

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Доктор технічних наук
професор

Синеглазов В. М.

“ _____ ” _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ

“МАГІСТР”

**ЗА СПЕЦІАЛІЗАЦІЄЮ «КОМП'ЮТЕРНО-ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЧНІ
ПРОЦЕСИ І ВИРОБНИЦТВА»**

Тема: Система управління гелікоптером з розв'язкою керуючих впливів

Виконавець:

Лук'янчук Т. В.

Керівник: к.т.н., професор

Філяшкін М.К.

Нормоконтролер: доцент

Тупіцин М.Ф.

Київ - 2021

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

Освітній ступінь: бакалавр

Спеціальність 151 "Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології"

Освітньо-професійна програма "Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва"

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Синеглазов В.М.
“ _____ ” _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання магістерської роботи студентки

Лук'янчук Т. В.

- 1. Тема проекту (роботи):** “ Система управління гелікоптером з розв'язкою керуючих впливів ”
- 2. Термін виконання проекту (роботи):** з _____ 2021р. до _____ 2021р.
- 3. Вихідні дані до проекту (роботи):** Розробку системи сумісного управління проводити для гелікоптера типу Ми-6.
- 4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):** 1. Аналіз окремих режимів польоту гелікоптера й обґрунтування необхідності автоматизації процесів управління. 2. Аналіз принципів побудови систем автоматизованого управління гелікоптером та обґрунтування доцільності розв'язки керуючих впливів при побудові системи активного управління. 3. Математичні моделі гелікоптера, як об'єкта управління. 4. Синтез контурів автоматичного управління. 5. Дослідження контурів сумісного управління з урахуванням перехресних зв'язків між каналами управління гелікоптера.
- 5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1. Структурні схеми існуючих типів САУ гелікоптера. 2. Математичні моделі гелікоптера з урахування перехресних зв'язків між окремими каналами. 3. Матричні методи врахування багатомірних зворотних зв'язків 4. Структурний синтез контурів перехресних зв'язків. 5. Структурна схема контурів управління, загальним кроком хвостового гвинта та автоматом перекоосу. 6. Результати дослідження контурів сумісного управління.
- 6. Дата видачі завдання** _____

Керівник к.т.н., професор _____ Філяшкін М.К.
(підпис)

Завдання прийняла до виконання _____ Лук'янчук Т. В.
(підпис)

РЕФЕРАТ

Мета роботи є розробка контурів перехресних зв'язків САУ гелікоптером та новітніх принципів побудови таких систем.

Основним предметом дослідження були структура та алгоритми системи активного управління.

Теоретичні дослідження склалися з розробки алгоритмів САУ гелікоптером з контурами перехресних зв'язків та принципів побудови інваріантної за задавальним впливом кінестетичної системи сумісного управління. У роботі розроблено проекти методик побудови координатних пультів ручного управління, які дозволяють розвантажити зір і увагу пілота за рахунок включення в процес управління гелікоптером рушійного почуття людини – кінестезії.

Розроблені проекти методик синтезу контурів сумісного управління, що базуються на методах синтезу за стандартними формами Баттерворда або на методах послідовного синтезу контурів управління. Запропоновано при синтезі контурів перехресних зв'язків використовувати матричні методи врахування багатомірних зворотних зв'язків. При розробці системи кінестетичного управління інваріантної за задавальним впливом використовувався математичний апарат чотиріполюсників.

Розроблено математичні моделі гелікоптера, у тому числі з урахуванням перехресних зв'язків між каналами управління, які використовувалися при проведенні досліджень. Результати досліджень показали, що квазіпредметна система ручного управління дозволяє збільшити в кілька разів точність виведення та стабілізації гелікоптера в заданому кутовому положенні.

ЗМІСТ

Вступ.....	
1. Аналіз окремих режимів польоту гелікоптера й обґрунтування необхідності автоматизації процесів управління.....	
2. Аналіз принципів побудови систем автоматизованого управління гелікоптером та обґрунтування доцільності розв'язки керуючих впливів при побудові системи активного управління	
3. Математичні моделі гелікоптера, як об'єкта управління	
3.1. Математичні моделі, що використовуються при проектуванні систем автоматичного управління	
3.2. Математичні моделі гелікоптера, як об'єкта управління	
3.2.1 Канал вертикальної швидкості.....	
3.2.2 Канал поздовжнього поступального та кутового руху.....	
3.2.3 Канал бічного горизонтального та кутового руху.....	
3.2.4 Канал ривкання.....	
3.2.5 Математичні моделі гелікоптера з урахування перехресних зв'язків між окремими каналами.....	
4. Розробка методик синтезу контурів системи сумісного управління з урахуванням перехресних зв'язків між каналами управління.	
4.1. Методики синтезу автоматичної стабілізації.....	
4.1.1. Метод стандартних коефіцієнтів	
4.1.2. Управління коренями характеристичного рівняння системи.....	
4.1.3. Послідовний синтез контурів управління.....	
4.2. Розробка контурів перехресних зв'язків	
4.2.1 Послідовний синтез контурів управління.....	
4.2.2. Структурний синтез контурів перехресних зв'язків	
5. Дослідження контурів сумісного управління з урахуванням перехресних зв'язків між каналами управління гелікоптера.....	
5.1 Синтез контурів перехресних зв'язків між каналами управління.....	
5.2. Дослідження синтезованих контурів управління.....	
Висновки.....	
Список використаної літератури.....	

ПЕРЕЛІК ТЕРМІНІВ ТА СКОРОЧЕНЬ

- АСУ – автоматизована система управління;
- ВП – випадковий процес;
- ВУАП – вертолітний уніфікований автопілот;
- ГВ – гіроветикаль;
- ДЛУ – датчик лінійних прискорень;
- ІНС – інерціальна навігаційна система;
- КС – курсова система;
- ЛА – літальний апарат;
- ЛАЧХ – логарифмічна амплітудно-частотна характеристика;
- ММ – математична модель;
- ПАО – принцип активного оператора;
- ПНК – пілотажно-навігаційний комплекс;
- ПС – повітряне судно;
- САКУ – система активного управління;
- САУ – система автоматичного управління;

ВСТУП

Різна ступінь автоматизації та взаємодій пілота з автоматикою визначає різні способи управління повітряним судном:

- ручне (штурвальне) управління з можливим застосуванням засобів часткової автоматизації (демпферів, автоматів стійкості, автоматів регулювання управління);

- суто автоматичне управління, коли пілот повністю виключений з контуру управління й виконує функції більш високого рівня (задає програму та режим польоту; контролює стан ЛА та його систем, позакабінний простір; приймає оперативні рішення для перемикання режимів роботи САУ або вимикає САУ).

