійкості БПЛА по швидкості, а величина $X^V = \frac{\partial X}{\partial V}$ визначає поступове демпфування. Вирази для поперечного моменту та бокової сили будуть мати аналогічну форму.

3. При відхиленні вісі несучого гвинта у просторі по крену або по тангажу рівнодійна сил на несучому гвинті, внаслідок інерції лопатей та їх шарнірної підвіски, трохи відстає від осі гвинта й відхиляється вбік. Відставання тим більше,

чим більше кутова швидкість тангажу або крену, чим важчі лопаті та чим менше число обертів несучого гвинта. Це означає, що при обертанні БПЛА по тангажу на нього буде діяти поздовжній момент, направлений у бік, протилежний обертанню, а при обертанні по крену – поперечний момент, також направлений проти обертання. Цей демпфувальний момент може бути записаний у вигляді:

$$M_z = M_z^\omega \cdot \omega_z, \quad M_x = M_x^\omega \cdot \omega_x. \quad (1.3)$$

4. При польоті з поступальною швидкістю рівнодійна сила на несучому гвинті відхиляється назад при збільшенні кута атаки несучого гвинта (кут між напрямом відносної повітряної швидкості та площиною кінців лопатей). Це відповідає нестійкості несучого гвинта по куту атаки, тобто при збільшенні кута атаки з'являється момент, спрямований на подальше його збільшення.

1.2.3. Керованість вертолітного БПЛА

Розглянувши сили та моменти, які виникають на несучому й хвостовому гвинті одногвинтового вертолітного БПЛА, звернемося до керованості в цілому, маючи на увазі шарнірний несучий гвинт.

Керованість – здатність літального апарату реагувати на дії оператора, тобто на відхилення ним ручок управління. Керованість, так само як і стійкість, може змінюватися в широких межах залежно від умов польоту.

Визначимо деякі кількісні показники керованості: ефективність, чутливість та потужність управління. Основним показником керованості є ефективність управління, яка визначена вище. Фізично вона відповідає величині керуючого моменту, який діє на БПЛА. Ефективність управління залежить від сили тяги несучого гвинта. Однак ефективність управління ще не характеризує реакцію БПЛА на керуючий вплив. Для цього необхідно ввести ще один показник керованості – чутливість управління K_δ , (1.4) яку будемо визначати як відношення ефективності управління M^δ до демпфування несучого гвинта M^ω :

$$K_\delta = \frac{M^\delta}{M^\omega}. \quad (1.4)$$

Чутливість управління має певний фізичний зміст, який полягає в наступному. Відхиливши ручку управління на одиницю її ходу, наприклад за тангажем, та зафіксувавши її у цьому положенні, ми отримуємо відхилення БПЛА з постійним кутовим прискоренням, яке дорівнює частці від ділення ефективності управління на момент інерції відносно відповідної осі. Зі збільшенням кутової швидкості буде збільшуватися й демпфувальний момент від несучого гвинта до тих пір, доки кутова швидкість не досягне такої величини, при якій демпфувальний момент буде дорівнювати моменту від керування. Отже, якщо демпфувальний момент достатньо великий, то максимальна кутова швидкість, якої досягне БПЛА при даному відхиленні ручки, буде невеликою, оскільки вже при невеликій кутовій швидкості виникає достатнє демпфування, що врівноважує дію моменту управління. Навпаки, якщо демпфувальний момент порівняно невеликий, то вже при невеликому відхиленні ручки виникає значна кутова швидкість БПЛА.

Все вищезгадане відносилось, головним чином, до управління вертолітним БПЛА на усталених режимах польоту. Призначення БПЛА часто потребує від нього виконання таких задач, де необхідна висока маневреність, тобто здатність швидко змінювати режим польоту.

Крім вимог до максимальних кутових прискорень БПЛА (ϵ_{\max}), розглянутих вище, дуже важливими є максимально можливі темпи розгону та гальмування БПЛА. Вони виражаються величиною зміни швидкості за одиницю часу, та визначають час і дистанцію, які потрібні для розгону та гальмування. Іншою важливою величиною є допустиме вертикальне перевантаження, яке визначає час та радіус розвороту.

Окрім відмічених вище показників, для комплексної оцінки маневреності можуть служити параметри якого-небудь маневру, прийнятого за стандартний, який потребував би максимального використання всіх маневрених можливостей БПЛА. Таким маневром, наприклад, може служити розворот на постійній висоті, на певній швидкості з наступним гальмуванням і розгоном до початкової швидкості. Оцінка маневреності може виконуватися по часу виконання маневру та по величині максимального віддалення БПЛА від початкової точки.

Особлива необхідність забезпечення гарних показників маневреності може суттєво вплинути на вибір розглянутих параметрів керованості вертолітним БПЛА. Крім того, може виникнути задача забезпечення потрібного ступеня стійкості на маневрі БПЛА, вирішення якої пов'язано скоріше з покращенням власної стійкості несучого гвинта.

1.3 Огляд стану розробок систем управління БПЛА вертолітного типу

Виконаємо короткий огляд стану справ в області розробки систем управління безпілотними літальними апаратами вертолітного типу.

Розробка комплексів розвідки і моніторингу місцевості на основі безпілотних літальних апаратів проводилися в даний час практично всіма індустріально розвиненими країнами світу.

Свого часу військове відомство США витратило близько 10 млрд. доларів на розвиток даного напрямку. При виробленні концепції військових застосувань безпілотних літальних апаратів були закуплені всі комерційно поставлені зразки і проведено їх випробування з метою вироблення вимог і концепції розвитку напрямку дистанційно-пілотованих апаратів військового призначення. Уявлення про вироблені концепції і пропоновані вимоги до дистанційно-пілотованих апаратів (ДПЛА) дає таблиця 1. Характеристики ряду існуючих ДПЛА наведені в таблиці 2.

Можна констатувати той факт, що в даний час інтенсивно розвивається нова система озброєнь, яка в колах фахівців отримала назву розвідувально-ударного комплексу. Сучасний розвідувально-ударний комплекс - це система, яка об'єднує в собі засоби розвідки, наведення, управління, засоби вогневого ураження і призначена для виявлення і знищення найбільш важливих одиночних і групових рухомих об'єктів супротивника в глибині розташування його військ незалежно від метеорологічних умов і часу доби. Місце ДПЛА в структурі розвідувально-ударного комплексу відображає рис.1.

З іншого боку аналогічні апарати починають застосування для широкого кола цивільних застосувань. Як приклад можна привести безпілотний вертоліт CL-227

"Santinel" канадської фірми "Canadian Air", який з'явився першим багатоцільовим безпілотним літальним апаратом вертолітного типу, який використовується в цивільному секторі: контроль і диспетчеризація на дорогах, контроль стану і охорона лісів і нерестовищ, льодова розвідка і т.п.

Можна також вказати на перспективність застосування подібного роду систем для екологічного моніторингу потенційно небезпечних об'єктів з метою попередження можливих техногенних катастроф.

Цей розділ присвячений огляду базових тенденцій у розвитку систем управління сучасних дистанційно пілотованих апаратів у ухилом в бік апаратів вертолітного типу.

Класифікація безпілотних літальних апаратів

Характеристики	Классы беспилотных летательных аппаратов			
	Ближнего Действия	Малой дальности	Средней дальности	Большой продолжительност и полета
Назначение	Видовая круглосуточная разведка, целеуказание, корректировка огня, постановка активных помех	Видовая круглосуточная разведка, целеуказание, корректировка огня, постановка активных помех, ретрансляция связи. Метео, радиационная, химическая и биологическая разведка	Видовая и метеорологическая разведка	Радио и радиотехническая разведка, целеуказание, ретрансляция связи. Метео, радиационная, химическая и биологическая разведка
Базирование	Наземное, морское	Наземное, морское	Наземное, морское	Наземное, морское
Радиус действия	До 80 км	До 200 км	До 700 км	Более 300
Продолжительность полета	1- 6 ч	8-12 ч	До 2 ч	Свыше 24 ч
Время доведения разведанных	Менее 1 мин	От 1 мин до 3 ч	От 1 мин до нескольких часов	Не более 1 мин
Состав аппаратуры	Телевизионная , тепловизионная станции, постановщик радиопомех	Телевизионная , тепловизионная станции, постановщик радиопомех, метеоаппаратура , приборы радиационного контроля, химической и биологической разведки	Телевизионная , тепловизионная станции, аппаратура метеоразведки	Телевизионная , тепловизионная станции, средства радиоразведки и постановщики радиопомех, метеоаппаратура, приборы радиационного контроля, химической и биологической разведки
Система управления	Дистанционная радиокомандная	Дистанционная радиокомандная	Дистанционная радиокомандная, автономная инерциальная	Дистанционная радиокомандная, автономная инерциальная
Наземное оборудование	Мобильное (в том числе и носимое)	Мобильное	Мобильное	Мобильное
Пользователь	Батальон, бригада	Дивизия, корпус	Управления тактической авиацией на ТВД	Управления вооруженными силами на ТВД

Таблица 1. 2.

Тактико-технічні характеристики безпілотних літальних апаратів

Апарат	Масса (кг)	Нагрузка (кг)	Макс. Скор. (Км/ч)	Пото-лок (м)	Длит. полета (ч)	Крыло/ фюзеляж (м)	Страна
EX-drown	19	5	160	300	3	2.5/1.3	США
Pointer	3.4	До 0.5	70	150	1	2.7/1.2	США
D-340	270	34	296	7600	5	3.25/3.68	США
SKYYEA	310	100	220	6000	10	6.0/3.6	США
IMPACT	570	70	220	5800	12	8.9/6.75	США
MODEL 350	820	130	970	13500	2.5	3.1/4.9	США
CONDOR	3400	680	370	20500	60	61/20	США
AMBER-4	900	-	320	12600	38.5	19/9.5	США
FENICS	160	45-56	130	*	6	5.0/4.0	Англия
REIVER 200	60	15	170	3000	4	3.6/2.6	Англия
CL-289	220	20	750	3000	0.5	1.3/ 5	ФРГ- Канада- Франция
BREVEL	150	-	250	1500	3.5		ФРГ- Франция
MIRAGE -26	150	25	180	1 500	4	3.8/3.6	Италия
Вертолеты							
DJOMOS	1060	270	*	4000	2	6.1 (винт)/ 2.5 (высота)	ФРГ
SPRAIT	40	6	130	1500	2.5	1.6(винт)/ 1 (высота)	Англия
CL-227	190	31	130	3 000	4	2.8(винт)/ 1.6(высота)	Канада

Розглянемо більш детально РУК морського базування, досвід дослідної експлуатації якого має ВМС. При цьому будемо фокусувати основну увагу на системі управління цього комплексу.

Розвідувальний комплекс морського базування на основі ДПЛА Pioneer, був розроблений фірмою AAI (Балтімор, США). Параметри використовуваного ДПЛА наведені в таблиці 1.1.

Характеристики ДПЛА Pioneer	
Схема апарата	двубалочная
Расположение двигателя	толкающий винт
Мощность двигателя	26 л.с.
Размах крыльев/длина фюзеляжа	5.2/ 4.3 м
Максимальная высота полета	4 500 м
Крейсерская скорость	185 км/ч
Максимальная длительность полета	5 ч
Взлетная масса	190 кг
Полезная нагрузка	45кг

Корабельний розвідувальний комплекс на основі ДПЛА Pioneer базується на авіаносці "Айова" і включає в себе:

- 5-8 літальних апаратів Pioneer, обладнаних апаратурою виконання польотного завдання;

- систему числення шляху і глобальної супутникової навігації

- система запуску і повернення ДПЛА

- корабельну станцію управління GCS-2000

- переносну станцію управління

- систему управління і стеження

Корабельна станція GSC-2000 являє собою комплекс командування і управління, пов'язаний з літальним апаратом основною лінією передачі даних, що працюють в діапазоні С (3.9-6.2 ГГц) і резервної лінією УВЧ.

Польотом керує льотчик-командир ДПЛА, а бортовим навантаженням, корабельними відео моніторами і потоками відеоінформації управляє оператор обладнання. Команда корабля за допомогою замкнутої системи управління може вести спостереження за стрільбою, що забезпечує точне коригування вогню корабельної артилерії.

Залежно від характеру польотного завдання PIONEER оснащується телевізійною камерою MOKED-200 або ІЧ-системою переднього огляду MOKED-400, які встановлюються в стабілізованому кардановім підвісі і можуть безперервно повертатися на кут 360 градусів (горизонтальна площина) і +5 / - 88 градусів по вертикалі . Відеозображення в реальному масштабі часу і дані цілевказівки можуть передаватися на корабельну або дистанційну станції управління безперервно або за командами з пульта оператора управління польотом.

Маршрут польоту можна програмувати безпосередньо перед стартом, перепрограмувати під час польоту або керувати апаратом дистанційно.

Для ДПЛА морського базування надзвичайно складне технічне завдання представляють зліт і посадка апарату, так як вона повинна здійснюватися на рухомий об'єкт.

До складу бортового комплексу управління входять:

- система управління двигуном обертання несучих гвинтів, включаючи датчик швидкості обертання, регулятор подачі палива, датчик кількості палива в баку, температура двигуна;

- система електроживлення, включаючи електрообладнання двигуна, стабілізовані джерела живлення бортової електронної апаратури, система контролю і обслуговування батарей харчування;

- безплатформенна система навігації на оптоволоконних гіроскопах з супутниковою корекцією має в своєму складі баровисотомір і / або радіовисотомір;

- приймально-передавальна зв'язкова радіостанція, що забезпечує управління БПЛА у всіх режимах роботи

Корабельна система управління включає в себе:

- пульт управління стартом і польотом БПЛА
- виносний пульт управління для забезпечення режиму посадки з візуальним контролем

- система передстартової підготовки БПЛА і введення польотного завдання

- антенно-приймальний комплекс радіолінійного зв'язку та супроводу БПЛА

- штатне місце оператора управління польотом

Корабельна система обробки інформації забезпечує збір, обробку, ототожнення і відображення інформації, що надходить від радіоелектронних засобів розвідки, розташованих на декількох (до 4 БПЛА).

У конфігурації наземного базування комплекс PIONEER є високо мобільна система, в якій наземна станція керування змонтована на перевозних вантажних платформах.

До теперішнього часу досвід використання комплексу налічує тисячі годин нальоту при виконанні конкретних завдань при спостереженні за рухом нафтоналивних танкерів в районі Перської затоки на великій відстані від базового корабля. Комплекс використовувався при підтримки випробувань, а також відпрацювання конфігурації РУК в поєднанні з крилатою ракетою Tomahawk.

Система управління автономним вертольотом на основі поведінкових реакцій

Труднощі, з котрими стикаються розробники систем управління стосовно до дистанційно-пілотованих апаратів вертолітного типу загальновідомі [1], [2]. Бурхливий прогрес в області мікропроцесорної техніки останнього десятиліття відкрило реальні можливості для вжиття систем нового покоління, накопичених в рамках розвитку методів штучного інтелекту.

Найбільш вражаючих результатів в цьому напрямку домоглася група дослідників з Південно-Каліфорнійського університету. В силу цього представляється небезінтересним простежити шлях, пройдений цією групою. Робота зі створення вертольота автомата були розпочаті Montgomery в 1992 з створення вертольота-робота AFV (Autonomous Flying Vehicle), призначеного для участі у відкритій першості США по автономним вертольотам. Через два роки, в 1994 році накопичений досвід був втілений в наступному роботі AVATAR-1 (Autonomous Vehicle Aerial Tracking And Retrieval), який в свою чергу в 1997 р передав естафету наступному вертольоту-роботу AVATAR-2 (Autonomous Vehicle Aerial Tracking And Reconnaissance) .

Порівняльні характеристики вертольотів-роботів, розроблених і досліджених цією групою наведені в таблиці 3.3, а їх зовнішній вигляд наведений на рис. 3.1.

Для подолання труднощів, пов'язаних при застосуванні класичної теорії управління групою Montgomery була використана система управління на основі поведінкових реакцій з використанням нейронних мереж.

Архітектура системи управління на основі поведінкових реакцій (Behavior-Based Architecture) має на увазі уявлення структури керуючого алгоритму багатоканальної системи управління у вигляді сукупності відносно простих і по можливості мінімально пов'язаних один з одним обчислювальних модулів, які називаються поведінковими реакціями (behavior). Кожна поведінкова реакція відповідальна за вирішення конкретної управлінської задачі. Відповідно найбільш близький переклад для поняття поведінкова реакція представляє поняття "контур управління". Архітектура системи управління AVATAR з використанням

поведінкових реакцій наведена на рис.3.2.

Архітектура системи управління такого роду фактично являє собою опис структури інформаційних зв'язків між різними контурами управління, визначається на етапі проектування і є жорстко фіксованою. При такому підході, спільне завдання управління розбивається на ряд модулів (поведінкових реакцій). Кожна реакція відповідає за конкретну задачу управління. Ці завдання виконуються паралельно і мають на меті забезпечення виконання завдання, поставленого перед БПЛА. Поведінкові реакції структуруються введенням багаторівневої системи. Рівні класифікуються швидкостями виконання поведінкових реакцій.

Відповідно до такої побудови системи різні поведінкові реакції можуть використовувати дані з одних і тих же датчиків і, відповідно, збурення, які представляють собою різницю між поставленою для поведінкової реакції метою і реальним станом об'єкта управління, відпрацьовуються паралельно по кожному з каналів. Поточний стан об'єкта управління оцінюється за показниками датчиків, які можуть використовуватися поведінковими реакціями різних рівнів. Цілі для поведінкових реакцій представляють способи опису необхідних траєкторій руху системи в просторі станів.

На вищому рівні вирішуються довгострокові завдання, що стоять перед роботом БПЛА: рух по заданій траєкторії, забезпечення необхідної орієнтації в просторі при проходженні по заданій траєкторії і т.п. Ці завдання формуються на основі команд, що надходять з центрального пункту управління або оператора польоту, а також на основі показників датчиків (поточний стан вертольоту).

Середній рівень системи управління забезпечує необхідні "модулі" для виконання високорівневих команд, які представляють собою виконання ряду "елементарних" маневрів, які виконуються вертольотом: перехід на нову необхідну висоту, забезпечення необхідної просторової орієнтації вертольоту і т.п.

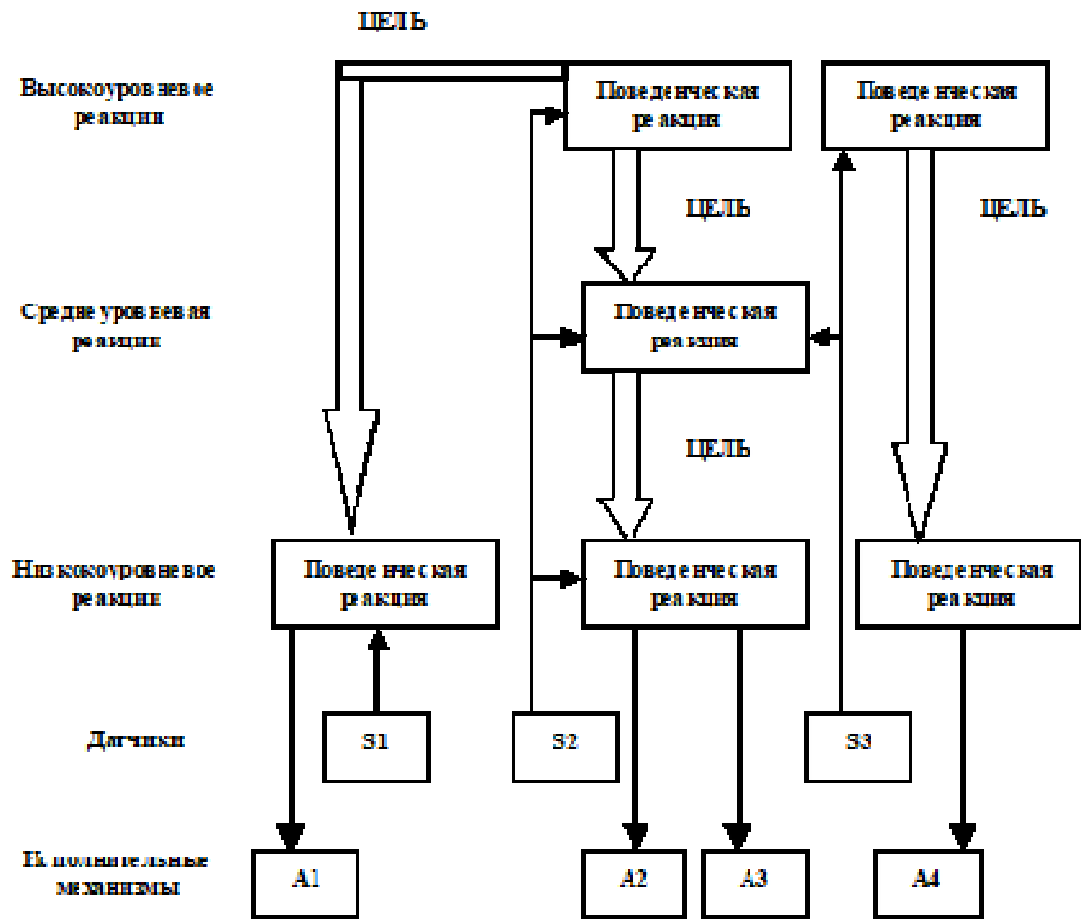


Рис. 3.2 Пример архитектуры системы управления на основе поведенческих реакций

Этап	AFV	AVATAR-1	AVATAR-2
Вертолет			
<ul style="list-style-type: none"> • Модель • Топливо • Полезная Нагрузка 	Kyosho Concept 60 метанол 5 кг	TSK Blackstar метанол 7.5 кг	Bergen Twin бензин 10 кг
Бортовой компьютер			
Архитектура	Моторолла 68332	Моторолла 68332	PC/104
<ul style="list-style-type: none"> • Частота • Арифметика • ОСРВ 	16 Мгц фикс. точ. BURTE	16 Мгц фикс. точ. BURTE	133 Мгц плав. точкой QNX
Датчики			
Высоты	ультразву- ковой	ультразву- ковой	ультразвуковой и GPS/INS
Направления	компас	компас	GPS/INS
Положения	-	-	GPS/INS
Скорости	-	-	GPS/INS
Двигателя	число обор.	число обор.	число обор.
Видеообраз	ч.-б. камера	ч-б камера	цв.камера
Системы связи			
Командная	радио, анал.	радио, анал.	радио ethernet
Телеметрия	радио, анал.	радио, анал.	радио ethernet
Видеоканал	-	-	аналоговый
Бортовая система питания			
Аккумуляторное	60 Вт NiMH	60 Вт NiMH	125 Вт NiMH
Качественные оценки системы авторами проекта			
Автономность	Высокая	Высокая	Высокая
<ul style="list-style-type: none"> • от оператора • от внешней сист. управл. 	Низкая	Низкая	Высокая
Живучесть	Низкая	Низкая	Низкая
Способности к обучению	Нет	Нет	Низкая

На нижньому рівні управління головним пріоритетом є забезпечення виживання БПЛА. На цьому рівні забезпечується виконання дуже швидких реакцій на зовнішні впливи для утримання вертольоту в режимі зависання. У режимі зависання система управління забезпечує наявність незмінного напрямку і положення над землею.

За видачу команд виконавчим механізмам системи управління відповідальні низькорівневі поведінкові реакції. Низькорівневі поведінкові реакції відповідальні за контури управління, що вимагають "швидких" реакцій, які і називаються рівнем рефлексів, так як цей контур управління відповідає за стабілізацію вертольоту в фізичному просторі, то від швидкості реакцій на виникаючі зовнішні збурення дійсно залежить можливість збереження вертольоту. Після ряду експериментів цей

рівень поведінкових реакцій був реалізований на основі складної гібридної структури: контролера з нечіткою логікою в поєднанні з нейронною мережею, як це показано на рис. 3.3.

