

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

Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувачка кафедри
Тачиніна О.М.

“ _____ ” _____ 20__р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”**

Тема: Стабілізація підвісного вантажу вертольота

Виконавець: Булавко Ярослав Миколайович

Керівник: к.т.н., доцент Кривоносенко О. П.

Нормоконтролер: к.т.н., доцент Дивнич М. П.

Київ 2021

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Затвердження теми дипломної роботи.	01.12.2020– 10.12.2020	
2	Підготовка вихідних статистичних даних для дослідження системи та її обробки	11.12.2020– 12.12.2020	
3	Аналіз каналу автопілоту вертольоту при випадкових зовнішніх впливах	13.12.2020 – 15.12.2020	
4	Розрахунок основних параметрів закону керування системи стабілізації вертольоту з вантажем на зовнішньому підвісі	16.12.2020 – 30.12.2020	
5	Моделювання синтезованого закону керування	01.01.2021 – 05.01.2021	
6	Оформлення результатів дослідження	06.01.2021 – 12.01.2021	
7	Оформлення дипломної роботи, підготовка доповіді та презентації.	13.01.2021 – 20.02.2021	

8. Дата видачі завдання «_____» _____ 20____ р.

Керівник роботи (проекту) _____ Кривоносенко О.П.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ Булавко Я.М.
(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Стабілізація підвісного вантажу вертольота»: 69 сторінок, 18 рисунків, 16 графіків, 21 використаних літературних джерел.

Предметом досліджень є канал стабілізації просторового положення вертольоту з підвісним зовні вантажем. Основною метою досліджень є обґрунтування методики синтезу оптимальних замкнутих систем стабілізації нестійких об'єктів, вибір спектральних алгоритмів синтезу та аналізу багатомірних динамічних систем з урахуванням стохастичних впливів та завад вимірювання в контурі управління.

Вибрані методи та алгоритми оптимального синтезу, дозволяють створити дійсно конкурентоспроможні системи стабілізації, які забезпечують найбільшу точність стабілізації вертольоту та його підвісного вантажу по кутовому положенню.

ВЕРТОЛІТ, АВТОПЛОТ, ПІДВІСНИЙ ВАНТАЖ, АЛГОРИТМ, СИНТЕЗ, СПЕКТРАЛЬНА ЩІЛЬНІСТЬ, МАТРИЦЯ ПЕРЕДАТОЧНИХ ФУНКЦІЙ, ТАНГАЖ, ВИПАДКОВІ ЗАВАДИ, ОПТИМАЛЬНА СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ, ФУНКЦІОНАЛ ЯКОСТІ.

ВСТУП

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

Авіаційна промисловість України є однією з провідних наукоємних галузей країни, робота якої забезпечує створення великого числа робочих місць в авіаційній та суміжних галузях промисловості і має істотне значення для забезпечення обороноздатності держави.

У створенні авіаційної техніки беруть участь близько 1500 підприємств машинобудування, приладобудування, металургії, радіотехнічної та інших галузей промисловості. Розвиток вітчизняної авіапромисловості є однією з пріоритетних завдань держави. Повітряний транспорт країни, який виконує більше третини обсягу пасажирських перевезень, вимагає в найближчі роки оновлення парку у зв'язку з виробленням ресурсу та технічним старінням. Близько 70 відсотків повітряних суден знаходяться на завершальній стадії експлуатації.

Авіаційний транспорт посідає особливе місце серед найбільш розвинених видів транспорту України. Його головним завданням в транспортній системі держави є виконання функцій, пов'язаних з реалізацією і розвитком зовнішньоекономічних зв'язків України та плануванням довгострокового науково-технічного прогресу. Слід зазначити окрему роль вертольотів серед авіаційного транспорту. Вертоліт - багатоцільова машина. У силу властивих йому вигідних характеристик конструкції, таких як: компактність, здатність вертикального зльоту і посадки, відсутність необхідності спеціальних аеродромних майданчиків, можливості оперативної доставки невеликих партій вантажів та людей в труднодоступні райони, висока надійність - визначає широку сферу застосування у військових і цивільних цілях. Вертоліт ефективно використовується при бойових діях, при патрулюванні, операціях порятунку на землі і воді, оперативної доставці медперсоналу, хворих та поранених в госпіталі. У національному господарстві вертоліт використовується для доставки людей і вантажів за відсутності інших шляхів сполучення. У промисловості вертоліт застосовується для монтажних робіт на високовольтних об'єктах, доставки вахтового персоналу на віддалені об'єкти, наприклад на морські нафтові платформи. Ефективне застосування вертольотів також в сільському

господарстві, при дорожньому і пожежному патрулюванні. Вертоліт широко використовується для фотозйомок місцевості та об'єктів, виробництва кінозйомок на кіностудіях, як повітряне таксі.

Області застосування вертольотів досить численні. Все різноманіття операцій, які виконуються вертольотами, можна розділити на дві категорії: військову і цивільну.

Рятувальні операції і повітряна швидка допомога. Вертольоти спочатку проектувалися з метою їх використання в операціях порятунку, і однією з найпоширеніших сфер застосування вертольотів є надання швидкої допомоги. Їх часто можна зустріти на місці небезпечних подій і катастроф. Вони здатні приземлитися на обмеженій ділянці з командою кваліфікованих медиків на борту, які надають потерпілим допомогу на шляху до медичної установи. Вертольоти також використовують і для звичайної транспортування хворих і поранених, якщо потрібно їх швидко доставити або якщо так зручно пацієнтові, а це дуже важливо в теперішній час під час бойових дій на сході України.

Вантажний підйом. Деякі типи вертольотів сконструйовані для перевезення важких вантажів. Перевезення вантажу по повітря є одним з практичних застосувань цієї концепції. Будівельники і розвідники нафти широко використовують здатність вертольотів піднімати важкі або об'ємні об'єкти і встановлювати їх на місце.

Використання у військовій справі. Рятувальні операції і швидка повітряна допомога. Вертольоти широко використовуються в гуманітарних цілях. Багато країн в усьому світі мають берегову охорону, яка займається рятувальними операціями на морі. Вертольоти використовуються для транспортування хворих і поранених з поля бою. Інші направляються за лінію фронту для вивозу і виявлення людей.

Актуальність теми. У зв'язку з розширенням сфери застосування вертольотів збільшується роль автоматизації їх польоту. На більшості режимів польоту вертольоти є нестійкими. Найгірші характеристики стійкості і керованості вертольоти мають на режимі висіння, який є для них специфічним і використовується при виконанні багатьох завдань. До їх числа відноситься використання вертольотів на транспортних, авіаційних будівельно-монтажних (АБМ) і аварійно-відновлювальних роботах (АВР), при пошуку підводних човнів, на випробуванні радіотехнічних засобів і приладів, рятувальних та інших роботах.

Аналіз динаміки [3,5,6] показує, що причиною нестійкості вертольотів на режимі висіння є відсутність поновлюючого моменту по відхиленню відносно центру мас і мале демпфування цього руху.

Відомо, що вертольоти характеризуються (крім іншого) використовуваною системою "стабілізації обертання". Або, якщо говорити більш формально, системи компенсації реактивного (крутного) моменту від несучого гвинта. Фізичні "закони збереження енергії" гарантують, що якщо реактивний момент несучого гвинта ніяк не компенсований, то корпус вертольота під час польоту буде обертатися в напрямку, протилежному напрямку обертання несучого гвинта.



Для компенсації "шкідливого моменту" використовують різні методи, що визначають схему вертольота. Наприклад, оснащують вертоліт додатковим хвостовим (рульовим) гвинтом, - така схема застосовується на переважній більшості сучасних вертольотів. Інший варіант: використання декількох несучих гвинтів (традиційно використовують два), що компенсують обертаючі моменти один одного.

Є і відносно нова схема стабілізації обертання - NOTAR (від англ. No Tail Rotor), яка в широких колах відома мало.

Тим часом, принцип дії NOTAR не складний: частина потоку повітря від несучого гвинта через спеціальні повітрязбірники надходить в компресор,

розташований нижче гвинта. Цей компресор приводиться в рух "основним двигуном" вертольота і жене потік повітря через хвостову балку до стабілізаторів і кілям. В кінці хвостової балки знаходиться спеціальна бічна щілина і сопло. Повітря виривається через щілину і створює реактивну тягу, що компенсує крутний момент. Сопло використовується для управління "реактивним потоком", що забезпечує "рулювання" вертольотом по курсу.

Вважається, що NOTAR надійніше, безпечніше і тихіше за інші конструкції. NOTAR застосовується зараз серійно тільки на вертольотах компанії MD Helicopters.

Стійкість і керованість вертольотів можна поліпшити шляхом використання горизонтального і вертикального оперень. Але з огляду на режим висіння - цей спосіб є неефективним, як і на режимі малих швидкостей. Нестійкість вертольота примушує льотчика безперервно втручатися в управління, щоб забезпечити стійкість замкнутої системи "вертоліт – льотчик". Ця частина роботи стомлює льотчика і утрудняє пілотування.

Основним шляхом поліпшення стійкості і керованості вертольота є використання автоматичних засобів, серед яких найбільшого поширення набули автопілоти.

Сучасні автопілоти, що встановлюються на вертольотах, виконують функції системи автоматичної стабілізації, а також полегшують управління вертольотом.

Льотчик може повністю передати управління автопілоту, а свою увагу зосередити на виконанні інших завдань.

Вертоліт в порівнянні з літаком має ряд особливостей. Система керування руху вертольоту, а саме його несучий гвинт, є рухомою частиною відносно фюзеляжу і одночасно виконує функції керма. Тому управління рухом центру мас вертольоту і обертанням відносно центру мас, наприклад, в подовжній площині, здійснюється не двома, як в літака, а лише одним органом – автоматом перекошу несучого гвинта.

При його відхиленні, окрім зміни горизонтальної сили, одночасно виникає момент відносно центру мас. Управління вертольотом по висоті польоту здійснюється безпосередньою зміною підйімальної сили при зміні кута загального кроку головного гвинта. Гвинт є складною аеродинамічною системою, яка має

власну динаміку і вносить ускладнення в динамічну модель та запізнювання до управління.

Рульові приводи системи управління вертольотом навантажуються силами, що містять періодичні складові, що генеруються основним гвинтом, чого немає в літака. Ефективність органів керування літаком пропорційна швидкісному напору, тоді як у вертольоту вона мало залежить від швидкісного напору.

Наприклад, керуючі моменти тангажа і крену одногвинтового вертольоту створюються відхиленням головного гвинта в вертикальній площині, тяга якого в сталому режимі приблизно дорівнює силі тяжіння вертольоту при всіх значеннях швидкісного натиску. Унаслідок вказаних особливостей для вертольоту не можна використовувати літакові автопілоти. Завдання автоматизації польоту вертольотів повинне вирішуватися з врахуванням їх специфіки.

При створенні перших автопілотів для вертольотів основну увагу звертали на забезпечення стійкості вертольоту.

Прагнення перетворити вертоліт на стабілізовану платформу приводило до великих значень передавальних чисел автопілоту. Весь діапазон відхилення органів управління при цьому міг бути використаний автопілотом.

Наполегливі пошуки привели до створення автопілотів, сервоприводи яких включаються в систему керування вертольоту таким чином, що органи керування можуть відхилятися незалежно льотчиком і автопілотом (завдяки диференціальній схемі включення сервоприводів). Безпека польоту забезпечується обмеженням відхилення органу управління автопілотом на величину 10-25% від повного ходу органу управління. Великий вклад в створення автопілотів для вертольотів внесли І.А.Міхальов, О.В.Успенський, В.Д. Саюров, І.С. Дмитрієв, І.А. Ерліх, Е.А. Петросян та ін.

Автопілот, утримуючи задане положення вертольоту в просторі, видає сигнали, протидіючі управлінню льотчиком. Для послаблення цих сигналів в каналах тангажу і крену використовуються компенсаційні датчики, що виробляють електричні сигнали, залежні від відхилення важеля управління. В процесі управління курсом і висотою польоту відбувається відключення сигналів по рисканню і висоті.

Автопілот, створений на основі вказаних принципів, стабілізує вертоліт на заданому режимі польоту, а в режимі управління він покращує динамічні характеристики вертольота, унаслідок чого значно полегшується робота льотчика і зменшується похибка управління.

Як раз таке нове дослідження розглядається в даній дипломній роботі.

Актуальність проблеми. Обрана тема є актуальною, тому що на даному етапі розвитку техніки вертольоти широко використовуються як у цивільній, так і у військовій сфері. Враховуючи, що галузь вертольотобудування досить динамічно розвивається за допомогою українських фахівців – проблема потребує більш детальної уваги. Розвиток цієї галузі обумовлений тим, що вертольоти ефективно використовуються при гасінні пожеж, запобіганні і локалізації наслідків нафтового і промислового забруднення довкілля, моніторингу радіаційного забруднення, виконанні функцій охорони правопорядку, та при багатьох інших авіаційних роботах, де використання іншої техніки не є доцільним або можливим. Також вертольоти використовуються на транспортних, авіаційних будівельно-монтажних (АБМ) і аварійно-відновних роботах (АВР). Враховуючи широкий спектр можливостей використання вертольотної техніки, необхідно приділити увагу розробці оптимального закону керування системи стабілізації, що використовується для стабілізації вертольоту над певним об'єктом на поверхні землі в режимі висіння.

Основну увагу конструктори вертольотів звертають на максимізацію точності пілотування та навігації, на збільшення вагової віддачі, надійності, на зниження вартості виробництва та експлуатації вертольота, 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 вертольоту, він потребує встановлення засобів автоматичної стабілізації. Метою цього є забезпечення таких динамічних характеристик замкнутої системи «льотчик-вертоліт з автопілотом», які мали б оптимальні значення з точки зору роботи в ній людини.

Це вказує на те, що в авіаційній галузі є ще багато не вирішених проблем. Одною з них є модернізація і покращення льотних характеристик вертолітних літальних апаратів.

Саме таке завдання було поставлене при виборі теми цієї дипломної роботи, а саме: **Стабілізація підвісного вантажу вертольота.**

Метою даної роботи є створення ефективного алгоритму при синтезі оптимальних по точності законів керування вертольоту для стабілізації у просторі як самого вертольоту так і підвішеного на його зовнішньому підвісі корисного вантажу.

Актуальність задачі, що розглядається у даній роботі, обумовлена необхідністю створення якісної системи стабілізації (автопілоту). Це потрібно для жорсткої стабілізації вертольоту на заданій траєкторії або над певною точкою земної поверхні при проведенні різних задач, наприклад, аерофотозйомки, для точного попадання в ціль ракет вертольотів бойової підтримки, а також при проведенні будівельно-монтажних робіт та інших видів робіт, тому дана робота є важливою і актуальною.

1. ЗАДАЧА АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛЬОТА З ВАНТАЖНИМ ПІДВІСОМ

В останній час у зв'язку із розширенням меж застосування літальних апаратів спостерігається зростаюче ускладнення їх систем керування. Вертольоти в цьому випадку не є виключенням. Якщо на перших вертольотах системи керування склалися лише з механічної проводки та механізмів відхилення органів управління, то в подальшому до системи управління увійшли гідропідсилювачі, що сприймають навантаження на органах керування, і прилади автоматичної стабілізації (автопілот, автомат обертів) для здійснення напівавтоматичного та автоматичного пілотування вертольота.

1.1 Особливості управління вертольотом

Вертоліт є літальним апаратом з вертикальними злітом і посадкою, підймальна сила якого створюється одним чи декількома (частіше двома) несучими гвинтами, що обертаються в горизонтальній площині. Вертоліт злітає вертикально без розбігу і здійснює вертикальну посадку без пробігу, нерухомо висить над одним місцем, допускаючи поворот навколо вертикальної осі в будь-яку сторону, робить політ у будь-якому напрямку зі швидкостями від нуля до максимальної. При змушеній зупинці двигунів у польоті вертоліт може зробити планувальний спуск і посадку, використовуючи само обертання (авторотацію) несучих гвинтів. Щоб уникнути зриву потоку з лопатів і для збільшення швидкості польоту деякі вертольоти мають невелике крило, що розвантажує несучі гвинти.

Кафедра АКСУ

НАУ 21 07 66 000 ПЗ

Виконав	Булавко			Синтез оптимальної стабілізації вертольота в режимі висіння з підвісом	Літера	Аркуш	Аркушів
Перевірив	Кривоносенко						
Н.контрол.	Дивнич				ФАЕТ 501з		
Зав.каф	Тачиніна						

У залежності від способу зрівноважування реактивного моменту несущого гвинта розрізняють вертольоти: одногвинтові (із хвостовим чи гвинтом з реактивним приводом несучого гвинта), двогвинтові (співвісні; подовжньої схеми; з перехресними осями несучих гвинтів; з поперечним розташуванням несучих гвинтів, чи поперечною схемою) і багатогвинтові. З них одержали поширення вертольоти одно гвинтової схеми з хвостовим гвинтом (без крила і з крилом); двогвинтові співвісні і вертольоти подовжньої схем. Вертольоти будь-якої схеми складаються з планера аналогічного літаковому (фюзеляж, шасі, органи керування, радіо і навігаційне устаткування і т.д.), гвинтової несучої системи (несучих гвинтів), силової установки, трансмісії (приводу). Одногвинтові вертольоти з механічним приводом, крім того, мають хвостовий гвинт і систему керування ним. Переважна більшість конструкцій несучих гвинтів вертольотів виконано із шарнірною підвіскою лопатів.

Пілотування вертольота пов'язане з вирішенням двох основних завдань - управлінням кутовим положенням і управлінням траєкторією польоту.

Перше завдання вирішується внутрішнім контуром управління, друга, — зовнішнім. При поганих характеристиках стійкості і керованості пілот вимушений, перш за все звертати увагу на забезпечення прийнятних динамічних якостей внутрішнього контуру. Це пов'язано не лише з напруженою роботою, що веде до швидкої стомлюваності, але і до погіршення управління, здійснюваному по зовнішньому контуру, відволікає пілота від виконання всіх тих завдань, успішне вирішення яких визначає виконання польотного завдання.

Складність техніки пілотування вертольота вимагає автоматизації процесів управління кутовим положенням вертольота для підвищення динамічних властивостей (забезпечення стійкості і стабілізації барометричної висоти польоту); при цьому бажано передбачати можливість виконання пілотом необхідних дій за допомогою звичайних важелів управління. Створення системи автоматичного управління, яка б забезпечувала автоматичний зліт, політ по заздалегідь заданому маршруту, посадку в необхідному місці, представляється не завжди доцільним, оскільки специфіка вживання вертольотів дуже часто унеможливорює програмування або дистанційного завдання всіх елементів його польоту.