Між цими граничними за ступенем автоматизації способами управління існують варіанти автоматизованого управління: сполучене (сумісне) управління, директорне (командне) управління та комбіноване управління. У теперішній час існує тенденція розподілу САУ на системи поліпшення пілотажних характеристик і на систему траєкторного управління. Директорне та комбіноване управління вирішує задачі управління рухом ЛА за складними траєкторіями й будується як система траєкторного управління. А сумісне управління базується на контурах стійкості та керованості, тобто є системою поліпшення пілотажних характеристик.

На відміну від літака гелікоптери мають гірші характеристики стійкості та керованості. Гелікоптер, як об'єкт управління, статично стійкий за кутами крену та тангажа, однак цього не можна казати про динамічну стійкість гелікоптера, поведінка якого характеризується коливальною нестійкістю.

У зв'язку з цим на гелікоптері у першу чергу необхідно розв'язувати задачу забезпечення стійкості руху при пілотуванні. Тому обов'язковим елементом САУ гелікоптерів є підсистема підвищення стійкості та керованості, яку доцільно не вимикати на протязі всього польоту, зі зльоту до посадки.

Аналіз існуючих принципів побудови контурів сумісного управління гелікоптера показує, що усунення коливальної нестійкості поздовжнього та бокового руху або покладається на льотчика, або розв'язується контуром стабілізації кутових положень. В останньому випадку управління реалізується не звичне для пілота сумісне управління за відхиленням, тому при тривалій роботі в

такому контурі управління забуваються навички ручного пілотування, що при відмовах напівавтоматичної системи утрудняє управління. Такий принцип управління можна застосовувати на етапах незначної корекції траєкторії польоту; на етапах енергійного маневрування доцільно використовувати сумісне моментне управління за кутовою швидкістю.

Основним недоліком традиційного моментного управління вважають складний динамічний характер кутових рухів гелікоптера при траєкторному управлінні, що в задачах точного управління потребує від пілота високої професійної підготовки. Складність управління полягає в тому, що при моментному управлінні збуджуються практично всі фазові координати руху гелікоптера, при цьому небажані зміни фазових координат повинні парироватися пілотом додатковими відхилення командних важелів управління

Тому для задач точного пілотування доцільно розділити управління окремими групами фазових координат. Частково це може бути виконане при звичайному моментному управлінні, але у достатньо повному обсязі таке управління можна реалізувати тільки внаслідок процедури, яку називають розв'язкою керуючих впливів.

Такі підходи до побудов контурів систем активного управління літаками, зокрема з використанням ідей безпосереднього управління аеродинамічним силами у теперішній час інтенсивно втілюють в практику при створенні зразків пілотажно-навігаційного обладнання перспективних літаків. Але для гелікоптерів задача побудови контурів сумісного управління на принципах активного управління з розв'язкою керуючих впливів не виказувалася.

Під сумісним управлінням розуміють чергування режимів ручного управління з працюючими контурами поліпшення характеристик стійкості та керованості та режимів автоматичної стабілізації параметрів польоту, які мав літак наприкінці етапу ручного управління. При цьому початок одного режиму сполучається (узгоджується) з кінцем попереднього без вимикання САУ. Сумісне управління дозволяє втручатись пілоту в управління польотом без вимикання САУ. А те, що після завдання пілотом нового режиму польоту САУ без додаткового вмикання автоматично його стабілізує, позитивно оцінюється

пілотом, оскільки він розвантажується від необхідності парирования діючих збурень в усталеному режимі польоту.

Сумісного управління полегшує пілотування, але в той же час дозволяє зберігати активний стан пілота для екстреного втручання в управління у випадку зміни умов польоту. Дослідження показують, що за якістю пілотування, часом контролю позакабінного простору, пошуку цілей і орієнтирів режим сумісного управління на порядок перевищує ручне пілотування. До того ж, через активну роботу пілота в режимі сумісного управління, зміни показів пілотажних приладів при відмовах виявлялись пілотом за час, що не перевищує 5 с; аналогічні зміни в автоматичному польоті виявлялись через 30...60 с і більше.

При сумісному управлінні виконується найважливіший принцип ефективної взаємодії - принцип безперервних сенсорних зворотних зв'язків людини з об'єктом управління, які забезпечують активний стан пілота.

Отже основною метою дипломної роботи повинна стати розробка новітніх принципів побудови систем сумісного управління гелікоптером на принципах активного управління з розв'язкою керуючих впливів.

1. АНАЛІЗ ОКРЕМИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ ГЕЛІКОПТЕРА Й ОБҐРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ АВТОМАТИЗАЦІЇ ПРОЦЕСІВ УПРАВЛІННЯ

Поблизу земної поверхні вертольоти виконують зліт, зависання, зниження і посадку.

1.1 Зліт

Існує два основних способи зльоту вертольота: по-вертолітному - без розбігу по землі з відокремленням від землі по вертикалі і наступним розгоном з набором висоти і по-літаковому - з розгоном по землі до певної швидкості від відриву з наступним розгоном в повітрі і набором висоти. Вибір способу зльоту визначається сукупністю наступних основних чинників:

- запаси потужності двигунів для заданих значень злітної маси вертольота, барометричної висоти злітного майданчика, температури, тиску і вологості зовнішнього повітря;

- напрямку і швидкості приземного вітру;
- розмірів і стану поверхні злітного майданчика;
- перешкод у напрямку зльоту.

Чим більше барометрична висота розташування майданчика, чим менше її розміри і крутіше повітряні підходи до неї, чим вище температура і вологість зовнішнього повітря, і менше швидкість зустрічного вітру, тим менше повинна бути злітна маса вертольота.