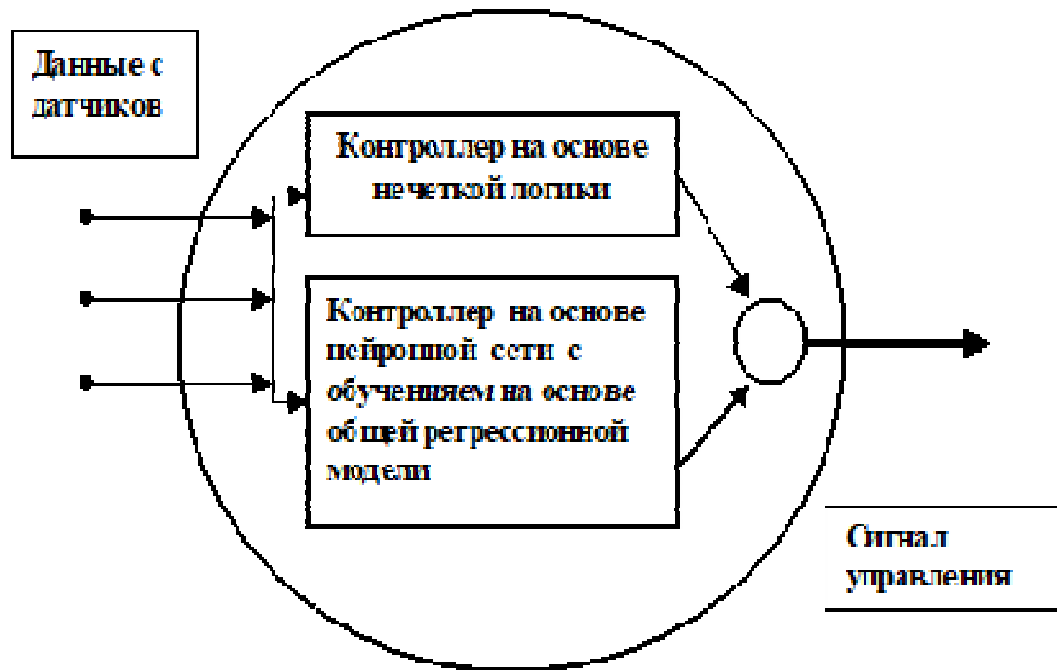


Рис. 3.3 Структура поведенческой реакции нижнего уровня

Застосування контролера з нечіткою логікою було обумовлено рядом причин. Головні з них обумовлені тим, що застосування опису з використанням Експертна системи з нечіткими змінними забезпечує цілий ряд переваг в порівнянні з методами, які використовують класичні моделі теорії управління. Відпрацювання принципів побудови системи управління з використанням класичних принципів велася на двох попередниках робота AVATAR, на яких рівень рефлексів реалізовувався на простих PD регуляторах (вимір - відпрацювання помилки). Система виявилася досить надійною.

Важливою обставиною з'явився і той факт, що опис моделі управління з використанням лінгвістичних змінних виявляється для пілота-експерта прозорим з точки зору повноти описів і коректності використаних чисельних значень,

одержуваних в результаті навчання системи.

Для вибору чисельних параметрів опису нечітких змінних в процесі навчання системи був використаний апарат нейронних мереж і технологія "навчання через показ", запропонована вченим Монтгомері [4].

До теперішнього часу продемонстрована можливість повністю автономного польоту вертолітного БПЛА протягом 5-10 хвилин, під час яких робот забезпечував рух по заданій траєкторії польоту (висота, положення площини і орієнтація). Для відпрацювання системи управління широко використовувалися спочатку закладені в систему управління можливості перемикання режимів роботи (ручний / автоматичний), а також можливості поділу завдань між оператором і роботом. Наприклад, робот управляє поворотом в просторі, а оператор контролює параметри, що залишилися.

Фактично, отримані групою Montgomery результати дозволяють стверджувати, що в принципі завдання створення системи управління автономним вертольотом з використанням систем управління на основі нечіткої логіки до теперішнього часу успішно вирішена.

1.4. Проблеми вибору структури системи радіокомандного управління БПЛА

Будь-яка практично важлива система моніторингу місцевості на основі ДПЛА є багатокomпонентна система, що складається з різнорідних об'єктів, працездатність якої неможлива без організації стійкого інформаційного обміну з використанням радіоканалу.

Фактично, мова повинна йти про використання багатоканальних цифрових радіо модемів, що забезпечують дистанційне керування 4-8 рухомими об'єктами в реальному масштабі часу. Характерні часи доставки повідомлень оцінюються на рівні 0.1 - 1 сек. в умовах сильно зашумлених каналів передачі, що характерно для промислових і військових застосувань.

Наведені вище дані дозволяють провести концептуальну оцінку архітектури системи радіокомандного управління для вироблення вимог до протоколів обміну. Найбільш близька архітектура, що дозволяє забезпечити пред'явлені вимоги до

мережі, архітектура SFSN "Поле датчиків - Супервузел" [5], яка була розширена до рівня, який отримав назву SFSN-2 [6].

Архітектура системи показана на рис. 4.1. Відповідно до концепції "Поле датчиків -Супервузел" ("Sensor Field-SuperNode") в кожен конкретний момент часу мережа являє собою сукупність змінного числа фрагментів, пов'язаних між собою інформаційними каналами. Фрагмент мережі будемо надалі називати супервузлом. Фрагмент складається з автономних "датчиків" і "контролерів". Кожен з датчиків може передавати інформацію на будь-який з контролерів фрагмента. Датчики, що входять до фрагменту, утворюють таким чином "поле датчиків" і фактично кожен з них є приналежністю всіх контролерів фрагмента, які в цьому випадку виступають як якість багатокомпонентний пристрій, що одержав назву "супервузел".

Такого роду архітектура свого часу [5] була запропонована для забезпечення підвищеної надійності і в силу множинності зв'язків типу "датчик-контролер" має на увазі використання бездротових каналів зв'язку. Свого часу для відпрацювання структури протоколів інформаційного обміну був розроблений і випробуваний фрагмент такого роду мережі з використанням інфрачервоного каналу управління.

Взявши за основу реально діючий комплекс супервузол PIONEER доцільно ввести в фрагмент ще один об'єкт, який ототожнюється з пультом ручного управління оператора польоту, що і призводить до концепції архітектури SFSN-2.

Стосовно до задачі управління автоматичними вертольотами пропонується вище класифікація об'єктів має наступне конкретне наповнення. Супервузол, являє собою безліч рухомих об'єктів, що складається з трьох підмножин.

Підмножина FLIGHT для кожного супервузлом формується з автоматичних вертольотів, керованих корабельними пунктами управління. В ідеалі хотілося б мати можливість дублювання корабельних пунктів управління з можливістю передачі управління конкретним вертольотом з одного корабельного пункту на інший.

Корабельні пункти управління утворюють підмножину MASTER. При цьому має на увазі, що на одному кораблі можуть бути кілька пристроїв, що входять в підмножину MASTER, з метою забезпечення можливості дублювання. Крім цього кілька відносно недалеко розташованих кораблів можуть конфліктувати з-за

доступу до одного і того ж каналу кількома споживачами, і в силу цього конфігурація супервузла буде складнішою: до неї будуть входити дубльовані вузли управління декількох кораблів, з яких одночасно пілотуються по кілька вертольотів.

Реально на практиці може виникнути необхідність втручання оператора польоту, в разі аварійних ситуацій, з корабельних пунктів управління до будь-якого автоматичного вертольоту. Крім цього, проведення операцій технічної підготовки вертольотів також має на увазі використання автономних пультів. Оператор польоту повинен користуватися переносним пультом управління, сигнали управління з якого в разі відпрацювання екстремальних ситуацій повинні мати найвищий пріоритет. Ця підмножина має групу назва OPERATOR.

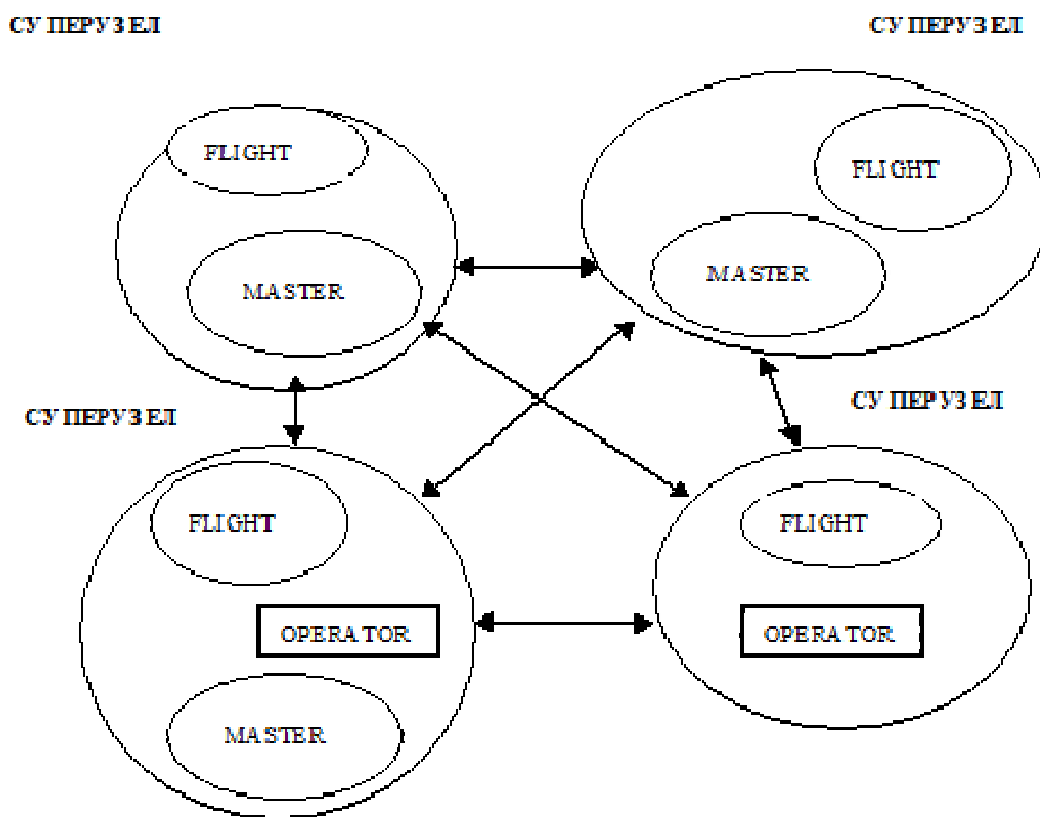


Рис. 4.1 СТРУКТУРА ВЕРХНЬОГО УРОВНЯ SPSN-2

При розробці протоколів обміну стосовно до ДПЛА вертолітного типу слід брати до уваги такі обставини.

Початкові вимоги до структури інформаційного обміну відображені в таблиці 4.1. Система спочатку орієнтована на управління статично нестійкими об'єктами з характерним часом розвитку нестабільності порядку часток секунди і вимагає приділити особливу увагу забезпечення надійності з'єднання як в нормальних умовах експлуатації, так і при режимах з порушенням нормальних умов. При цьому слід враховувати можливість появи причин як природного характеру (відмови елементів, атмосферні перешкоди тощо), так і штучного характеру (робота радіостанцій зв'язку, хуліганство в ефірі, протидія і т.п.).

	OPERATOR	MASTER	FLIGHT
OPERATOR	<p><u>Operator-Operator (OO) обмен</u> <u>Разделение канала управления между несколькими операторами полета</u></p>	<p><u>Operator – Master (OM) обмен</u> <u>Передача управления конкретного борта с MASTERа на пульт управления и наоборот</u></p>	<p><u>Operator – Flight (OF) обмен</u> <u>Режим автономного управления, Режимы технического обслуживания.</u></p>
MASTER	<p><u>Master – Operator (MO) обмен</u> В сочетании с режимом ОМ обеспечивает передачу управления конкретного борта под управление оператора. При переключении управления на OPERATOR передача информации о текущем состоянии борта. Передача информации о общей конфигурации суперузлов. Прописка в суперузле</p>	<p><u>Master – Master (MM) обмен</u> <u>Инициализации системы управления при изменении ее конфигурации в нормальных или аварийных условиях эксплуатации.</u> Поддержание безконфликтности обмена в канале Прописка в суперузле новых MASTERов.</p>	<p><u>Master – Flight (MF) обмен</u> <u>Базовый режим работы.</u> Используется в сочетании с FM обменом для передачи команд управления с командного пульта на борт и обра Прописка суперузле</p>
FLIGHT	<p><u>Flight- Operator (FO) обмен</u> <u>Режимы технического обслуживания. При наличии переносных пультов нового поколения в этом режиме возможна передача телеметрической информации с борта.</u></p>	<p><u>Flight – Master (FM) обмен</u> Основной режим работы. Используется в сочетании с FM обменом. Передача телеметрической информации с борта Вертолета на командный пункт. Прописка в суперузле.</p>	<p><u>Flight - Flight (FF) обмен</u> С ложный режим использования при групповых автономных полетах организации состава каналов передачи информации для увеличения дальности передачи информации</p>

Таким чином, в зв'язку зі складною структурою мережі і вирішуваними завданнями стає нетривіальним вибір структури фізичного рівня, якщо оперувати в термінах класичної 7-рівневої моделі взаємозв'язку відкритих систем OSI. В цілому, доводиться констатувати той факт, що для такого роду систем потрібно приступити до розробки більш складних моделей взаємодії відкритих систем, істотно використовуючи множинність каналів доставки сполучення між абонентами мережі.

РОЗДІЛ 2

АЛГОРИТМИ СИНТЕЗУ ОПТИМАЛЬНОЇ СТРУКТУРИ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛІТНОГО БПЛА У ПРОСТОРИ

Досягнення найвищої якості систем стабілізації вертолітного БПЛА на заданій траєкторії польоту зв'язане з виконанням етапів аналітичного проектування регуляторів, теоретичною базою якого повинні бути досить прості для інженерної практики алгоритми синтезу оптимальних структур регуляторів. Для такого проектування повинні бути відомими динаміка об'єкта керування, системи виміру його вихідних реакцій, динамічні характеристики програмних впливів, збурень і перешкод вимірів у системі стабілізації.

2.1. Методика аналітичного проектування оптимальної системи стабілізації вертольоту БПЛА

На етапах аналітичного проектування оптимальних систем на основі науково обґрунтованих алгоритмів, з використанням розробленого програмного забезпечення можна досягти границь якості проєктованих систем. Саме на цих етапах, що проводяться до початку основного проектування, створення і доведення систем, є можливість оцінити граничну якість стабілізації, порівняти його з бажаним і тільки при позитивних результатах порівняння приступати до їхнього виготовлення. У процесі передескізного проектування враховуються динамічні характеристики об'єкта керування й інших заданих ланок системи, динамічні характеристики системи вимірів і спектральні властивості їхніх перешкод і експлуатаційних впливів, що діють у польоті.

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>НАУ 20 01 82 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Будовський Б. О.</i>			<i>Розділ 2 Алгоритми синтезу оптимальної структури системи стабілізації вертолітного БПЛА у просторі</i>	<i>Лит.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Кривоносенко О. П.</i>						
<i>Консульт.</i>							
<i>Н. Контр.</i>	<i>Дивнич М. П.</i>				151-201М		
<i>Зав. Каф.</i>	<i>Тачиніна О. М.</i>						

Основні види робіт і етапи передескізного проектування визначають послідовність наступних дій при синтезі оптимальної системи стабілізації ЛА:

- спочатку на фізичному рівні формується задача;
- складається структурна схема проектованої системи стабілізації і виділяється задана незмінна частина системи;
- математично ставиться задача синтезу й аналізу оптимальної структури регулятора системи стабілізації;
- за результатами етапів попередньо проведеної ідентифікації динаміки об'єкта керування й експлуатаційних збурень, що діють у польоті, а також динамічної атестації вимірювачів, які використовуються у системі, складаються моделі динамічних характеристик ланок заданої частини системи і спектральних моделей збурень і перешкод (при відсутності експериментальних даних, моделі складаються за допомогою літературних джерел);
- розробляються, чи використовуються відомі (при їхній наявності) алгоритми синтезу й аналізу оптимальних систем стабілізації і розробляються обчислювальні алгоритми вирішення поставленої задачі на ПЕОМ;
- створюється програмне забезпечення вирішення задачі на ПЕОМ;
- на основі прийнятих алгоритмів синтезу й аналізу і наявних пакетів прикладних програм виконується синтез оптимальної структури регулятора в системі;
- виробляється аналіз якості стабілізації оптимальної системи і досліджується його зміна і мінливість параметрів регулятора в різних експлуатаційних ситуаціях;
- аналізуються поверхні найкращої якості системи й оптимальних параметрів регулятора, побудованих як функції параметрів,

що варіюються і встановлюється базовий варіант оптимальних регулятора і системи стабілізації;

- шляхом порівняння значень показників якості стабілізації проектованої системи з необхідними, роблять висновок про доцільність проведення етапів основного проектування і виготовлення системи;
- при позитивному висновку про таку доцільність починають розробку принципів електричних схем і їхню реалізацію на сучасній цифровій чи аналоговій базі;
- при необхідності розробляють алгоритми керування й у структуру системи вводять контури перебудови оптимальних параметрів регулятора в залежності від змінюваних експлуатаційних факторів для створення адаптивних самонастроювальних систем.

Якщо аналітичне проектування каналів системи стабілізації виконується згідно з алгоритмами синтезу, складеними у варіанті, коли впливи і перешкоди в системі випадкові, то виробляється її аналіз при детермінованих сигналах і будують перехідні процеси в системі, при впливі стандартних детермінованих сигналів, наприклад, одиничного стрибка (функції). Звичайна якість перехідних процесів в оптимальній системі, розрахованої для роботи в умовах впливу тільки випадкових сигналів, виявляється задовільним. При необхідності в систему вводиться тільки додаткове коригувальне ланка, що забезпечує астатизм потрібного порядку замкнутої системи для усунення статичної помилки в сталому режимі. Синтезована в такий спосіб система буде придатна для роботи, як при випадкових, так і при детермінованих впливах.

2.2. Синтез оптимальних робастних систем стохастичної стабілізації

У зв'язку з прогресом в техніці, зростанням конкуренції на ринках її збуту і споживання до якості функціонування цілого ряду систем, стабілізації,

головною стороною яких виступає точність, сучасна практика висуває потреби, які зростають. До таких систем, як відомо, в першу чергу належать автоматичні, напівавтоматичні і штурвальні системи стабілізації рухливих об'єктів на заданих (детермінованих і стохастичних) траєкторіях руху; бортові і наземні навігаційні системи; системи стабілізації антен при далеких і наддалеких зв'язках; комплекси імітації руху і динамічні тренажери; комплекси управління відповідальними технологічними процесами, інші системи.

Відмінна особливість сучасних постановок завдань синтезу високоточних систем стабілізації - обов'язковий облік таких об'єктивних моментів, як можливе "свавілля" в моделях динаміки об'єкту стабілізації (об'єкт може бути стійким, нестійким, немінімально-фазовим і тому подібне); стохастичний характер зовнішніх і внутрішніх збурюючих чинників, діючих в системі; недостовірні знання і уявлення про реальні динамічні характеристики об'єкту стабілізації і збурюючих чинників, а також про механізми дії останніх; характер мінливості динаміки об'єкту і збурюючих чинників в конкретних режимах руху або ж в процесі тривалої експлуатації комплексу; інші істотні моменти. Прикладами недосконалих уявлень може служити недостовірне знання динамічних властивостей досліджуваного оператора в контурі управління рухом за конкретних експлуатаційних умов; характер нестійкості таких об'єктів, як, наприклад, вертоліт; відсутність або невикористання моделей динаміки об'єктів і чинників, отриманих в результаті їх ідентифікації в натурних режимах руху; відсутність результатів динамічної атестації блоків бортових первинних вимірювачів в умовах роботи, близьких до реальних і тому подібне.

Як вже обумовлено, нині вищі рубежі якості функціонування описаних складних динамічних комплексів можуть досягатися практично лише в оптимальних системах, що синтезують за допомогою спеціальних наукомістких технологій, які базуються на ідеях вінерівського або калманівського методів оптимальних фільтрацій. Для послаблення негативних наслідків, викликаних

нечіткими уявленнями про потрібні в конкретних завданнях синтезу моделі динаміки об'єкту, збурень і механізмах дії останніх, синтезують так звані робастні, малочутливі до збурюючих чинників системи. Очевидно, що обумовлені вище «традиційні» оптимальні системи вже мають вагому міру «нечутливості» до впливів і нечітких уявлень про моделі, які використовуються в процесі синтезу. Проте через деякі обставини безпосередня мінімізація заходів, що підлягають обліку «нечутливості» систем при традиційних підходах до їх синтезу, як правило, не здійснюється (відсутні відповідні складові у використовуваних при синтезі функціоналах).

Говорячи про переваги синтезу оптимальних систем на базі процедур методу Вінера-Колмогорова, спочатку слід вказати, що в цьому випадку процедура синтезу автоматично гарантує стійкість замкнутих оптимальних систем. Також потрібно відмітити ще ряд важливих обставин.

Загальновідомі достоїнства, наприклад чисто обчислювальні, описи руху об'єкту стабілізації системою звичайних диференціальних управлінь у формі Коші. Як відомо, при такому варіанті моделей динаміки, що використовуються, синтезується числовий оптимальний регулятор. Проте, на практиці в цьому випадку виникають принципові труднощі. Так для об'єкту n -го порядку буде потрібно n первинних вимірювачів (датчиків положень, швидкостей, прискорень і так далі) його стану. Очевидно, що інформація про високі (вище 3-ї) похідні вимірюваних сигналів (факт наявності необхідних для цього вимірювачів не наводиться) складатиметься в основному з шумів вимірів. В процесі оптимального синтезу дуже зашумовані канали інформації підлягають відключенню. Отже, в цьому випадку можливо синтезувати лише субоптимальну систему. Такі труднощі природним чином оминаються при описі руху об'єкту апаратом звичайних диференціальних рівнянь. Останнє припускає також полегшене застосування спектральних методів синтезу систем, що робить процедуру синтезу прозорішою при практичному використанні.

Досить давно відомі вітчизняні спектральні методи і алгоритми синтезу оптимальних структур систем стабілізації багатовимірних об'єктів з довільною динамікою при стохастичних діях. У цих джерелах показано також, що до синтезу еквівалентних систем стабілізації можуть бути зведені системи стабілізації по відхиленню і збуренню, слідкуючі системи із зв'язками по відхиленню і збуренню і тому подібне. Результати вирішення ряду практичних завдань, на основі вказаних алгоритмів синтезу, дозволяють робити висновки про високу ефективність останніх. Як правило, в синтезованих таким чином системах виявляється можливим підвищувати показник точності якості систем стабілізації на 1-2 порядки порівняно з неоптимальними зразками.

Проте в дуже високоточних системах нечіткі уявлення про необхідні моделі динаміки і їх придатності для застосування в конкретних вирішуваних завданнях синтезу, про мінливість таких моделей від конкретних видів реальних рухів об'єкту можуть стати причиною істотних відмінностей в оцінках якості оптимальної системи, складених безпосередньо за результатами традиційного синтезу і досягнутих при натурних випробуваннях створеної оптимальної системи.

Нижче розглядаються нові завдання і спектральні алгоритми синтезу оптимальних структур робастних систем стабілізації (стеження), що припускають точні аналітичні вирішення задачі синтезу і істотно вищі порівняно з тими, що досягаються за результатами традиційних варіантів синтезу границі якості стабілізації. Термін «робастна» система правомірний, оскільки тут в традиційний функціонал системи, що синтезується, з метою безпосередньої мінімізації додатково включеного доданку, відповідального за деяку міру «нечутливості» («грубості») проектованої системи до можливих відмінностей, що використовуються при синтезі моделей динаміки від потрібних для успішного вирішення практичної задачі. Результуючий алгоритм

синтезу отриманий на основі строгого вирішення даної варіаційної задачі мінімізації запропонованого скоректованого функціоналу.

Нижче дано досить повне обґрунтування і опис запропонованого загального алгоритму синтезу оптимальних робастних систем стабілізації БПЛА і його окремих модифікацій; порівняння ефективності нових і традиційних алгоритмів синтезу оптимальних систем стабілізації за допомогою прозорих аналітичних прикладів; коротке обговорення суті використовуваної у функціоналі функції «чутливості».

2.2.1. Визначення введеної функції чутливості

Нехай рух об'єкту стабілізації описується системою звичайних диференціальних рівнянь, перетворених по Лапласу, виду (2.1).

$$P_x = M_u + \psi, \quad (2.1)$$

де x – n -мірний вектор реакції об'єкту, u – m -мірний вектор управління і ψ – n -мірний вектор збурень з відомими спектральними характеристиками; P і M – поліноміальні матриці аргументу p розмірності $n \times n$ і $n \times m$ відповідно (у цьому пункті розрахункові структури цих і інших елементів системи помічаються індексом « 0 » знизу), p – аргумент в перетворенні Лапласа.