Переважає використовувати так зване поєднане управління, яке полегшує і

підвищує ефективність пілотування за допомогою звичайних важелів управління. Типовим прикладом системи автоматичного управління, частково вирішальної дані завдання, є чотирьох каналний автопілот АП-34Б, що встановлюється на одновинтових вітчизняних вертольотах.

Він призначений для управління кутом рискання шляхом здійснення на крок хвостового гвинта, кутами крену і тангажу, шляхом дії на автомат перекоосу в поперечному і подовжньому напрямках, а також висотою польоту шляхом дії на загальний крок несучого гвинта. У режимі ручного управління за допомогою важеля «крок-газ» і педалей автоматичне управління вимикається і переводиться в режим узгодження.

З розвитком авіації загального призначення серед власників приватних повітряних суден з'являється все більше бажаючих літати на вертольоті. Зростає і стає все більш різноманітним і парк цих машин. Не так давно вибір техніки був невеликий і обмежувався відновленими Мі-2, сьогодні приватні пілоти літають на вертольотах Ехес, R 44, Alouette, Agusta, і в майбутньому цей список буде тільки збільшуватися. А з ростом нальоту буде рости і ймовірність зустрічі пілотів-любителів з позаштатними ситуаціями, пов'язаними з особливостями аеродинаміки і динаміки польоту, а також управління вертольотом. Вихід з подібних ситуацій без втрат можуть підказати досвідчені вертолїтники.

За своїм статичним і динамічним характеристикам вертолїт на режимі висїння нестійкий в подовжньому і поперечному відносінах. Конструктори справедливо вважають, що для безпечного польоту вертольота необхідний значний діапазон подовжнього центрування, але це тема окремої розмови. Хотїлося б звернути увагу на менш очевидні проблеми поперечної балансування вертольота. Правильний облїк факторів, що її визначають, дозволить розширити льотні обмеження і підвищити безпеку польоту на вертольотї.

Запас змїни поперечної центрування сучасних вертольотів на режимі висїння в значній мїрі залежить від умов роботи, зовнїшніх факторів і випадкових подїй. Досвід розслїдування льотних пригод на вертольотах переконливо показує, що до їх числа можна віднести наступні.

Змїна потужностї силової установки, положення важеля загального кроку.

Практика знає приклад, коли конструктор надлегкого вертольота, бажаючи збільшити тягові характеристики несучого гвинта (НВ) в процесі льотних випробувань збільшив інсталяційний кут лопатей на 2-3 ° від розрахункового. В результаті вертоліт вийшов за межі обмежень поперечної стійкості, запасу рулів виявилось недостатньо (ручка циклічного кроку (РЦШ) була відхилена до упору) і вертоліт перекинувся набік.

Вплив вітру

НВ вертольота при наявності вітру постійно працює в перехідному режимі від осьового обтікання до косою обдувке і навпаки. Ось конуса НВ безперервно змінює свій нахил в залежності від сили і напрямку вітру, а отже, змінюються сили і моменти, що врівноважують вертоліт. Інтенсивність розбалансування збільшується, якщо вітер змінюється не тільки по силі, але і по напрямку, що може спричинити за собою постановку органів управління на упори. У вертольотах з рульовим гвинтом на упор стають в таких випадках педалі - повний витрата колійного управління. При цьому відбувається додатковий відбір потужності з НВ і як наслідок - падіння його оборотів з погіршенням або повною втратою керованості вертольота.

Бічне переміщення вантажів або пасажирів

Прийнято вважати, що оскільки фюзеляжі вертольотів мають відносно невелику ширину, переміщення вантажів або пасажирів незначно змінює положення центра ваги (ЦТ) щодо осі Z (в бічному напрямку). Тому в інструкціях з льотної експлуатації деяких вертольотів немає кількісних обмежень на розміщення вантажів в поперечному відношенні. Це неприпустима недбалість конструкторів і льотчиків-випробувачів.

Найбільш яскраво це можна показати на прикладі рятувальних робіт або при підйомі вантажів на режимі висіння, коли на один борт переміщаються одночасно кілька людей і вантаж. Але подібна ситуація може виникнути і під час екскурсійного або патрульного польоту, коли пасажирів або спостерігачі несподівано скупчуються на одному боці борту, щоб краще розглянути пам'ятка або об'єкт пошуку. Якщо така ситуація виникне, наприклад, по лівому борту, вертоліт з кермом, до упору відхиленими вправо, починає кренитися вліво з наростаючою швидкістю. Поперечна центрування в цій ситуації швидко опиниться за межами допустимих

значень і результат може бути найсумнішим.

Потрібні переміщення при роботі на висині

Для того, щоб вертоліт не переміщує під впливом вітру і точно знаходився над об'єктом, необхідні певні запаси управління по бічній балансуванню. Точно так же потрібні запаси бічній балансування, якщо виникає бічне переміщення вертольота. Ці потреби на режимі висіння існують безперервно, і льотчик повинен враховувати їх.

Перераховані фактори вимагають від пілота вертольота прийняття рішення до моменту, коли ручка встане на упор. Якщо дозволяє ситуація, необхідно розвернутися проти вітру. При запасі висоти треба перевести вертоліт в розгін. В цьому випадку з'явиться незначний запас бічній балансування, який дозволить навести порядок на борту - повернути на місце цікавих пасажирів або необережних спостерігачів, пришвартувати вантажі.

Льотчику необхідно також пам'ятати, що одним із завдань рульового гвинта є компенсація гіроскопічного моменту ротора, для вирішення якої також потрібно запас бічного балансування. Тому на режимі висіння робота важелем загального кроку повинна бути плавною, особливо у випадках, коли бічне балансування близьке до граничної.

1.2 Проблеми поперечного балансування вертольота в режимі висіння

В даний час в Україні розроблено і побудовано дослідні зразки вертольотів з поршневыми двигунами і польотної масою 650-900 кг, які були показані на Міжнародному аерокосмічному салоні "Авіасвіт-XXI". Фахівці конструкторських бюро "Аерокоптер" (м.Полтава) та "Авіаімпекс" (м.Київ) вже приступили до проведення наземних і льотних випробувань дослідних зразків вертольотів АК1-3, АК1-5 і "Ангел". В найближчому майбутньому належить провести всебічні дослідження тих режимів польоту нових типів вертольотів, які є критичними з точки зору забезпечення безпеки польотів. Особливості поведінки вертольотів на цих

режимах корисно знати і пілотам, і інженерам, які приступають до освоєння нової техніки.



В процесі льотної експлуатації при проведенні льотних випробувань [1] режим висіння вертольота є досить відповідальним етапом польоту. Практика експлуатації вертольотів і теоретичні дослідження показують [2,3], що висіння на висотах понад 10-12 м над поверхнею землі вважається небезпечним в разі відмови двигуна.

Для забезпечення безпеки польотів Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів нормальної категорії (Додаток 3, підпункт 87а [4]) вимагають для кожного типу вертольота визначити поєднання висоти і поступальної швидкості, включаючи режим висіння, при якому забезпечується безпечна посадка при відмові двигуна. З цієї точки зору важливе практичне значення має визначення безпечної висоти висіння Нбез.

Під безпечною висотою висіння Нбез будемо розуміти максимальну висоту над майданчиком, при якій в разі відмови одного двигуна на режимі висіння можлива посадка з допустимою вертикальною швидкістю приземлення. Загальні підходи до визначення безпечної висоти висіння вертольота викладені в роботах А.С. Браверман [5] і А.М. Володко [2].

У цій статті автори на основі розроблених математичних моделей і досвіду льотної експлуатації представляють результати чисельного дослідження зміни кінематичних параметрів вертикального зниження вертольота з польотною масою 650-900 кг при відмові двигуна на режимі висіння, а також обґрунтування методики пілотування на даному критичному режимі польоту.

Для визначення безпечної висоти висіння вертольота необхідно знати величину максимально допустимої вертикальної швидкості зниження $V_{удоп}$ в момент приземлення. Зазвичай величина вертикальної швидкості $V_{удоп}$ регламентується в

Нормах льотної придатності з умови працездатності та міцності шасі. Відповідно до АП-27 України (пункт 27.501 [4]), для вертольотів з Полозкова шасі величина максимально допустимої вертикальної швидкості приземлення визначається з умови скидання їх з висоти, рівної 0,48 м. При цьому може враховуватися підйомна сила несучого гвинта, величина якої не повинна перевищувати 2/3 максимального розрахункового ваги. Розрахункове значення $V_{удоп}$, певне з умови скидання без урахування підйомної сили гвинта, становить 3 м / с. При цьому значенні вертикальної швидкості приземлення допускається залишкова деформація пружних елементів шасі.

Для розрахунку вертикальної швидкості приземлення гелікоптера з урахуванням підйомної сили гвинта можна використовувати формулу, отриману на підставі багаторічного досвіду експлуатації гвинтокрилих літальних апаратів і спеціальних досліджень:

$$V_y = 0,9 \sqrt{\frac{G(1-\bar{Y})}{F_n}},$$

де G - максимальна розрахункова вага [кгс];

F_n - охоплена несучим гвинтом (НВ) площа [м²];

$\bar{Y} = Y / G$ - відносна величина підйомної сили НВ на зниженні.

Розрахунки, виконані за формулою (1) для вертольотів з польотним вагою 650-900 кгс і $\bar{Y} = 0,4$, дають значення вертикальної швидкості зниження $V_{удоп} = 2,9-3,0$ м / с.

Відповідно до цього за максимально допустиму величину вертикальну швидкість зниження при відмові двигуна на висінні будемо приймати $V_{удоп} = 3$ м / с.

При відмові двигуна на висінні ($H_v < 12-15$ м) зниження вертольота відбувається по вертикальній траєкторії, так як висота польоту недостатня для створення поступальної швидкості і предпосадочного маневру. У зв'язку з цим було розглянуто спрощену математичну модель, заснована на чисельному інтегруванні наступних рівнянь руху вертольота [5]:

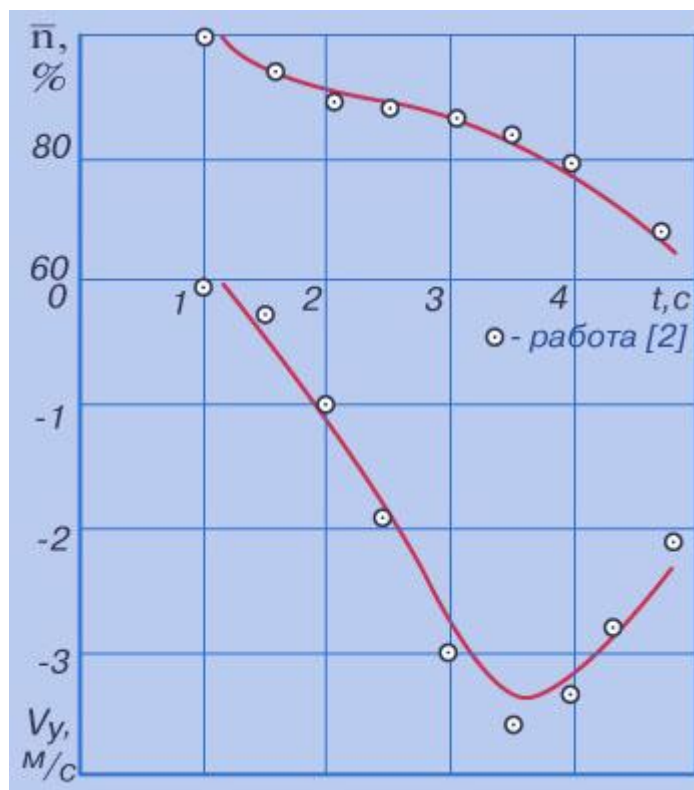
$$J_{\omega} \frac{d\omega_z}{dt} = \xi M_{\omega z} - M_{\omega p},$$

$$H = V_y$$

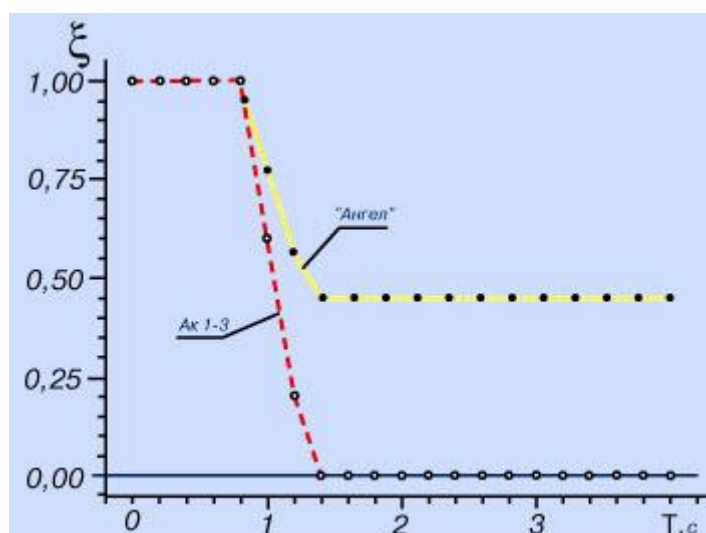
Перше рівняння даної системи описує вертикальне зниження вертольота, друге - зміна частоти обертання несучого гвинта. Не зупиняючись детально в даній статті на чисельному методі розрахунку, зазначимо такі його особливості. Аеродинамічні характеристики несучого гвинта (T_n , $M_{кр}$) визначалися на основі лопатевої теорії несучого гвинта з урахуванням чисельного інтегрування рівнянь махового руху лопаті. При визначенні індуктивних швидкостей від гвинта використовувалися експериментальні дані роботи [6] і враховувався вплив "земної подушки". Сила опору фюзеляжу вертольота при вертикальній обдувці визначалася на підставі підходу, запропонованого Вільдгрубе Л.С.

Достовірність розробленої математичної моделі підтверджена порівнянням результатів тестових розрахунків з даними інших авторів. Як приклад на рис.1 наведено порівняння результатів розрахунку зміни вертикальну швидкість зниження V_y і відносної частоти обертання несучого гвинта $n' = n / n_0$ з даними роботи [2] (точки на рис.1) при відмові двигуна вертольота Мі-8 на висоті $h_v = 11$ м. На основі даного методу розглядалася задача динаміки вертикального зниження вертольота при різних законах управління кутом установки лопатей несучого гвинта (управління спільним кроком).

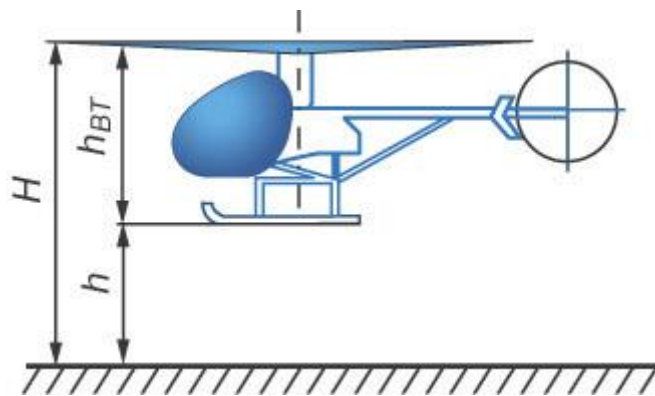
Раптова відмова двигуна призводить до припинення подачі потужності на несучий гвинт, що створює досить складну ситуацію на режимах висіння, вертикального зльоту і посадки. Відмова двигуна розпізнається льотчиком зі зміни шуму роботи силової установки, порушення бічної балансування вертольота, яка фізіологічно відчувається їм і повинна привернути його увагу на показання обертів двигуна і несучого гвинта.



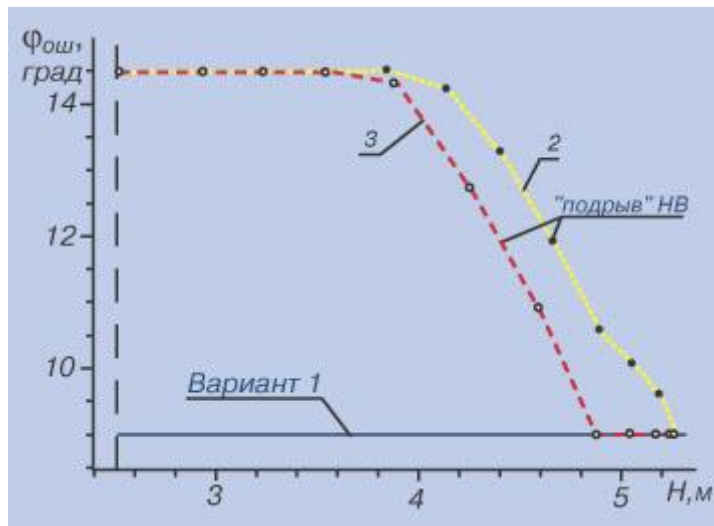
Легкі вертольоти зазвичай не мають автопілота і автоматики управління двигуном, що вимагає від льотчика негайних і грамотних дій. Внаслідок цього особливо важливого значення набуває час затримки втручання льотчика в управління вертольотом. Час затримки втручання льотчика в управління зазвичай розглядають з умови запобігання значному зменшенню частоти обертання несучого гвинта і приймають рівним 1-2 с. Розрахунки показують, що при відмові двигуна легкого одномоторного вертольота вже через 2 з частота обертання несучого гвинта становить 74% від початкової, а при відмові одного двигуна на легкому двомоторному вертольоті - 86%.



Для визначення безпечної висоти висіння розглянутих вертольотів при відмові двигуна на режимі висіння був виконаний цикл розрахунків з дослідження динаміки вертикального зниження вертольота при різних законах управління спільним кроком несучого гвинта. Відмова двигуна моделювався на 0,8 с польоту зміною величини коефіцієнта x в системі рівнянь руху вертольота (2), який визначає потужність, що підводиться до гвинта від силової установки. На рис. 2 показано зміну величини коефіцієнта x як функції часу. Для одномоторного вертольота за 0,6 с польоту величина коефіцієнта x змінюється від 1 до нуля. При відмові одного двигуна на двомоторному вертольоті коефіцієнт потужності x зменшується від 1 до 0,46.