Зліт по-вертолітному - основний спосіб зльоту вертольота. У залежності від розмірів злітного майданчика, конфігурації і висоти перешкод, що його оточують, перевищенням майданчика над рівнем моря, температури зовнішнього повітря, швидкості і напрямку вітру і злітної маси вертольота, зліт по-вертолітному може виконуватися за трьома траєкторіями:

- з розгоном поза зоною впливу повітряної подушки;
- з розгоном у зоні впливу повітряної подушки;
- по похилій траєкторії.

Зліт по-вертолітному з розгоном поза зоною впливу «повітряної подушки» використовують, коли майданчик має обмежені розміри і оточений досить високими перешкодами, а злітна маса вертольота забезпечує стійке контрольне висіння поза зоною впливу повітряної подушки. Необхідність цього

виду зльоту зазвичай виникає при зльоті з запилених майданчиків або майданчиків, які вкриті щойно випавшим снігом.

При цьому двигуни працюють, як правило, на злітному режимі, а в разі раптової відмови одного з них безпечна посадка вертольота не гарантована, тому що зловживати даним видом зльоту не рекомендується. Висота вертикального підйому вертольота повинна бути такою, щоб забезпечувався безпечний прохід над оточуючими майданчик перешкодами у смузі зльоту з перевищенням не менше 5 м (і не менше 50 метрів, при польоті над вертольотами, що знаходяться на землі, з розкоченим НВ).

Зліт по-вертолітному по похилій траєкторії може використовуватися, коли майданчик має обмежені розміри, висота перешкод у напрямку зльоту не перевищує 5 м, а злітна маса забезпечує одночасний розгін вертольота і набір висоти. Цей вид зльоту дозволений для вертольотів з високою енергооснащеністю («тяговооруженість» - відношення маси вертольота і потужності двигунів) і забезпечує найбільш ефективно використання наявної потужності двигунів для збільшення повної енергії руху вертольота.

Крім того, при відмові одного або навіть двох двигунів в процесі зльоту можлива безпечна вимушена посадка вертольота, а при відмові одного з двигунів в певних умовах - продовження польоту.

Зліт по-вертолітному з розгоном у зоні впливу повітряної подушки використовується зазвичай з майданчиків, що мають відкриті підходи (аеродроми, вертодроми). Цей вид зльоту набув найширшого поширення, оскільки можливий при роботі двигунів, як правило, на номінальному режимі і відповідно з великим запасом потужності для маневрування. Після вертикального відриву і зависання вертоліт розганяється поблизу землі з кутом тангажа на пікірування $10 \dots 15^\circ$ до деякої швидкості, що перевищує мінімальну швидкість горизонтального польоту, після чого переводиться в набір висоти.

Найбільш загальна і головна умова забезпечення безпеки розглянутих видів зльоту по-вертолітному - плавне збільшення загального кроку НВ при відриві вертольоту від землі і настільки ж плавне і співрозмірне відхилення ручки керування від себе при розгоні. Нехтування цим правилом може привести до перевантаження НВ, зменшення частоти його обертання і тяги, мимовільного зниження і зіткнення вертольота з землею, особливо при зльоті з високогірного майданчика в спекотну пору року.

Для забезпечення безпеки виконання зльоту по-вертолітному необхідно дотримуватись обмежень за швидкістю вітру ззаду і збоку, який несприятливо впливає на запаси управління, роботу двигунів і пілотування вертольота. Зустрічний вітер, навпаки, поліпшує умови зльоту, особливо на ділянці розгону.

Якщо зліт по-вертолітному неможливий, вертоліт вирулює до місця старту для зльоту з розгоном.

Необхідна для розбігу вертольота пропульсивна сила формується головним чином за рахунок аеродинамічної сили НВ, яка відхиляється вперед. Відрив вертольоту від землі здійснюється шляхом збільшення загального кроку НВ і потужності двигунів (при необхідності до злітного режиму) і невеликого відхилення ручки керування на себе, що парює тенденцію вертольота до відриву спочатку основних опор.

1.2 Режим висіння

Режим висіння - найбільш характерний для вертольота режим польоту, коли вертоліт не переміщається відносно землі. Для виконання висіння в загальному випадку необхідно:

- встановити вертоліт проти вітру;
- плавним рухом важеля «крок-газ» вгору відділити вертоліт від землі і набрати задану висоту;
- після досягнення заданої висоти висіння плавно зменшити спільний крок до урівноваження сили тягіння вертольота і тяги НВ.

При відриві від землі одновинтовий вертоліт має тенденції до зміщення, нахилу і розвороту. Завдяки заклинюванню осі валу НВ відносно будівельної вертикалі фюзеляжу вперед на кут $4 \dots 5^\circ$ вертоліт при відриві від землі зміщується вперед і опускає ніс.

Умови виконання висіння помітно ускладнюються за наявності попутного і бічного вітру. Вітер ззаду і збоку створює певні труднощі в техніці пілотування вертольота. При висінні з використанням злітного режиму роботи двигунів, вітер зазначеного напрямку закидає частину гарячих вихідних газів у вхідні пристрої двигунів. Це супроводжується локальним підвищенням температури зовнішнього повітря і зменшенням потужності двигунів, що також ускладнює умови виконання висіння, особливо в жарку пору року при повному завантаженні вертольота. У напружених умовах висіння (підвищені значення польотної маси, барометричної висоти майданчика, температури зовнішнього повітря) відповідне зменшення злітної потужності двигунів може додатково обмежити злітні можливості вертольота.

Особливості висіння вертольота з попутним і бічним вітром повною мірою відносяться і до виконання розворотів на висінні в умовах вітру, тому що під час розвороту зустрічний вітер може виявитися боковим або попутним. Крім того, як тільки починається обертання вертольота, збільшується площа миделевого перетину фюзеляжу, на яку діє вітер, в результаті чого зсув вертольота за вітром зростає.

У деяких екстремальних умовах (підвищені значення політної маси, температури зовнішнього повітря, барометричної висоти висіння в неспокійному

повітрі, кутової швидкості розвороту вліво) розворот вертольота може стати некерованим.