З метою складання деякої міри «нечутливості» системи стабілізації до можливої мінливості моделей динаміки об'єкту вводиться регулятор (його матриця передавальних функцій G_0) рухів еквівалентної розімкненої системи стабілізації. Тоді розрахункова і реальна реакції еквівалентної розімкненої системи стабілізації запишуться у виді (2.2) і (2.3).

$$\hat{x}_0 = P_0^{-1}(M_0 G_0 + E_n)\psi; \quad (2.2)$$

$$\hat{x} = P^{-1}(M G_0 + E_n)\psi. \quad (2.3).$$

Замкнута система стабілізації має регулятор (його матриця передавальних функцій W_0), розташованого в зворотному зв'язку до об'єкту. Для розрахункового і реального випадків вводяться матриці передаточних функцій

замкнутої системи від збурення ψ до виходу x і від збурення ψ до сигналу управління і виду

$$F_{x0}^{\psi} = (P_0 - M_0 W_0)^{-1}; \quad F_x^{\psi} = (P - M W_0)^{-1}, \quad (2.4)$$

$$F_{u0}^{\psi} = W_0 (P_0 - M_0 W_0)^{-1}; \quad F_u^{\psi} = W_0 (P - M W_0)^{-1}, \quad (2.5)$$

а також визначається розрахункова і реальна реакції замкнутої системи стабілізації як

$$x_0 = F_{x0}^{\psi} \psi; \quad x = F_x^{\psi} \psi, \quad (2.6)$$

і умова «еквівалентності» розімкненої і замкнутої систем стабілізації, яка має вигляд

$$G_0 = F_{u0}^{\psi}. \quad (2.7)$$

З урахуванням виразів (2.4) і (2.7) помилки розімкненої і замкнутої систем, викликані зміною структури об'єкту, можна записати таким чином:

$$\begin{aligned} \hat{\varepsilon} &= \hat{x}_0 - \hat{x} = [E_n - P^{-1} P_0 + P^{-1} (M_0 - M) W_0] F_{x0}^{\psi} \psi \\ \varepsilon &= x_0 - x = F_x^{\psi} P [E_n - P^{-1} P_0 + P^{-1} (M_0 - M) W_0] F_{x0}^{\psi} \psi. \end{aligned} \quad (2.8)$$

З урахуванням виразів (2.8) визначена помилка замкнутої системи

$$\varepsilon = F_x^{\psi} P \hat{\varepsilon}, \quad (2.9)$$

і шукана міра її грубості, названа матрицею функції «чутливості», як

$$\Theta = F_x^{\psi} P. \quad (2.10)$$

Ця функція певним чином може бути використана в процедурах синтезу оптимальних робастних систем, що розглядаються нижче.

2.2.2. Завдання і загальний алгоритм синтезу оптимальної робастної системи стохастичної стабілізації об'єкту з довільною динамікою

Структурну схему типової системи стабілізації можна представити у виді, зображеному на Рис. 2.1.

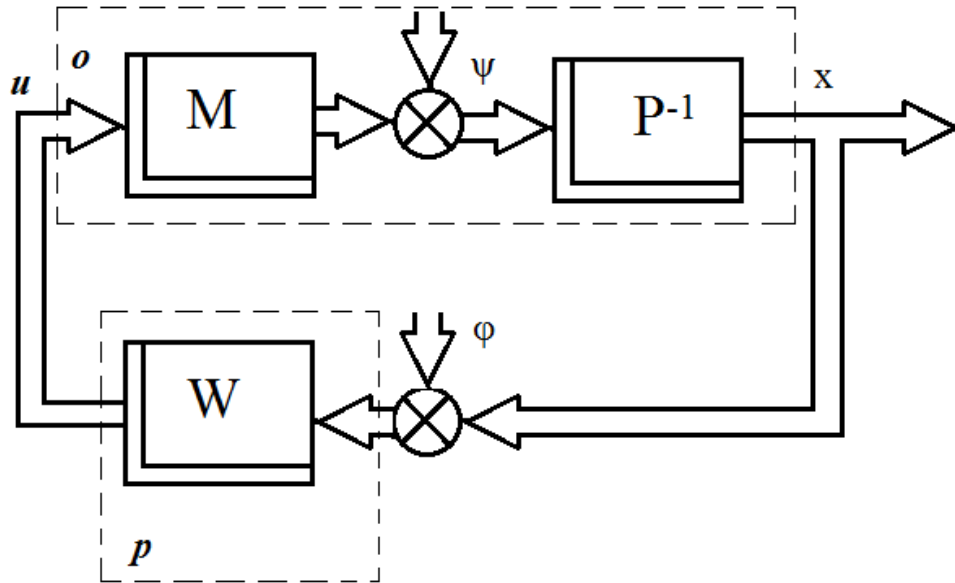


Рис. 2.1. Типова структурна схема системи стабілізації вертолітного БПЛА

Тут пунктирними лініями помічені об'єкт стабілізації і регулятор, розташований в зворотному зв'язку до об'єкту. Система вимірювання вектору вихідних сигналів x системи вважається «ідеальною», але враховується, що вказані виміри супроводжуються перешкодами (вектор ϕ). Динаміка реальної системи вимірів (не показана на схемі) не враховується, оскільки для її обліку слід лише певним чином еквівалентно перетворити задану структуру об'єкту стабілізації.

Нехай рух об'єкту стабілізації описується системою звичайних диференціальних рівнянь, перетворених по Лапласу, динаміка випадкового стаціонарного збурення ψ задана відомою матрицею спектральної щільності $S\psi\psi$. Вважаються заданими і матриці спектральної щільності випадкової стаціонарної перешкоди вимірів S і взаємної спектральної щільності збурення і перешкоди $S\psi\phi$ і $S\phi\psi$. Враховуючи вид (2.10) функції чутливості Θ , вводяться вектори

$$\zeta = (E_n, P)\psi_0; \xi = \Theta\zeta; \psi_0 = (\psi', \phi)'; \quad (2.11)$$

де E_n – одинична матриця.

Введені матриці визначають вектори виходу x і управління u і системи стабілізації як

$$\begin{aligned} x &= F_1 \psi_0 = \left[F_x^\psi(E_n, P) - (O_n, E_n) \right] \psi_0 \\ u &= F_2 \psi_0 = F_u^\psi(E_n, P) \psi_0. \end{aligned} \quad (2.12)$$

де F_x^ψ – шукана матриця передавальних функцій замкнутої системи стабілізації від збурення ψ до виходу x , а F_u^ψ – матриця передавальних функцій замкнутої системи від збурення до управління u .

$$F_x^\psi = P^{-1}(MF_u^\psi + E_n). \quad (2.13)$$

Враховуючи теорему Винера-Хинчина, вирази (2.10) і (2.11), можна представити функціонал системи стабілізації, що синтезується, як вираз

$$\begin{aligned} e &= \langle x' R x \rangle + \langle u' C u \rangle + \langle \xi \Lambda \zeta \rangle + \langle \zeta' \Lambda \zeta \rangle = \\ &= \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} [S'_{xx} R + S'_{uu} C + \Theta S'_{\zeta\zeta} \Lambda + \Lambda S'_{\zeta\zeta} \Theta] ds \end{aligned} \quad (2.14)$$

який відмінний від традиційного лише двома останніми доданками. Тут S_{xx} – матриця спектральної щільності сигналу x , S_{uu} – матриця спектральної щільності сигналу u , $S_{\zeta\zeta}$ – матриця спектральної щільності сигналу ζ , R , C і Λ – вагові симетричні не відємно визначені (одночасно не рівні нулю) поліноміальні аргументу $s = j\omega$ матриці відповідних розмірностей; $\langle \rangle$ – знак математичного очікування, «tr» – слід матриці, «'» – знак транспонування (при процедурах синтезу оптимальних робастних систем, що стежать в момент вибору вагових матриць R і Λ у функціоналі (2.14) підлягає спеціальному обговоренню).

На фізичному рівні дане завдання синтезу можна сформулювати таким чином: вибором оптимальної структури (матриці передавальних функцій) регулятора доставити мінімум функціоналу (2.14) і одночасно забезпечити стійкість замкнутої системи стабілізації.

Для стійкого об'єкту, при довільній динаміці об'єкту стабілізації подібне завдання вирішене. У завданнях синтезу системи стабілізації стійкого об'єкту як

варійовану функцію у функціоналі (2.14) по ряду об'єктивних причин зручно вибирати матрицю F_u^ψ . При свавілі в динаміці об'єкту такі дії не приведуть до потрібної функції, яка фізично може бути реалізованою. Враховуючи рівняння зв'язку (2.13) і необхідність фізичної функції F_x , в цьому випадку необхідно записати.

$$F_x^\psi = \left[F_x^\psi \right]_+ = \left[P^{-1}(MF_u^\psi + E_n) \right]_+, (2.15)$$

де індекс «+» знизу – знак вінерівської сепарації. Щоб забезпечити виконання умови (2.15), спочатку треба виписати його складові. По-перше, представимо матрицю $P^{-1}M$, що має в загальному випадку полюси і в правій напівплощині (ППП) комплексного змінного s ,

$$P^{-1}M = NB_*^{-1}, (2.16)$$

де матриця B_*^{-1} , що утворюється після операції одностороннього віддалення полюсів початкової матриці, розташованих тільки в ППП, знак «*» – символ ермітова сполучення. Вирази (2.16) – перша складова умови (2.15). По-друге, представимо матрицю F_u^ψ як

$$F_u^\psi = B_*\Phi + A, (2.17)$$

де Φ – варійована функція, A – поліномінальна матриця аргументу s . Підставивши функцію (2.17) в рівняння зв'язку (2.13), можна отримати вираз для матриці F_x^ψ що підлягає подальшому врахуванню, виду

$$F_x^\psi = P^{-1}MB_*\Phi + P^{-1}(MA + E_n). (2.18)$$

Сепарувавши функцію (2.18), легко отримати другу складову умови, що забезпечує функцію що фізично реалізується в процесі синтезу.

$$(P^{-1}MA)_- = -P_-^{-1}, (2.19)$$

де знак "-" знизу – символ сепарації.

Для вирішення поставленого завдання, використавши вирази (2.11), (2.12), (2.13), (2.14) і (2.18), слід конкретизувати і переписати функціонал (2.14) таким чином

$$\begin{aligned}
e &= \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} [F_{1*} R F_1 S' \psi_0 \psi_0 + F_{2*} C F_2 S' \psi_0 \psi_0 + \Theta S'_{\zeta\zeta} \Lambda + \Lambda S'_{\zeta\zeta} \Theta_*] ds = \\
&= \frac{1}{j} \int_{-\infty j}^{j\infty} \text{tr} \left\{ \left[\left(\frac{E_n}{P_*} \right) F_{x^*}^\psi - \left(\frac{O_n}{E_n} \right) \right] R \left[F_x^\psi (E_n, P) - (O_n, E_n) \right] S' \psi_0 \psi_0 \right. \\
&\quad \left. + F_{u^*}^\psi C F_u^\psi (E_n, P) S' \psi_0 \psi_0 \left(\frac{E_n}{P_*} \right) + F_x^\psi P S'_{\zeta\zeta} \Lambda + \Lambda S'_{\zeta\zeta} P_* F_{x^*}^\psi \right\} ds = \\
&= \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left(\left\{ \left(\frac{E_n}{P_*} \right) [\Phi_* B M_* P_*^{-1} + (A_* M_* + E_n) P_*^{-1}] - \left(\frac{O_n}{E_n} \right) \right\} * \right. \\
&\quad * R \{ [P^{-1} M B_* \Phi + P^{-1} (M A + E_n) - (O_n, E_n)] \} S' \psi_0 \psi_0 + \\
&\quad \quad \quad + (\Phi_* B + A_*) C (B_* \Phi + A) S' \psi_0 \psi_0 + \\
&\quad \quad \quad \left. + [P^{-1} M B_* \Phi + P^{-1} (M A + E_n)] P S'_{\zeta\zeta} \Lambda + \right. \\
&\quad \left. + \Lambda S'_{\zeta\zeta} P_* [\Phi_* B M_* P_*^{-1} + (A_* M_* + E_n) P_*^{-1}] \right) ds. (2.20)
\end{aligned}$$

Доцільні наступні позначення:

$$(E_n, P) S' \psi_0 \psi_0 \left(\frac{E_n}{P_*} \right) = S'_{\zeta\zeta} = D D_* \quad (2.21)$$

$$B (M_* P_*^{-1} R P^{-1} M + C) B_* = \Gamma_* \Gamma \quad (2.22)$$

$$\Gamma \Phi D = \Phi_0 \quad (2.23)$$

$$\begin{aligned}
T &= T_0 + T_* + T_- = \Gamma_*^{-1} B [M_* P_*^{-1} R P^{-1} (M A + E_n) D + C A D - \\
&\quad - M_* P_*^{-1} R (S'_{\psi\varphi} + S'_{\varphi\varphi} P_*) D_*^{-1} + M_* P_*^{-1} \Lambda S'_{\zeta\zeta} P_* D_*^{-1}] \quad (2.24)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\sum &= (A_* M_* + E_n) P_*^{-1} R P^{-1} (M A + E_n) S'_{\zeta\zeta} + A_* C A S'_{\zeta\zeta} - \\
&\quad - (A_* M_* + E_n) P_*^{-1} R (S'_{\psi\varphi} + S'_{\varphi\varphi} P_*) - \\
&\quad - (S'_{\varphi\psi} + P S'_{\varphi\varphi}) R P^{-1} (M A + E_n) + P^{-1} (M A + E_n) P S'_{\zeta\zeta} \Lambda + \\
&\quad + \Lambda S'_{\zeta\zeta} P_* (A_* M_* + E_n) P_*^{-1} + R S'_{\varphi\varphi}. \quad (2.25)
\end{aligned}$$

Тут матриця D – результат факторизації виразу (2.21); матриця Γ – результат факторизації виразу (2.22); матриці T_0 , T_+ і T_- – результати сепарації виразу (2.24), причому T_0 – матриця, елементи якої тільки поліноми аргументу s , T_+ – матриця, усі елементи якої правильні дроби з полюсами тільки в лівій напівплощині (ЛПП) комплексної змінної s , T_- – матриця, усі елементи якої – правильні дроби з полюсами тільки в ППП; знак «*»– символ ермтова сполучення.

З урахуванням позначень(2.25) можна переписати функціонал (2.20) у виді
$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr [\Phi_0^* \Phi_0 + \Phi_0^* (T_0 + T_+ + T_-) + (T_0 + T_+ + T_-)^* \Phi_0 + \Sigma] ds. (2.26)$$

Поставлене завдання синтезу еквівалентне завданню мінімізації функціонала (2.26) на класі узагальнених варійованих функцій Φ_0 . Формулюватиметься завдання таким чином: вибрати структуру шуканого регулятора такою, щоб на класі лінійних дробово-раціональних функцій Φ_0 , аналітичних тільки в ППП разом зі своєю першою варіацією $\delta\Phi_0$, яка при $s \rightarrow \infty$ має асимптотику $1/s^\beta$, $\beta \geq 1$, функціонал (2.26) досягав мінімуму.

Першу варіацію функціоналу (2.26) можна записати як
$$\delta e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr \{ \delta\Phi_0^* [\Phi_0 + (T_0 + T_+ + T_-)] + [\Phi_0^* + (T_0 + T_+ + T_-)^*] \delta\Phi_0 \} ds. (2.27)$$

Застосовуючи процедуру методу Вінера-Колмогорова, слід визначити умову тотожної рівності нулю варіації (2.27) при одночасній можливості фізичної реалізації функції Φ_0 наступним виразом

$$\Phi_0 = -(T_0 + T_+). \quad (2.28)$$

Підставивши вираз (2.23) в умову (2.28), оптимальну структуру варійованої функції, Φ можна визначити як

$$\Phi = -\Gamma^{-1}(T_0 + T_+)D^{-1}. \quad (2.29)$$

Матрицю (2.29), а також матриці A і B^* , які визначаються умовами (2.16) і (2.19), не важко підставити у вирази (2.17) і (2.18) і скласти оптимальні

структури і параметри матриць передавальних функцій замкнутої системи F_x^ψ і F_u^ψ

$$w = F_u(F_x^\psi)^{-1}.(2.30)$$

Слід визначити оптимальні структуру і параметри матриці передавальних функцій регулятора, яка надалі підлягає лише реалізації засобами сучасної обчислювальної техніки.

Підставивши вираз (2.28) у функціонал (2.27), можна визначити мінімальне значення останнього. При необхідності можна будувати поверхні мінімальних значень функціонала як функцій варійованих експлуатаційних або конструктивних параметрів і ще на ранніх стадіях проектування системи оцінювати її поведінку і ефективність в різних експлуатаційних ситуаціях.

Таким чином, поставлене завдання вирішене, а вирази (2.28), (2.29), (2.30), а також (2.16)-(2.19), (2.21)-(2.24) складають загальний алгоритм синтезу оптимальної робастної системи стабілізації багатовимірного об'єкту з довільною динамікою.

Отриманий загальний алгоритм синтезу зважаючи на свою прозорість дозволяє безпосереднім чином складати будь-які потрібні його модифікації.

2.3 Алгоритми синтезу оптимальної структури двоконтурної системи стабілізації програмного руху багатомірного динамічного об'єкта (вертолітного БПЛА).

Як вже сказано, основний шлях до досягнення найвищої якості систем стабілізації БПЛА на заданій траєкторії польоту зв'язаний з виконанням етапів проектування регуляторів, теоретичною базою якого повинні бути досить прості для інженерної практики алгоритми синтезу оптимальних структур регуляторів. Для такого проектування повинні бути відомими динаміка об'єкта керування, системи виміру його вихідних реакцій, динамічні характеристики програмних

впливів, збурення і перешкод вимірів у системі стабілізації. Тому, що реальна система стабілізації ЛА піддана одночасному впливу як випадкових, так і детермінованих збурюючих факторів, а сама система покладається лінійною, то за принципом суперпозиції можливі роздільні постановки задач синтезу систем стабілізації при випадкових і детермінованих впливах. Нижче розглянуті задачі синтезу системи спостереження при детермінованих і системи стабілізації при випадкових впливах, а також варіант одночасного обліку детермінованих і випадкових впливів у регуляторі з роздільними трактами для детермінованих і випадкових сигналів.

Реальні системи стабілізації програмного руху складних багатомірних динамічних об'єктів (системи спостереження), виявляються, як правило, двоконтурними. Внутрішній контур виконує роль стабілізуючого, зовнішній – роль керуючого. Тому регулятор у такій системі стабілізації може складатися з двох складових частин, розташованих у прямому і зворотному зв'язках. Основною метою досліджень, результати яких приведені в даному розділі, є розробка алгоритмів синтезу оптимальної структури двоконтурної системи стабілізації складного динамічного об'єкта, яким є вертолітний БПЛА й алгоритмів аналізу якості стабілізації і спостереження.

2.3.1. Алгоритм синтезу оптимальної структури системи стабілізації при випадкових впливах

Вирішимо задачу синтезу оптимальної структури лінійної багатомірної двоконтурної системи стабілізації стійкого динамічного об'єкта при випадкових впливах [3]. Як результат її вирішення одержимо алгоритм оптимального синтезу структури регулятора, розташованого в прямому і зворотному зв'язках до об'єкта стабілізації. Розроблений алгоритм може бути безпосередньо використаний для рішення конкретних задач оптимальної стабілізації в постановках, що найбільше повно враховують експлуатаційні ситуації польоту

БПЛА.

Нехай рух об'єкта стабілізації на заданій траєкторії руху описується системою звичайних диференціальних рівнянь з постійними коефіцієнтами виду[3]

$$P_1 x_1 = M_1 u + \phi_1, \quad (2.31)$$

де x_1 - n -мірний вектор вихідних реакцій об'єкта;

u – m -мірний вектор керуючих впливів;

ϕ_1 - n -мірний вектор збурень, що представляє собою n -мірний стаціонарний випадковий процес з нульовим математичним очікуванням і відомою матрицею дробово-раціональних спектральних щільностей $S_{\phi_1 \phi_2}$;

P_1 і M_1 - поліноміальні матриці розмірностей $n \times n$ і $n \times m$ відповідно, елементи яких суть поліноми аргументу $p = \frac{d}{dt}$; визначник $|P_1|$ є гурвіцевим.

Нехай вектор x_1 вимірюється системою виміру стану об'єкта з матрицею передатних функцій K_1 розмірності $n \times n$, а виміри супроводжуються перешкодою ϕ_1 . Сигнал неузгодженості вимірює система з матрицею передатних функцій K_2 розмірності $n \times v$, причому виміри супроводжуються перешкодою ϕ_2 . Припускаємо також, що компоненти n -мірного вектора програмних сигналів r -детерміновані функції часу, а завдання програми супроводжується випадковою перешкодою ϕ_r . Вектори перешкод вимірів ϕ_1 , ϕ_2 і ϕ_r являють собою відповідно n -, x - і m -мірні центровані стаціонарні випадкові процеси з відомими матрицями спектральних і взаємних спектральних щільностей. Вектор перешкод виміру ϕ_1 вважаємо корельованим з вектором вихідних реакцій об'єкта x_1 і вектором впливів, що ϕ_1 збурюють,

вектори φ_2 перешкод φ_r , інкорельованими з φ_1 векторами x_1 , і між собою.

Даний підпункт присвячено обґрунтуванню алгоритму структурної ідентифікації багатовимірного нестійкого об'єкту, управління увімкненого в контур слідкуючої системи (рис. 2.8), при стаціонарних багатовимірних програмному сигналі r , шумах завдання програми та вимірювачів φ_1 і φ_2 відповідно, та збуреннях ψ . Припустимо існування такої системи у складі K_1 – матриці передаточних функцій задатчиків програми, K_2 – матриці передаточних функцій вимірювачів, W_1, W_2 – матриць передаточних функцій регулятора, M, P – як і раніше, поліноміальних матриць об'єкта. Будемо вважати також, що інформація про динамічні характеристики вказаних вище елементів відсутня, допускається наявність нестійких нулів полінома-визначника матриці P , матриці передаточних функцій зворотного зв'язку (W_2, K_2) та замкнена система „об'єкт-регулятор” – стійкі. В результаті експерименту отримані записи реалізацій усіх компонентів векторів r_1, u, x , які в разі стійкості замкненої системи є стаціонарними випадковими процесами. Для постановки задачі за аналогією з базовим алгоритмом будемо

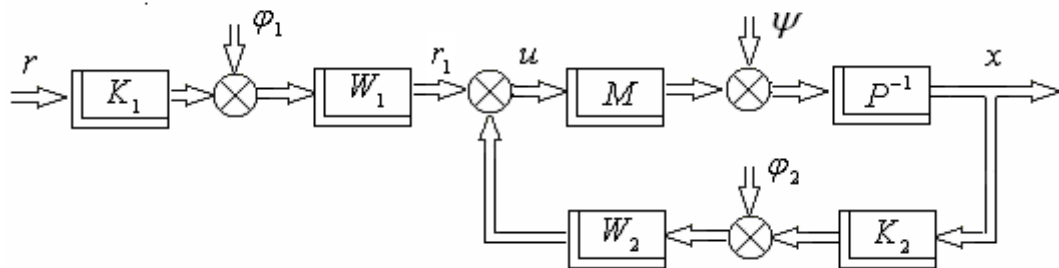


Рис. 2.8 Структурна схема багатовимірної системи

характеризувати рух об'єкта системою лінійних диференційних рівнянь з постійними коефіцієнтами типу (2.58)

$$Px = Mu + \psi, \quad (2.32)$$

де $x - n$ – вимірний вектор-стовпчик вихідних координат об'єкта; $u - m$ –

вимірний вектор-стовпчик сигналів управління; P – поліноміальна матриця розміру $n \times n$ від комплексної змінної $p(p = \sigma + j\omega)$, яку необхідно знайти в процесі ідентифікації; M – шукана поліноміальна матриця розміру $n \times m$; ψ – n – вимірний вектор випадкових неконтрольованих збурень; r_1 – m – вимірний вектор-стовпчик програмних сигналів.

Відокремивши задачі синтезу систем при детермінованих і випадкових впливах і розглядаючи задачу лише стохастичної стабілізації, перетворимо структуру двоконтурної системи стабілізації до структури, що відповідає системі стабілізації з двоканальним виміром вектора вихідних реакцій об'єкта x_1 . Для двоканальної системи, справедливі наступні вирази сигналів і матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей перешкод.

$$\begin{aligned} \varphi_3 &= K_2 \varphi_r + \varphi_2; & S'_{\varphi_1 x_1} &= P_1^{-1} S_{\varphi_1 \varphi_1}; \\ S'_{\varphi_1 \varphi_3} &= K_2 S'_{\varphi_1 \varphi_2}; & S'_{\varphi_3 \varphi_3} &= K_2 S'_{\varphi \varphi} K_{2*} + S'_{\varphi_2 \varphi_3}; \end{aligned}$$

де «'» - знак транспонування матриці, «*» – знак ермітова спряження.

За критерій якості системи прийемо функціонала, що представляє собою суму певним чином зважених дисперсій компонент векторів помилки стабілізації і сигналів керування.

$$e = \langle x_1' R_1 x_1 \rangle + \langle u' C u \rangle = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr}(S'_{x_1 x_1} R_1 + S'_{uu} C) ds, \quad (2.32)$$

де $S'_{x_1 x_1}$ і S'_{uu} - матриці транспонованих спектральних щільностей векторів помилки стабілізації і сигналів керування;

R_1 і C - вагарні позитивно і невід'ємно визначені симетричні матриці, у загальному випадку поліноміальні,

$s = j\omega$ – аргумент у перетворенні Фур'є;

tr – слід матриці.

Завдання полягає в тому, щоб вибором оптимальних структур W_1 і W_2 частин системи стабілізації, розташованих у внутрішньому і зовнішньому контурах, задати мінімум заданому функціоналу якості і одночасно забезпечити стійкість замкнутої системи.