У прийнятій розрахунковій моделі висота польоту вертольота H задається як відстань від поверхні майданчика до конструктивної площині несучого гвинта. Відповідно до рис. 3, відстань від поверхні землі до Полозкова шасі знаходимо як $h = H - h_{вт}$ ($h_{вт}$ - конструктивний параметр, що визначає відстань від поверхні майданчика до площини втулки на стоянці). Відповідно до цього приземлення гелікоптера відбуватиметься при $H = h_{вт}$.

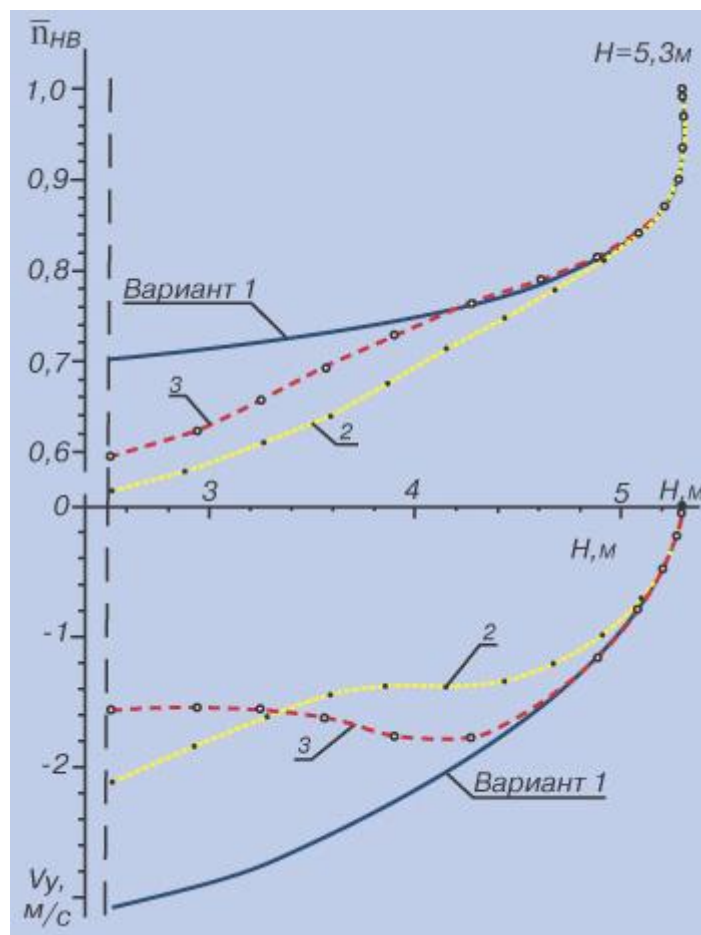


Розглянемо вплив закону управління спільним кроком несучого гвинта на динаміку руху вертольота при відмові двигуна одномоторного вертольота на висоті висіння $H = 5,3$ м ($h = 3$ м). Кут загального кроку несучого гвинта на висінні становив $\text{joш} = 9^\circ$.

При відмові двигуна розглядалися три схематизованих варіанти управління спільним кроком joш (H) (рис. 4). Варіант 1 відповідає розрахунковому нагоди, коли загальний крок несучого гвинта при вертикальному зниженні залишається постійним $\text{joш} = 9^\circ$. Варіант 2 відповідає випадку, коли льотчик практично відразу при виявленні відмови двигуна плавно відхиляє вгору важіль "крок-газ", збільшуючи загальний крок. Розрахунковий варіант 3 відповідає енергійному відхиленню важеля "крок-газ" до упору, починаючи з висоти $h = 2,5$ м.

Зміна відносної частоти обертання несучого гвинта $n' = NH / \text{пно}$ ($\text{пно} = 590$ об / хв) і вертикальну швидкість зниження V_y вертольота ілюструє рис. 5. Якщо льотчик спільний крок гвинта не змінює (варіант 1), то вертикальна швидкість в момент приземлення досягає $-3,2$ м / с, що перевищує максимально допустиму. При плавному збільшенні joш (варіант 2) V_y становить $-2,2$ м / с. Енергійне збільшення загального кроку до максимального значення перед приземленням (варіант 3) дозволяє знизити вертикальну швидкість приземлення до $V_y = -1,6$ м / с. Енергійне збільшення загального кроку несучого гвинта (швидкість зміни загального кроку $d\text{joш} / dt = 5-8$ град / с) до упору при вертикальній посадці вертольота на режимі самовраження називають "підривом" загального кроку гвинта.

Після приземлення необхідно негайно відхилити важіль "крок-газ" вниз до упору, вимкнути стоп-кран, щоб уникнути пожежі.



ехніка виконання підриву загального кроку несучого гвинта пов'язана в першу чергу з правильністю визначення висоти початку підриву. Якщо вона визначена правильно, то вертикальна швидкість досягає мінімального значення в момент приземлення (лінія 3, рис. 5). Передчасний підрив загального кроку призводить спочатку до уповільнення V_y , потім до інтенсивного її зростання (2, рис. 5), що пов'язано зі зменшенням частоти обертання несучого гвинта (2, рис. 5).

Виконані розрахунки показали, що існують загальні закономірності ефективності висоти початку "підриву" загального кроку несучого гвинта при відмові двигуна в залежності від висоти висіння h . На рис. 6 представлені такі розрахункові залежності для одномоторного легкого вертольота.

У нижній частині рис. 6 показана залежність вертикальної швидкості приземлення гелікоптера (суцільна лінія) від висоти висіння h при законах управління спільним кроком, наведених у верхній частині графіка. Приклад різних розрахункових варіантів зміни кута загального кроку гвинта $\gamma_{\text{ш}}$ (H) ілюструє рис. 4. Величина кута загального кроку гвинта змінювалася від $\gamma_{\text{ш}} = 9^\circ$ на висінні, до максимального значення $\gamma_{\text{ш}} = 12^\circ$ з темпом 6-7 град / с при різних висотах початку підриву.

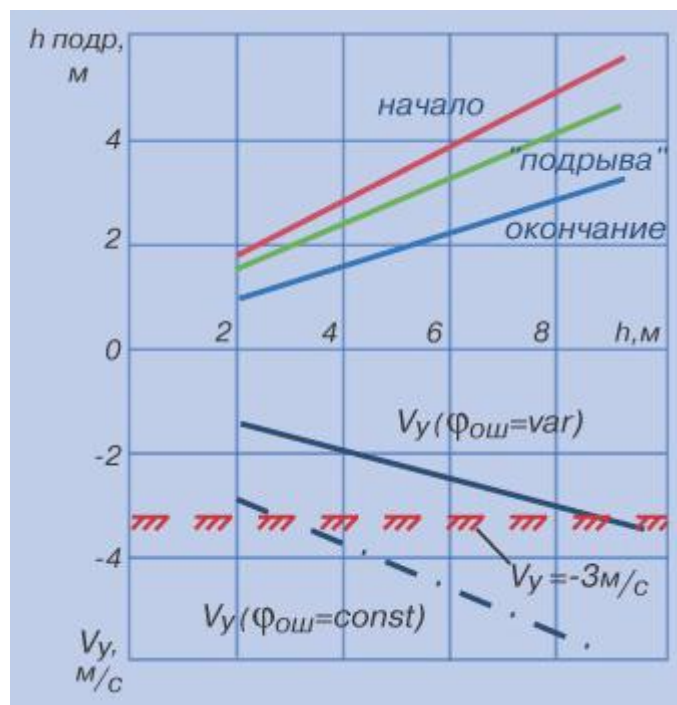
Заштрихованная лінія відповідає максимально допустимому значенню вертикальної швидкості в момент приземлення $V_{удоп} = -3 \text{ м / с}$. Штрих-пунктирна лінія на рис. 6 відповідає розрахунковому нагоди вертикальної швидкості приземлення гелікоптера $V_y(h)$, коли загальний крок несучого гвинта в процесі вертикального зниження вертольота не змінювався $\rho_{ш} = 9^\circ = \text{const}$.

З наведених графіків випливає, що висота почала підриву повинна збільшуватися по мірі зростання висоти, на якій відбулася відмова. Залежність висоти початку підриву від висоти висіння добре описується аналітичним виразом $h_{пдр} = (0,6-0,62) h$ (штрихова лінія на рис. 6).

На основі аналізу даних, представлених на рис. 6, визначаємо граничне значення висоти висіння одномоторного легкого вертольота, з якої можлива безпечна посадка після відмови двигуна. Значення безпечної висоти висіння одномоторного легкого вертольота становить $H_{без} = 7-8 \text{ м}$. Розрахунки, виконані для двомоторного легкого вертольота, дають значення безпечної висоти висіння до 9-10 м при відмові одного двигуна.

З ергономічної оцінки кабін легких поршневих вертольотів слід, що для них характерна недостатня ступінь видаваної інформації льотчику про відмову роботи двигуна і припинення подачі потужності на несучий гвинт (така особливість притаманна і вертольотам Мі-2, Мі-8). На висінні шум роботи несучого гвинта порівнюємо з шумом роботи силової установки. Відмова двигуна на цих вертольотах не викликає різкої (здатної відразу звернути на себе увагу) шляховий розбалансування. В кабіні вертольота в поле зору льотчика немає достатньо інформативного табло, здатного оперативно проінформувати екіпаж про відмову двигуна.

Необхідність такого табло або іншої інформативної системи обумовлена тим, що на режимі висіння і малих висотах погляд льотчика зосереджений на наземних орієнтирах. Тому, не визначивши своєчасно відмова двигуна, льотчик інстинктивно, зберігаючи задану висоту, відхиляє важіль "крок-газ" до упору вгору, не звертаючи уваги на те, що педаль "пішла вперед". Такі дії льотчика характерні для розрахункового варіанта 2 - ранній "підрив" загального кроку несучого гвинта.



Якщо льотчик відмова двигуна визначив своєчасно (через 1-2 с), то необхідно виконати "підрив" загального кроку в залежності від що залишилася висоти, яка визначається візуально, але не менше ніж на 3-4 м (рис. 6).

Необхідно відзначити, що посадка вертольота з Полозкова шасі на режимі самовращенія несучого гвинта має свої особливості. Вертольоти з даним типом шасі виключають можливість посадки з пробігом, навіть при переході до поступального польоту на висотах висіння більше 30 м. При приземленні вертольота необхідно не допускати кутів крену і тангажа, що може привести до несиметричною посадці на один полоз і перекидання вертольота. На вертольотах з одним двигуном відразу після приземлення ручку управління циклічним кроком необхідно віддати повністю від себе.

Наведені в цій статті розрахункові значення безпечної висоти висіння вертольота дозволяють визначити положення нижньої межі приземної небезпечної зони польоту в координатах "висота-швидкість" [2,5] до початку льотних випробувань, що підвищує безпеку проведення робіт.

1.3 Аналіз роботи системи поперечного керування вертольота в режимі висіння

На відміну від літака вертоліт зазвичай не має спеціальних рульових рухомих поверхонь для управління в польоті. Якби вони і були, то при польоті на малих

швидкостях або на режимі висіння їх дія була б малоефективно, тому що на кермі або елеронах необхідні аеродинамічні сили створюються тільки при наявності значної швидкості оточуючого їх повітряного потоку.

Управління вертольотом здійснюється при одnogвинтовою схемою несучим і рульовим гвинтами, а при двох або многогвинтовою схемою - несучими гвинтами.

Таким чином, несучий гвинт виконує роботу не тільки несучої поверхні і тягне гвинта, але і роботу літакових керма і елеронів, т. е. різних органів управління.

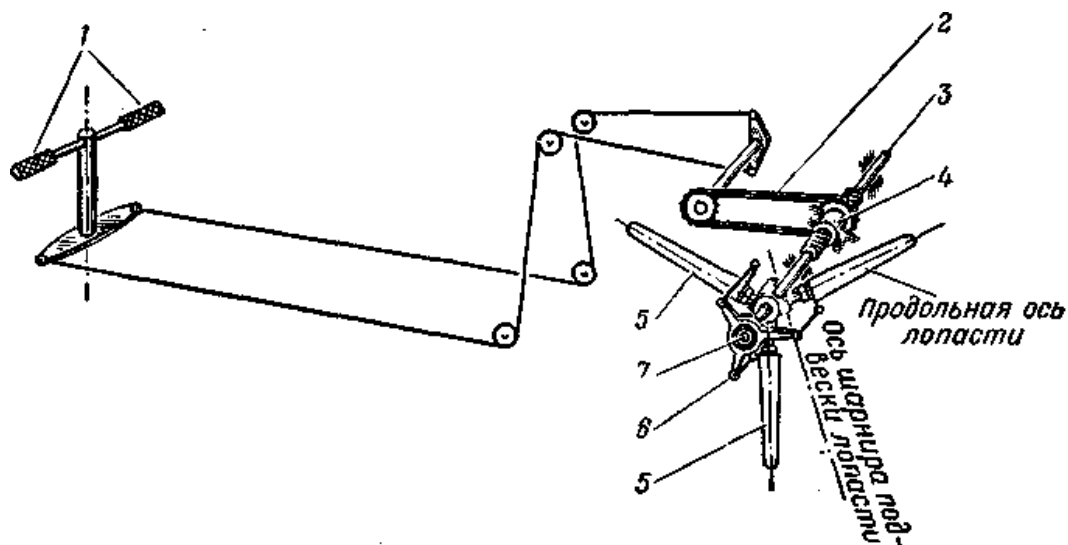
Розглянемо управління вертольотами різних схем розташування несучих гвинтів.

Невід'ємною частиною конструкції одnogвинтового вертольота схеми Б, Н. Юр'єва є рульовий гвинт, який служить для врівноваження реактивного моменту від несучого гвинта.

Крім того, рульовий гвинт є органом колійного управління вертольотом. Змінюючи тягу рульового гвинта, можна створити розвертає більше реактивного (тоді вертоліт буде повертатися в тому ж напрямку, в якому обертається несучий гвинт), або менше реактивного (тоді вертоліт буде повертатися в сторону, протилежну обертанню несучого гвинта).

Конструкція рульового гвинта подібна з конструкцією несучого гвинта, але вона значно простіше. Кожна лопать рульового гвинта, так само як і несе, має можливість повертатися щодо поздовжньої осі.

Підвіска її здійснюється на шарнірі, аналогічному горизонтальному шарніру несучого гвинта, що дозволяє лопаті здійснювати махові руху. Шарніра, подібного вертикальному шарніру лопаті несучого гвинта, лопать рульового гвинта не має.

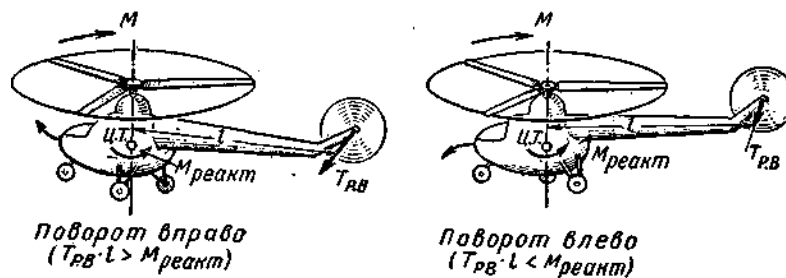


Трьохлапий "павук", обертаючись разом з лопатями рульового гвинта, може за допомогою повідків повертати одночасно всі лопаті навколо їх поздовжньої осі, збільшуючи або зменшуючи крок гвинта, в залежності від того, в який бік і наскільки були переміщені педалі. Діапазон зміни кроку лопатей рульового гвинта для більшості вертольотів лежить в межах $+ 20^\circ \dots -10^\circ$.

Вертикальний зліт вертольота, побудованого за схемою Б. Н. Юр'єва, здійснюється збільшенням загального кроку несучого гвинта або збільшенням числа обертів двигуна, або одночасним збільшенням того і іншого.

При зльоті, одночасно зі збільшенням кроку несучого гвинта, необхідно також збільшувати відкриття дроселя, інакше число обертів двигуна буде зменшуватися, що спричинить за собою зменшення його потужності.

При зльоті з постійним числом оборотів двигуна при збільшенні кроку несучого гвинта вертоліт буде розгортатися в сторону дії реактивного моменту, так як в даному випадку, при збільшенні потужності, що витрачається на несучий гвинт, тяга рульового гвинта зменшується або зберігається постійною.



Мал. 23. Робота рульового гвинта при поворотах вертольота

Для того щоб зробити зліт без розвороту, необхідно педалями збільшити крок рульового гвинта (рис. 23). При зльоті, коли збільшуються тільки обороти двигуна, без зміни кроку несучого гвинта, розгортання вертольота не буде.

Перехід з вертикального зльоту на горизонтальний політ здійснюється віддачею ручки управління від себе і деяким збільшенням відкриття дроселя двигуна для того, щоб уникнути "просідання" вертольота в перший момент переходу. Далі необхідно кілька зменшити газ, тому що зі збільшенням швидкості зменшується потрібна потужність; якщо газ не зменшити, то вертоліт почне набирати висоту. Чим більше

швидкість горизонтального польоту, тим більше віддається ручка управління від себе і тим більше вертоліт нахилиється на ніс.

Зі зміною швидкості горизонтального польоту для парировання розвороту необхідно відхилити педалі. При подальшому збільшенні швидкості, вище так званої економічної $V_{9KOHONI}$, необхідно збільшувати загальний крок і відкриття дроселя, так як на великих швидкостях польоту зростає опір фюзеляжу і, отже, потрібна потужність.

Перехід з горизонтального польоту на режим висіння або вертикального спуску здійснюється взяттям ручки управління на себе і деяким зменшенням загального кроку; проте для остаточного припинення горизонтального руху вертольота необхідно дещо збільшити загальний крок. Вертикальний спуск здійснюється поступовим зменшенням загального кроку гвинта.

Техніка пілотування різних вертольотів має свої особливості і детально викладається в інструкціях з техніки пілотування кожного даного типу вертольота.