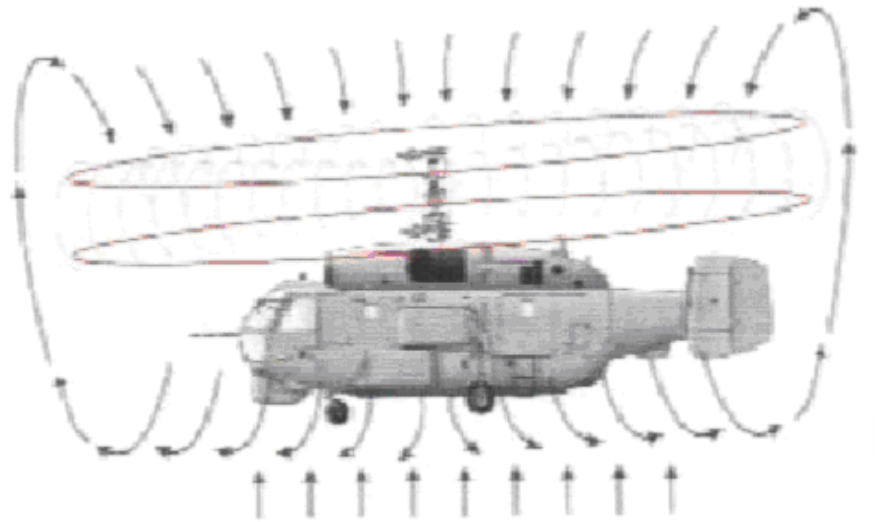
Мимовільне обертання вертольота може відбуватися з достатньо великою кутовою швидкістю і супроводжуватися зниженням, коливаннями по тангажу і крену, що при висінні на невеликій висоті над майданчиком представляє значну небезпеку. Виведення вертольота з режиму мимовільного обертання можливий трьома способами: збільшенням швидкості, переміщенням правим бортом і зменшенням загального кроку НВ.

1.3 Зниження

Зниження виконують з невеликим позитивним або близьконулевим кутом тангажа, що полегшує умови пілотування. Сталий режим тривалого зниження легше витримувати по положенню деталей засклення кабіни щодо лінії природного горизонту, періодично контролюючи збереження заданого режиму по авіагоризонту, показнику швидкості і варіометру.

Обмеження вертикальної швидкості зниження 3 м / с при заході на посадку виключає можливість попадання вертольота в небезпечний режим вихрового кільця. Ця небезпека реальна тільки при малих поступальних швидкостях, тобто область режимів польоту з характерними явищами вихрового кільця визначається поєднанням поступальної та вертикальної швидкостей.

Режим вихрового кільця виникає при інтенсивному вертикальному або крутому зниженні вертольота з працюючими двигунами в результаті взаємодії спадаючого потоку НВ і набігаючого на НВ зустрічного повітряного потоку. На деякій відстані від НВ індуктивна швидкість стає рівною швидкості вертикального зниження вертольота. При цьому утворюється деяка поверхня поділу, по якій відбувається розтікання струменів повітря. Досягаючи цієї поверхні, індуктивний потік ніби «зупиняється», потім повертається назустріч НВ, частково знову засмоктується гвинтом і знову відкидається ним вниз. При збільшенні швидкості зниження вертольота поверхня поділу струменів наближається до НВ, в результаті чого все більша кількість повітря втягується в циркуляційний рух навколо НВ. При деякій критичній швидкості зниження майже все повітря, що відкидається гвинтом, знову підсмоктується ним і бере участь в циркуляційному русі - настає режим вихрового кільця.



Оскільки із замкнутої вихрової системи повітря не викидається, підйомна сила лопастей на периферійній частині захопленої поверхні НВ не створюється, тому загальна сила тяги НВ зменшується. При цьому вертикальна швидкість зниження вертольота ще більше зростає, що, у свою чергу, посилює розвиток вихрового кільця.

Режим вихрового кільця практично проявляється в підвищеній трясці корпусу вертольота, коливаннях частоти обертання НВ і турбокомпресорів двигунів, погіршення керованості, збільшення розходів органів управління для утримування заданого режиму зниження, мимовільних кидках вертольота по крену, тангажу і курсу. Найбільш небезпечний прояв цього режиму - мимовільне зниження вертольота, який «провалюється», незважаючи на достатню для польоту потужність двигунів.

1.4 Посадка

Посадка, як і зліт, можливе двома основними способами:

- по-вертолітному - без пробігу по землі з попередніми зависанням над місцем приземлення на заданій висоті і подальшим вертикальним зниженням до приземлення;
- по-літаковому - з приземленням на заданій поступальній швидкості і наступним пробігом.

При будь-яких способах заходу на посадку і її виконання, що визначаються конкретними польотними умовами, необхідно дотримуватися однієї загальної важливої вимоги - заходити на посадку по можливості проти вітру. Це збільшує

запаси вертольота по потужності двигунів, продольному і путевому управлінню і в цілому сприяє підвищенню безпеки виконання посадки.

Посадка по-вертолітному є основним способом посадки для вертольотів всіх типів, що на ряду зі злетом по-вертолітному відображає специфіку вертольота як ПС.

При цьому на траєкторії посадки можна умовно виділити наступні ділянки:

- вирівнювання, що представляє собою зниження з висоти $H = (1,5 \dots 2) D$ по похилій траєкторії з поступовим зменшенням поступальної і вертикальної швидкостей;
- витримування, що представляє собою подальше гасіння поступальної і вертикальної швидкості аж до нуля майже на постійній висоті;
- короткочасне зависання на висоті 2 ... 3 м;
- вертикальне зниження з поступовим зменшенням вертикальної швидкості приблизно до 0,2 м / с до моменту приземлення.

При заході на посадку вертикальна швидкість зниження не повинна перевищувати 3 м / с для виключення потрапляння в небезпечний режим вихрового кільця. У той же час для полегшення умов передпосадкового зависання доцільно використовувати позитивний ефект «повітряної подушки».

Посадка по-літаковому з поступальною швидкістю виконується у випадках неможливості зависання через недостатню потужність наявних двигунів. Як правило, необхідність такої посадки виникає в умовах високогір'я, в спекотну пору року, при великій посадочній масі вертольота. Посадка по-літаковому може виконуватися на аеродромі чи рівному перевіреному майданчику, що забезпечує безпечний пробіг після приземлення, за наявності доброго підходу з повітря.