З метою перетворення двоконтурної системи стабілізації до еквівалентної одноконтурної, зробимо наступні перетворення:

$$P_2 = P_1 K_1^{-1}; K = K_2 K_1^{-1} = K_0^{-1} \tilde{K}; y = K_1 x_1;$$

$$x_0 = \begin{bmatrix} E_n \\ K \end{bmatrix} y; P_0 = \begin{bmatrix} P_2 & O_n \\ -\tilde{K} & K_0 \end{bmatrix}; M_0 = \begin{bmatrix} M_1 \\ O_{v \times n} \end{bmatrix}; \varphi_0 = \begin{bmatrix} \varphi_1 \\ \varphi_3 \end{bmatrix}; \quad (2.33)$$

$$\phi_0 = \begin{bmatrix} \phi_1 \\ O_{v \times 1} \end{bmatrix}; W_0 = (W_1, W_2); u_0 = u; R = \begin{bmatrix} R_1 & 0 \\ 0 & O_{v \times v} \end{bmatrix};$$

З урахуванням позначень (2.33) рівняння руху узагальненого об'єкта запишемо у виді

$$P_0 x_0 = M_0 u_0 + \phi_0, \quad (2.34)$$

а рівняння регулятора як

$$u_0 = W_0 (x_0 + \varphi_0). \quad (2.35)$$

Тоді функціонал якості (2.2) перепишемо

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr(S'_{x_0 x_0} R_1 + S'_{u_0 u_0} C) ds \quad (2.36)$$

За аналогією з алгоритмами [14] уведемо вираження

$$x_0 = F_1 \xi_0 \quad \text{і} \quad u_0 = F_2 \xi_0,$$

$$\text{де} \quad F_1 = F_{x_0}^{\phi_0} (E_{n+v}, P_0) - (O_{n+v}, E_{n+v}),$$

$$F_2 = F_{u_0}^{\phi_0} (E_{n+v}, P_0), \quad \xi_0' = (\phi_0', \varphi_0'). \quad (2.37)$$

$F_{x_0}^{\phi_0}$ і $F_{u_0}^{\phi_0}$ – передатні функції замкнутої системи між векторами x_0 , u_0 і

узагальненим зовнішнім впливом ϕ_0 . Ці матриці можна переписати [18] як

$$F_{x_0}^{\phi_0} = (P_0 - M_0 W_0)^{-1}; F_{u_0}^{\phi_0} = W_0 (P_0 - M_0 W_0)^{-1}; \quad (2.38)$$

і зв'язати їхнім рівнянням

$$F_{x_0}^{\phi_0} = P_0^{-1} (M_0 F_{u_0}^{\phi_0} + E_{n+v}). \quad (2.39)$$

Якщо відомі вираження (2.38) і (2.39), то матрицю передатних функцій регулятора запишемо як

$$W_0 = F_{u_0}^{\phi_0} (F_{x_0}^{\phi_0})^{-1} = F_{u_0}^{\phi_0} (M_0 F_{u_0}^{\phi_0} + E_{n+v})^{-1} P_0. \quad (2.40)$$

З урахуванням рівності (2.37) функціонал якості (2.36) перепишемо у виді

$$e = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr \left[(F_{1*} R F_1 + F_{2*} C F_2) S'_{\xi_0 \xi_0} \right] ds. \quad (2.41)$$

Матрицю спектральних щільностей вектору вхідних впливів ξ_0 напишемо

як

$$S_{\xi_0 \xi_0} = \begin{bmatrix} S_{\phi_0 \phi_0} & S_{\varphi_0 \phi_0} \\ S_{\phi_0 \varphi_0} & S_{\varphi_0 \varphi_0} \end{bmatrix},$$

і її елементи у виді

$$S_{\phi_0 \phi_0} = \begin{bmatrix} S_{\phi_1 \phi_1} & o \\ o & o_{v \times v} \end{bmatrix}; S_{\varphi_0 \varphi_0} = \begin{bmatrix} S_{\varphi_1 \varphi_1} & S_{\varphi_0 \varphi_3} \\ S_{\varphi_3 \varphi_0} & S_{\varphi_3 \varphi_3} \end{bmatrix}; S_{\phi_0 \varphi_0} = \begin{bmatrix} S_{\phi_1 \phi_1} & o \\ o & o_{v \times v} \end{bmatrix};$$

Вирішимо задачу синтезу оптимальної структури регулятора системи стабілізації за аналогією з відомим методом. Для цього перепишемо функціонал якості, використовувачи вираження (2.37) і (2.41), у виді

$$\begin{aligned}
e = & \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left\{ \left[\begin{pmatrix} E_{n+v} \\ P_{0*} \end{pmatrix} F_{x_0*}^{\phi_0} - \begin{pmatrix} O_{n+v} \\ E_{n+v} \end{pmatrix} \right] R \left[F_{x_0}^{\phi_0}(E_{n+v}, P_0) - (O_{n+v}, E_{n+v}) \right] S'_{\xi_0 \xi_0} + \right. \\
& \left. + \begin{pmatrix} E_{n+v} \\ P_{0*} \end{pmatrix} F_{u_0*}^{\phi_0} C F_{u_0}^{\phi_0}(E_{n+v}, P_0) S'_{\xi_0 \xi_0} \right\} ds. \tag{2.42}
\end{aligned}$$

У якості варійованої в функціоналі (2.42) виберемо матрицю передатних функцій $F_{u_0}^{\phi_0}$. Тоді задача перебування оптимальної функції $F_{u_0}^{\phi_0}$ еквівалентна задачі мінімізації з використанням процедури Вінера-Колмогорова функціонала якості (2.42) на класі стійких, фізично реалізованих функцій $F_{u_0}^{\phi_0}$, аналітичних разом з варіацією $\delta F_{u_0}^{\phi_0}$ тільки в правій напівплощині (ППП) комплексного перемінного $s = j\omega$. Виразивши у функціоналі (2.42) функцію $F_{x_0}^{\phi_0}$ через $F_{u_0}^{\phi_0}$ за допомогою рівняння зв'язку (2.39), знову перепишемо його як

$$\begin{aligned}
e = & \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left\{ F_{u_0*}^{\phi_0} \left[M_{0*} P_{0*}^{-1} \begin{pmatrix} K_*^{-1} \\ O_n \end{pmatrix} R(K^{-1}, O_n) P_0^{-1} M_0 + \right. \right. \\
& + M_0 P_0^{-1} (K^{-1}, O_n) R \left. \begin{pmatrix} K_*^{-1} \\ O_n \end{pmatrix} P_{0*}^{-1} M_{0*} \right] F_{u_0}^{\phi_0}(E_{2n}, P_0) S'_{\xi_0 \xi_0} \begin{pmatrix} E_{2n} \\ P_{0*} \end{pmatrix} + \\
& + (K_1^{-1}, O_n) P_0^{-1} M_0 F_{u_0}^{\phi_0}(E_{2n}, P_0) \left[S'_{\phi_0 \xi_0} P_{0*}^{-1} \begin{pmatrix} K_{1*}^{-1} \\ O_n \end{pmatrix} + \right. \\
& \left. + R(K_1^{-1}, O_n) P_0^{-1} S'_{\xi_0 \phi_0} \begin{pmatrix} E_{2n} \\ P_{0*} \end{pmatrix} F_{u_0*}^{\phi_0} M_0 P_{0*}^{-1} \begin{pmatrix} K_{1*}^{-1} \\ O_n \end{pmatrix} + \Sigma_0 \right\} ds, \tag{2.43}
\end{aligned}$$

$$\text{де } \Sigma_0 = (K_1^{-1}, O_n) P_0^{-1} S'_{\phi_0 \phi_0} P_{0*}^{-1} \begin{pmatrix} K_{1*}^{-1} \\ O_n \end{pmatrix} R. \tag{2.44}$$

Введемо позначення

$$\Gamma_0 = \left[M_{0*} P_{0*}^{-1} \begin{pmatrix} K_{1*}^{-1} \\ O_n \end{pmatrix} R(K_1^{-1}, O_n) P_0^{-1} M_0 + C \right]^+; \quad (2.45)$$

$$D_0 = \left[(E_{n+v}, P_0) S'_{\xi_0 \xi_0} \begin{pmatrix} E_{n+v} \\ P_{0*} \end{pmatrix} \right]^+; \quad (2.46)$$

$$\begin{aligned} N_0 + N_+ + N_- &= \Gamma_{0*}^{-1} M_{0*} P_{0*}^{-1} \begin{pmatrix} K_{1*}^{-1} \\ O_n \end{pmatrix} * \\ &* R(K_1^{-1}, O_n) P_0^{-1} (E_{n+v}, O_{n+v}) S'_{\xi_0 \xi_0} \begin{pmatrix} E_{n+v} \\ P_{0*} \end{pmatrix} D_{0*}^{-1}, \end{aligned} \quad (2.47)$$

де «+» зверху – символ факторизації, індекс знизу _ символ сепарації.

Як відомо [11, 13], результат вирішення задачі являє собою умова тотожної рівності нулю першої варіації функціонала (2.43) при врахуванні можливості фізичної реалізації функції, $F_{u_0}^{\phi_0}$ і має вид

$$F_{u_0}^{\phi_0} = -\Gamma_0^{-1} (N_0 + N_+) D_0^{-1}. \quad (2.48)$$

Таким чином, алгоритм (2.48) при врахуванні виразів (2.44)...(2.47) дозволяє на основі вихідної інформації задачі безпосередньо відшукувати оптимальну структуру передатної функції $F_{u_0}^{\phi_0}$ замкнутої системи стабілізації.

Тут матриці Γ_0 й D_0 особливості, що мають, тільки в лівій напівплощині (ЛПП) комплексного змінного - результат вінеровської факторизації матриць (2.45) і (2.46), а матриця $(N_0 + N_+)$ – результат сепарації матриці (2.47) і має всі полюси тільки в ЛПП.

Визначивши оптимальну структуру $F_{u_0}^{\phi_0}$, на підставі рівнянь зв'язку (2.39) знайдемо матриці оптимальних передатних функцій замкнутої системи стабілізації $F_{x_0}^{\phi_0}$ і шуканого регулятора (2.40). Мінімальне значення показника

якості системи в даному випадку одержимо, підставивши у вираз (2.43), (2.44) матрицю оптимальних передатних функцій (2.48). Отже, задача вибору оптимальної структури двоконтурної системи стабілізації руху динамічного об'єкта на заданій траєкторії руху вирішена, а вираз (2.48), (2.44) – (2.47) визначають алгоритм синтезу оптимальної структури шуканого регулятора.

2.4.Обчислювальний алгоритм вирішення задач синтезу й аналізу

Коротко опишемо процедуру відшукування матриці оптимальних передатних функцій регулятора (задача синтезу) і перетворимо розроблений алгоритм до виду зручному для його реалізації на ПЕОМ. Розрахунок оптимальної структури системи стабілізації динамічного об'єкта будемо робити поетапно, використовуючи алгоритм (2.45... 2.48). З цією метою розіб'ємо обчислювальну процедуру на три етапи. На першому етапі виконуються операції факторизації і сепарації матриць (2.45...2.47). Другий етап включає обчислення матриць $F_{u_0}^{\phi_0}$, $F_{x_0}^{\phi_0}$ і W_0 , що відповідають виразам (2.48), (2.49) і (2.40) відповідно. На останньому, третьому, етапі зважається задача аналізу якості оптимальної системи стабілізації, що припускає обчислення показника якості (2.42) і побудова перехідних процесів замкнутої системи на стандартні вхіднізбурюючі впливи. Після кожного етапу обчислень результати рахунки заносяться і зберігаються на накопичувачі у виді набору даних числових значень коефіцієнтів поліноміальних матриць і потім використовуються, як проміжний результат для подальших обчислень.

Аналіз обґрунтованих вище процедур первинної обробки вимірювальної інформації, структурної ідентифікації багатовимірних стійких та нестійких об'єктів, синтезу та аналізу оптимальних багатовимірних систем стабілізації та технології їх застосування показав, що такий програмний комплекс обчислень повинен відповідати досить суперечливим вимогам.

З одного боку, необхідно, щоб до його складу входили жорсткі процедури, функції і модулі, які б дозволяли з мінімальними втратами значущих цифр вирішувати задачі: визначення матриць оцінок спектральних та взаємних спектральних щільностей $C_{uu}(\omega)$, $C_{xx}(\omega)$, $C_{xu}(\omega)$, $C_{ux}(\omega)$, які відповідають умові невід'ємної визначеності (2.7), додавання та множення поліноміальних та дробово-раціональних матриць підвищеної точності, однобічного та двобічного видалення полюсів певного класу з матриць дробово-раціональних функцій, знаходження визначника поліноміальної матриці, вінеровської факторизації поліноміальних матриць, вінеровської сепарації дробово-раціональних матриць, факторизації дробово-раціональних функцій, знаходження дисперсійних інтегралів.

З іншого – даний програмний комплекс повинен забезпечувати можливість гнучкої зміни зв'язків між модулями в залежності від результатів спостереження за даними „вхід-вихід” і обраною технологією використання окремих елементів обґрунтованої методології, а також допускати легке розширення своїх можливостей при появі нових або зміні існуючих методів структурної ідентифікації, синтезу та аналізу оптимальних систем керування.

Поряд з цим, необхідною умовою успішного виконання методології модернізації систем стабілізації складних багатовимірних об'єктів з довільною динамікою як вертолітний БПЛА, що пропонується, є забезпечення можливості інтерактивного режиму роботи програмного комплексу в процесі автоматизованого виконання таких завдань, як:

- апроксимація функції аналітичною залежністю у часовій області з можливістю візуальної та числової оцінки якості наближення моделі до даних експерименту;
- апроксимація оцінок спектральних та взаємних спектральних щільностей дробово-раціональними функціями комплексного аргументу з можливістю візуальної та числової оцінки якості наближення моделі до вихідних даних;

- редукція моделей, представлених у вигляді матриць дробово-раціональних функцій;
- побудова графіків логарифмічних частотних характеристик (діаграм Боде) елементів та систем;
- фізична інтерпретація проміжних та кінцевих результатів розрахунків;
- верифікація результатів обчислень та їх корекція;
- робота з файловою системою комп'ютера, документування результатів та генерування коду для програмування мікропроцесорних систем керування на обраних апаратних платформах.

Створення програмних комплексів, які відповідають подібним вимогам, є складною задачею, що вимагає впровадження сучасних підходів до розробки даних програмних продуктів. Історія розвитку таких найбільш популярних сьогодні пакетів автоматизації проектування багатовимірних систем автоматичного керування, як MATLAB та Scilab [1,14], показала високу ефективність використання методу об'єктно-орієнтованого програмування.

Таким чином, найбільш ефективним напрямком створення програмного комплексу автоматизації виконання методології модернізації управління рухом БПЛА у маршовому режимі, як часткового випадку багатовимірного об'єкта з довільною динамікою в умовах дії центрованих випадкових впливів, є впровадження принципу наслідування з ідеології об'єктно-орієнтованого програмування. Ключовим питанням при такому підході стає вибір об'єкту.

Оскільки до складу системи інженерних розрахунків Scilab входять засоби перекодування програм, написаних у MATLAB, то у якості об'єкта обираємо останню, яка відповідає майже усім вимогам до програмного комплексу, наведеним вище, та вигідно відрізняється від інших аналогів [4] тим, що:

- має стандартизований до WINDOWS інтерфейс користувача;
- до її складу входять засоби підтримки дескрипторної графіки;

- дозволяє маніпулювати матрицями поліномів та дробово-раціональних

функцій комплексного аргументу;

- побудована за відкритою архітектурою, яка дозволяє легко змінювати вже існуючі процедури та функції;
- легко інтегрується з такими відомими доданками як MicrosoftWord, MicrosoftExcel;
- допускає використання програм, написаних на мовах C, C++, ФОРТРАН;
- здійснює автоматичне перекодування текстів процедур у тексти програм на мовах C або C++;
- має пакет керування вимірювальними приладами, під'єднаними до каналу загального користування (GPIB, HP-IB, IEEE-488) і послідовного інтерфейсу (RS-232, RS-422, RS-485) для збору експериментальних даних та багато іншого.

Таким чином, задача розробки програмного комплексу автоматизації виконання методології модернізації управління крейсерським рухом вертолітним БПЛА зведена до обґрунтування додаткових алгоритмів та написання текстів процедур, що поширюють можливості системи MATLAB у відповідності з першою групою вимог, та формулювання принципів їх поєднання у, так звані [7], script-файли (сценарії) для первинної обробки інформації, структурної ідентифікації, синтезу та аналізу систем стабілізації рухомих об'єктів БПЛА.

РОЗДІЛ 3

АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛІТНОГО БПЛА В КАНАЛІ ВИСОТИ

У цьому розділі проведено динамічне проектування оптимальних структур системи стабілізації висоти вертолітного БПЛА в режимі висіння. Оцінена якість стабілізації, виконано її порівняння з необхідною, визначені оптимальні структури і параметри проєктованих систем, розроблені їхні структурні схеми, показана можливість реалізації синтезованих оптимальних структур регуляторів систем стабілізації, а також досліджена зміна параметрів оптимальної системи стабілізації в залежності від різних експлуатаційних ситуацій польоту БПЛА.

3.1. Математичні моделі вертолітного БПЛА, як об'єкту управління

Математична модель вертольота є дуже складною і погано піддається елементарному аналізу. Спрощений аналіз динамічних властивостей вертольота як об'єкту управління проводиться шляхом розподілу руху на окремі не надто пов'язані складові. Так, наприклад, незважаючи на те що взаємні (перехресні) зв'язки подовжнього і бічного рухів для вертолітного БПЛА сильніші, ніж у літака, наближений розгляд процесів стабілізації часто виявляється можливим при окремому аналізі подовжнього і бічного рухів. Таке припущення приймемо і ми.

Розглядаючи фюзеляж як тверде тіло, рівняння лінійного наближення подовжнього руху за відсутності вітру можуть бути записані у вигляді рівнянь моментів і сил, діючих відносно осей Z і X, :

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>НАУ 20 01 82 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Будовський Б. О.</i>			<i>Розділ 3 Аналітичне конструювання системи стабілізації вертолітного БПЛА в каналі висоти</i>	<i>Лит.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркуші</i>
<i>Керівник</i>	<i>Кривоносенко О. П.</i>						
<i>Консульт.</i>							
<i>Н. Контр.</i>	<i>Дивнич М. П.</i>				151-201M		
<i>Зав. Каф.</i>	<i>Тачиніна О. М.</i>						

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z + a_{m_z}^{\omega} \omega_z + a_{m_z}^{V_x} V_x = a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi} \\ \dot{V}_x + a_x^{V_x} V_x + a_x^{\omega_z} \omega_z + a_x^{\vartheta} \vartheta = a_x^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi} \end{cases} \quad (3.1)$$

де (ω_z - кутова швидкість тангажу Про; V_x - поступальна повітряна швидкість уздовж осі X; δ_{Π} - подовжній кут відхилення шайби автомата перекоосу;

a_x - аеродинамічні коефіцієнти.

Структурна схема БПЛА як об'єкту управління, яка відповідає системі рівнянь (3.1), показана на Рис. 3.1. Перехресні зв'язки разом з ділянками каналів кута тангажу і поступальної швидкості V_x утворюють замкнутий контур. Зазвичай цей контур нестійкий. Характеристичне рівняння такої моделі вертольота містить один негативний дійсний корінь і пару комплексного зв'язаного коріння з позитивними дійсними частинами.

$$D_{\Pi}(p) = p^3 + (a_{m_z}^{\omega_z} + a_x^{V_x})p^2 + (a_{m_z}^{\omega_z} a_x^{V_x} - a_x^{\omega_z} a_{m_z}^{V_x}) p - a_x^{\vartheta} a_{m_z}^{V_x} = 0$$

(3.2)

Або

$$D_{\Pi}(p) = (p + \lambda) (p^2 - 2\xi_{\Pi}\omega_{\Pi}p + \omega_{\Pi}^2) = 0,$$

(3.3)

Де $\lambda > 0$, $\xi_{\Pi} > 0$ и $\omega_{\Pi} > 0$.

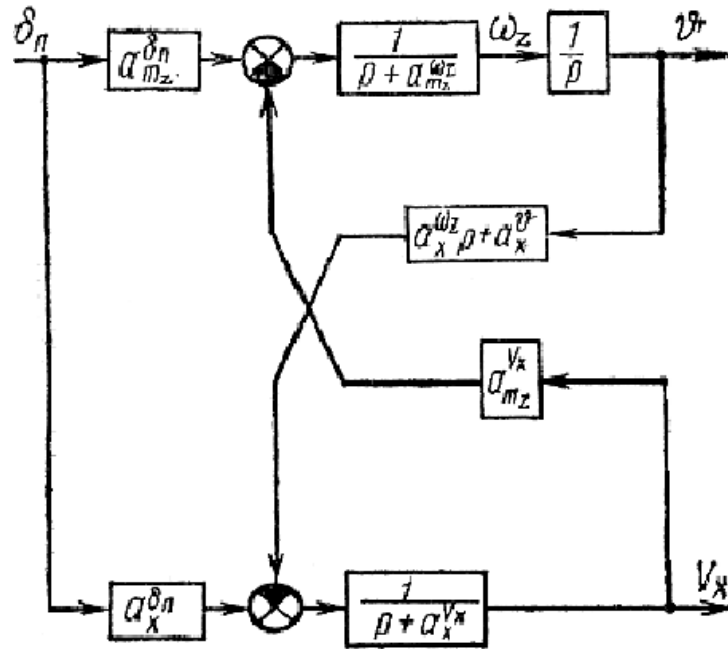


Рис. 3.1. Спрощена структурна схема подовжнього руху вертолітного БПЛА

Отже; вертольоту як об'єкту управління в подовжньому, поступальному і кутовому рухах властива коливальна нестійкість з періодом руху, який розходиться.

$$T_{\pi} = \frac{2\pi}{\omega_{\pi}} \simeq 10 - 25 \text{ с}$$

Повільність власного руху, що розходиться, допускає ручне дистанційне управління БПЛА, проте явище нестійкості ускладнює техніку ручного керування.

Передавальні функції БПЛА в подовжньому русі по куту тангажу і швидкості V_x мають вигляд:

$$W_{\psi}^{\delta_{\pi}}(p) = - \frac{a_{m_z}^{\delta_{\pi}} p + a_{m_z}^{\delta_{\pi}} a_x^{V_x} - a_x^{\delta_{\pi}} a_{m_z}^{V_x}}{D_{\pi}(p)}; \quad (3.4)$$

$$W_{V_x}^{\delta_{\pi}}(p) = \frac{a_x^{\delta_{\pi}} p^2 + (a_x^{\delta_{\pi}} a_{m_z}^{\omega_z} - a_{m_z}^{\delta_{\pi}} a_x^{m_z}) p - a_{m_z}^{V_x} a_x^{\psi}}{D_{\pi}(p)}.$$

У режимі висіння член $a_m a_x^x - a_x m_x^x$ малий. Це означає, що при ступінчастому відхиленні ручки дистанційного управління виникає

перехідний процес, при якому відбувається зміна кута тангажу, горизонтальної швидкості і висоти. Проте в сталому режимі кут тангажу виявляється близьким до нуля. На Рис. 3.2 приведені логарифмічні частотні характеристики важкого БПЛА по каналу тангажу в режимі висіння, побудовані по передавальній функції, близькій до тої, яка зображена на Рис. (3.3).

Лінеаризована система рівнянь бічного руху вертольота включає два рівняння моментів відносно осей X і Y, а також рівняння сил відносно осі Z [17, 20]

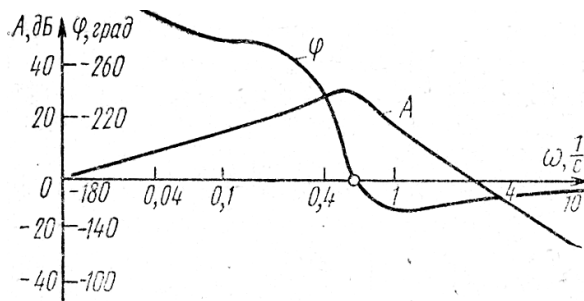
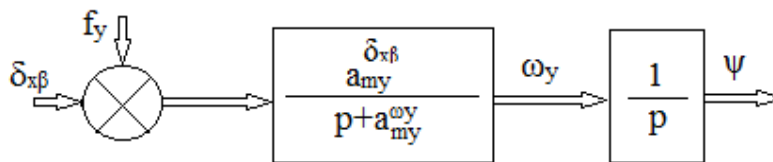


Рис. 3.2. Логарифмічні частотні характеристики вертолітного БПЛА по каналу висоти в режимі висіння.



Мал. 3.3. Структурна схема вертольота як об'єкту управління по каналу висоти.