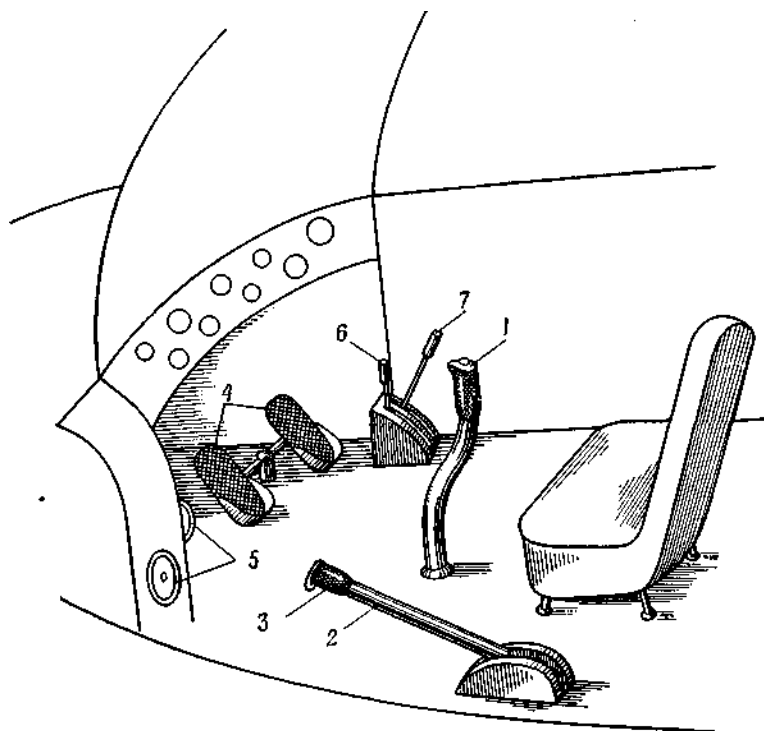
Особливий інтерес представляють розвороти на режимі висіння вертольота, які здійснюються збільшенням або зменшенням кроку рульового гвинта. При цьому число оборотів рульового гвинта строго відповідає числу обертів несучого гвинта, так як несучий гвинт через трансмісію синхронно пов'язаний з рульовим гвинтом. Змінюючи крок лопатей рульового гвинта, ми відповідно збільшуємо або зменшуємо потужність, затрачену на його обертання (за рахунок зміни моменту), т. Е. Ми якось перерозподіляємо потужність, яку віддає двигун.

Зменшуючи потужність, затрачену на обертання рульового гвинта, ми збільшуємо частину потужності, яка витрачається на несучий гвинт, і тим самим збільшуємо швидкість його обертання. Це викликає деяке збільшення тяги несучого гвинта, а потім і підйом вертольота. При збільшенні потужності, що витрачається на обертання рульового гвинта (розворот в бік обертання несучого гвинта), відбувається деяке зменшення тяги несучого гвинта і "осідання" вертольота. Таким чином, для збереження постійної висоти польоту при розворотах (що важливо при висінні у землі), необхідно коригувати газ двигуна для підтримки постійної величини тяги несучого гвинта.

1.4 Органи управління вертольотом в кабіні льотчика

Основними органами управління вертольотом в кабіні льотчика є: ручка управління,

педалі ногоного управління, важіль управління спільним кроком і коректор газу, штурвали триммеров управління вертольотом (рис. 26).



1 - ручка управління; 2 - важіль загального кроку "крок-газ"; 3 - рукоятка коректора газу; 4 - педалі ногоного управління; 5-штурвали триммеров управління вертольотом; 6 - важіль муфти включення; 7-важіль гальма несучого гвинта

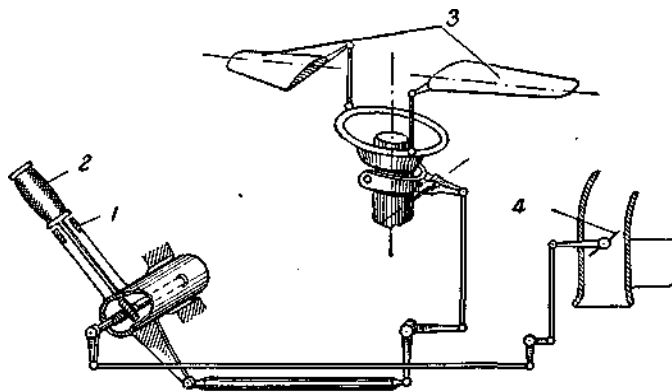
Ручка управління розташована перед сидінням льотчика і пов'язана з автоматом перекоосу. Відхилення ручки від нейтрального положення означатимуть: вперед - нахил вертольота на ніс і рух його вперед, назад - нахил вертольота на хвіст і рух його назад, вліво - нахил вертольота вліво і рух його вліво, вправо - нахил вертольота вправо і рух його вправо.

Педалі ногоного управління розташовані так само, як і на літаку, т. Е. Попереду сидіння. Впливаючи на педалі, льотчик управляє кроком рульового гвинта, здійснюючи тим самим колійне управління вертольотом.

Важіль управління спільним кроком розташований зазвичай вліво від сидіння льотчика. За допомогою його льотчик одночасно керує зміною кроку (установчого кута) всіх лопатей несучого гвинта.

Рух важеля вгору відповідає збільшенню кроку - підйому вертольота. Рух важеля вниз відповідає зменшенню кроку - зниження вертольота. Зміна положення важеля

загального кроку негайно викликає зміна числа обертів двигуна, так як при цьому відбувається зміна потрібної потужності.



1-важіль "крок-газ"; 2 рукоятка коректора газу; 3 - несучий гвинт, 4 - дросель двигуна

На більшості сучасних вертольотів встановлюється об'єднане управління спільним кроком несучого гвинта і дроселем двигуна (система "крок-газ"), яка значно полегшує управління вертольотом.

Сутність об'єданого управління полягає в тому, що зі зміною загального кроку одночасно (автоматично) змінюється відкриття дроселя двигуна. Іншими словами, відповідно зі зміною потужності, споживаної гвинтом, змінюється і потужність двигуна (рис. 27).

Для більш тонкого регулювання потужності двигуна об'єднана система "крок-газ" має управління сазом в невеликому діапазоні оборотів при незмінному значенні загального кроку (коректор газу).

Управління триммерами. Навантаження на ручку управління вертольотом в польоті відрізняються від навантажень від керма на літаку. Несучий гвинт вертольота передає на ручку управління періодично змінюється навантаження невеликої величини, яка дещо змінюється зі зміною режиму польоту.

Для того щоб створити закономірність змін зусиль на ручці при зміні режиму польоту, в систему управління автоматом перекошу введені поздовжні і поперечні пружини. Зі зміною режиму польоту змінюється положення ручки управління, так як змінюється балансування вертольота (змінюються сили опору і моменти від цих сил). Пружини, з'єднані з ручкою управління, при зміні положення ручки змінюють і зусилля на ручці, створюючи закономірність зміни їх по швидкості польоту, що дуже важливо для льотчика.

Для зняття навантаження з ручки управління від пружин при зміні режиму польоту,

передбачено регулювання їх натягу. Це регулювання відіграє роль триммерів на літаку, в силу чого механізм її прийнято на вертольоті називати "триммерами". Управління натягом пружин проводиться штурвалами триммерів або кнопками - при електричному керуванні.

Основною конструктивною відмінністю автоматичних систем покращення характеристик керованості від звичайних автопілотів є принцип увімкнення виконавчих органів – кермових машин – в систему управління. В автопілотах, які здійснюють автоматичне управління без втручання льотчика, кермові машини вмикаються паралельно (тобто відхиляють органи керування й важелі керування одночасно „замість льотчика”).

В автоматичних системах покращення керованості кермові машини увімкнені диференційно , тобто так, що відхилення органа керування є сумою відхилення ричага керування та сигналу автоматичного пристрою. Таким чином, льотчик впливаючи звичайним ричагом управління, керує вже не вихідним об'єктом, а новим, який має змінені характеристики динаміки. З появою вертольотів з'ясувалося, що вони в більшій мірі потребують системи автоматичної стабілізації. Перші автопілоти, установлені на вертольотах, були запозичені з літаків та призначалися в основному для стабілізації заданого режиму польоту. Вони мали паралельно увімкнені кермові машини. У подальшому, по мірі накопичення досвіду експлуатації цих автопілотів, виявилось, що для вертольота більш підходить інший тип автопілоту, який стоїть ближче до систем покращення керованості.

Однак, разом із задачею покращення керованості потрібно було вирішувати й задачу стабілізації вертольота на заданому режимі польоту. В процесі вдосконалення конструкції автопілотів на основі вказаних принципів були розроблені цілковито нові специфічні автопілоти для вертольотів, які були по суті комбінацією звичайного автопілоту, утримуючого заданий режим польоту, з автоматичною системою збільшення стійкості. Як вже було відмічено, вертоліт має потребу в засобах автоматичної стабілізації, у першу чергу, для поліпшення його характеристик стійкості та керованості. Ця задача полягає в забезпеченні таких динамічних характеристик вертольота для замкненої системи „льотчик – вертоліт з автопілотом”, які мали б оптимальні значення з точки зору роботи в ній людини.

Вертоліт з автопілотом при звільнених льотчиком важелях управління може

утримувати заданий режим польоту, при цьому кути тангажу, крену та курсу будуть стабілізовані. Крім цього, автопілот на вертольоті може бути доповнений системою автоматичного управління (САУ), яка використовує задавачі відхилення вертольота від заданої траєкторії та відповідні обчислювальні й виконавчі прилади. Система автоматичного управління може виконувати замість льотчика задачі стабілізації вертольота на заданій траєкторії. Льотчик при цьому може тільки переналагоджувати САУ та контролювати роботу обладнання.

Принципово у наш час можливо створити вертоліт з повністю автоматичним управлінням, який би злітав, здійснював політ по раніше заданому маршруту (або при дистанційному задаванні маршруту) та сідав у заданому місці. Однак система, необхідна для здійснення таких функцій, виконана у межах відомих технічно розумних габаритів та ваги, буде суттєво менш надійна, ніж при управлінні льотчиком. До того ж специфіка використання вертольотів дуже часто виключає можливість попереднього програмування (або дистанційного задавання) всіх елементів його польоту. Тому, мабуть, людина довго ще залишиться важливим елементом системи „ льотчик – вертоліт” навіть у випадку використання вельми досконалих САУ.

Поділ функцій автоматики на стабілізацію внутрішнього контуру (кутову) та зовнішнього контуру (траєкторну) несе з собою суттєве підвищення надійності системи в цілому.

Необхідно відмітити, що вибір структурної схеми автопілоту повинен визначатися перш за все призначенням вертольота. Наприклад, обираючи структурну схему автопілоту для вертольота-крана, крім звичайного автопілоту, який стабілізує кути відхилення фюзеляжу, доцільна установка додаткових автоматичних пристроїв, таких як система гасіння коливань вантажу на зовнішній підвісці та ін. Виходячи з об'єму задач, які повинен вирішувати вертоліт, визначається необхідність у кількості каналів стабілізації та в об'ємі функцій, які виконує автопілот. При уточненні структури автопілоту потрібно зважати і на конструктивні особливості вертольота, а саме на наявність гідросистеми, ступінь її резервування.

Маючи на увазі все більш широке використання вертольотів у поганих метеорологічних умовах можна вважати, що установка системи стабілізації, як

мінімум в каналах тангажу та крену, у наш час обов'язкова для всіх вертольотів незалежно від їх польотної ваги.

На вертольотах середнього класу, з польотною вагою 5 – 7 т, можливо вважати обов'язковим, крім того, установку системи стабілізації курсу, висоти та швидкості польоту.

На важких вертольотах, у доповнення до перерахованого, слід вважати обов'язковим установку системи автоматичного управління, яка дозволяє вирішувати задачі не тільки кутової, а й траєкторної стабілізації, включаючи сюди автоматичний політ по заданій лінії шляху, автоматичний захід на посадку тощо.

Під точністю стабілізації вертольота автопілотом розуміється помилка в утриманні заданих кутів тангажу, крену та курсу при польоті в умовах середньої турбулентності атмосфери. На жаль, часто тільки цією величиною й оцінюють сучасні автопілоти, основне призначення яких полягає скоріше в покращенні характеристик керованості вертольота, ніж в покращенні його властивостей як стабілізованої у повітрі платформи.

Більш правильно оцінку роботи автопілоту треба виконувати по сумі якостей, набутих вертольотом, як пілотованим апаратом, в результаті установки на ньому автопілоту.

Розглянемо основні фактори, які впливають на точність стабілізації. Окрім динаміки вертольота, як об'єкта регулювання, цих факторів два – точність задавачів і точність сервоприводу.

При практичному підборі задавачів та сервоприводу необхідно мати на увазі, що їх сумарна похибка повинна бути, як мінімум, на порядок менша заданих характеристик точності стабілізації.

Потрібно відмітити, що автопілоти з диференційно включеними кермовими машинами у більшості випадків будуть мати трохи гірші характеристики точності стабілізації, ніж автопілоти з паралельно увімкненими кермовими машинами, оскільки у першому випадку похибки елементів системи управління будуть підсумовуватися. Наприклад, сумарна зона нечутливості в системі “диференційно увімкнена кермова машина – золотник ручного управління – гідропідсилювач” буде більша, ніж в системі “паралельно увімкнена кермова машина – гідропідсилювач”.

При проектуванні системи стабілізації для вертольота треба пам'ятати про те, що

збільшення точності стабілізації не повинно бути самоціллю, а повинно диктуватися певними умовами застосування вертольота, так як збільшення точності неминуче призводить до збільшення вартості та ваги системи й викликає труднощі в забезпеченні належної надійності.

Сервопривід вертольотного автопілоту може і не мати таких характеристик точності та швидкодії, які потрібні для автопілотів швидкісних літаків і ракет. У той же час сервопривід повинен мати по можливості максимальну надійність та строк служби.

Те ж саме можна сказати і по відношенню до задавачів. В ряді випадків визначальною характеристикою при виборі задавача вертольотного автопілоту є не його точність, а його працездатність в умовах вертольотних вібрацій, його вартість та вага.

Необхідно підкреслити, що все вищезгадане відноситься тільки до задач стабілізації вертольота на заданому режимі польоту та покращення його керованості. У випадку, якщо автопілот є складовою частиною системи автоматичного управління (САУ), яка вирішує задачу траєкторного управління, точність автопілоту та його задавачів повинна визначатися вимогами до точності траєкторного управління.

Несучий гвинт є основним засобом створення на вертольоті 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 шарнірно підвішеними лопатями.

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

2. ВИБІР ТА КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ОДНОГВИНТОВИХ ВЕРТОЛЬОТІВ З ПІДВІСНИМ ВАНТАЖЕМ

Вертольоти часто використовуються для транспортування вантажів та обладнання. Коли важке навантаження переноситься на підвісці під вертольотом, навантаження коливається у відповідь на рух вертольота та сили збурення, такі як турбулентний вітер. Це коливання небезпечно і негативно впливає на керування вертольота, особливо під час перевезення великих або важких вантажів на зовнішньому підвісі. Тому для аналітичного конструювання додаткового стабілізуючого пристрою необхідно застосовувати наукові методи синтезу оптимальних по точності нестійких динамічних об'єктів.

Вертоліт може бути використаний як "літаючий кран" шляхом підвішування вантажу (найчастіше називається підвішений вантаж або натяг) на тросу, прикріпленому до вертольота. Літаючий кран надзвичайно універсальний. Він може використовуватися для транспортування дерев під час віддаленого ведення лісозаготівельних операцій, постачання трансмісійних веж електроліній до місць їх встановлення, рятування людей, що знаходяться у віддалених районах, і навіть доставляють їжу та матеріали до аварійного круїзного судна, як показано на малюнку.

Управління вертольотами в першу чергу здійснюється шляхом створення моментів і сил на вертоліт за допомогою одного або декількох роторів або гвинтів, які змінюють швидкість та орієнтацію вертольота у просторі [3]. Сили та моменти застосовуються, змінюючи висоту лопатей ротора, коли вони обертаються навколо роторного вузла та / або зміна потужності

Кафедра АКСУ

НАУ 21 07 66 000 ПЗ

Виконав	Булавко			Синтез оптимального закону керування системи стабілізації вертольота в режимі висіння	Літера	Аркуш	Аркушів
Перевірів	Кривоносенко						
Н.контрол.	Дивнич				ФАЕТ 501з		
Зав.каф	Тачиніна						

двигуна. Зміни кроку як функції кута лопатки ротора змінюється кут атаки лопатей ротора. Це виробляє аеродинамічні сили, які змінюються над площею роторного диска, і це робить ротор нахиленим відносно до вертольота. Ці аеродинамічні сили змінюють нахил ротора, виробляючи момент повороту гелікоптера навколо центра тяжіння через роторний вузол. Таке керування є доволі складним.

2.1. Особливості систем управління на вертольотах-кранах

Якщо звичайні перевезення великих вантажів без особливих ускладнень здійснюються вертольотами за допомогою зовнішньої підвіски, то для спеціальних монтажно-будівельних робіт потрібен вертоліт-кран. Для того, щоб льотчик міг бачити вантаж, який він переносить на зовнішній підвісці, та місце, куди він його опускає, на таких вертольотах встановлена підвісна кабіна (рис.2.2).

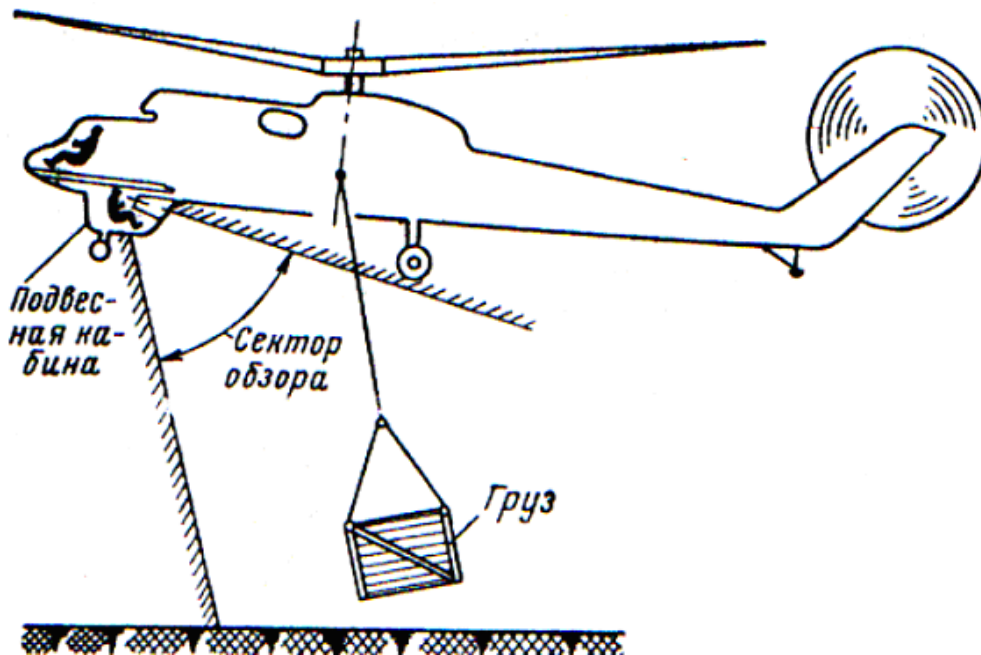


Рис. 2.2. Вертоліт-кран з вантажем на зовнішній підвісці

У підвісній кабіні є додаткове управління, котрим користується під час операції по монтажним роботам один з льотчиків (їм може бути командир вертольота або другий пілот), який називається льотчиком-оператором. Льотчик-оператор спускається в підвісну кабіну через спеціальний люк, сидить обличчям до хвоста вертольота та через прозору підлогу бачить вантаж, який транспортують, і місце для його установки. Пілотування вертольота-крана у польоті до місця проведення монтажно-будівельних робіт і назад здійснюється пілотом з верхньої (нормальної)

кабіни. При роботі вертольота на невеликій висоті з застосуванням зовнішньої підвіски роботу починає льотчик-оператор.