В результаті проведеного аналізу маловисотних режимів польоту вертольота було з'ясовано наступне:

1. Оскільки існують складності пілотування вертольотом поблизу земної поверхні, що обумовлено особливостями аеродинаміки вертольота, необхідна автоматизація цих процесів.

2. Автоматизація цих режимів ускладнена відсутністю необхідного інформаційного забезпечення.

Виходячи з вищесказаного, необхідний пошук шляхів вирішення проблеми - вимірювання геометричних параметрів положення вертольота відносно земної поверхні.

РОЗДІЛ 2

АНАЛІЗ ПРИНЦИПІВ ПОБУДОВИ СИСТЕМ АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ ГЕЛІКОПТЕРОМ

На відміну від літака гелікоптери мають гірші характеристики стійкості та керованості. На режимах висіння гелікоптер статично стійкий за кутами крену та тангажа, однак цього не можна казати про динамічну стійкість гелікоптера. Характеристичне рівняння математичної моделі, наприклад, поздовжнього руху гелікоптера, як правило, має один від'ємний дійсний корінь та пару комплексно-спряжених коренів із додатними дійсними частками. Такий розподіл коренів відповідає повільно розбіжним перехідним процесам, тому гелікоптер як об'єкт управління в поздовжньому русі характеризується коливальною нестійкістю.

Коливальна нестійкість гелікоптера як об'єкта управління обумовлена в першу чергу сильним перехресним впливом зміни швидкості польоту V_x на кутовий рух гелікоптера, зокрема на зміну кута тангажа ϑ . Період коливань нестійкого руху складає 15...35 с, тому ручне управління гелікоптером цілком можливе, але завдає пілоту певні труднощі.

За кутом рискання та висотою польоту на режимі висіння гелікоптер нейтральний. У режимі поступального польоту рух крену, як й у літака, сильно зв'язаний з рухом рискання. Крен гелікоптера викликає бокову швидкість, яка у свою чергу призводить до появи ковзання. Аеродинамічні моменти, що пов'язані з кутом ковзання (моменти поперечної та шляхової стійкості) при достатньо великих швидкостях польоту поліпшують бокову стійкість гелікоптера. Однак в області малих швидкостей рух гелікоптера більш нестійкий ніж на режимі висіння.

У зв'язку з цим на гелікоптері у першу чергу необхідно розв'язувати задачу забезпечення стійкості руху при пілотуванні. Тому обов'язковим елементом САУ гелікоптерів є підсистема підвищення стійкості та керованості, яку доцільно не вимикати на протязі всього польоту, зі зльоту до посадки. На легких і середніх гелікоптерах зазвичай застосовують простіші підсистеми підвищення стійкості та керованості, які забезпечують демпфірування за двома або трьома осями. Таки системи складаються з датчиків кутових швидкостей та рульових агрегатів, що вбудовані в проводку управління гелікоптера за послідовною схемою, і реалізують закон управління $\delta = K_{\omega}\omega$.

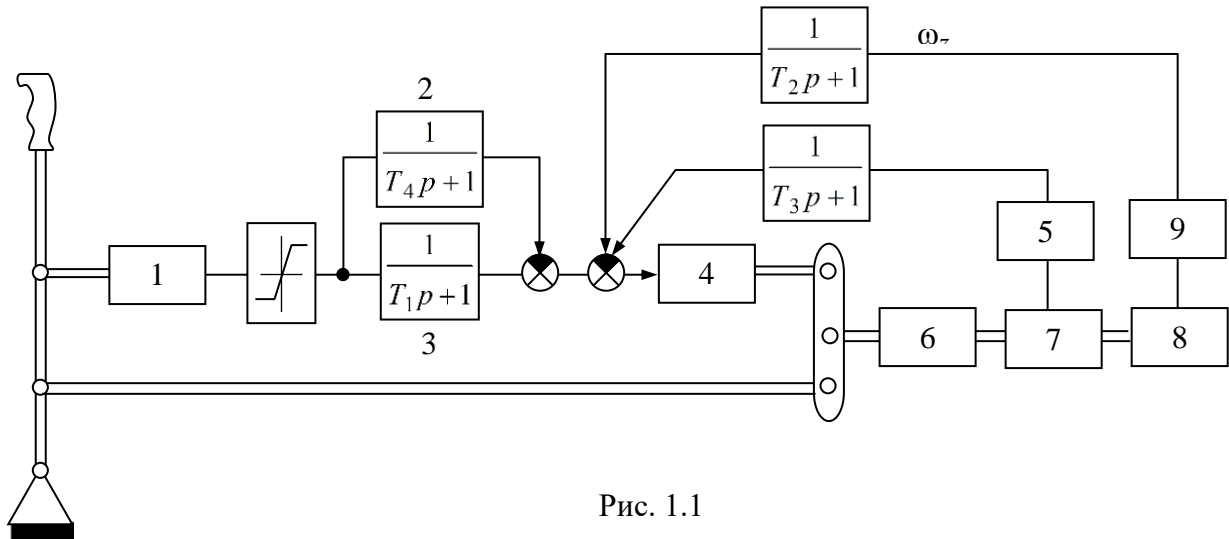
На деяких нових гелікоптерах замість такого закону застосовують модифікований закон управління

$$\delta = \left(K_{\omega} + \frac{K_{ст}}{Tp + 1} \right) \omega$$

Друга складова закону управління за інформацією про кутову швидкість формує позиційний сигнал тотожній сигналу перевантаження. Завдяки цьому

сигналу поліпшується статична стійкість гелікоптера, тобто стабілізується положення гелікоптера, яке існувало до моменту появи короткочасного збурення.

В системах управління важких гелікоптерів додатково застосовують системи підвищення керованості, що за принципом побудови схожі з аналогічними літаковими системами. Така система встановлена наприклад на важкому гелікоптері Локхид АН-56А (рис. 1.1).



Тут 1 – датчик положення важеля керування кутом тангажа; 2 – фільтр високих частот; 3 – інерційна ланка; 4 – рульовий агрегат; 5 – датчик моменту на несному гвинті; 6 – гідропідсилювач; 7 – несний гвинт; 8 – гелікоптер, 9 – датчик кутової швидкості.