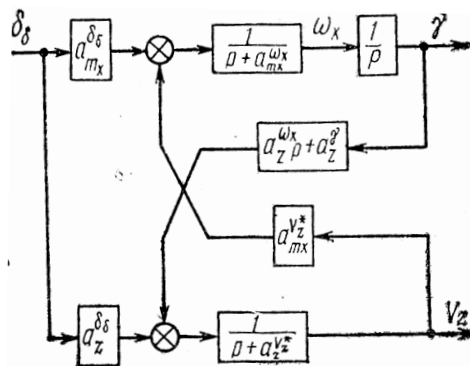


Рис. 3.4 Спрощена структурна схема бічного руху вертольота

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega x} \omega_x + a_{m_x}^{V_z} V_z &= a_{m_x}^{\delta \delta} \delta_{\delta} + a_{m_x}^{\delta_{XB}} \delta_{XB}; \\ \dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega y} \omega_y + a_{m_y}^{V_z} V_z &= a_{m_y}^{\delta_{XB}} \delta_{XB};\end{aligned}$$

(3.5)

$$\dot{V}_z + a_z^{\omega x} \omega_x + a_z^{\omega y} \omega_y + a_z^{V_z} V_z + a_z^{\gamma} \gamma = a_z^{\delta \delta} \delta_{\delta} + a_z^{\delta_{XB}} \delta_{XB}$$

де δ_{δ} - бічний кут відхилення шайби автомата перекоосу; δ_{XB} - крок хвостового гвинта.

Систему рівнянь бічного руху (3.5) можна ще більше спростити, якщо ізольовано розглядати рівняння моментів відносно осі Y, що описує рухи рискання. Такий аналіз опиняється в першому наближенні можливим, якщо член $a_{m_y}^{V_z} V_z$ розглядати як збурюючу дію f_y .

Тоді

$$\dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega y} \omega_y = a_{m_y}^{\delta_{XB}} \delta_{XB} + f_y, \quad \text{де } f_y = -a_{m_y}^{V_z} V_z.$$

(3.6)

Таким чином, по каналу рискання вертоліт як об'єкт управління поводитья як інтегруюча ланка з уповільненням (Рис. 3.3).

Якщо забезпечити стабілізацію кута, або якщо кутова швидкість рискання близька до нуля, то при

$$a_{m_y}^{\delta_{XB}} \delta_{XB} = a_{m_y}^{V_z} V_z$$

(3.6)

система рівнянь (3.5) спрощується

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega x} \omega_x + a_{m_x}^{V_z^*} V_z &= a_{m_x}^{\delta \delta} \delta_{\delta}; \\ \dot{V}_z + a_z^{V_z^*} V_z + a_z^{\omega x} \omega_x + a_z^{\gamma} \gamma &= a_z^{\delta \delta} \delta_{\delta}\end{aligned}$$

(3.7)

$$a_{m_x}^{V_z^*} = a_{m_x}^{V_z} - \frac{a_{m_x}^{\delta_{XB}}}{a_{m_y}^{\delta_{XB}}} a_{m_y}^{V_z}, \quad a_z^{V_z^*} = a_z^{V_z} - \frac{a_z^{\delta_{XB}}}{a_{m_y}^{\delta_{XB}}} a_{m_y}^{V_z}.$$

Структурна схема, відповідна системі рівнянь (3.8) приведена на Рис. 3.4. Вона повністю аналогічна схемі подовжнього руху. Коливальна нестійкість вертольотта по крену зазвичай вище, ніж по каналу тангажу.

Передавальні функції вертольота в бічному русі по куту крену і швидкості V мають вигляд

$$W_{\gamma}^{\delta\delta}(p) = \frac{a_{m_x}^{\delta\delta} p + a_{m_x}^{\delta\delta} a_z^{Vz*} - a_z^{\delta\delta} a_{m_x}^{Vz*}}{D_6(p)}; \quad (3.8)$$

$$W_{V_z}^{\delta\delta}(p) = \frac{a_z^{\delta\delta} p^2 + (a_z^{\delta\delta} a_{m_x}^{\omega x} - a_{m_z}^{\delta\delta} a_z^{\omega x}) p - a_{m_x}^{Vz*} a_z^{\gamma}}{D_6(p)} \quad (3.9)$$

Де $D_6(p) = p^3 + (a_{m_x}^{\omega x} + a_z^{Vz*}) p^2 + (a_{m_x}^{\omega x} a_z^{Vz*} - a_z^{\omega x} a_{m_x}^{Vz*}) p - a_z^{\gamma} a_{m_x}^{Vz*} = 0$ — характеристичне рівняння моделі вертольота.

Логарифмічні частотні характеристики БПЛА по каналу висоти в режимі висіння показані на Рис. 3.5. При їх побудові використовувалася модель поздовжнього руху, близька до (3.7).

Розглянемо модель вертоліт БПЛА по вертикальній швидкості V_y і швидкості руху несучого гвинта Q . Відповідні рівняння лінійного наближення мають вигляд

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_y + a_y^V V_y + a_y^{\Omega} \Omega &= a_y^{\delta_{НВ}} \delta_{НВ} + f; \\ \dot{\Omega} + a_m^{\Omega} \Omega + a_m^V V_y &= a_m^{\delta_{сГ}} \delta_{сГ} + a_m^{\delta_{НВ}} \delta_{НВ}, \end{aligned} \right\} \quad (3.10)$$

загальний крок несучого гвинта; $\delta_{сГ}$ — положення сектора; $\delta_{НВ}$ -за $f = a_y^{\delta_{п}} \delta_{п} + a_y^{\delta\delta} \delta\delta - a_y^{\omega z} \omega_z - a_y^V V_x$ — еквівалентна збурююча дія; у режимі висіння $\delta_{НВ}$ мале.

Важіль загального кроку несучого гвинта зазвичай має зв'язок з сектором газу, утворюючи орган управління «крок-газ». Зв'язок вибирається такий, щоб права частина другого рівняння (3.10) обернулась в нуль. Внаслідок неточного виконання цієї умови зміна $\delta_{НВ}$ призводить до зміни Q . На величину кутової швидкості обертання несучого гвинта Q , впливає також величина вертикальної

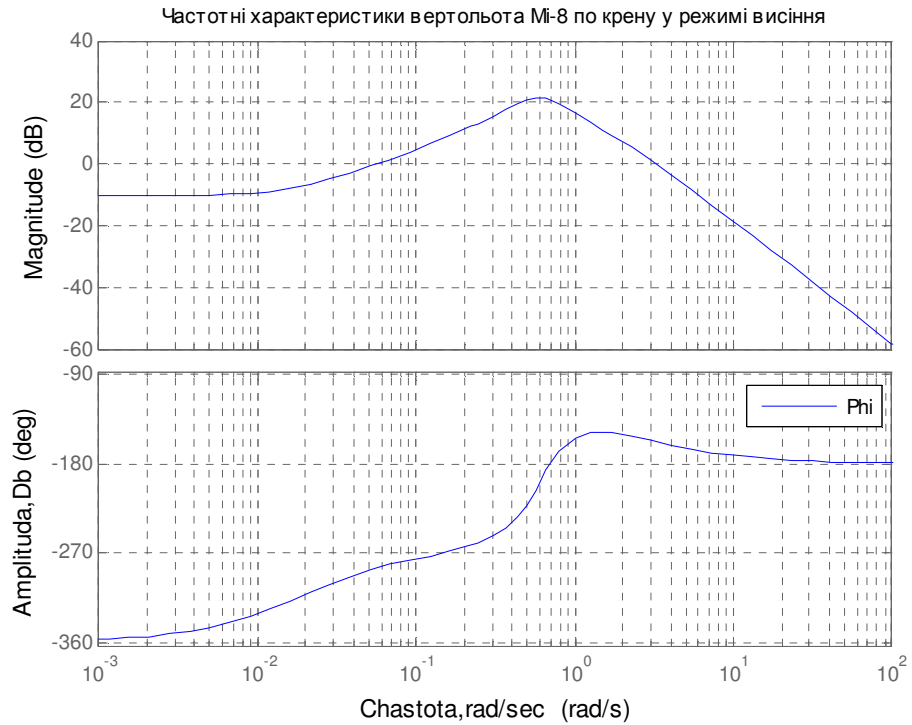


Рис. 3.5 Логарифмічні частотні характеристики вертолітного БПЛА по каналу висоти в режимі висіння

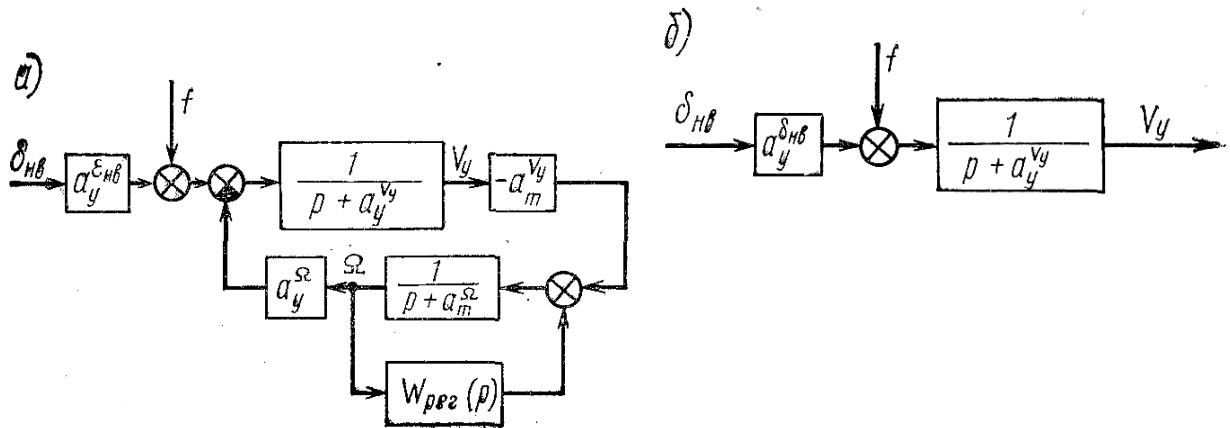


Рис. 3.6 Структурна схема ліній виття моделі вертольота по вертикальній швидкості і швидкості обертання несущого гвинта

швидкості V_y . Для усунення змін Q часто застосовують спеціальний регулятор швидкості обертання. Структурна схема ліній моделі вертолітного БПЛА в цьому випадку представлена на рис. 3.6, а. Вертолітний БПЛА як

об'єкт управління стійкий по вертикальній швидкості і за швидкістю обертання несучого гвинта. За наявності регулятора швидкості $W_{per}(p) = K_{per}p$ спрощена модель вертолітного БПЛА показана на рис. 3.6, б

Однією з причин, що може обмежити верхні значення передавальних чисел k_y і k_j у разі застосування гіроскопічних датчиків кута і кутової швидкості, є можливість виникнення нестійкості (автоколивань), яка викликана згинальними коливаннями пружного фюзеляжу БПЛА.

Для боротьби з цим явищем можуть застосовуватися спеціальні схеми, що корегують, здійснюють потрібні фазові або амплітудні співвідношення в діапазоні частот пружних коливань. Може використовуватися метод зміни розташування гіроскопічних датчиків. Наприклад, з перерізу А датчики можуть бути перенесені в область купчастості (переріз В) або в область з протилежною фазою коливань (переріз С). Нарешті, до методу амплітудного пригнічення шкідливого впливу пружних коливань може бути віднесений спосіб, що полягає в деякому зниженні передавальних чисел автопілоту або використанні псевдопасивних корегувальних ланцюгів.

Керованість вертолітного БПЛА з автоматом по висоті зберігається майже такою ж. У режимі висіння вертоліт по висоті реагує на швидкість відхилення ручки дистанційного управління. Пояснюється це диференціюючими властивостями контуру управління в області низьких частот (див. рис. 3.5).

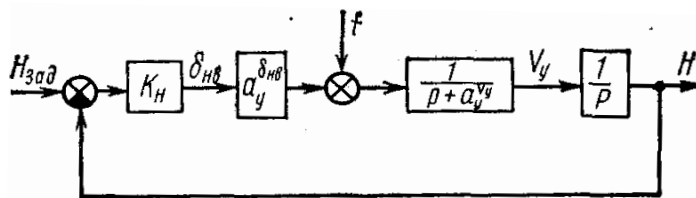


Рис. 3.9. Спрощена структурна схема контуру стабілізації висоти польоту

Постійному відхиленню ручки управління відповідає деяка постійна вертикальна швидкість.

3.2. Вихідні дані рішення задачі

Розглянемо рух БПЛА по висоті в режимі висіння. Передаточна функцію від входу до виходу має вигляд:

$$\frac{\Delta \gamma}{\Delta \delta_x} = \frac{\overline{M}_x \delta_x (s - \overline{Z}^{V_z})}{s^3 (\overline{Z}^{V_z} + \overline{M}_x \omega_x) s^2 + (\overline{Z}^{V_z} \overline{M}_x \omega_x) s - g \overline{M}_x^{V_x}}$$

Її можна переписати у вигляді:

$$\frac{\Delta \gamma}{\Delta \delta_x} = \frac{k(T_2 s + 1)}{(T_1 s + 1) \left(\frac{1}{\omega_0^2} s^2 - \frac{2\zeta}{\omega_0} s - 1 \right)},$$

де $k = \frac{\overline{M}_x \delta_x * \overline{Z}^{V_z}}{g \overline{M}_x^{V_x}}$, $T_2 = \frac{-1}{\overline{Z}^{V_z}}$, а T_1 , ω_0 і ζ визначаються методами, які

описані вище у дипломній роботі. Іноді буває зручніше використовувати інший вид:

$$\frac{\Delta \vartheta}{\Delta \delta_z} = - \frac{k_0 (s + \omega_z)}{(s + \omega_1) (s^2 - 2\zeta \omega_0 s - \omega_0^2)}.$$

У цьому випадку $k_0 = -\overline{M}_x \delta_x$, $\omega_z = -\overline{Z}^{V_z}$, $\omega_1 \omega_0^2 = -g \overline{M}_x^{V_x}$, $\omega_1 = \frac{1}{T_1}$.

Підставивши числові значення у формулу запишемо передавальну функцію:

$$W = MP^{-1},$$

або запишемо, підставивши числові значення коефіцієнтів:

$$M = 12(s + 0,023)$$

$$P^{-1} = s + 0,9(s^2 - 0,36s - 0,48)$$

По наявному виразу для спектральної щільності вектора v_b і по графіках нормованої спектральної щільності подовжньої складовий швидкості вітру визначимо наступну модель спектральної щільності швидкості вітру

$$S_{v_y v_y}(s) = \frac{\sigma_{v_y}^2}{x} \left| \frac{1}{T v_y s + 1} \right|^2,$$

де σ_{v_y} - середньоквадратичне значення швидкості вітру, $T v_y$ - постійна часу, с.

Нехтуючи динамікою вимірювача, будемо враховувати лише номінальне значення коефіцієнта передачі вимірювача, тобто $K(s) = \text{const}$, і надалі $K = 1$ В/град.

Перешкоду φ у вимірювачі будемо вважати обмеженим «білим» шумом зі спектральною щільністю

$$S_{\varphi\varphi}(s) = \frac{\sigma_{\varphi}^2}{\pi} \left| \frac{1}{T_4 s + 1} \right|^2,$$

де σ_{φ} - середньоквадратичне значення сигналу перешкоди, U ; T_4 – постійна часу перешкоди, з; $T_4 = 0,1$ с.

Спектральну щільність зовнішніх збурень, які діють на вертоліт запишемо у вигляді:

$$S_{\varphi\varphi} = \frac{1}{-11,531s^2 + 5,148}, \text{ де } \sigma_{\varphi\varphi} = \frac{1}{5,148} = 0,194.$$

Таким чином, вихідні дані для розрахунків задані. Маючи необхідні дані для проведення досліджень, була складена програма в пакеті MATLAB.

3.3. Результати синтезу та аналізу оптимальної системи стабілізації висоти

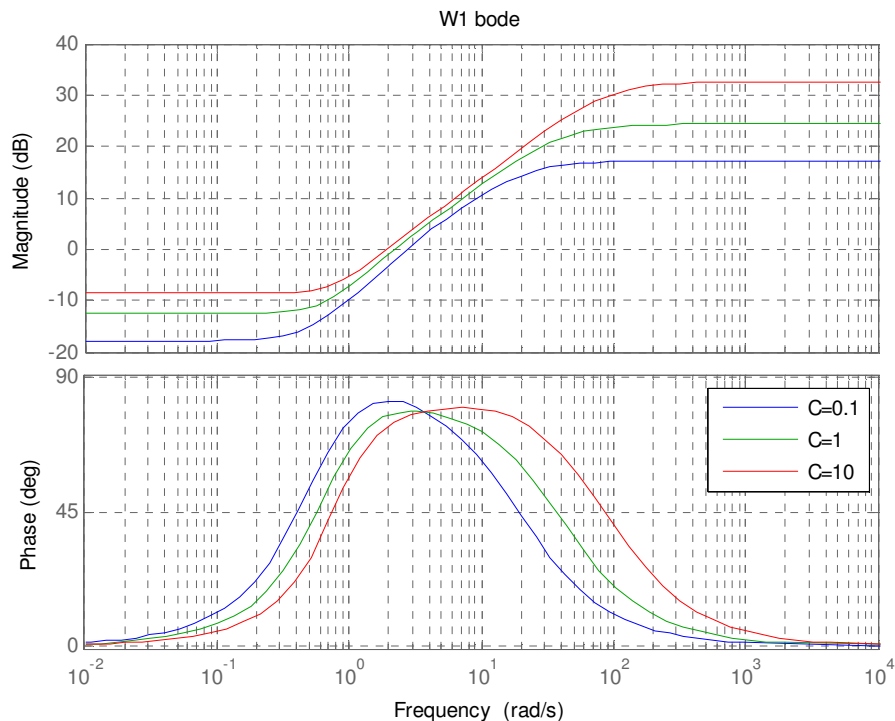
Аналітичне проектування оптимальної структури системи стабілізації висоти БПЛА вертольота в режимі висіння при збуреннях також виконаємо на базі розробленого алгоритму синтезу за допомогою описаного пакета прикладних програм.

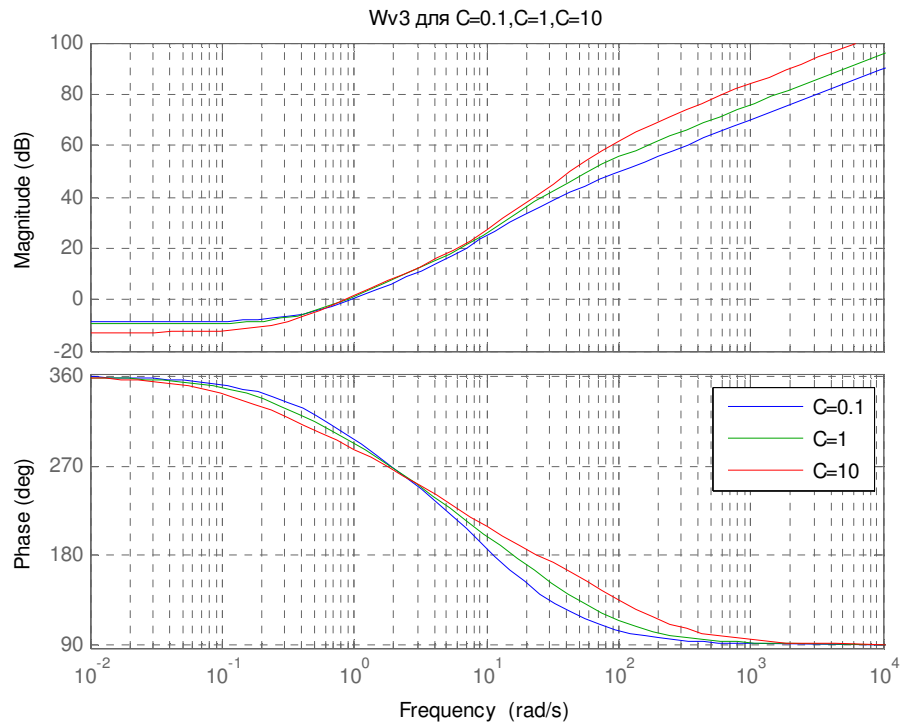
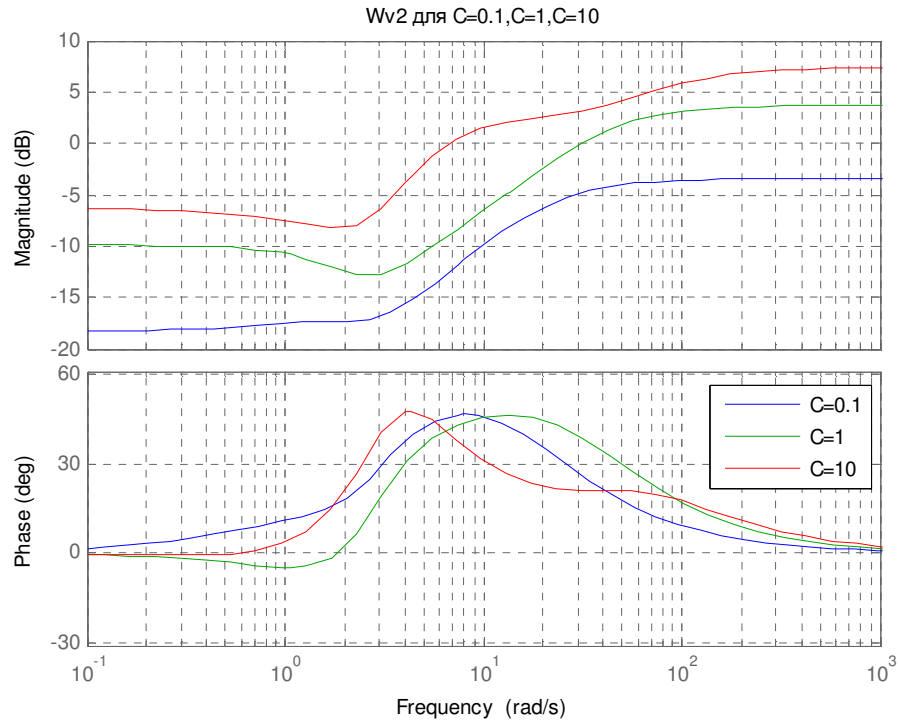
Кожен варіант розрахунку закінчувався друком оптимальних замкнутих передатних функцій F_u^ϕ , F_x^ϕ і передатної функції шуканого регулятора системи стабілізації W , а також мінімальних значень показника якості.

Розрахунок структури системи стабілізації кута тангажу проводився для чотирьох значень вагового коефіцієнта λ , що змінювався в діапазоні від 0,1 до 100.