Незвичайне розташування льотчика та ричагів управління у підвісній кабіні відносно нормального напрямку польоту вертольота (політ хвостом уперед) накладають деякі специфічні вимоги до проектування системи управління. Це управління в підвісній кабіні складається з управління циклічним кроком несучого гвинта, кроком хвостового гвинта та управління загальним кроком несучого гвинта. Всі ці види управління пов'язані з основним управлінням у верхній кабіні. Такі види управління, як окреме управління газом двигунів, управління гальмом несучого гвинта, управління остановом двигуна та управління пожежним краном льотчику-оператору не потрібні і в підвісній кабіні не встановлюються.

Для полегшення пілотування на такому вертольоті обов'язково повинен бути встановлен автопілот та стабілізатор обертів несучого гвинта.

Включення автопілота в систему управління повинно бути здійснено за диференційною схемою з тим, щоб льотчик міг працювати одночасно з ним. При виконанні цієї умови автопілот буде компенсувати всі кутові переміщення вертольота, суттєво збільшить його стійкість та надасть можливість льотчику зосередити свою увагу на траєкторному управлінні, а це особливо важливо, так як його основною задачею є достатньо точно покласти вантаж в задане місце.

Управління циклічним кроком в кабіні оператора повинно бути трохи відмінним від основного управління.

При розгляданні балансіровочних кривих по крену (рис. 2.3.) можна побачити, що на режимі висіння та малих швидкостей поступального польоту балансіровочне положення ручки управління буде праворуч від нейтралі.

Існуючий досвід по пілотуванню з підвісної кабіни дає можливість стверджувати, що льотчику приємніше мати трохи різну ефективність управління на режимах нормального польоту і польоту при наведенні вертольота над об'єктом монтажу. Це може бути здійснено у вигляді деякої нелінійності у поздовжньому управлінні та в управлінні хвостовим гвинтом, що при збереженні крайніх кутів відхилення автомата перекоосу та загального кроку хвостового гвинта зменшить ефективність ручки і педалей коло їх нейтрального положення. Таке бажання льотчика пояснюється тим, що більша довжина хвостової балки фюзеляжу, яку він

бачить і яка при невеликих переміщеннях ручки та педалей значно переміщується, дає йому як би додаткову зорову орієнтацію точного положення вертольота над об'єктом монтажу, котрої він не має, сидячи в нормальній кабіні вертольота. У той же час недоцільно позбавляти його нормальних запасів управління при крайніх положеннях ручки та педалей через можливі пориви вітру та інших непередбачених обставин, які будуть потребувати повної потужності управління.

Введення в систему управління таким вертольотом додаткових автоматичних пристроїв зробило би його пілотування більш легким та скоротило би час навчання. Одним з цих пристроїв може бути система гасіння коливань вантажу на зовнішній підвісі. Метод гасіння коливань вантажу шляхом переміщення точки його підвісу був вперше запропонований М.Л. Мілем та В.А. Кожевниковим. Пристрій згідно з цим методом використовує сигнал кута відхилення тросу від вертикалі та вводить його в систему управління, переміщуючи вертолiт у протифазі до коливань вантажу, що призводить до гасіння коливань.

(Посилання та огляд інших досліджень і робіт, пов'язаних з питаннями стабілізації вантажу на підвісі).

Іншим пристроєм, який полегшує виконання кранових операцій на вертольоті, може бути система стабілізації його на режимі висіння відносно заданої точки на землі за допомогою доплерівського вимірювача шляхової швидкості. Крім цього, треба відмітити, що при роботі на режимі висіння відносно землі льотчику корисно знати дійсну швидкість польоту вертольота відносно повітряної швидкості. Існуючі датчики повітряної швидкості, які вимірюють безпосередньо швидкісний повітряний напір, непрацездатні на вертольоті в режимі висіння та малих швидкостей. Задачу індикації малої повітряної швидкості польоту вертольота частково може вирішити спеціальний прилад, запропонований А.Д. Новіковим, який дозволяє також при необхідності отримувати електричні сигнали величини і напряму цієї швидкості. Вказані сигнали можуть бути подані через автопілот до системи керування вертольотом для демпфування руху в горизонтальній площині при впливі різких поривів вітру.

Таким чином, пілотування вертольотом-краном при виконанні монтажно-будівельних робіт вимагає від пілотів неабиякої майстерності та високої кваліфікації. Без додаткових автоматичних бортових засобів керування, які б

поліпшували керованість і стійкість вертольота, не обійтись. Крім того, слід зауважити, що маса і габарити вантажу на зовнішній підвісі можуть бути співрозмірними з самим вертольотом. Така складна динамічна система з зосередженою масою в двох точках має вигляд гантелі, причому сам підвіс не завжди може бути жорстким. Скласти математичну модель динаміки руху такої двомасово-зосередженої системи аналітичними методами досить проблематично. Тому без спеціальних експериментально теоретичних досліджень з метою встановлення динамічних властивостей системи «екіпаж – вертоліт - вантаж на зовнішній підвісі - зовнішнє середовище» не обійтись. Такі дослідження повинні лежати в основі першого етапу експериментально - теоретичного динамічного проектування для отримання бази знань та відомостей про реальні динамічні характеристики систем керування рухом об'єктом, їх основних ланок, векторів стану ланок, збурень та завад, які діють на об'єкт в штатному режимі висіння. На цьому етапі виконуються:

- 1) розробка методів і засобів оптимальної по точності динамічної атестації основних бортових вимірювачів в умовах, як того вимагають Норми льотної придатності, максимально наближених до експлуатаційних;
- 2) розробка методів і засобів оптимальних оцінок стану об'єкта і його бортового кібернетичного комплексу в штатних режимах польоту;
- 3) розробка методів і засобів структурної ідентифікації моделей динаміки об'єкта, основних ланок системи керування рухом, а також вектора збурень, які діють в штатних експлуатаційних умовах польоту;
- 4) складання бази даних експериментальних динамічних моделей об'єкта, ланок системи керування, збурень та завад та сертифікації цих моделей в процесі довготривалої експлуатації повітряного судна;
- 5) розробка алгоритмів аналізу багатовимірних систем стабілізації в складних стохастичних умовах експлуатації.

Другий етап науково обґрунтованого підходу до створення оптимальних по точності систем стабілізації вертольоту включає в себе наступні базові стадії робіт:

- 1) розробка методів і алгоритмів синтезу стохастичних оптимальних багатовимірних систем стабілізації складних динамічних систем зі свавіллям

в динаміці і довільною динамікою системи вимірювання стану такого об'єкта;

- 2) розробка методів і алгоритмів оптимальної фільтрації сигналів вимірювальної системи навігаційних параметрів польоту;
- 3) розробка нових методів і принципів побудови структур оптимальних систем при випадкових і детермінованих впливах;
- 4) розробка нових методів і алгоритмів синтезу оптимальних робастних систем стабілізації суттєво нестійких динамічних систем;

Таким чином, реалізація методології експериментально теоретичного динамічного проектування структур оптимальної сумісної стабілізації вертольота та одночасно (або) його вантажної підвіски на режимі висіння, як двомасово зосередженої системи, гарантує конкурентоспроможну якість стабілізації як самого вертольота так і характерної точки його вантажного підвісу і може складати науково – технічну та організаційну проблему.

2.2. Вибір алгоритму синтезу системи стабілізації вертольота

Для вирішення завдань синтезу систем стабілізації в потрібній точці простору нелінійних об'єктів при стохастичних впливах необхідно скористатися низкою положень, викладених в п'ятому розділі монографії і безпосередньо пов'язаних з рішеннями завдань порежимної структурної ідентифікації нелінійних об'єктів і отриманими при цьому ре-док. Базовий режим роботи об'єкта відзначений індексом «0». Вважаючи, що в базовому режимі роботи рух об'єкта стабілізації (рис. 5.2) описується системою рівнянь (5.3), а обурення виразом (5.6), модель динаміки нелінійно-го об'єкта може бути такою, як у формулі (5.6)

$$\Phi_i = (P_i^{-1} M_i, P_i^{-1} \Psi_{0i}) = (\Phi_{1i}, \Phi_{2i}),$$

Слід повторити, що коефіцієнт при детермінованих впливах на об'єкт дорівнює 1,0, а при випадкових - «білий» шум.

Як показано в розділі 5 монографії, в базовому режимі роботи оптимізовану модель динаміки об'єкта при детермінованих впливах необхідно визначити висловлюванням (5.16), яке має вигляд

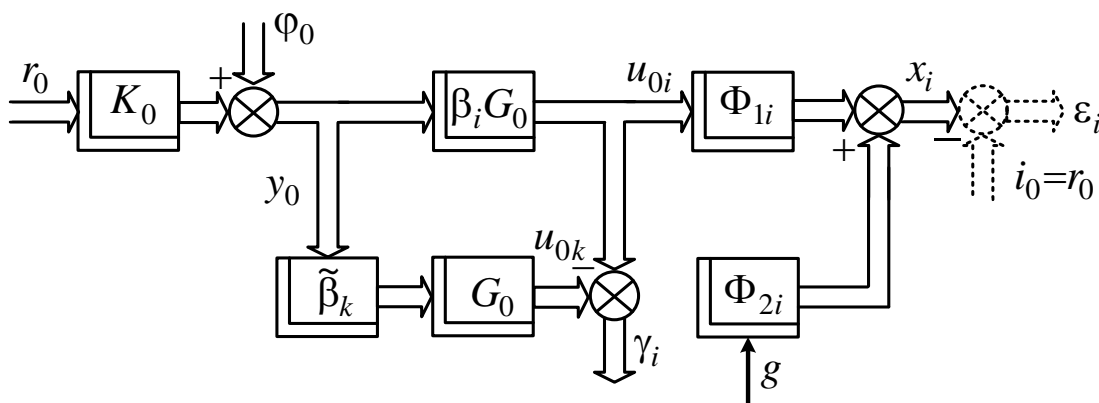
$$\hat{\Phi}_i = (\bar{\Gamma}_i)^{-1} (\bar{T}_{i0} + \bar{T}_{i+}) (\bar{D}_i)^{-1}$$

У монографії показано також, що для найбільш характерної моделі динаміки об'єкта доцільність-різному при розімкнутому управлінні синтезувати структуру ланки корекції на виході якого буде характеристика вектора сигналів управління, які використовуються в процесі структурної ідентифікації. Наприклад, в ситуації при слу-чайних впливах на об'єкт, оптимальна структура визначається за алгоритмом (5.45) і має вигляд

$$\hat{G}_0 = (\Gamma_0)^{-1} (\Gamma_{00} + \Gamma_{0+}) (D_0)^{-1},$$

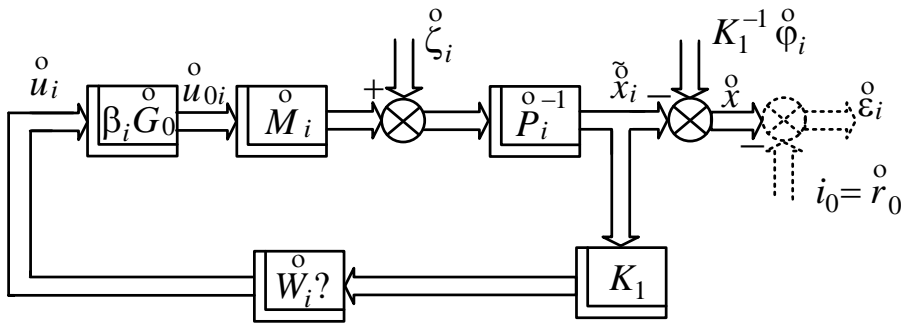
У розділі 5.4 монографії показано, що можливо вироб-водити порежимную структурну ідентифікацію моделей динаміки об'єкта і дані алгоритми такої ідентифікації. Показано (рис. 5.8), що швидкого переходу з одного режиму ідентифікації на інші сприяє введення в схему коефі-цієнт, конкретну величину якого фактично визна-чає організований в даному варіанті завдання режим робо-ти системи. Наочно ілюструють можливості поріжемо-ної ідентифікації моделей динаміки нелінійного об'єкта рис. 5.9 і 5.10 при детермінованих або випадкових впливів-ствие.

Важливо знати, в якому з намічених режимів роботи (раз-справ 5.5) виявиться досліджувана система стабілізації (стежу-ня) при кожному конкретному завданні її руху вектором. З цією метою в системі необхідно передбачити такий пристрій порівняння вхідних і вихідних сигналів ланки, яким воно показано на рис. 5.12 або на рис. 6.1.



Мал. 6.1. Структурна схема корекції режиму роботи досліджуваної системи стабілізації (стеження)

Структурна схема досліджуваної системи управління, сведенної до системи стабілізації, в цьому варіанті завдання поки-зана на рис. 6.4.



Мал. 6.4. Структурна схема досліджуваної системи при випадкових стаціонарних впливах (режим «»)»

За аналогією з виразом (6.1) в досліджуваному режимі «» роботи системи стабілізації нелінійного об'єкта при-ведення вплив має вигляд

$$\zeta_i^0 = M_i^0 (\beta_i G_0^0) \tilde{K}_0^0 r_0^0 + \psi_i^0 + P_i^0 K^{-1} \phi_i^0, \quad \psi_i^0 = \Psi_0^0 \Delta = \frac{\sigma_\Delta}{\sqrt{\pi}} \Delta.$$

Вектор частотних характеристик сигналів помилок стабілізації з урахуванням виразів (6.27) має вигляд

$$\begin{aligned} \varepsilon_i^0 &= \tilde{x}^0 - K^{-1} \phi_i^0 = P_i^{0-1} [\Phi_{1i}^0 F_{u_i}^0 + E_n^0] \zeta_i^0 - K^{-1} \phi_i^0 = \\ &= \Phi_{1i}^0 F_{u_i}^0 \zeta_i^0 + K^{-1} \phi_i^0 - K^{-1} \phi_i^0 + \Phi_{1i}^0 \tilde{K}_0^0 r_0^0 + \Phi_{2i}^0 \Delta = \\ &= \Phi_{1i}^0 F_{u_i}^0 \zeta_i^0 + \Phi_{2i}^0 \Delta + \Phi_{1i}^0 \tilde{K}_0^0 r_0^0, \\ \varepsilon_{i*}^0 &= \tilde{x}_{i*}^0 = \zeta_{i*}^0 F_{u_{i*}}^0 \Phi_{1i*}^0 + \Delta_*^0 \Phi_{2i*}^0 + r_{0*}^0 \tilde{K}_{0*}^0 \Phi_{1i*}^0. \end{aligned}$$

Завдання синтезу оптимальної структури матриці передаточних функцій регулятора в системі стеження нелінійним об'єктом при випадкових стаціонарних впливах решається методом Вінера - Колмогорова. Функціонал якості стеження в цьому випадку має вигляд (6.12). Підстановка в функціонал виразів (6.32) і (6.33) приводить його до виду

$$\begin{aligned}
\overset{\circ}{e}_{ci} &= \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr \left(S'_{\varepsilon_i \varepsilon_i} \overset{\circ}{R}_c + S'_{u_i u_i} \overset{\circ}{C}_c \right) ds = \\
&= \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr \left(\left(\left\{ \begin{array}{l} \overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} S'_{\zeta_i \zeta_i} \overset{\circ}{F}_{u_i^*} \overset{\circ}{\Phi}_{1i^*} + \\ \overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} S'_{\zeta_i \zeta_i} \overset{\circ}{F}_{u_i^*} \overset{\circ}{\Phi}_{1i} + \overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} S'_{\zeta_i r_0} \times \\ \times [\tilde{K}_{0^*} (\beta_i G_{0^*}) \overset{\circ}{\Phi}_{01^*} - E_n] + [\overset{\circ}{\Phi}_{10} (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - \\ - E_n] S'_{r_0 \zeta_i} \overset{\circ}{F}_{u_i^*} \overset{\circ}{\Phi}_{1i^*} + [\overset{\circ}{\Phi}_{1i} (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - E_n] \times \\ \times S'_{r_0 r_0} [\tilde{K}_0 (\beta_i G_{0^*}) \overset{\circ}{\Phi}_{1i^*} - E_n] + \\ + \overset{\circ}{\Phi}_{2i} \overset{\circ}{\Phi}_{2i^*} \frac{\sigma_{\Delta}^2}{\pi} \} R_c + \overset{\circ}{F}_{u_i} S'_{\zeta_i \zeta_i} \overset{\circ}{F}_{u_i^*} \overset{\circ}{C}_c \right) \right) ds .
\end{array} \right.
\end{aligned}$$

Рівняння зв'язку між матрицями і, як уже по-казано раніше (6.29), має вигляд

$$\overset{\circ}{F}_x = P_i^{-1} [\overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} + E_n],$$

а оптимальна структура матриці передавальних функцій ре-регулятора відповідно до вираження (6.28) буде мати вигляд

$$\overset{\circ}{W}_{c_i} = \overset{\circ}{F}_{u_i} [\overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} + E_n]^{-1} P_i K^{-1}$$

Таким чином, завдання, поставлене в розділі 6.2, вирішена повністю.

У розділі наведені алгоритми вирішення задач синтезу оптимізованих і оптимальних структур матриць передаточних функцій регуляторів в досліджуваних контурах стабілізується в просторі багатовимірному нелінійного об'єкта при детермінованих, випадкових і спільній дії стоха-стических факторів, що обурюють.