В такій системі зусилля на важелі керування передається на підсилювач автомату перекосу по механічному й електричному каналах. В останньому воно проходить через обмежувач й інерційну ланку (модель гелікоптера). Для придушення збурень, що обумовлені різким рухами важеля, в систему включений фільтр високих частот 2, який має частоту зрізу 0,5 рад/с. Сигнали датчиків кутової швидкості 9 та моменту на несному гвинті 5, які використовуються для підвищення стійкості гелікоптера, вводять в систему через інерційні ланки зі сталими часу $T_2 = 3$ та $T_3 = 10$ с. За схожою схемою побудована система штурвального управління важкого гелікоптера СН-46А «Си Найт».

Високий рівень автоматизації ручного управління передбачений в системі управління важкого гелікоптера СН-47С «Чинук» фірми Боїнг. В цієї системі є автомати завантаження важеля циклічного кроку, автомат балансування, обчислювачі підсистем підвищення стійкості та керованості. На відміну від аналогічних систем інших гелікоптерів в цю систему включений обчислювач координованого розвороту.

В експериментальних цифрових САУ гелікоптера, наприклад в САУ TAGS, що створена фірмою ІВМ для перспективного американсько-канадського гелікоптера, застосовується ідея електродистанційного управління. В експериментальному зразку системи TAGS пілот був у змозі керувати гелікоптером двома засобами:

- єдиною боковою ручкою, яка керує поздовжньою, боковою та вертикальною складовими швидкості, а також координованим розворотом, тобто за всіма чотирма каналами;
- двома важелями: єдиною боковою ручкою, яка керує трьома каналами, і спеціальним контролером управління вертикальною швидкістю.

Льотні випробування показали, що управління гелікоптером за чотирма каналами за допомогою єдиної ручки становить для пілота значні труднощі. Другий варіант виявився цілком прийнятним.

На середніх і легких гелікоптерах застосовуються як простіші автопілоти, що забезпечують стабілізацію кутового положення гелікоптера і виконання координованих розворотів, так і більш складні САУ, які призначені для стабілізації заданої висоти та швидкості польоту, а також забезпечують режими автоматизованого управління гелікоптером. Зазвичай це універсальні САУ, які придатні для встановлення на різні типи гелікоптерів. В їхній комплект для більш повного задоволення різним вимогам включають рульові агрегати, як послідовної так і паралельної дії.

Універсальні САУ гелікоптера будують за базовим принципом. Вони припускають як скорочення об'єму виконуваних функцій, так і нарощування завдяки підключення додаткових блоків. До базових систем відносяться FHS.2b, PA-135, «Міністєб», а також гелікоптерній уніфікований автопілот ВУАП, що встановлюється на вітчизняні гелікоптери.

На рис. 1.2 приведена структурна схема поздовжнього каналу САУ середнього багатоцільового гелікоптера «Лінкс», яка розроблена фірмою

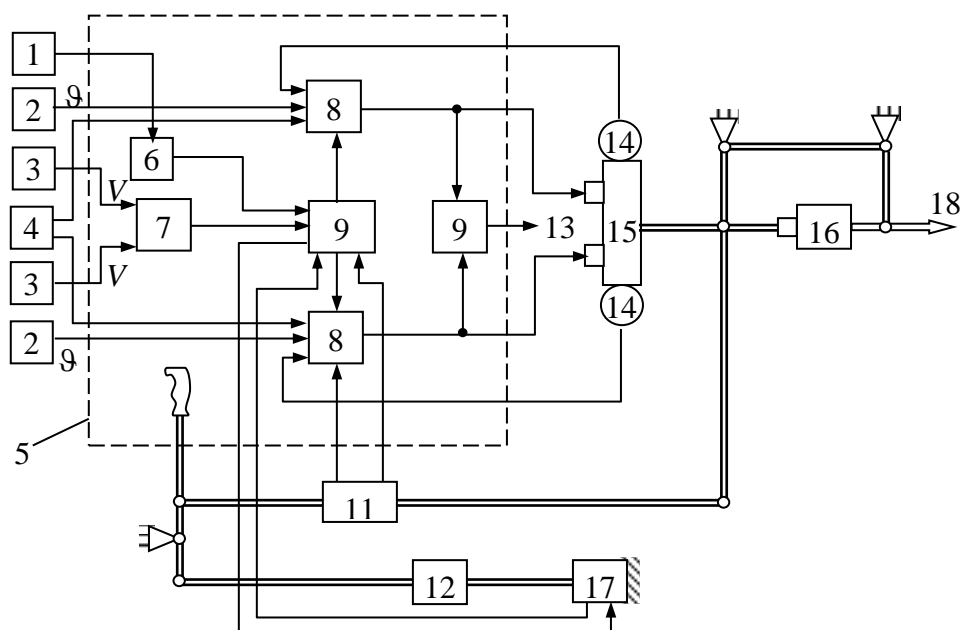


Рис. 1.2

Марконі-Еліот.

На рис. 1.2 введени такі позначення: 1 – пульт перехідних режимів; 2 – гіровертикаль; 3 – датчик повітряної швидкості; 4 – пульт введення керуючих сигналів;

5 – обчислювач каналу; 6 – блок керування перехідними режимами; 7 – задатчик повітряної швидкості; 8 – обчислювач тангажа; 9 – обчислювач повітряної швидкості; 10 – компаратор; 11 – датчик положення важеля циклічного кроку; 12 – механізм завантаження; 13 – до сигналізатора відмов; 14 – датчик зворотного зв'язку; 15 – дубльований сервопривод САУ; 16 – гідропідсилювач; 17 – тримерна рульова машина; 18 – до автомату перекосу.

САУ гелікоптера «Лінкс» забезпечує стабілізацію кутового положення гелікоптера, барометричної та істинної висоти, повітряної швидкості. Режим управління реалізується шляхом завдання з пультау 4 нових заданих значень кута тангажа або в режимі сумісного управління, використовуючи як задатчик заданого кута тангажа датчик 11 положення важеля циклічного кроку. Управління в цьому випадку реалізується за принципом відхилення важеля циклічного кроку.

На рис. 1.3 приведена структурна схема одного з каналів двоканального автопілоту фірми Енстром для легкого гелікоптера F-28A.