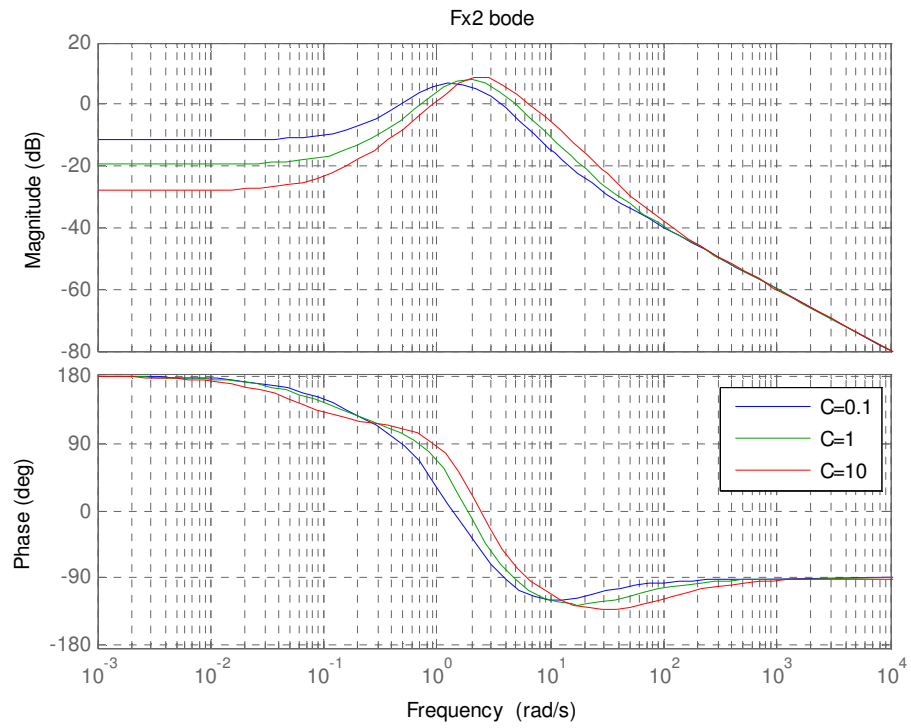
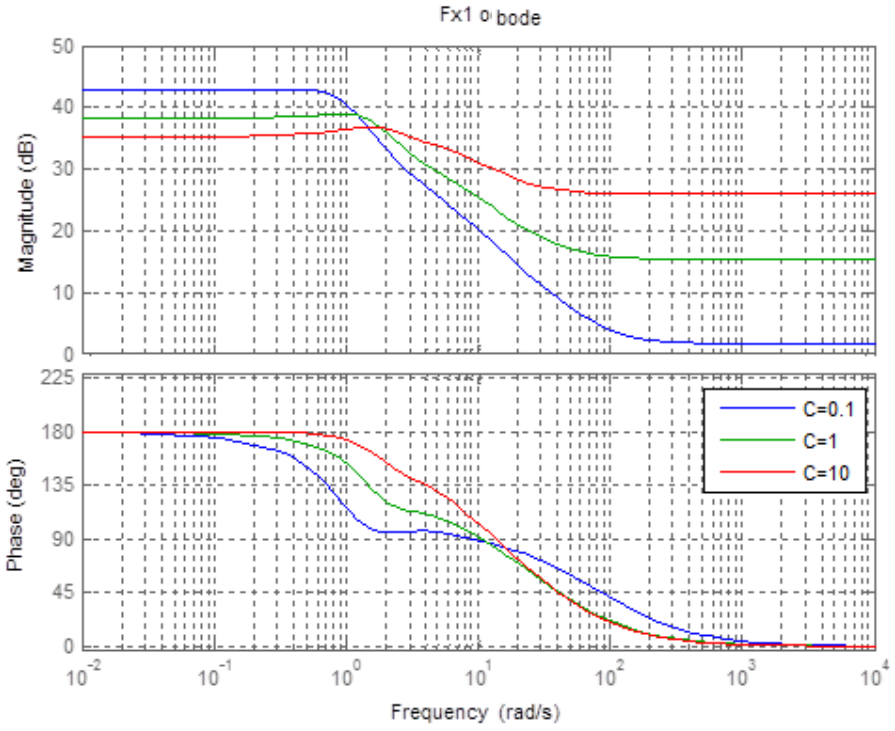
Зі зменшенням λ перший доданок e_x показника якості, що характеризує точність стабілізації зменшується, а друге e_u , тобто середня потужність, затрачувана на керування, збільшується. При обчислюванні були отримані наступні графіки:

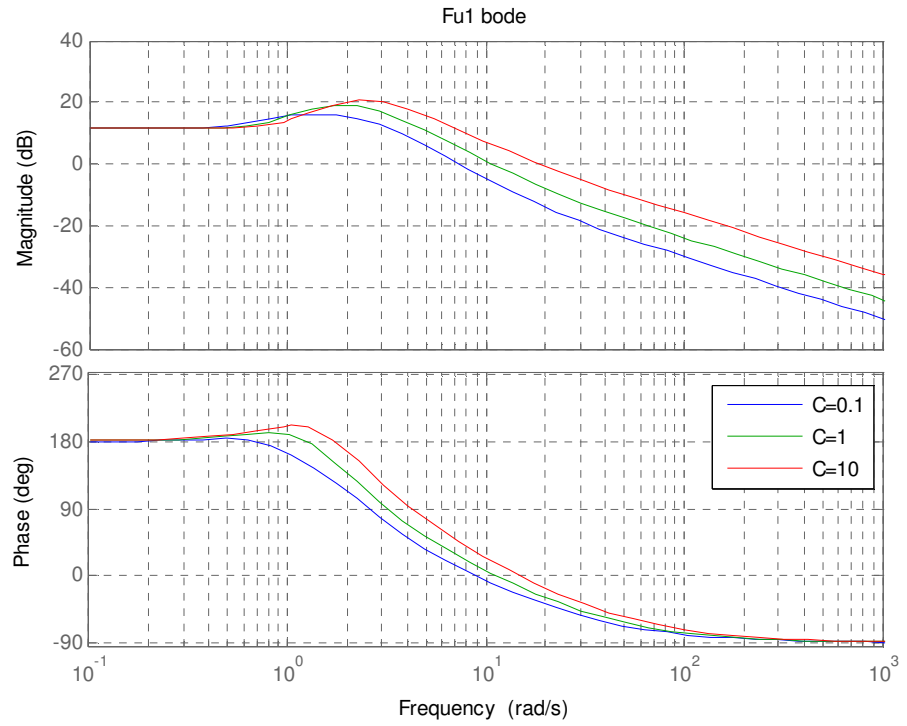
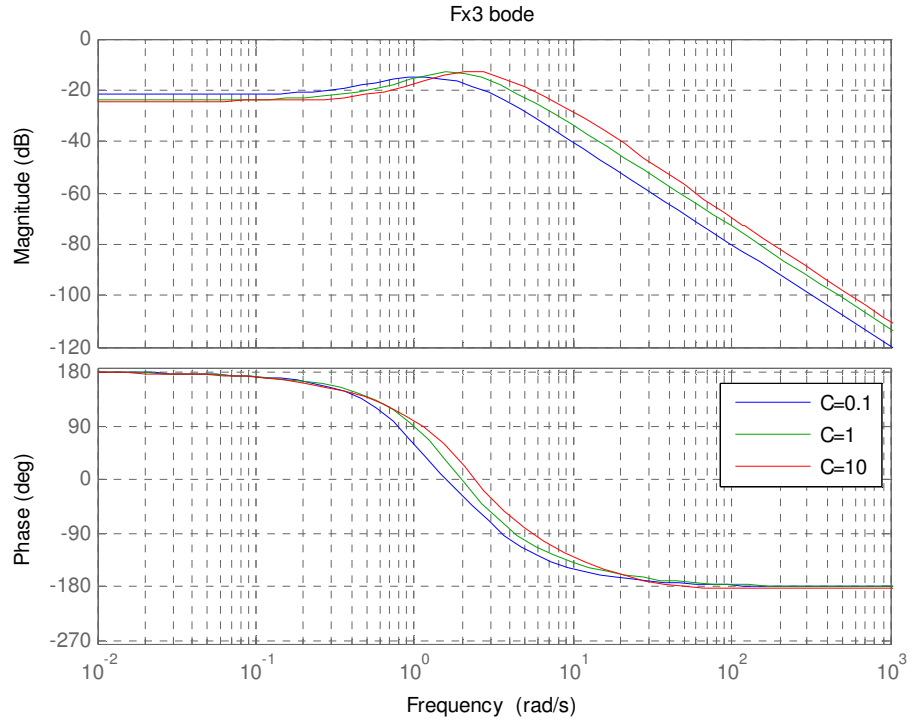
Амплітудно частотні характеристики синтезованого регулятора

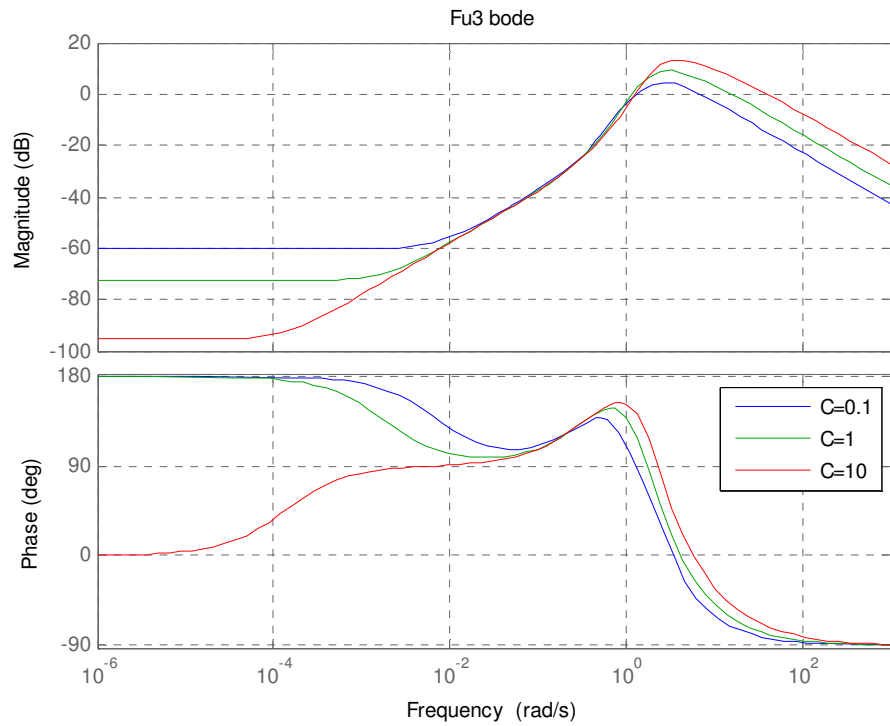
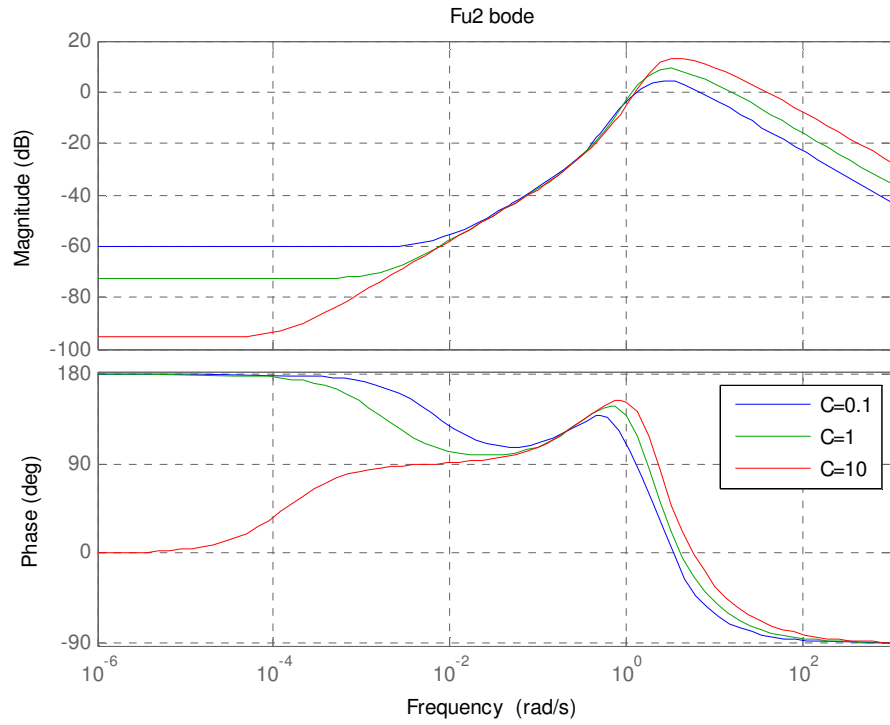




Амплітудно частотні характеристики замкнутої системи Fx(по відхиленню) та Fu(по управлінню)



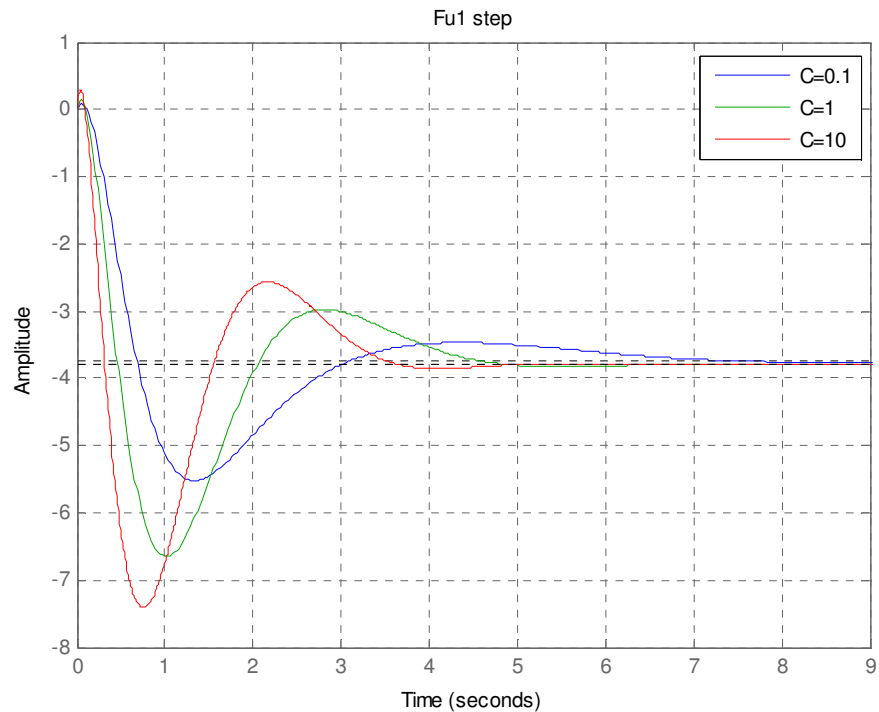


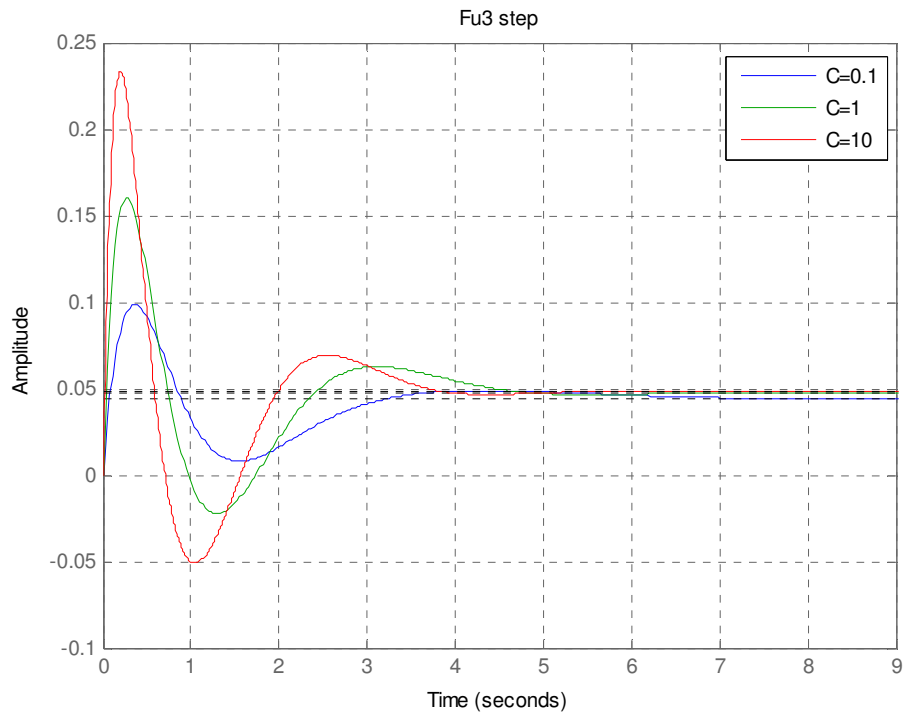
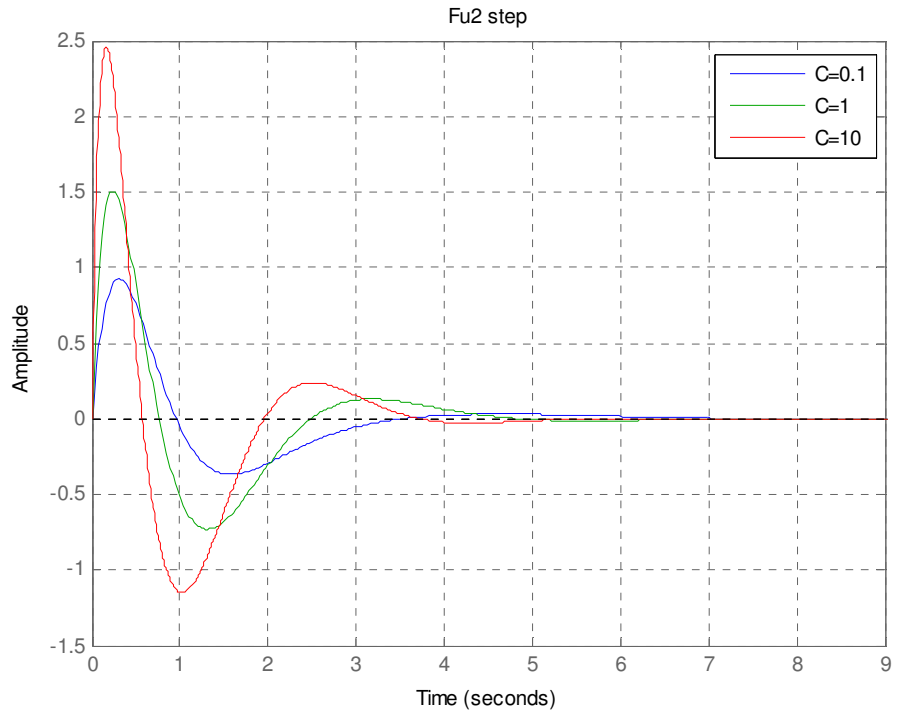


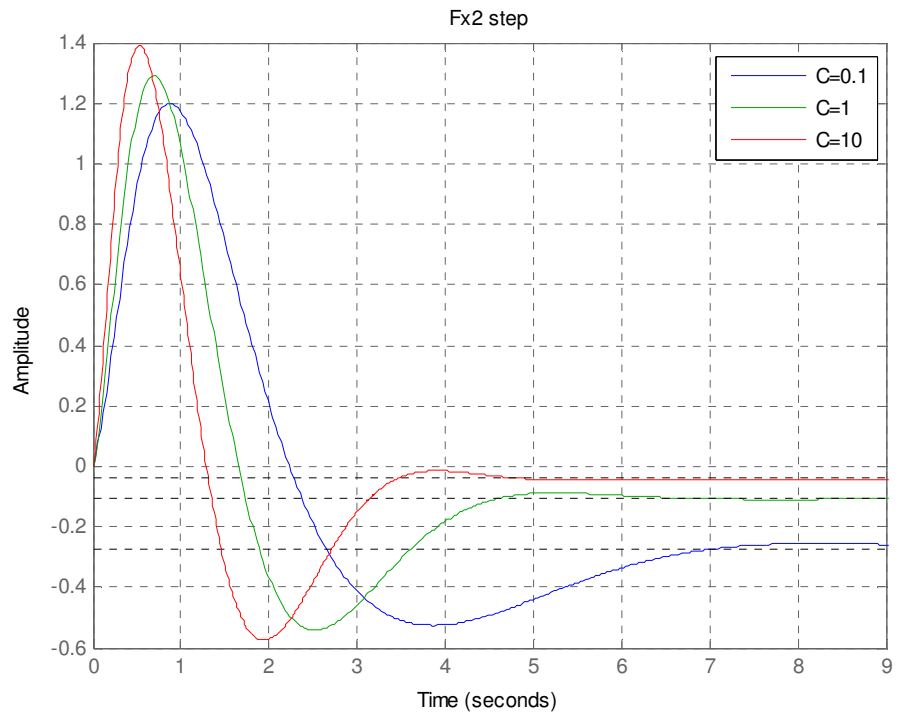
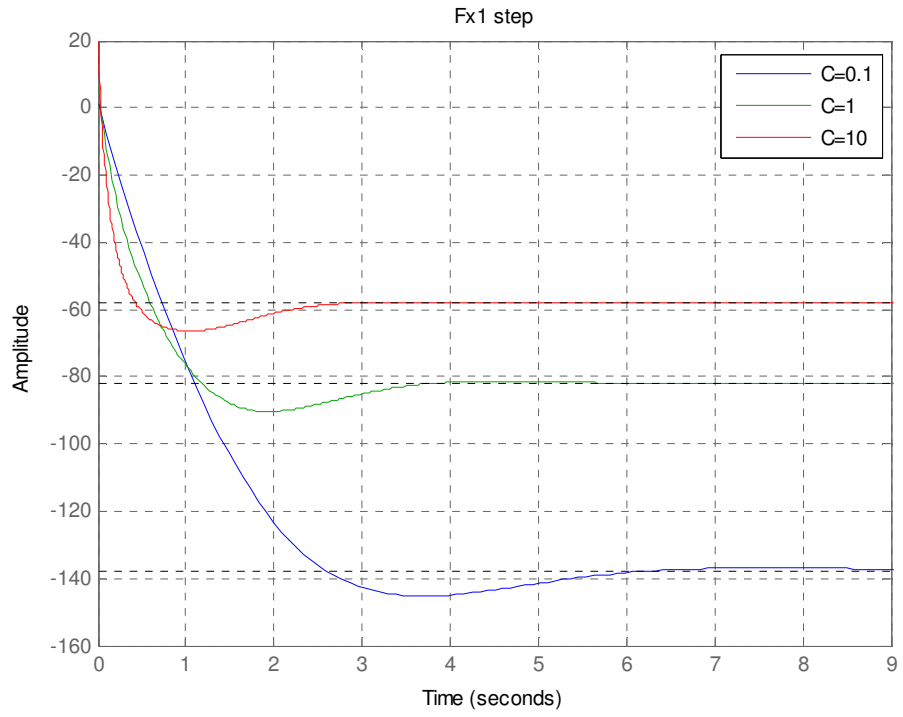
Для оцінювання якості стабілізації вертольота БПЛА на заданій траєкторії руху по алгоритмах аналізу, розроблених у розділі 2 і

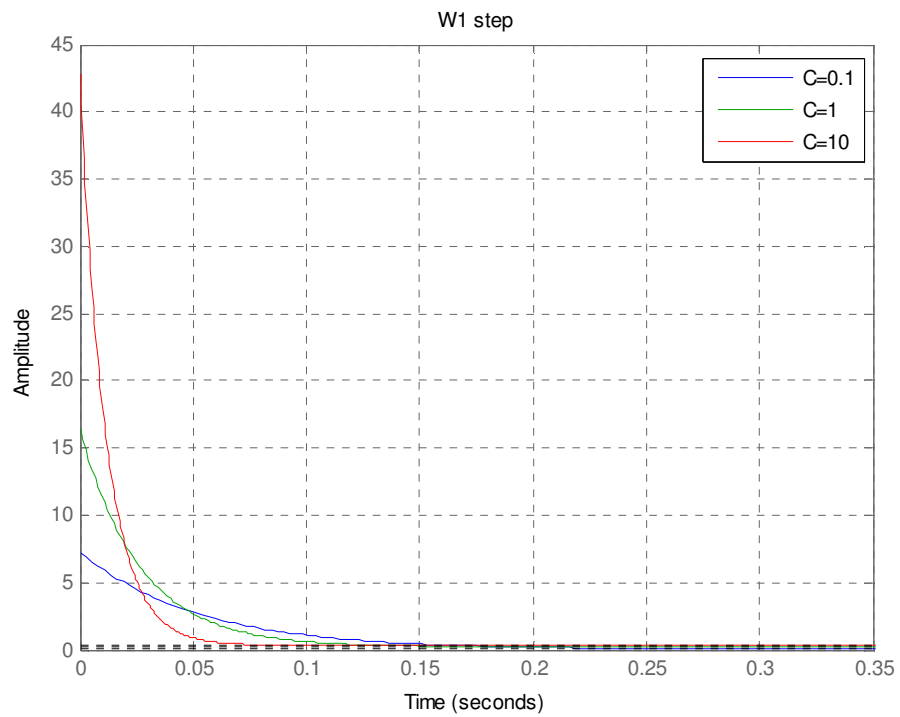
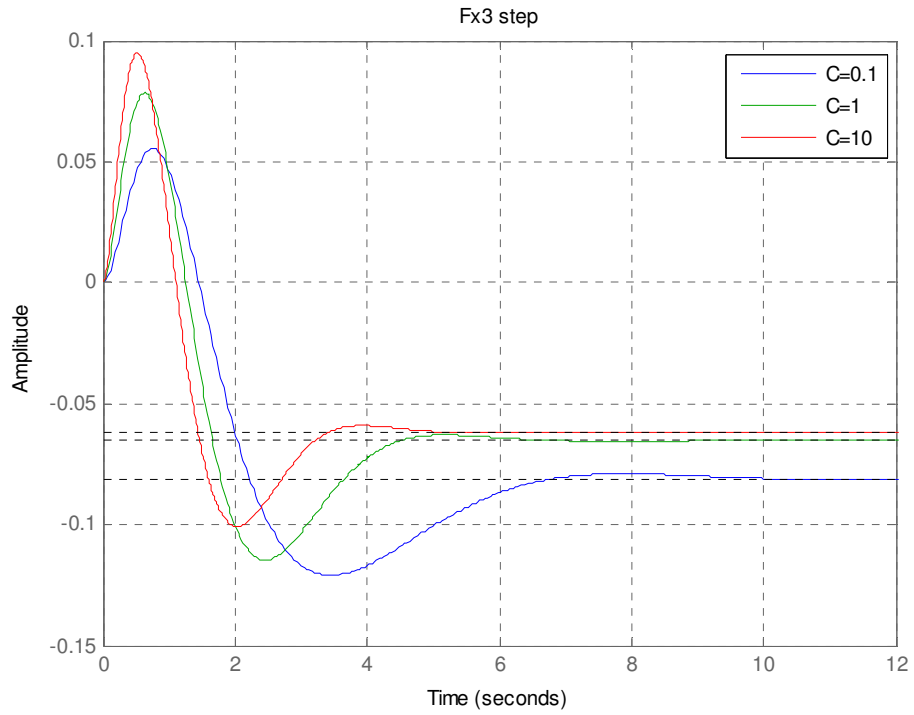
розробленому програмному забезпеченню, побудовані перехідні процеси в системі стабілізації висоти при дії збурень і перешкод у виді стандартних детермінованих функцій. Якість перехідних процесів в оптимальній системі значно краще в порівнянні з неоптимальною. Тривалість перехідного процесу в неоптимальній системі в 1.5 разів більше чим в оптимальній, відношення максимальних значень перерегулювань складає 2,3, а число перерегулювань скорочується від 5 до 2.