Отже, система стабілізації нелінійного рухомого об'єкта з підвішеним вантажем та при спільній дії на нього стохастичних возмущеній розглянута в дипломній роботі і може бути вирішена.

3. АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ВЕРТОЛЬОТА З ВАНТАЖЕМ

У цьому розділі проведено динамічне проектування оптимальних структур системи стабілізації вертольота 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.

3.1. Математичні моделі вертольота, 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 вертольота сильніші, ніж у літака, наближений розгляд процесів стабілізації часто виявляється можливим при окремому аналізі подовжнього і бічного рухів.

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, :

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

Кафедра АКСУ

НАУ 21 07 66 000 ПЗ

Виконав	Булавко			Синтез оптимального закону керування системи стабілізації вертольота в режимі висіння	Літера	Аркуш	Аркушів
Перевірів	Кривоносенко						
Н.контрол.	Дивнич				ФАЕТ 501з		
Зав.каф	Тачиніна						

де (w_z - кутова швидкість тангажу; V_x - поступальна повітряна швидкість уздовж осі X ; δ_n - подовжній кут відхилення шайби автомата перекоосу; a_x - аеродинамічні коефіцієнти.

1.А Попередня робота

Існує ряд різних публікацій з контролю за зворотним зв'язком вертолітних систем з навантаженням, але фактична перевірка літака в літературі дуже нечисленна. Зворотний зв'язок від швидкості подачі вантажу до будь-якого основного кута нахилу ротора або положення точки кріплення був проаналізований Т. А. Дюкенсом в 1973 році, він зробив висновок, що зворотній зв'язок з входом ротора дає лише обмежену продуктивність, тоді як зворотний зв'язок з точкою приєднання позитивний. Крім того, він згадав про проблему оцінки систем навантаження, і для подолання цієї проблеми запропоновано підхід до управління відкритим циклом. Цей метод управління відкритим циклом нагадує формування вводу в тому сенсі, що контролер розроблений таким чином, що збудження резонансних режимів уникнеться, в цьому випадку, використовуючи відповідні віддалені трикутні імпульси в якості керуючого входу. Гіпта і Брайсон запропонували контролер LQR для вертольота Sikorsky S-61 для стабілізації нахилу. Контролери SISO були розроблені для лінійної та подовжньої осі, беручи до уваги порушення вітру. Отриманий дизайн залишається неперевіреною, але аналіз стабільності та продуктивності показує задовільні результати. Запропоновано активну систему керування, встановлену на фактичному навантаженні, що складається з двох вертикальних аеродинамічних керуючих поверхонь, призначених для гасіння коливань на розтягуванні вантажу та бічної осі в системі підвісних суцільних установок. Конструкція контролера був зроблений за допомогою LQR і показано через лінійний аналіз, що система контролера здатна стабілізувати систему ЛА до досить високих повітряних швидкостей.

Надійний контроль був використаний для стабілізації вертольота з точковим масовим навантаженням. Конструкція контролера здійснюється на основі лінійної моделі з зменшеним замовленням, використовуючи синтез і демонструється шляхом моделювання для стабілізації системи.

1.В Вертолітні системи

Ми покажемо, як керування затримкою зворотного зв'язку використовується на двох різних автономних вертолітних системах: Aalborg University Corona Rapid Prototyping Platform та Georgia Tech GT-Max. AAU Corona - це електричний критичний вертоліт на 1 кг, який пролетить з навантаженням 0,15 кг в одному проводі діаметром 1,25 м. Він виконує повністю автономний політ з посадками та використовує набір регульованих ПД-регуляторів з виграшем. Вимірювання стану вертольотів та напруженого навантаження набувають за допомогою системи відстеження руху Vicon. GT-Max Науково-дослідного комплексу штату Джорджія - це 100-кілограмовий вертоліт із діаметром ротора 3 м і є повністю автономною системою, що використовує оцінювач стану та адаптивний контролер. Навантаження - 5,5 кг, підвішене в 7 м провід.

2. Зворотній зв'язок в таких системах

Ідея затримки полягає в тому, що за допомогою навмисного затримки зворотного зв'язку можна поглинати коливання у коливальній системі. Традиційно затримка систем зворотного зв'язку вважається проблематичною і спричиняє погіршення продуктивності та навіть нестабільності, але в цьому підході ми



використовуємо затримку на нашу користь.

Рис. 2. Зліва: Aalborg University Corona літає в приміщенні з навантаженням.

Зправа: GT-Max, обладнаний одношаровим тяговим навантаженням.

Вперше було запропоновано системи, які розглядають вібраційне загасання в структурах, де це позначалося як «затримка резонатора». Запізнюючий резонатор спроектований як генератор з власною частотою, рівною системі, і з відповідною затримкою це може бути подано в систему і відбудеться скасування вібрацій

системи. У концепції розширена можливість обробки подвійних резонансних систем. Порівняння запізненого резонатора з стандартним ПД-регулятором було зроблено пізніше, і зроблено висновок, що з двома можна досягти продуктивності. Проте затримка зворотного зв'язку має ряд переваг перед ПД-регулятором, найважливішою є можливість включення системних затримок у контролер без втрати продуктивності. Це особливо вірно в цьому випадку, коли вимірювання навантаження забезпечуються системою обробки зору / зображення, яка в системах з низькою обчислювальною потужністю може призвести до тривалих затримок. Затримка резонатора також використовується для гальмування гойдалки в корабельних кранах.

Структурна схема вертольота 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.

$$D_{\Pi}(p) = p^3 + (a_{m_z}^{\omega_z} + a_{x^x}^{V_x})p^2 + (a_{m_z}^{\omega_z}a_{x^x}^{V_x} - a_{x^z}^{\omega_z}a_{m_z}^{V_x})p - a_{x^x}^{\omega_z}a_{m_z}^{V_x} = 0 \quad (3.2)$$

Або
$$D_{\Pi}(p) = (p + \lambda)(p^2 - 2\xi_{\Pi}\omega_{\Pi}p + \omega_{\Pi}^2) = 0, \quad (3.3)$$

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

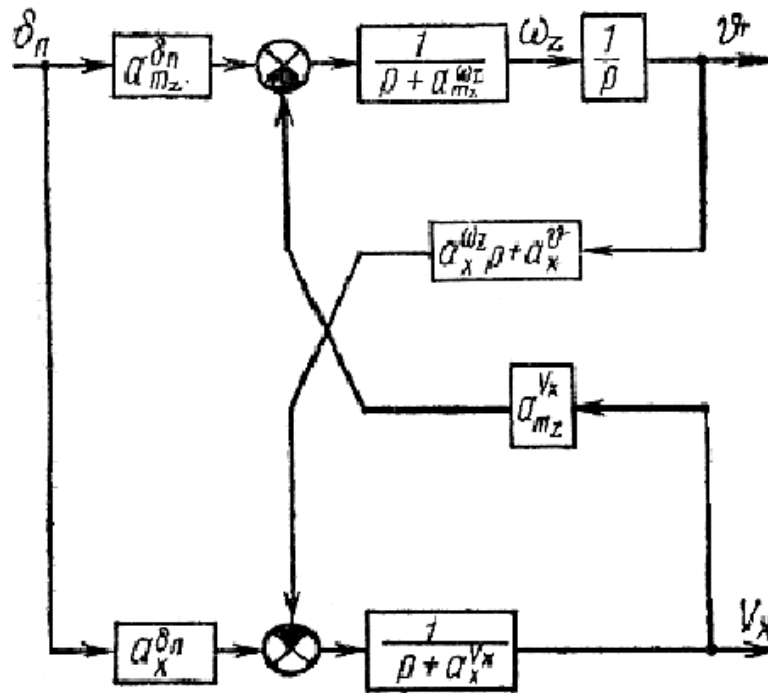


Рис. 3.1. Спрощена структурна схема подовжнього руху вертольота

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

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

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

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

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

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

У режимі висіння член $a_m a_x^x - a_x m_m^x$ малий. Це означає, що при ступінчастому відхиленні ручки управління виникає перехідний процес, при якому відбувається зміна кута тангажу і горизонтальної швидкості. Проте в сталому режимі кут тангажу виявляється близьким до нуля. На Рис. 3.2 приведені логарифмічні частотні характеристики вертольота Мі-8 по каналу тангажу в режимі висіння, побудовані по передавальній функції, близькій до тої, яка зображена на Рис. (3.2).

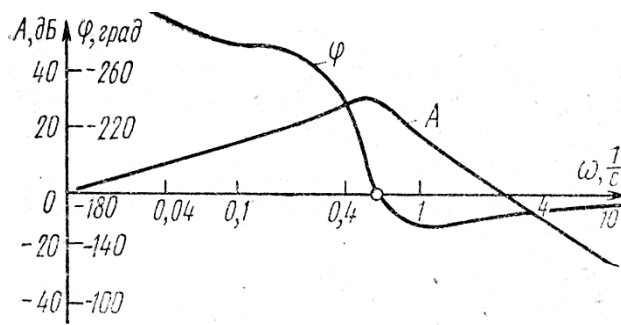


Рис. 3.2. Логарифмічні частотні характеристики вертольота Мі-8 по каналу тангажу в режимі висіння.

3.2 Алгоритм синтезу оптимального закону керування динамічним об'єктом

У цьому розділі виберемо з літератури алгоритм синтезу системи управління нашим об'єктом. У широко відомих працях Н.Вінера і Р.Калмана закладені основи сучасної теорії оптимальних регуляторів. Ця теорія фундамент створення діючих високоточ-них систем управління динамічними об'єктами й обробки стохастичної інформації. У першу чергу це системи навігації і управління рухливими об'єктами різного при-значення, системи оптимальної обробки навігаційної автономної і телеметричної інформації.

З прогресом техніки, особливо авіаційної, в останні роки безупинно підвищуються точнісні вимоги до процесів навігації і стабілізації літальних апаратів на заданих траєкторіях польотів. Забезпечення вищих досяжних рубежів якості процесів навігації і управління вимагає постійного удосконалювання теоретичної бази створення конкурентноздатних зразків авіаційної техніки, у першу чергу, бортових кібернетичних (вимірювальних і керуючих) комплексів, розробки нових наукомістких технологій процесів створення й атестації зазначених комплексів. Зазначені технології укладають у собі нові фізичні і математичні постановки конкретних за-дач навігації і управління, частинами яких є діюча ідеалізація уявлень про дослі-джувані процеси, облік необхідних стохастичних факторів, що збурюють політ, і, звичайно, нові строгі і науково обґрунтовані математичні алгоритми вирішення поставлених задач. Важливу частину технологій складає відповідне програмне забезпечення рішення конкретних задач засобами сучасної обчислювальної техніки, що у ряді випадків має бути створеним.

Даний підрозділ присвячений питанню модернізації основної задачі вінеровської оптимальної стабілізації відповідно до деяких виниклих останнім часом

но-вих ідей [4], що можуть бути покладені в її основу. Вважається, що задача багатовимірної вінеровської оптимальної стабілізації, зазвичай відноситься до розімкнутої вимірювальної або перетворюючої систем, може бути вирішена для деякої еквівалентної замкнутої системи стабілізації з мимовільною структурою, синтезуючий регулятор якої розташований у зворотному зв'язку до спеціальним образом складеного об'єкту. У роботі покладається синтезувати оптимальну структуру регулятора в еквівалентній системі стабілізації і оцінити доцільність і ефективність пропонованих нововведень.

3.3. Вихідні дані рішення задачі

Розглянемо рух по тангажу аналогічно крену вертольота в режимі висіння. Передаточна функцію від входу до виходу має схожий вид вигляд по крену і тангажу:

$$\frac{\Delta \gamma}{\Delta \delta_x} = \frac{\overline{M_x} \delta_x (s - \overline{Z}^V z)}{s^3 (\overline{Z}^V z + \overline{M_x} \omega_x) s^2 + (\overline{Z}^V z \overline{M_x} \omega_x) s - g \overline{M_x}^V x}$$

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 $k_0 = -\overline{M_x} \delta_x$, $\omega_2 = -\overline{Z}^V z$, $\omega_1 \omega_0^2 = -g \overline{M_x}^V x$, $\omega_1 = \frac{1}{T_1}$.

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:

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

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

3.4. Результати синтезу та аналізу оптимальної системи стабілізації

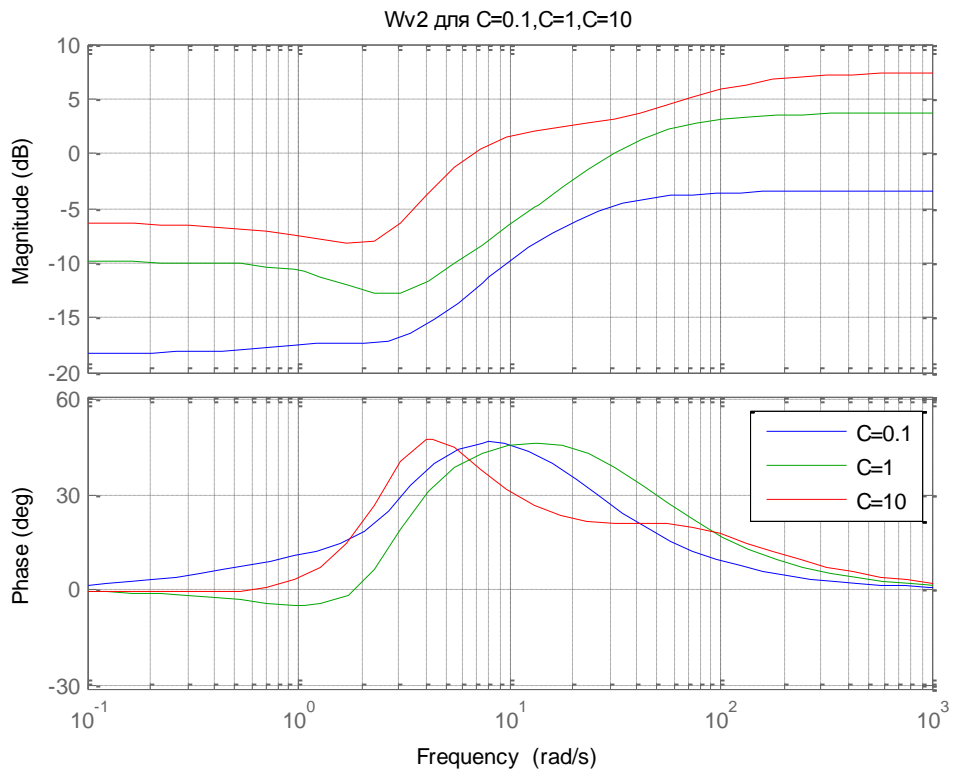
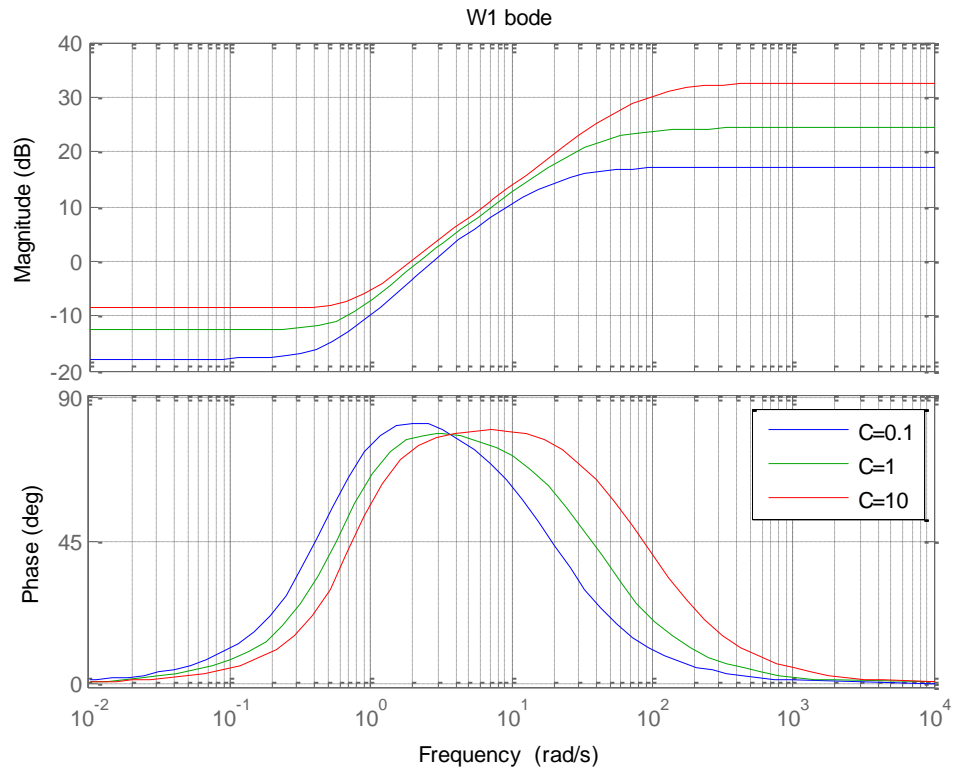
Передескізне проектування оптимальної структури системи стабілізації кута тангажу вертольота в режимі висіння при збуреннях також виконаємо на базі розробленого алгоритму синтезу за допомогою описаного пакета прикладних програм.

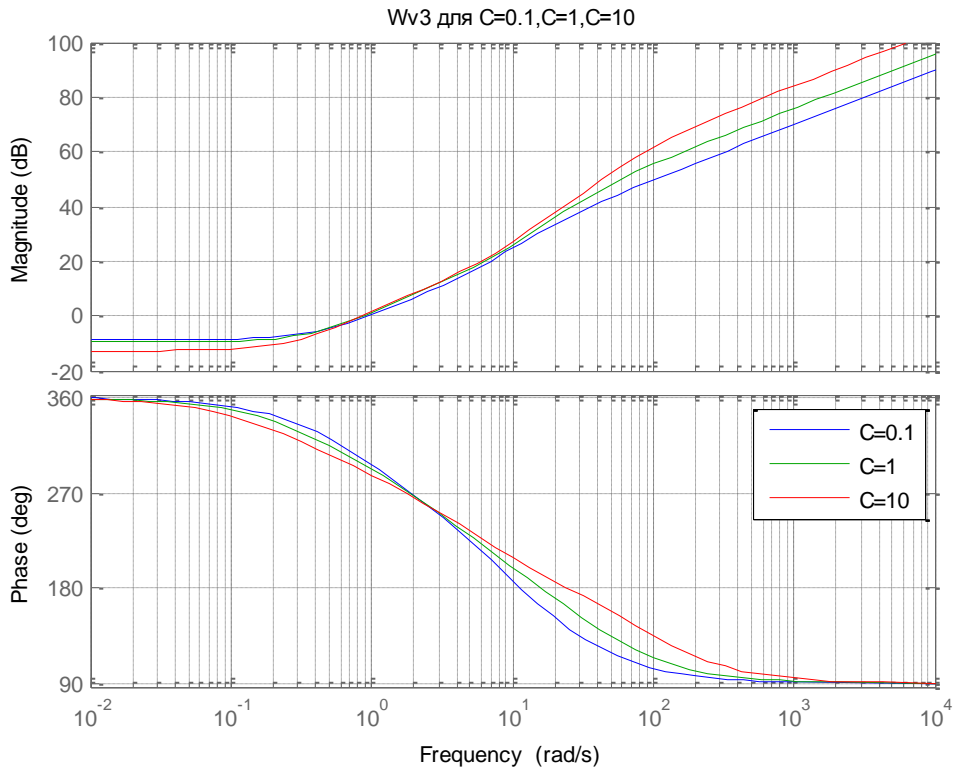
Кожен варіант розрахунку закінчувався друком оптимальних замкнених передатних функцій F_u^ϕ , F_x^ϕ і передатної функції шуканого регулятора системи стабілізації W , а також мінімальних значень показника якості.