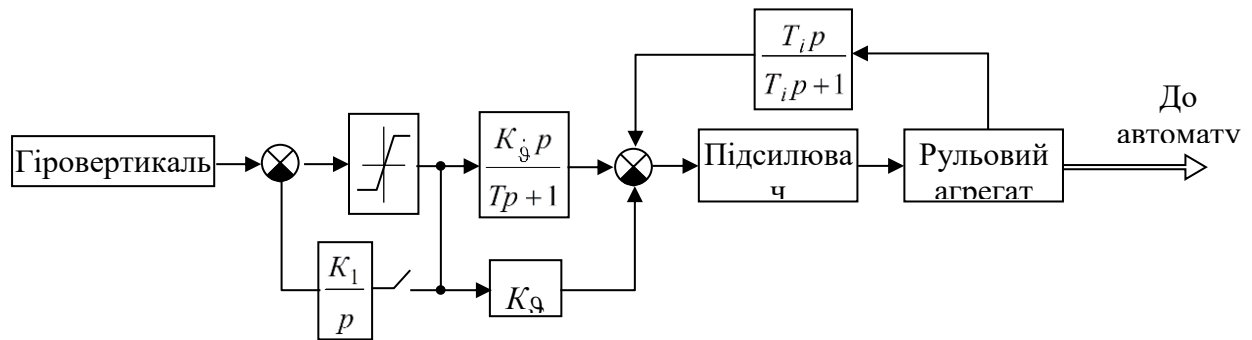


Рис. 1.3

Автопілот керує гелікоптером за допомогою тримерних рульових машин, які змінюють положення важеля керування циклічним кроком несного гвинта. У ньому застосовується тільки один датчик – гіровертикаль, сигнали якої використовуються для стабілізації кутового положення, а також для підвищення стійкості гелікоптера, що досягається за рахунок диференціювання сигналу кута тангажа. Автопілот астатичний, його сервопривод охоплений ізодромним зворотним зв'язком. При працюючому автопілоті пілот у змозі втручатися в управління, прикладаючи зусилля до важеля порядку 170 Н. При втручанні пілота в управління вмикається схема узгодження, яка відслідковує та запам'ятовує кутове положення гелікоптера, що змінюється внаслідок керуючих впливів пілота. Після припинення втручання пілота автопілот буде стабілізувати таке кутове положення, яке мало місце в момент звільнення важеля керування.

Інший підхід до побудови режиму управління застосовується в автопілоті ВУАП. На цьому режимі закон управління, наприклад, в поздовжньому каналі має вигляд:

$$\delta_{\Pi} = \delta_{\Pi}^{\text{лет}} + \delta_{\Pi}^{\text{ра}}$$

$$\delta_{\Pi}^{\text{лет}} = K_{\text{ш}}^{\Pi} X_{\Pi}^{\text{лет}}$$

$$\delta_{\Pi}^{\text{ра}} = K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3 - K_x X_{\Pi}^{\text{лет}}) + K_{\dot{\vartheta}} p \vartheta$$

тут δ_{Π} , $\delta_{\Pi}^{\text{лет}}$, $\delta_{\Pi}^{\text{ра}}$ – відповідні відхилення поздовжнього каналу автомата перекосу: сумарне, від льотчика та від САУ; $X_{\Pi}^{\text{лет}}$ – поздовжньо відхилення

важеля управління циклічним кроком несного гвинта; $K_{\text{ш}}^{\text{п}}$ – коефіцієнт передачі проводки управління; $K_x X_{\text{п}}^{\text{лет}}$ – сигнал, що знімається з компенсаційного датчика важеля керування; ϑ , ϑ_3 – поточний та заданий кут тангажа.

Аналіз цього закону управління показує, що в автопілоті ВУАП замість управління за кутовою швидкістю (певне відхилення важеля управління задає певну кутову швидкість реалізується управління за відхиленням (певне відхилення важеля управління задає певний приріст кутового положення). Після повернення важеля управління у вихідне положення гелікоптер також повертається до вихідного значення кута тангажа.

Стосовно контурів сумісного управління гелікоптера слід відмітити, що усунення коливальної нестійкості поздовжнього та бокового руху вирішується контуром стабілізації кутових положень. Але при цьому реалізується не звичне для пілота сумісне управління за відхиленням. Такий принцип управління можна застосовувати на етапах незначної корекції траєкторії польоту; на етапах енергійного маневрування доцільно використовувати сумісне моментне управління за кутовою швидкістю.

Основним недоліком традиційного моментного управління вважають складний динамічний характер кутових рухів гелікоптера при траєкторному управлінні, що в задачах точного управління потребує від пілота високої професійної підготовки. Складність управління полягає в тому, що при моментному управлінні збуджуються практично всі фазові координати руху гелікоптера, при цьому небажані зміни фазових координат повинні парироватися пілотом додатковими відхилення командних важелів керування.

Тому для задач точного пілотування доцільно розділити управління окремими групами фазових координат. Частково це може бути виконане при звичайному моментному управлінні, але у достатньо повному обсязі таке управління можна реалізувати тільки внаслідок процедури, яку називають розв'язкою керуючих впливів.

Такі підходи до побудов контурів систем активного управління літаками, зокрема з використанням ідей безпосереднього управління аеродинамічним силами у теперішній час інтенсивно втілюють в практику при створенні зразків пілотажно-навігаційного обладнання перспективних літаків. Але для гелікоптерів задача побудови контурів сумісного управління на принципах активного управління з розв'язкою керуючих впливів не виказувалася.

ОТЖЕ ОСНОВНОЮ МЕТОЮ БАКАЛАВРСЬКОЇ РОБОТИ ПОВИННА СТАТИ РОЗРОБКА СИСТЕМИ СУМІСНОГО УПРАВЛІННЯ ГЕЛІКОПТЕРОМ НА ОСНОВІ КОНТУРІВ ПЕРЕХРЕСНИХ ЗВ'ЯЗКІВ СИСТЕМИ АКТИВНОГО УПРАВЛІННЯ.

Основою досліджень будь-якого контуру автоматичного управління є математично модель об'єкта управління, у нашому випадку це математична модель гелікоптера, яка повинна бути придатною для проведення синтезу контурів автоматичного управління з використанням інженерних методів синтезу, а також для проведення аналізу контурів автоматичного управління шляхом математичного моделювання динаміки польоту ЛА цього типу.