Графіки перехідних характеристик по куту крену побудовані за вихідними даними роботи програми синтезу оптимального закону управління, текст якої наведено в додатку 1.

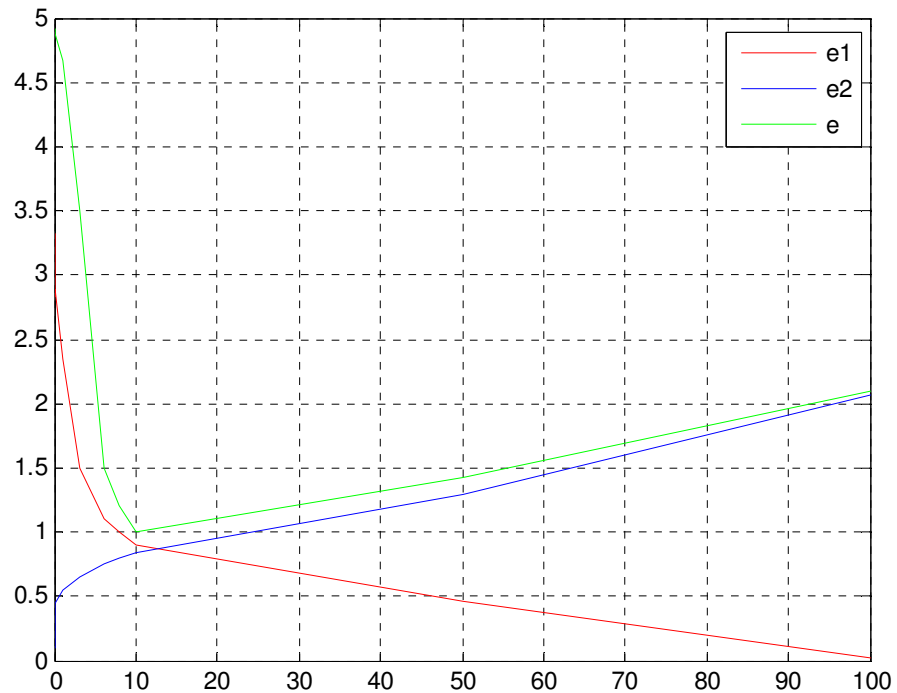








Графік зміни показника якості ϵ та його складових ϵ_1 та ϵ_2 .



Вихідні данні роботи програми оптимізації, за якими були побудовані графіки наведені в додатку 2. Повний перелік результатів у додатку 2 даної дипломної роботи.

Отже нами, була знайдена оптимальна передатна функція шуканого регулятора системи стабілізації W і таким чином, поставлені задачі досліджень успішно вирішені.

4. ОХОРОНА ПРАЦІ

В цьому розділі розглядаються питання, пов'язані зі створенням безпечних та здорових умов праці на всіх етапах обробки та фільтрації статистичної навігаційної інформації системи автоматичної стабілізації про рух ЛА в одному з режимів польоту. В охороні праці надається перевага інженерним методам забезпечення безпеки праці. Разом з ними важливе місце займають правові та організаційні методи поліпшення умов праці.

Охорона праці на підприємстві цивільної авіації може бути на високому рівні тільки тоді, коли ретельно виконуються трудове законодавство, накази, наставлення, норми та правила, розроблені в інтересах збереження здоров'я працівників. Важливе значення мають при цьому активні дії адміністрації з організації виконання вимог охорони праці, а також трудова та виробнича дисципліна самих працівників. Інженерна охорона праці включає в себе питання виробничої санітарії, інженерної безпеки та пожежної профілактики. Виробнича санітарія об'єднує задачі забезпечення благоприємного стану повітряного середовища на робочих місцях, їх освітлення, вентиляції приміщень, допустимих рівнів випромінювання , шуму, ультразвуку, вібрації.

Задачі інженерної безпеки спрямовані на попередження нещасних випадків на виробництві. Вони вирішуються на всіх етапах створення та експлуатації авіаційної техніки. Охорона праці, вирішуючи свою основну задачу, що складається зі створення безпечних та здорових умов праці авіаційних спеціалістів, в значній мірі сприяє збільшенню рівня безпеки польотів - однієї з актуальних проблем цивільної авіації.

<i>КАФЕДРА АКСУ</i>				<i>НАУ 20 01 82 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Будовський Б.О.</i>			<i>Охорона праці</i>	<i>Лит.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник.</i>	<i>Кривоносенко О.П.</i>						
<i>Консульт.</i>	<i>Козлітін О.О.</i>						
<i>Н. Контр.</i>	<i>Дивнич М. П.</i>						
<i>Зав. Каф.</i>	<i>Тачиніна О. М.</i>						
					151-201М		

1. Перелік небезпечних і шкідливих виробничих чинників, що несе використання персонального комп'ютера (ПК), як основний засіб для обробки експериментальних даних

Відповідно до вимог ДСТУ ГОСТ 12.0.003 - 74 „Небезпечні та шкідливі виробничі фактори . Класифікація ”, небезпечні та шкідливі виробничі фактори поділяються по своїй природі дії на наступні групи : фізичні, хімічні, біологічні, психофізіологічні. На людину, яка використовує ПК, будуть діяти наступні небезпечні та шкідливі фактори:

1) фактор зумовлений роботою монітора комп'ютера - підвищений рівень електромагнітного випромінювання (рентгенівського випромінювання);

2) підвищений рівень шуму в комп'ютерному приміщенні (від вентиляторів, блоку живлення процесорів та аудіоплат);

3) недостатня освітленість приміщення лабораторії, або невідповідність маркування встановлених освітлювальних приладів розрахованим, як одна з причин травмування персоналу. У оператора сильно напружуються очі, знижується темп та якість праці, з'являється рання втома, знижується реакція та послаблюється увага;

4) підвищене значення напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може статися через тіло людини (пробой ізоляції, перетиранні дротів, замикання на корпус, тощо);

5) оскільки процес обробки інформації йде достатньо тривалий час, то це може призводити до фізичних та нервово-психічних перевантажень.

Сьогодні існує достатньо матеріалів, які вказують на негативний вплив роботи з комп'ютером на всі життєво важливі органи людини. Встановлений однозначний зв'язок захворювань з одним із ведучих факторів зовнішньої дії – електромагнітним полем, що генерується монітором комп'ютера.

Ступінь небезпеки для людини іонізуючих випромінювань, що йдуть від моніторів комп'ютерів, залежить від рівня іонізуючих випромінювань, які потрапляють до очей оператора. В Україні безпека рівнів іонізуючих випромінювань моніторів ПК регламентується нормами НРБУ – 97.

Стандарти обмежують потужність дози рентгенівського випромінювання величиною 100 мкР/год на відстані 5 см від поверхні екрана монітора і встановлюють ліміт річної еквівалентної дози випромінювання на кришталік ока, що дорівнює 15мЗв. Рівень γ -випромінювання залежить від концентрації природніх радіонуклідів у склі монітора і на відстані 5 см від екрана потужність випромінювання незначна і складає 0.5% від потужності дози фону. За цих самих умов щільність потоку β -промінів так само незначна і складає 0.2-0.5 част./с·см². Максимальна потужність рентгенівського випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора порівняна з фоном і не перевищує 5-15 мкР/год. Виходячи з цього, потужність еквівалентної дози складає 0.3-0.4 мкЗв/год. Цей результат свідчить про відносну радіаційну безпеку комп'ютерних моніторів, так як накопичена кришталіком ока річна еквівалентна доза (~0.7 мЗв) в 20 разів менше допустимого нормами НРБУ-97 значення.

За ступенем небезпеки ураження людини електричним струмом ПК відноситься до приладів без підвищеної небезпеки. Небезпека ураження електричним струмом в основному залежить від метеорологічних умов і навколишньої виробничої обстановки. Навколишні умови можуть сприяти підвищенню або зниженню небезпеки ураження людини електричним струмом. Струмopрoвідні підлоги також підвищують небезпеку ураження електричним струмом. В приміщеннях лабораторії відсутні умови, що складають підвищену або особливу залежність від метеорологічних умов.

Головним джерелом шуму в приміщеннях, що оздоблені комп'ютерами, являються вентилятори систем охолодження блоку живлення процесорів та аудіоплат, принтери ударної дії, тиражувальна техніка і пристрої для кондиціонування повітря. Рівень шуму в таких приміщеннях іноді досягає 85 дБ.

2.Організаційні та технічні заходи щодо виключення або зменшення впливу шкідливих та небезпечних виробничих чинників

Відповідно вимогам ДСГУ ГОСТ 12.1.006 – 84 “Електромагнітні поля радіочастот. Допустимі рівні на робочих місцях і вимоги до проведення контролю”, та нормам радіаційної безпеки України НРБУ – 97:

1. Слід встановлювати рідкокристалічні монітори через те, що їх випромінювання значно менше, ніж у поширених ЕПТ моніторів (монітор з електропроменевою трубкою).

2. Системний блок повинен знаходитися за екраном.

3. Дотримуватися оптимальної відстані до монітора – більш ніж 1.2 м.

4. Рекомендується скорочувати час роботи з ПК (не більше ніж 4 години на добу) і як можна частіше робити перерви в роботі.

5. Слід використовувати “сплячий режим” для монітора.

6. Комп’ютер повинен бути заземлений.

7. Для забезпечення належних умов праці в приміщенні встановлюють кондиціонери, обігрівачі та вентиляцію.

8. Для боротьби з шумом використовують:

- звукопоглинаючі та звукоізолюючі засоби;
- зниження рівнів шуму в джерелі його утворення (застосовується, як правило, в процесі проектування);
- раціональне планування виробничих приміщень та робочих місць.

9. З метою зниження нервово-емоційного напруження, втоми зорового аналізатора, кистей рук, усунення негативного впливу гіподинамії та монотомії необхідно виконувати спеціальні вправи та масаж кистей рук та очей, а також у спеціально обладнаному приміщенні проводити сеанс психофізіологічного розвантаження.

10. Освітлення робочого місця має відповідати вимогам СНіП 11-4-79 „Денне та штучне освітлення. Норми проектування”.

Від освітлення виробничого місця значною мірою залежить продуктивність та безпека праці, а також якість продукції. Через те, що інколи виникає невідповідність в маркуванні встановлених освітлювальних

приладів розрахованим, зробимо остаточний розрахунок штучної освітленості в лабораторії.

2.1. Розрахунок штучної освітленості в приміщенні, де встановлені ПК

Зробимо розрахунок штучного освітлення методом коефіцієнта використання світлового потоку, призначеного для розрахунку загального рівномірного освітлення горизонтальних поверхонь:

$$F_{л} = \frac{E_{н} S k Z}{n \eta},$$

де $F_{л}$ - світловий потік лампи у світильнику, лм; $E_{н}$ - мінімальне освітлення, лк; k - коефіцієнт запасу; n - число світильників; z - коефіцієнт нерівномірності освітлення, $z = 1,2$; η - коефіцієнт використання світлового потоку; S - площа приміщення, m^2 .

Коефіцієнт використання світлового потоку η визначаємо через індекс помешкання φ і оцінюємо коефіцієнти відбитку поверхонь помешкання.

Індекс помешкання визначаємо по формулі :

$$\varphi = \frac{A \cdot B}{h_p (A + B)} = \frac{10 \cdot 6}{2(10 + 6)} = 1,875.$$

де A - довжина помешкання, $A = 10$ м; B - ширина помешкання, $B = 6$ м; h_p - розрахункова висота підвісу світильника над робочою поверхнею, $h_p = 2$ м.

Оберемо коефіцієнти відбитку стелі $\rho_c = 70$ %, стін $\rho_c = 50$ %, робочої поверхні $\rho_p = 30$ %.

Мінімальна освітленість $E_{н} = 300$ лк. Кількість ламп $n = 12$. Коефіцієнт нерівномірності освітлення дорівнює $z = 1,2$.

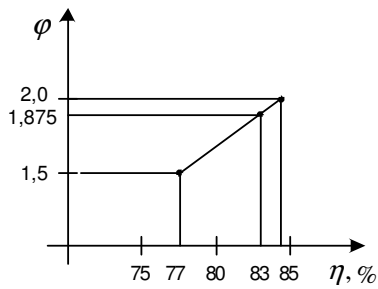


Рис.1. Знаходження коефіцієнту використання світлового потоку.

За графіком бачимо, що $\eta = 0,83\%$.

Визначимо світловий потік однієї лампи у помешканні, де встановлюється прилад:

$$F_{л} = \frac{E_n SkZ}{n\eta} = \frac{300 \cdot 60 \cdot 1,3 \cdot 1,2}{12 \cdot 0,83} = 2753 \text{ лм.}$$

По світловому потоку $F_{л} = 2753 \text{ лм}$, за таблицею, для напруги 220 В обираємо лампу накаливання типу “Гс” потужністю $W_{л} = 200 \text{ Вт}$ зі світловим потоком $F = 2700 \text{ лм}$.

Обчислимо сумарну потужність всієї установки освітлення:

$$W = n \cdot W_{л} = 12 \cdot 200 = 2400 \text{ Вт.}$$

У даному випадку використовується 12 ламп накаливання типу Гс.

3. Пожежна і вибухонебезпечна безпека в робочій зоні

Розглянуті в цьому підрозділі заходи розроблені згідно вимог ДСТ 12.1.004-91 по запобіганню пожежі та пожежного захисту, а також заходи згідно вимог ГОСТ 12.1.010-76 по вибухозапобіганню та вибухозахисту. Пожежна та вибухова безпека – це стан об’єкту, при якому виключається виникнення пожежі і вибуху, а у випадку появи запобігається дія на людей небезпечних факторів пожежі і вибуху, а також забезпечується захист і збереження матеріальних цінностей. При роботі з ПК причинами виникнення пожежі можуть бути:

- перенавантаження і несправність електричних пристроїв (невірно вибраний переріз дротів електромереж і невірний підбір електроприладів, світильників, несправність у електромережі, електроприладах, відсутність або несправність заземлення);
- можливість іскріння від поганого контакту між електричними з'єднаннями;
- необережне поводження з вогнем (паління, використання відкритого вогню, залишені без нагляду електропобутові прилади, електрообігрівачі).

3.1.Організаційні та технічні заходи щодо підвищення пожежної і вибухонебезпечної безпеки в лабораторії, де встановлені ПК

Необхідно у приміщеннях лабораторій встановлювати надійні засоби попереднього оповіщення небезпеки виникнення пожежі. Для цього на стелі лабораторії встановлюється декілька датчиків пожежної сигналізації.

Профілактику пожеж, вибухів та загорянь слід проводити за рахунок посилення контролю і підвищення вимог до виконання правил пожежної безпеки.

Виправити ці причини можна також шляхом підвищення контролю за чітким виконанням правил упорядкування електропристроїв під час монтажу електроустаткування і вірної його експлуатації.

3.2.Заходи, що здійснюються у випадку виникнення пожежі в лабораторії, де встановлені ПК

У разі виявлення ознак горіння (дим, запах гару) необхідно вимкнути апаратуру, знайти джерело займання і вжити заходів щодо його ліквідації, повідомити керівника робіт. В разі виникнення вогнища пожежі у лабораторії, де встановлені ПК необхідно:

1) відключити електричне живлення (якщо джерелом загоряння став ЕОК або інший електроприлад);

2) в разі виникнення невеликого вогнища пожежі, його необхідно локалізувати і приступити до гасіння первинними засобами пожежегасіння. В приміщенні повинні постійно знаходитися вуглекислотні вогнегасники (ВВ-2)- з розрахунку 2 шт. на кожні 20 м² площі приміщення;

3) при більш значній пожежі - повідомити пожежну частину, вжити заходів щодо евакуації людей (робітники, що працюють в лабораторії, мають бути ознайомлені з планом та порядком евакуації з приміщення, який має бути повішеним на видному місці);

4) при необхідності прийняти міри по наданню першої медичної допомоги, викликати «швидку».

4.Інструкція з охорони праці для оператора ПК

4.1.Загальні вимоги:

1) до роботи допускається інженерно-технічний склад, що вивчив об'єкт, діючу інструкцію, а також склав залік з технічної безпеки та пожежної безпеки;

2) ремонт та наладку мають виконувати спеціалісти. При цьому інструмент має бути справним, джерело живлення відключеним;

3) робоче місце або ділянка має бути устаткована засобами захисту від пожежі - вогнегасник типу ОУ або порошковий. Слід пам'ятати, що при пожежі ПК забороняється використовувати воду для гасіння.

4.2.Спеціальні вимоги

Вимоги безпеки перед початком роботи

1) увімкнути систему кондиціонування повітря в приміщенні;

2) перевірити надійність встановлення апаратури на робочому столі Екран дисплея повинен бути нахиленим на 15-20° від вертикалі в сторону від оператора;

3) оглянути загальний стан апаратури, перевірити справність електропроводки, з'єднувальних шнурів, штепсельних вилок, розеток, заземлення (чи занурення);

4) щоденно перед початком роботи при вимкненій настільній видавничій системі прибирати ледь змоченою мильним розчином бавовняною ганчіркою порох з поверхонь апаратури. Екран дисплея та захисний екран протирати ваткою, змоченою у спирті.

Не дозволяється використовувати рідинні або аерозольні засоби для очищення поверхонь апаратних засобів настільної видавничої системи;

5) відрегулювати освітленість робочого місця;

6) відрегулювати сидіння стільця;

7) приєднати до системного блока необхідну апаратуру;

8) ввімкнути апаратуру ПК вимикачами на корпусах у послідовності: стабілізатор напруги, дисплей, системний блок, принтер (якщо передбачається друкування);

9) відрегулювати яскравість свічення екрана дисплея, мінімальний розмір точки свічення, фокусування, контрастність:

- яскравість знака (яскравість фону) – 80-120 кд / м²;

- контраст – не більше 3:1;

- мінімальний розмір точки свічення (пікселя) – не більше 0,3 мм для монохромних зображень;

- модуляція щодо яскравості растру – не більше 0,4 для монохромних зображень і не більше 0,7 для багатоколірних зображень.

10) при виявленні будь-яких несправностей роботу не розпочинати, повідомити про це керівника.

Вимоги безпеки під час виконання роботи

Під час виконання роботи необхідно:

- 1) стійко розташувати клавіатуру на робочому місці, не допускаючи її хитання;
- 2) слідкувати, щоб на робочому місці оператора не було зайвих предметів, що відволікають увагу;
- 3) для зняття статичної електрики рекомендується час від часу торкатися до металевих поверхонь та вмивати руки теплою водою;
- 4) для зниження напруженості праці необхідно рівномірно розподіляти і чергувати характер робіт відповідно до їх складності;
- 5) з метою профілактики негативного впливу на здоров'я ОКН виробничих факторів необхідно дотримуватися режимів праці та відпочинку: після кожної години роботи з дисплеєм необхідно робити перерву для відпочинку тривалістю 10 хвилин.

Вимоги безпеки після закінчення роботи

Після закінчення роботи необхідно:

- 1) закінчити та записати у пам'ять ПК файл, що знаходиться в роботі. Вийти з програмної оболонки і повернутися у середовище MS DOS;
- 2) вимкнути принтер, дисплей і процесор. Вимкнути стабілізатор, якщо ПК підключений до мережі через нього. Штепсельні вилки витягнути з розеток. Накрити клавіатуру пластмасовою кришкою для запобігання попадання в неї пилу;
- 3) прибрати робоче місце;
- 4) вимкнути кондиціонер, освітлення і загальне електроспоживання приладу;
- 5) в спеціально обладнаному приміщенні провести сеанс психофізіологічного розвантаження і зняття втоми з виконанням спеціальних вправ аутогенного характеру.

Вимоги безпеки в аварійних ситуаціях

- 1) при раптовому припиненні подавання електроенергії, вимкнути настільну видавничу систему в такій послідовності: периферійні пристрої,

дисплей, системний блок, стабілізатор напруги і витягнути штепсельні вилки з розеток;

2) при виявленні ознак горіння (дим, запах гару), вимкнути апаратуру, знайти джерело займання і вжити заходів щодо його ліквідації, повідомити керівника робіт;

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

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

5) у разі виникнення пожежі негайно повідомити пожежну частину, вжити заходів щодо евакуації людей і приступити до гасіння первинними засобами пожежегасіння: в приміщенні постійно повинні знаходитися вуглекислотні вогнегасники (ВВ-2)- з розрахунку 2 шт. на кожні 20 м² площі приміщення з урахуванням гранично допустимих концентрацій вогнегасної речовини.

5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1. Аналіз впливу техногенних чинників на навколишнє природне середовище.

Авіація впливає нанавколишнє середовище, оскільки авіаційні двигуни спричиняють шум, викидають продукти згоряння авіаційного палива, пил, газ, що сприяють зміні клімату та глобальному потеплінню. У ЄС, викиди парникових газів від авіації збільшилися на 87% в період між 2010 і 2020 роках. Існує тривала дискусія з приводу можливого оподаткування на авіаквитки і включення авіації в систему торгівлі квотами викидів, з метою повного забезпечення зовнішніх витрат авіації, що прийняті до уваги. Будь-яка людська діяльність, що пов'язана зі згорянням палива, а особливо більшість форм авіації виділяє вуглекислий газ (CO₂) в атмосферу Землі, що сприяє прискоренню глобального потепління. Виняток становлять дельта планери, парапланери. Також CO₂ викидають більшість повітряних суден у польоті в результаті спалювання палива, такі як Jet-A (турбіна літака) або авіаційний бензин (поршневі літаків). Авіаційна промисловість також сприяє викидам парникових газів що виробляє наземний транспорт аеропорту а також той транспорт, що використовують пасажери і співробітники для доступу до аеропортів, а також викиди від виробництва електричної енергії, яка використовується в будівлях аеропорту. Внесок цивільного літака в польоті викидів CO₂, за оцінками становить близько 2%. Негативно впливають на озоновий шар атмосфери висотні польоти літаків, запуски космічних кораблів і військових балістичних ракет.

Підраховано, що в результаті 100 запусків поспіль космічного корабля "СпейсШаттл" майже вщент зруйнувався б захисний озоновий шар Землі.

<i>Кафедра АКСУ</i>				<i>НАУ 20 01 82 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Будовський Б. О.</i>			<i>Охорона навколишнього середовища</i>	<i>Лит.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Кривоносенко О. П.</i>						
<i>Консульт.</i>	<i>Фролов В. Ф.</i>						
<i>Н. Контр.</i>	<i>Дивнич М. П.</i>						
<i>Зав. Каф.</i>	<i>Тачиніна О. М.</i>						
					151-201М		

Так, лише один сучасний реактивний пасажирський літак протягом восьмигодинного польоту з Європи в Америку "з'їдає" від 50 до 75 т кисню, викидаючи натомість в атмосферу десятки тонн вуглекислого газу, оксидів азоту та інших шкідливих сполук. Літаки в польоті сприяють зміні клімату в трьох напрямках:

Вуглекислий газ (CO₂). Вуглекислий газ є продуктом повного згоряння вуглеводневого палива такого, як бензин, авіаційне паливо і дизельне паливо. Викиди CO₂ від літаків в польоті є найбільш значущими і найбільшим елементом загального внеску авіації у зміну клімату. Викиди CO₂ в даний час вважається, що вони мають такі ж атмосферні ефекти, як від наземних викидів, тобто не залежать від висоти. У 1992 році викиди CO₂ від літаків оцінюється на рівні близько 2% від всіх таких антропогенних викидів, хоча концентрація CO₂ пов'язана з авіацією в 1992 році склала близько 1% від загального обсягу антропогенних викидів, тому що викиди відбулися тільки в останні 50 років.