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

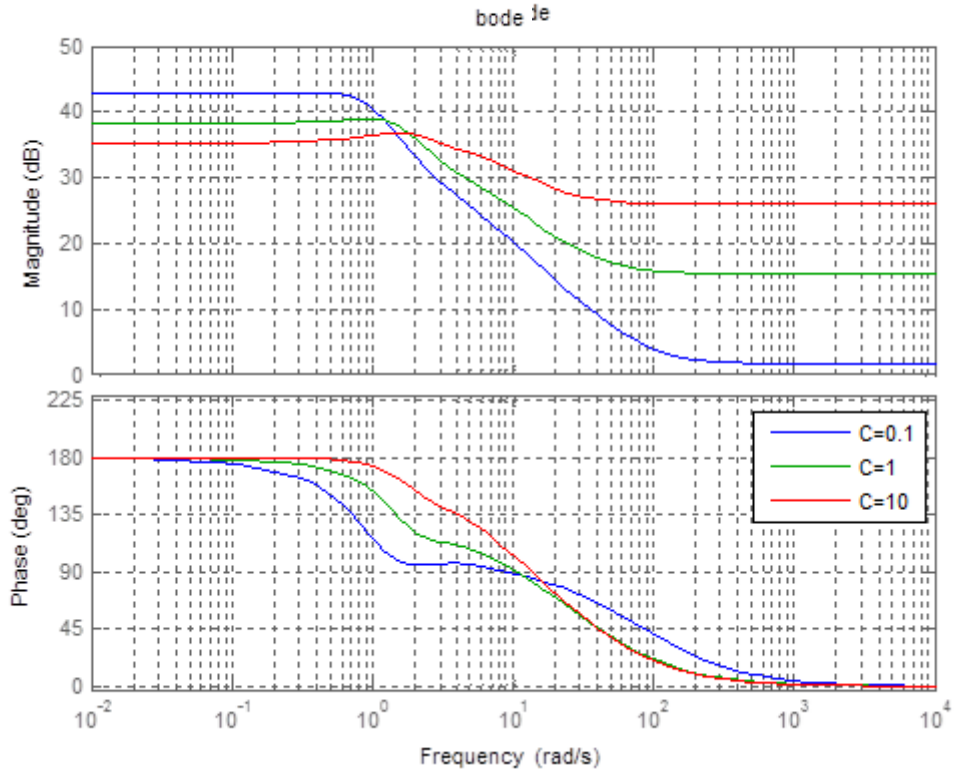
	Wopt	M/P	e1	e2	e	λ
1	$\frac{-0.44226 (s + 0.7)(s^2 + 1.472s + 0.5513)(s^2 + 0.6284s + 0.2501)}{(s + 3.189)(s + 0.9204)(s + 0.166)(s^2 + 1.391s + 0.4838)}$	$\frac{12(s + 0.018)}{(s + 0.7)(s^2 - 0.48s + 36)}$	0.325	0.097	0.423	1
2	$\frac{-0.44226 (s + 0.7)(s^2 + 1.472s + 0.5513)(s^2 + 0.6284s + 0.2501)}{(s + 3.189)(s + 0.9204)(s + 0.166)(s^2 + 1.391s + 0.4838)}$	$\frac{12(s + 0.1)}{(s + 2)(s^2 - 0.48s + 0.36)}$	0.516	0.066	0.582 4	1
3	$\frac{-0.30031 (s + 2)(s + 1.654)(s + 0.6782)(s^2 + 0.4403s + 0.1185)}{(s + 2.637)(s + 2.024)(s + 0.6699)(s^2 + 0.5531s + 0.08912)}$	$\frac{12(s + 0.1)}{(s + 2)(s^2 - 0.48s + 0.36)}$	0.135	0.043	0.178	1

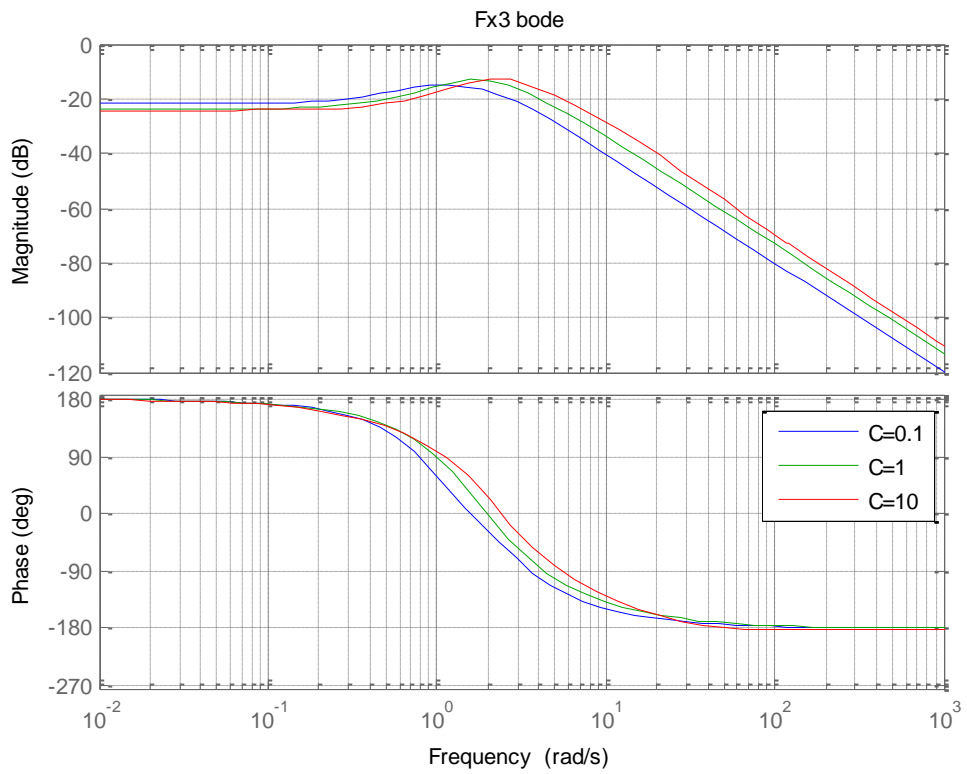
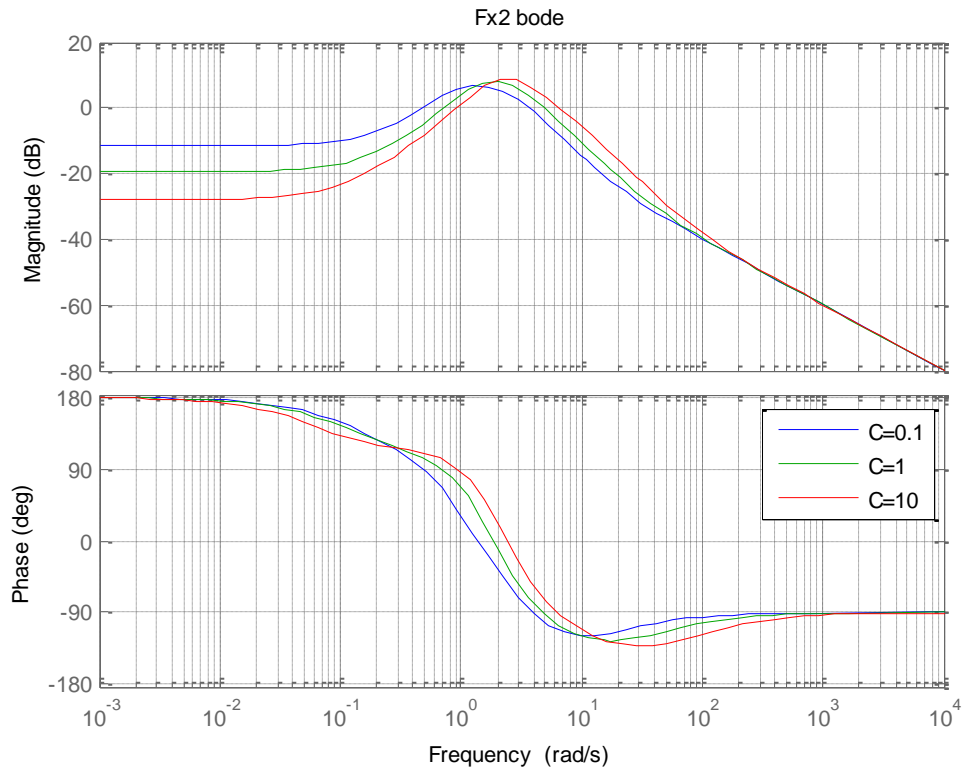
Зі зменшенням λ перший доданок e_x показника якості, що характеризує точність стабілізації зменшується, а друге e_u , тобто середня потужність, затрачувана на керування, збільшується. При обчислюванні були отримані наступні результати, зведені в таблиці і зображені на графіках:

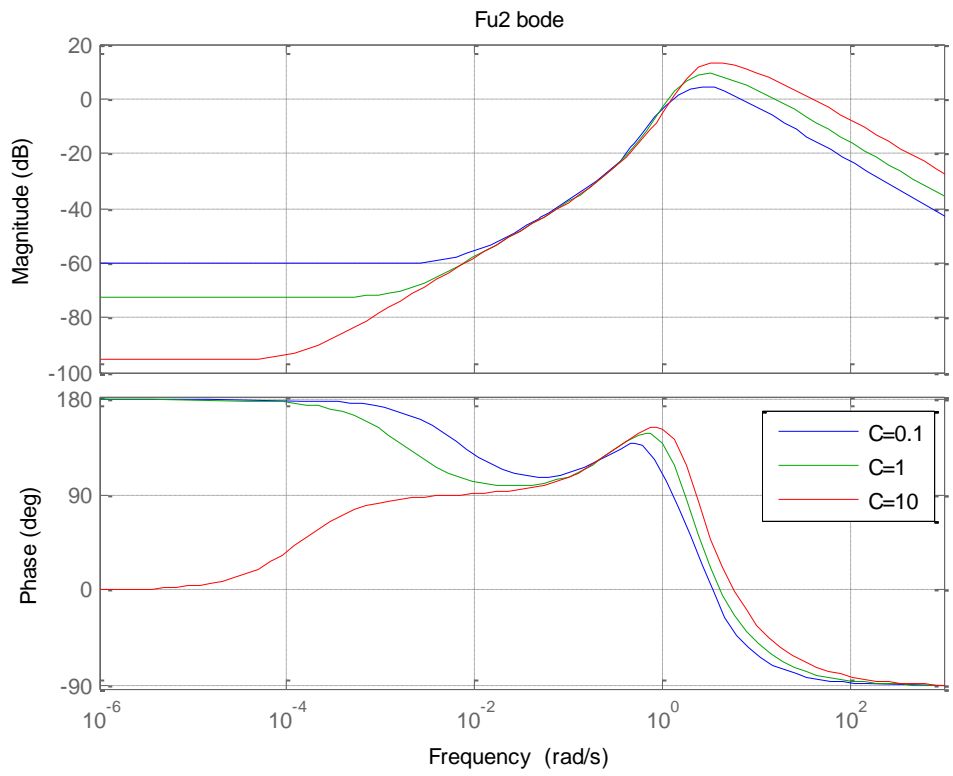
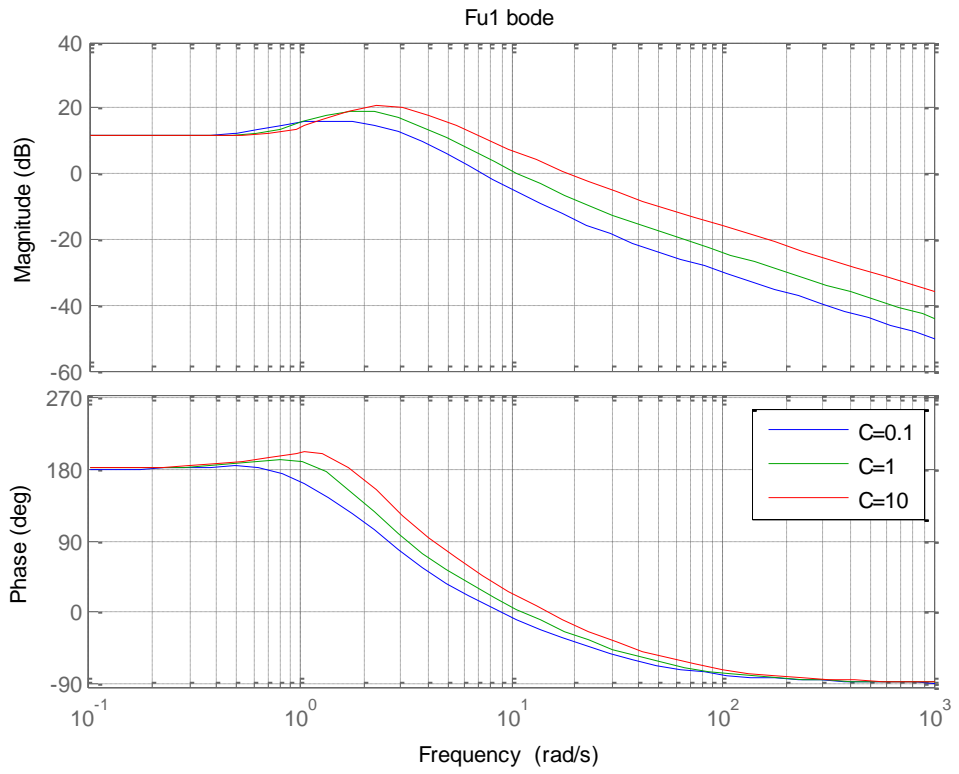


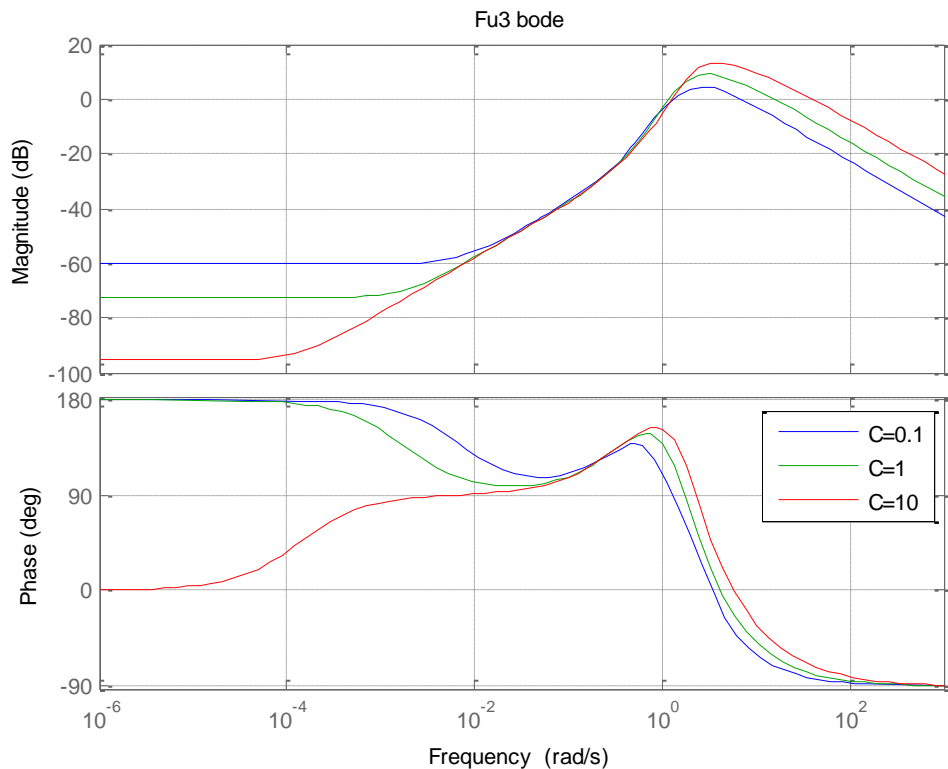


Амплітудно-частотні характеристики замкнутої системи F_x (по відхиленню) та F_u (по управлінню)



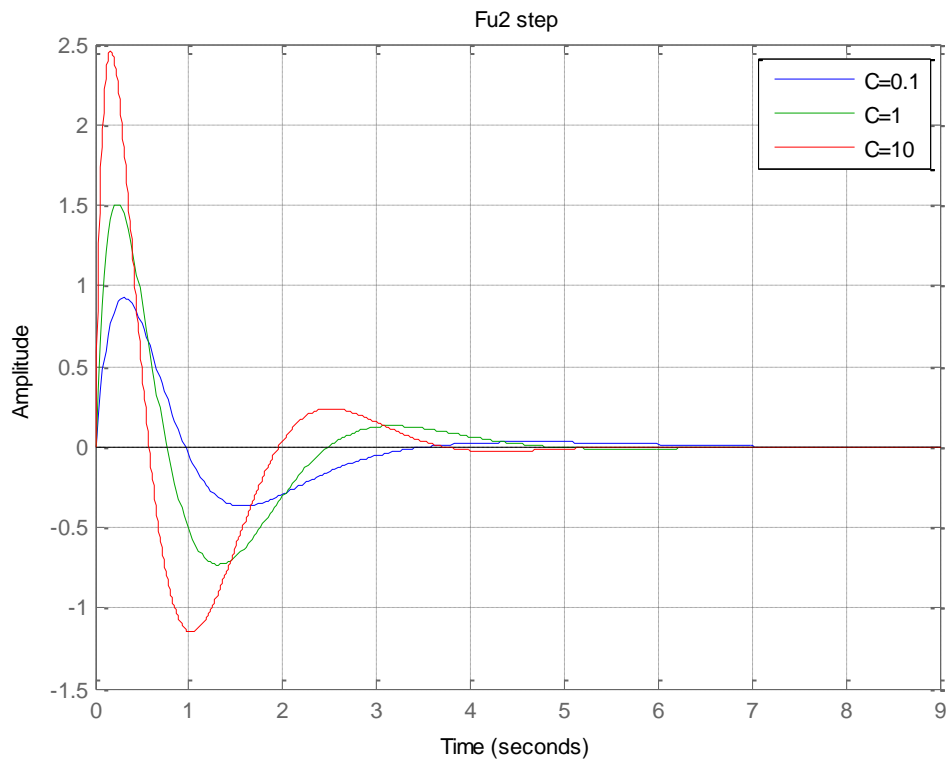
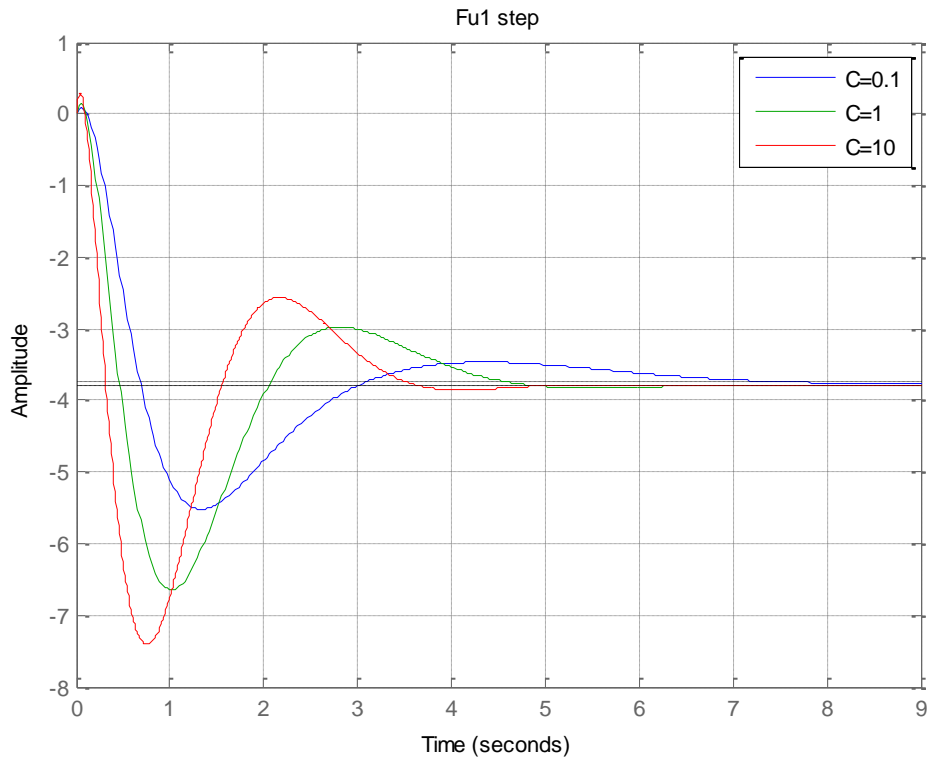


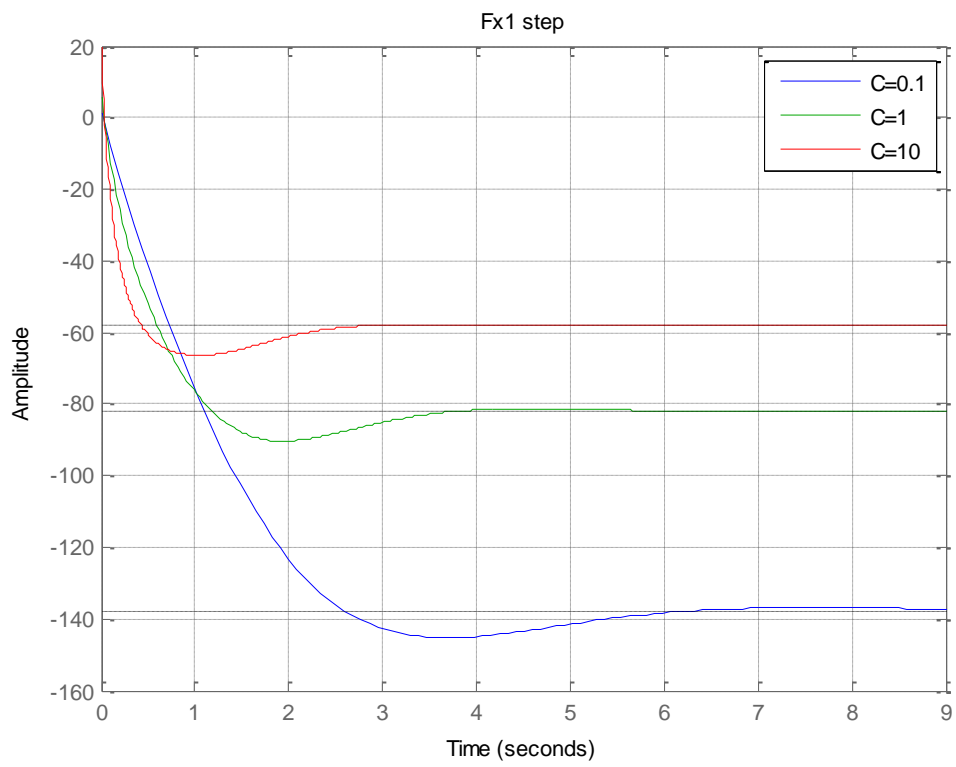
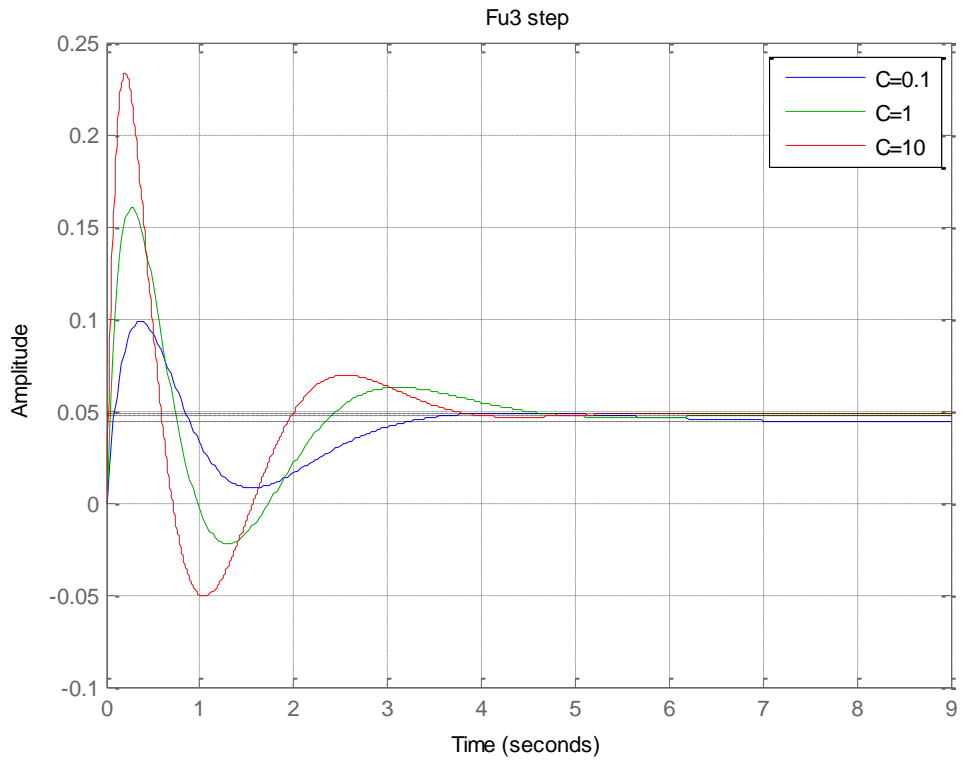


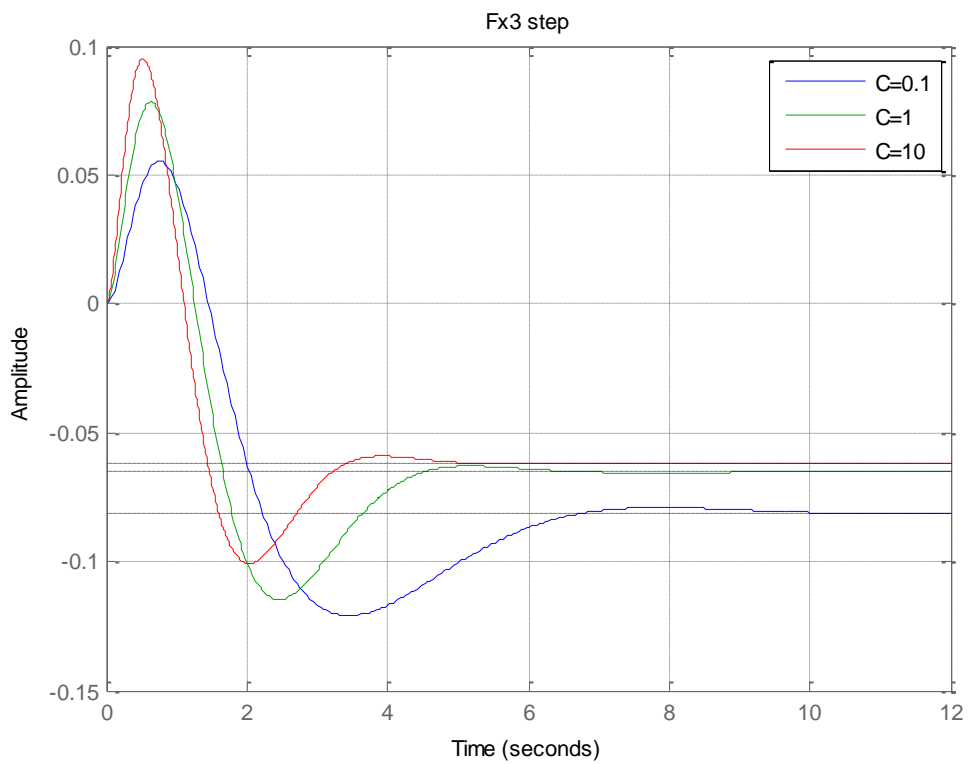
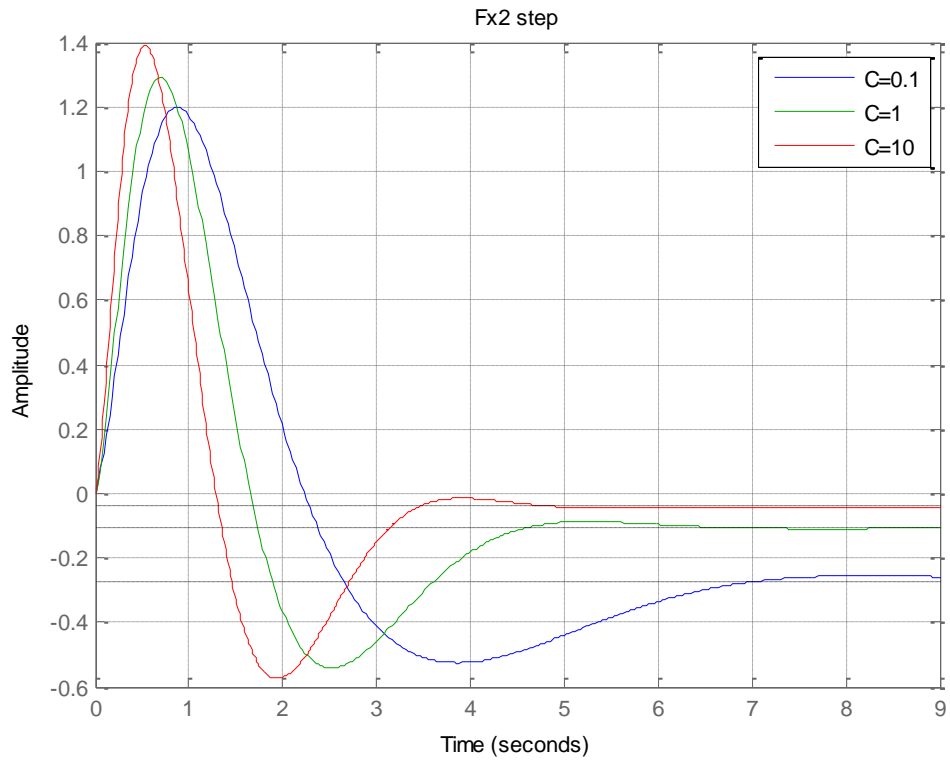


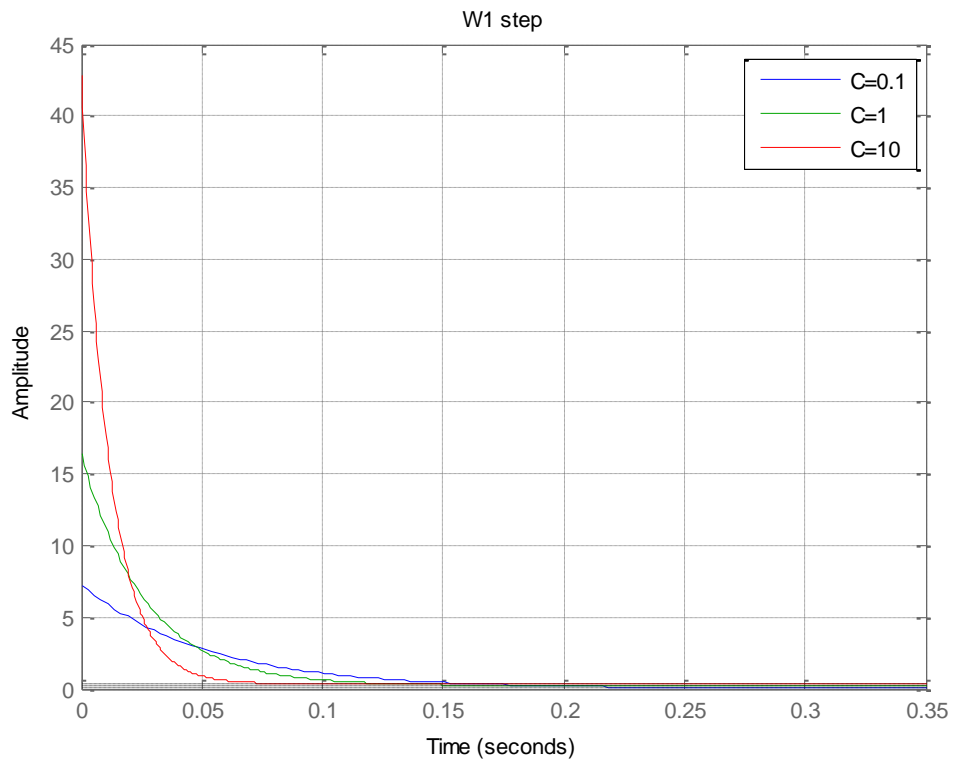
Для оцінювання якості стабілізації вертольота на заданій траєкторії руху по розроблених алгоритмах аналізу побудовані перехідні процеси в системі стабілізації кута тангажу при дії збурень і перешкод у виді стандартних детермінованих функцій. Якість перехідних процесів в оптимальній системі значно краще в порівнянні з неоптимальною. Тривалість перехідного процесу в неоптимальній системі в 1.5 разів більше чим в оптимальної, відношення максимальних значень перерегулювань складає 2,3, а число перерегулювань скорочується від 5 до 2.

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

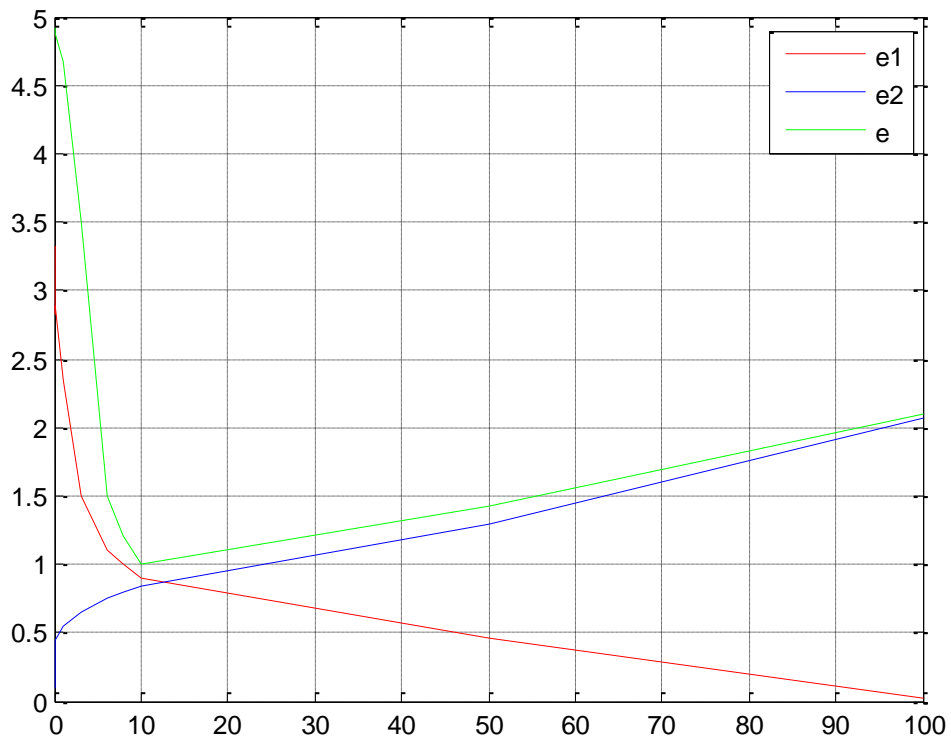








Графік зміни показника якості e та його складових e_1 та e_2 .



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 передавальна функція шуканого регулятора в системі стабілізації W , тобто закону керування автопілоту, і таким чином, поставлені задачі досліджень успішно вирішені.