Оксиди азоту (NO_x). Емісія оксидів азоту NO_x – наслідок високої температури в зоні горіння палива, при якій можливе окислювання азоту, що втримується в повітрі. Кількісно Э. в. в. характеризується індексами емісії окремих компонентів (число грамів компонента на 1 кг витраченого палива). Індокси CO й C_nH_m тим більше, чим нижче температура й тиск у камері згоряння. Вони максимальні при рулюванні літака в аеропорті, при зльоті досягають мінімуму й залишаються близькими до мінімуму у всіх польотних фазах. Для NO_x закономірність зворотна – індекс максимальний при зльоті. Зниження емісії CO, C_nH_m і сажі забезпечується поліпшенням розпилування й розподілу палива. Ці ефекти не були визначені кількісно. Ця проблема не поширюється на літаки, які літають нижче тропосфери, такі як легкий літак або кілька літаків пасажирських перевезень.

Водяна пара (H₂O). Дуже великі літаки в польоті на великій висоті випускають водяну пару, також викиди парникових газів, які за певних атмосферних умовах формують конденсат, або інверсію. Інверсію видно на

хмарах у вигляді ліній, які формуються в холодних, вологих середовищах - це ефект глобального потепління (хоча і менш значний, чим викиди CO₂ або NO_x). Інверсії вкрай рідкісні, зустрічаються на літаках що мають низьку висоту польоту, або гвинтових літаках або вертольотів

5.2. Принципи роботи авіаційних підприємства їх вплив на довкілля

Проблеми в економіці призвели до значного зменшення об'ємів роботи цивільної авіації України. Щорічне зменшення попиту на авіаційні перевезення призвело до закриття частини українських аеропортів, збиткової роботи вітчизняних авіакомпаній. Цивільна авіація, на відміну від авіаційної промисловості, на деякий час втратила свої позиції в економічному житті країни. Діяльність повітряного транспорту, як і багатьох інших галузей економіки, пов'язана з певним впливом на навколишнє середовище. До недавнього часу питанням впливу на природне довкілля не приділялося значної уваги. Нині ситуація докорінно змінилася і в багатьох країнах втілюються політичні і економічні заходи, направлені на зменшення впливу авіації на природу. На жаль, відсутність відповідної уваги до проблем авіаційного транспорту в Україні не сприяє проведенню аналогічних заходів у нашій країні. Здавалося б, незначні об'єми роботи повітряного транспорту нездатні причинити значний вплив на стан навколишнього середовища. Та по-перше, не можна бути впевненим у вищесказаному, не провівши відповідних розрахунків, а по-друге, аналіз можливостей розвитку авіаційної галузі в Україні показав, що з виходом держави з економічної кризи зростання попиту на повітряні перевезення може скласти 30-40% щорічно. Коли ми порівнюємо відповідні показники використання авіації, як транспорту в різних країнах, то висновки від такого порівняння будуть більше ніж приголомшливі. По використанню повітряного транспорту на душу населення країни Україна відстає від країн Європи в середньому в 20-25 разів і вийшла на рівень таких африканських країн як Синегал та Судан. Таким чином поступовий перехід України до європейського рівня життя

приведе до збільшення об'ємів авіаційних перевезень в державі. Більше того, слід відмітити, що крім літаків, що злітають і приземляються в українських аеропортах, існують і такі, що транзитно пролітають територію по авіаційним трасам міжнародного користування. Їхня кількість не залежить від рівня життя українського населення, а введення в дію нової системи аеронавігаційного обслуговування призведе до збільшення кількості транзитних літаків.

Вплив авіації на довкілля може бути двох видів – хімічним і фізичним. До факторів хімічного впливу відносять емісію шкідливих речовин авіаційними двигунами та дію їх на озоновий шар атмосфери. Фактори фізичного впливу – авіаційний шум та звуковий удар. Аналіз останніх робіт по охороні навколишнього середовища при авіатранспортних процесах, проведених в різних країнах, в рамках ІКАО, останніх вітчизняних досліджень, було виявлено головні особливості такого впливу.

Авіація використовує сьогодні два види палива: авіаційний бензин і авіаційний гас. На долю літаків з поршневіми (бензиновими) двигунами припадає сьогодні менше ніж 2% палива, яке використовується світовою цивільною авіацією в цілому, для України цей показник ще менший. Таким чином, при аналізі забруднення атмосфери можемо розглядати тільки викиди продуктів горіння авіаційного гасу. До складу цивільної авіації входять літальні транспортні засоби, які можна класифікувати наступним чином: вертольоти, літаки авіації загального призначення, літаки місцевих ліній, магістральні літаки. Магістральні літаки використовують більше ніж 86% палива від загальної кількості використаного в світі, для України цей показник значно більший. Досвід показує, що кількісні показники емісії шкідливих речовин пропорційні кількості використаного палива. Таким чином, основні розрахунки впливу емісії на довкілля ми можемо провести, використовуючи показники емісії саме для цього класу повітряних машин.

Аналіз кількісних і якісних показників компонентів емісії дозволив виділити три найбільш вагомні з них: окис вуглецю (CO); вуглеводні (C_nH_m);

окисли азоту (NO_x). Кількісною характеристикою викидів є індекс емісії, який показує скільки грамів шкідливої речовини виділяється при спалюванні одного кілограма палива. Індокси емісії залежать від типу та конструкції авіадвигунів, а також від режиму їхньої роботи (виділяють чотири основних режими: 1 - зліт, 2 - набір висоти, 3 - захід на посадку, 4 - малий газ). Сьогодні, в рамках роботи ІКАО по охороні навколишнього середовища при авіатранспортних процесах, створено єдину базу даних по емісії авіаційних двигунів, в якій указано індокси емісії шкідливих речовин на різних режимах роботи, для всіх моторів, що використовуються в міжнародній цивільній авіації.

На сьогодні не існує єдиної думки стосовно впливу емісії на озоновий шар Землі. Ця думка підтверджена аналізом чисельних літературних джерел та відповідних матеріалів конференцій ІКАО. Можливо, в майбутньому це питання буде вирішено (цим займаються зараз спеціальні комісії ІКАО), і можна буде оцінити вплив цивільної авіації на довкілля з більшою точністю.

Шум, що створюється повітряним судном, складається з шуму його силової установки та аеродинамічного шуму планера. Шумовий вплив характеризується рівнями звуку і вимірюється в децибелах (дБ). Роботи ІКАО по вивченню дії шуму на людину довели, що вплив залежить не від рівня шуму, а від частот, на яких ці рівні виникають, або від шумності (одиниця виміру – ної).

Для глибшого аналізу негативного впливу авіаційних підприємств на навколишнє середовище слід охарактеризувати науково-методичні підходи, що можуть бути використані для розрахунку збитків від впливу повітряного транспорту на навколишнє середовище.

Економічні збитки від впливу авіації на навколишнє середовище слід визначати від емісії авіаційних двигунів та від шумового впливу. Відмінності впливу та різні умови роботи спонукають до проведення окремих розрахунків збитків від емісії при прольоті території, емісії в зоні аеродрому, шумового впливу. Таким чином збитки:

$$Z = Z_e + Z_{ш} = Z_{ep} + Z_{ea} + Z_{ш}, \quad (1)$$

де: Z_e – збитки від емісії;

$Z_{ш}$ – збитки від шуму;

Z_{ep} – збитки від емісії при прольоті території;

Z_{ea} – збитки від емісії в зоні аеропорту.

Економічний оптимум якості навколишнього середовища відповідає мінімуму витрат, обумовлених забрудненням довкілля, а соціальний – мінімуму збитків, що завдаються природному середовищу. Загальні витрати P складаються з витрат на запобігання забруднення Z і економічних збитків від забруднення Y .

$$P = Z + Y \quad (2)$$

Економічний ефект передбачає P_{\min} , соціальний – Y_{\min} .

Вищенаведений економічний механізм, повної компенсації збитків від впливу авіації на довкілля, не буде стимулювати авіакомпанії купувати більш сучасні і, як правило, більш дорогі літаки. Лише тепер стає зрозумілою роль ІКАО в цьому питанні. Здавалося б, обмеження по емісії та шуму запропоновані цією організацією в Додатку 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію, залежать від маси літака. Для більш сучасних літаків встановлено більш жорсткі вимоги, ніж до старих, крім того прикладаються зусилля для поступового виводу з експлуатації літаків які не відповідають деяким вимогам. Таким чином ІКАО не економічно, а адміністративно, змушує авіакомпанії оновлювати свій повітряний парк машинами з низьким впливом на довкілля. Якщо докладніше розібратися в заходах ІКАО по зменшенню впливу авіації на довкілля, стає зрозумілим, що ці заходи, крім адміністративної, мають ще й економічну основу. Адже при купівлі літака авіакомпанія порівнює всі характеристики повітряної машини, в тому числі ціну, строк експлуатації, строк через який літак може бути знятий з експлуатації як не відповідаючий вимогам ІКАО.

5.3. Методи та засоби захисту навколишнього середовища від впливу негативних чинників.

У зв'язку з обмеженістю запасів нафти на планеті, щорічним підвищенням цін на неї, в усьому світі проводяться роботи по вивченню нових видів палива, що могли б замінити нафтопродукти. Найбільш реальними замінниками сьогодні вважають рідкий водень та синтетичне реактивне паливо. В Росії розглядається можливість використання в якості авіаційного палива природного газу. Використання теорії Хотеллінга дозволило визначити, що ціна на природний газ в майбутньому може мати тенденції до підйому, тому ймовірність перспективності такого шляху досить низька.

Як було сказано вище, втілення в дію механізму компенсації збитків від авіатранспортних процесів мало зацікавить авіакомпанії в придбанні авіатехніки з низьким впливом на довкілля. Але створення такого механізму дозволить збільшити надходження в спеціальні фонди екологічного призначення. Такий механізм, враховуючи особливості чинників впливу авіації на навколишнє середовище, може складатися з двох частин: компенсації збитків від емісії та зборів за авіаційний шум.

Якщо збори за емісійне забруднення тільки починають з'являтися в практиці цивільної авіації, то збори за шум вже давно введені в дію в багатьох країнах світу, причому в різних країнах основи для їх розрахунків досить різні – це й обмеження по шуму, які встановлені в аеропорту, відповідність вимогам ІКАО, злітна вага та інше. Сьогодні робочі групи ІКАО рекомендують пов'язувати такі збори з реальними рівнями шумового впливу.

Для забезпечення безпечної експлуатації і зведення екологічного впливу авіаційних об'єктів на навколишнє середовище до мінімуму слід запровадити наступні заходи:

- застосування системи моніторингу шумів і емісії двигунів повітряних суден;
- використання пристроїв для очищення вентиляційних викидів від

- шкідливих речовин;
- облаштування очисних споруд виробничо-побутових і зливових стоків;
 - використання повітряних суден із мінімальними шумовими характеристиками;
 - оптимізація трас повітряних проходів у районі розташування об'єкта з метою зменшення їхнього шумового впливу на прилеглу територію;
 - правильний вибір місць установки й організація захисних зон у районах розташування радіотехнічних об'єктів і засобів посадки з метою захисту населення від впливу випромінювання електромагнітних полів;
 - збір, регенерація, утилізація і поховання відходів виробництва;
 - рекультивация і поліпшення малопродуктивних земель із використанням рослинного шару ґрунту, що знімається;
 - капітальні вкладення на компенсацію земель виведених із сільськогосподарського обігу, а також на відселення і створення послуг населенню.

Заходи спрямовані на зменшення шкідливого впливу авіації на навколишнє середовище наведені в табл. 5.1.

Виходячи з даних наведених в табл. 5.1 нижче охарактеризовані всі плюси та мінуси наведених у таблиці запобігаючі заходів, зокрема описана їх економічна та соціальна ефективність.

Таблиця 5.1

Показники ефективності природозберігаючих заходів в авіації

Заходи	Фактор впливу	Економічний ефект, тис.грн	Економічна ефективність, %	Соціальний ефект, тис.грн	Примітки

Модернізація двигуна	Емісія	- 22,7	- 75,8	7,26	Один двигун Д-30КУ
	Шум	- 24,5	- 81,6	5,52	
	Комбінований	- 17,2	- 57,4	12,8	
Модернізація планера	Шум	- 2834,5	- 94,5	165,5	Один Ан-24
Експлуатаційні заходи	Емісія	- 17,7	- 88,3	2,3	Бориспіль
		- 19,9	- 99,6	0,075	Миколаїв
	Шум	127	625	147	Бориспіль
		- 19,6	- 97,8	0,44	Миколаїв
	Комбінований	129,3	647	149,3	Бориспіль
		- 19,5	- 97,4	0,515	Миколаїв
Організаційні заходи	Шум	127	625	147	Бориспіль
		-19,6	- 97,8	0,44	Миколаїв

Аналіз результатів розрахунків дозволив зробити наступні висновки:

- з усіх розглянутих заходів економічно ефективні тільки експлуатаційні та організаційні;

- соціальний ефект приносять всі з вищезазначених методів, при цьому найбільші значення соціального ефекту притаманні найбільш радикальним заходам – модернізації двигуна та планера;

- організаційні та експлуатаційні заходи економічно ефективні тільки в аеропортах зі значною інтенсивністю польотів, в інших аеропортах вони також можуть бути ефективні, але при меншому ступеню їх впровадження

(менших витратах);

- результати розрахунків, що представлені в табл. 2, залежать від вибраних для розрахунків конкретних двигунів і аеропортів, але при зміні об'єктів, для яких проводяться розрахунки, висновки по результатах обчислень лишаються незмінними;

- при обчисленні ефективності (збитковості) модернізації двигуна і планера ми не врахували, що витрати на ці заходи будуть окупуватись на протязі десятків років, тоді як організаційні і експлуатаційні заходи дають ефект (соціальний і економічний) відразу ж після їх втілення.

5.4. Висновки

Узагальнення науково-методичних та практичних результатів дослідження негативного впливу авіаційних процесів на навколишнє середовище дозволило зробити наступні висновки:

- подальший розвиток цивільної авіації в Україні пов'язаний зі значним зростанням об'ємів перевезень і кількості транзитних ПС, які перетинають українську територію по міжнародних авіаційних трасах, негативною стороною такого росту є підвищення впливу авіації на довкілля, економічний механізм для компенсації якого в українській державі відсутній;

- на сьогодні найбільшу частку в загальних збитках має емісія авіаційних двигунів (61,2%), збитки від авіаційного шуму – 38,8, в далекому майбутньому співвідношення цих показників може змінитися в напрямку збільшення ваги шуму в загальній сумі збитків, а в найближчий час – навпаки, в зв'язку з очікуваним різким збільшенням транзитних ПС;

- вплив окисів азоту складає основу збитків від емісії двигунів (99% при прольоті території і 90% в зоні аеропорту, або в середньому 98%);

- найбільша частка збитків від емісії (75%) обумовлена польотами транзитних ПС.

- введення в дію економічного механізму компенсації шкідливого впливу цивільної авіації на навколишнє середовище не буде достатнім аргументом

для оновлення машинного парку авіакомпаній сучасними ПС з низьким впливом на довкілля, зате дозволить дещо покращити якість навколишнього середовища завдяки збільшенню надходжень в екологічні фонди, а в питаннях модернізації льотного парку слід як і раніше покладатися на адміністративні дії ІКАО.

- для зменшення шкідливого впливу авіації на довкілля економічно не вигідно впроваджувати радикальні заходи, достатньо зупинитися на більш простих і дешевих, таких як експлуатаційні та адміністративні, іноді можуть бути ефективні інженерно-будівельні роботи, показники ефективності вищевказаних заходів пропорційні до інтенсивності польотів в аеропорту;

- запропоновані у роботі науково-методичні підходи та результати економічної оцінки впливу авіації на навколишнє середовище, доцільно використовувати при вдосконаленні методів управління використання повітряного простору України.

ПЕРЕЛІК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ

1. АЗАРСКОВ В. Н., БЛОХИН Л. Н., ЖИТЕЦКИЙ Л. С. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации. – Монография. – К.: НАУ, 2006. – 437 с.
2. БЛОХІН Л. М., БУРИЧЕНКО М. Ю. Статистична динаміка систем управління: Підручник для ВНЗ. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.
3. АЗАРСКОВ В. Н., БУРИЧЕНКО М. Ю., САВИНОВ О.М., СУЩЕНКО О.А. Аналітичне конструювання вимірювальних систем. Спектральні алгоритми: Навчально – методичний посібник. – К.:НАУ, 2002. – 88с.
4. БЛОХИН Л. Н., КАДЫШЕВ И.К., ТРИФОНОВ – БОГДАНОВ П.И. Основы навигации и пилотажно – навигационные комплексы. Учебн. для вузов ГА. – М.: Воздуш. Транспорт, 1993. – 243с.
5. БЛОХИН Л. Н.. Оптимальные системы стабилизации. К.: Техника, 1982. – 144 с.
6. БЛОХИН Л. Н., БИМБАС В.С., КРИВОНОСЕНКО А.П. Основы инерциальной навигации: Учеб. пособие . – К.: КИИГА, 1992. – 104 с.
7. ВАГАНОВ В.Б., КОРЧУН В.И., РЮМШИН Н.А. Персональная ЭВМ в автоматике. – К.: Вища шк., 1992. – 79 с.
8. НАВАКАТІКЯН О.О., КАЛЬНИШ В.В., СТРЮКОВ С.М. Охорона праці користувачів комп'ютерних відеодисплейних терміналів. - Київ: Охорона праці, 1997. - 400 с.
9. ЕВЛАМОВ Л.Г. Контроль динамических систем. – М.: Наука, 1972. – 424 с.
10. НЕБЫЛОВ А.В. Гарантирование точности управления. – М.: Наука. Физматлит. 1998. – 304с.
11. ОСТРЕМ К.Ю. Введение в стохастическую теорию управления. Пер. с англ. /Под ред. Н.С. Райтмана. – М.: - Мир, 1973. – 320 с.

12. Случайные колебания / Под ред. С. Крендела / Пер. с англ. М.З. Козовского, В.А. Пальмова, К.В. Фролова. – М.: Мир, 1967. – 356с.
13. КВАКЕРНААК Х., СИВАН Р. Линейные оптимальные системы управления. – М.: Мир, 1977. – 650 с.
14. АЗАРСКОВ В. Н., БЛОХИН Л. Н., ЖИТЕЦКИЙ Л. С., КУССУЛЬ Н.Н. Робастные методы оценивания, идентификации и адаптивного управления. – Монография. – К.: НАУ, 2004. – 500 с.
15. ЕВЛАНОВ Л.Г. Контроль динамических систем. – М.: Наука, 1972. – 424 с.
16. БЛОХИН Л.Н. Синтез оптимальных робастных систем в задачах эргономики и стохастической стабилизации // Кибернетика и вычислительная техника. – 1999. – Вып. 122. – С. 28 – 50.
17. БЛОХИН Л.Н., КАЗАК В.Н. Синтез оптимальной робастной системы стабилизации объекта с отказывающими элементами. // Кибернетика и системный анализ. – 2000. – Вып. 3. – С. 151 – 158.
18. БЛОХИН Л.Н., БИЛАК Н.В. Новый функционал и задача синтеза робастных оптимальных систем стохастической стабилизации // Кибернетика и вычислительная техника. – 2004. – Вып. 144. – С. 83 – 98.
19. ПОТЕМКИН В.Г. Система инженерных и научных расчетов MATLAB 5.x – ДИАЛОГ – МИФИ, 1999. – Т. 1 – 336 с; Т. 2 – 304 с.
20. ЛАЗАРЕВ Ю.Ф. Початки програмування у середовищі MATLAB. - К.: Політехніка, 2000. - 396 с.
21. МЕДВЕДЕВ В.С., ПОТЕМКИН В.Г. Control System Toolbox. MATLAB 5 для студентов. - М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 1999. -287с
22. ПОТЕМКИН В.Г, РУДАКОВ П.И. Система MATLAB 5 для студентов. - М.:ДИАЛОГ-МИФИ, 1999. - 448 с.

ВИСНОВКИ

1. На основі аналізу сучасного стану і перспектив розвитку авіаційної галузі показано актуальність проблеми удосконалення існуючих систем стабілізації шляхом синтезу оптимальних структур регуляторів в контурі стабілізації.

2. Проведено аналіз існуючих способів дослідження динаміки об'єктів і на його основі розроблено методику синтезу оптимальних передаточних функцій замкненої системи з урахуванням особливостей динаміки такої системи як нестійкого об'єкта керування та стохастичних впливів.

3. Із застосуванням розроблених методики і алгоритму вирішена задача синтезу оптимальної системи стабілізації висоти вертолітного БПЛА в режимі висіння.

4. Показано доцільність і ефективність аналітичного конструювання оптимальних по точності систем стабілізації.

ДОДАТОК

Програма розрахунку системи стабілізації висоти БПЛА

```
clc
clear
%Ishodnie dannie
k0=12
w1=0.7
w2=0.008
%w2=0.018
w0=0.5
dempf=0.4
k=0.5
C=0.1
R=1
s=tf('s');
% Zadanie objekta
disp('==== Zadanie objekta ===');
P=(s+w1)*(s^2-2*dempf*w0*s+w0^2)
M=k0*(s+w2)
K=k
P_=ctranspose(P);
M_=ctranspose(M);
% Spektralnajaplotnost vosmishenija disp("= Spektralnaja
plotnost vosmishenija==="); Sgm_f=1;
Sff=Sgm_f^2/pi*(1.5^2)/(-(1.5*s)^2+1)
% Spektralnaja plotnost pomechi izmerenija
disp('=== Spektralnaja plotnost pomechi izmerenija ===');
Sii=0

% P^-1
disp("");
P_1=1/P
zpk(P_1)
P_1_=ctranspose(P_1);
%Separacia P_1
disp('=== Separacia P_1 ===');
[num,den]=tfdata(P_1,'v');
% Polusa P^-1 v levoy poluploskosti
disp('=== Polusa P^-1 v levoy poluploskosti ===');
[bs,as,ks]=sep_left(num,den);
P_1_plus=tf(bs,as)
zpk(P_1_plus)
% Polusa P^-1 v pravoy poluploskosti
disp('=== Polusa P^-1 v pravoy poluploskosti ===');
[bs,as_P_1_minus,ks]=sep_right(num,den);
P_1_minus=tf(bs,as_P_1_minus)
zpk(P_1_minus)
disp('===P===');
P_1
zpk(P_1)
disp('=== P_1_plus+P_1_minus ===');
P_1_plus+P_1_minus
```



```

to=tf(num(l),l) num=num-num( 1 )*den
num=smpoly(num,0.000000001)
[bs,as,ks_Tl]=sep(num,den); disp('=== To
===')
To=tf(ks_Tl,l) disp('=== T_+ ===')
T_u=tf(bs,as)
%T_plus=tf(bs,as)+tf(ks_Tl,1)
T_plus=tf(bs,as)+tf(ks_Tl,1) zpk(T_plus)
T_plus=tf(bs,as)+to
zpk(T_plus)
disp('=== Polusa T v pravoj poluploskosti ===');
[num,den]=tfddata(T,'v');
[bs,as,ks_Tr]=sep_right(num,den);
T_minus=tf(bs,as) zpk(T_minus) disp('=== T ===');
T
zpk(T)
disp('=== T_plus+T_minus ==-');
T_plus+T_minus
zpk(T_plus+T_minus)
% disp('=== SEP T novoe ===')
% T
% zpk(T)
% [T_nul,T_plus,T_minus]=sep_uni(T);
% disp('=== T_nul ===');
% T_nul
% disp('=== T_plus ===');
% T_plus
% disp('=== T_minus =');
% T_minus
% disp('=== T_nul+T_plus ===');
% T_nul+T_plus
% disp('===== proverka **** T_nul+T_plus+T_minus ==='); %
Tp=T_nul+T_plus+T_minus % zpk(Tp)
% T
% zpk(T)
disp('=== Vichislenie F ===');
F=G_1 *T_plus*Do_1 zpk(F)
F=minreal(F)
zpk(F)
disp('=== Vichislenie Fu ===');
Fu=B*F+A
zpk(Fu)
Fu=minreal(Fu)
zpk(Fu)
disp('=== Vichislenie Fx ===');

```

```

We=tf([0.1 1],[1])
Fxx=(P-M*We)^(-1)
[num,den]=tfdata(Fxx,'v');
tol=0.001;d=smpoly(num,tol);c=smpoly(den,tol);
Fxx=tf(d,c)
zpk(Fxx)
Fxxl=(P-M*W)^(-1)
[nurn,den]=tfdata(Fxxl,'v');
tol=0.000001;d=smpoly(num,tol);c=smpoly(den,tol);
Fxxl=tf(d,c)
zpk(Fxxl)
disp('=== Vichislenie W ==='); zpk(W)
disp('=== Vichislenie Fxn=(P-M*W)^(-1) ===');
Fxn=(P-M*W)^(-1)
zpk(Fxn)
disp('=== Vichislenie Fun=W*(P-M*W)^(-1) ===');
F un=W*(P-M*W)^(-1) zpk(Fun)
disp('=== Vichislenie En=P*Fx-M*Fu ===');
En=P*Fx-M*Fu
[num,den]=tfdata(En,'v');
tol=0.00000001;d=smpoly(num,tol);c=smpoly(den,tol);
En=tf(d,c)
En=minreal(En)
zpk(En)

```