РОЗДІЛ 3

МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ГЕЛІКОПТЕРА, ЯК ОБ'ЄКТА УПРАВЛІННЯ

Математична модель повинна, по-перше, правильно відображати основні властивості реального об'єкта, по-друге, бути достатньо простою для досліджень.

Залежно від задач, доручених контуру автоматичного управління, один і той самий об'єкт може бути поданий різними за складністю і повнотою опису реальних властивостей об'єкта математичними моделями. Збільшення кола задач, що вирішують САУ, призводить до використання математичних моделей, які враховують складність і нежорсткість конструкцій, наявність великої кількості рідкого палива та інші особливості сучасних ЛА. Проте при формуванні математичних моделей раціонально мати обмежений ряд окремих математичних моделей того самого об'єкта від докладної до спрощеної, застосовуючи їх у залежності від специфіки задачі, і уникаючи при цьому надмірного різноманіття і зайвої універсальності, що веде до громіздкості і складності. У багатьох випадках спрощені математичні моделі можуть ефективно використовуватися при аналізі та синтезі як окремих контурів управління, так і системи в цілому. Але при отриманні спрощених математичних моделей необхідно не втратити природу поведінки реального об'єкта в конкретних умовах.

В абсолютній більшості випадків припустимим є розділення просторового руху ЛА, зокрема гелікоптера, на окремі складові, що значно спрощує відповідні математичні моделі. До того ж для багатьох режимів польоту рівняння руху можуть бути додатково спрощені та лінеаризовані. Саме такий підхід до отримання математичних моделей прийнятий у роботі.

Основним інструментом дослідження динамічних процесів у системах управління польотом є багатогранний математичний апарат теорії автоматичного управління. Але при дослідженні процесів автоматичного управління польотом прийнято використовувати структурні схеми контурів управління, що побудовані на основі передаточних функцій, у тому числі й об'єкта управління. Тому спрощені математичні моделі доцільно довести до вигляду передаточних функцій, на основі яких можна побудувати структурні схеми, що зручні для аналізу контурів управління.

При проведенні досліджень будь-яких систем автоматизованого управління у тому числі систем активного управління гелікоптером використовують типові математичні моделі гелікоптера як об'єкта управління, моделі основних атмосферних збурень, а також додаткові моделі усього керованого процесу. У

загальному випадку перелік окремих моделей, що складає модель, придатну для проведення досліджень, включає:

- моделі руху гелікоптера;
- моделі зовнішніх геофізичних умов польоту;
- моделі бортових інформаційних систем у їхній взаємодії з наземними засобами і зовнішнім середовищем;
- моделі виконавчих пристроїв системи автоматичного управління;
- модель самої системи автоматичного управління.

3.1 Математичні моделі, що використовуються при проектуванні систем автоматичного управління

Звичайні диференціальні і різницеві рівняння, що представляють моделі типу M_1 і M_2 , описують широкий клас безперервних систем. Більш загальною формою, чим розглянута раніше система (2.1), є система

$$\dot{x} = f(x, u, p, t); \quad y = g(x, u, p, t); \quad x(t_0) = x_0, \quad (2.2)$$

яка визначає зв'язки між змінними x , y та u . У реальних ситуаціях змінні і параметри піддаються деяким обмеженням, які зазвичай приймають форму нерівностей:

$$b(x, u, p, t) \geq 0 \quad (2.3)$$

тут, як і раніше, x – n -мірний вектор стану; u – m -мірний вектор вхідних впливів; y – p -мірний вектор вихідних сигналів; p – вектор параметрів, які можуть бути невідомими константами.

Вектор-функції f і g у загальному випадку є нелінійними і нестационарними. Це дозволяє отримати адекватні моделі безперервних динамічних детермінованих систем, але призводить до труднощів їхнього аналітичного дослідження. Тому для розв'язання подібних рівнянь широко застосовуються чисельні методи або ж при виконанні певних умов використовується метод лінеаризації диференціальних рівнянь та ін.

При необхідності врахувати збурюючі впливи, неточність моделі, невизначеності щодо вхідних і вихідних сигналів, похибки вимірів, що являють собою невід'ємну частину реальних систем, за моделі використовують стохастичні диференціальні рівняння:

$$\dot{x} = f(x, u, w, p, t); \quad y = g(x, u, v, p, t); \quad x(t_0) = x_0; \quad b(x, u, p, t) \geq 0.$$

Тут w і v – випадкові процеси. У цьому випадку $x(t)$ і $u(t)$ також є випадковими процесами, що значно ускладнює дослідження таких моделей, і їхнє розв'язання істотно відрізняється від розв'язань рівнянь детермінованих моделей (2.2), (2.3).

«Потужність опису» розглянутих моделей дуже велика, але для їхньої ідентифікації і визначення нелінійних функцій f і g потрібно набагато більший

обсяг вихідних даних, ніж для лінійних моделей. Проте лінійні моделі привабливі також через більш доступний і добре відпрацьований математичний апарат.

У процесі лінеаризації, рівнянь (2.2) передбачається, що при відносно малих відхиленнях від точки стійкої рівноваги поведінка системи може бути описана системою лінійних диференціальних рівнянь:

$$\delta \dot{x} = \Phi(p, t)\delta x + \Gamma(p, t)\delta u; \quad \delta y = \Pi(p, t)\delta x + \Delta(p, t)\delta u,$$

де $\Phi, \Gamma, \Pi, \Delta$ – матриці, що залежать від вектора параметрів p .

Рівняння стану лінійної динамічної системи як правило записують у такому вигляді:

$$\dot{x} = \Phi(p, t)x + \Gamma(p, t)u; \quad x(t_0) = x_0 \quad (2.4)$$

де u – вектор вхідних сигналів; Φ – квадратна матриця розміром $n \times n$, а Γ – прямокутна матриця розміром $n \times m$.

Розв'язання цього рівняння можна одержати в такій формі:

$$\dot{x}(t) = \varphi(p, t, t_0)x(t_0) + \int_{t_0}^t \varphi(p, t, \tau)\Gamma(p, \tau)u(\tau)d\tau,$$

де перехідна матриця стану системи $\varphi(t, t_0)$ є рішенням однорідного лінійного диференціального рівняння:

$$\varphi(t, t_0) = \frac{d}{dt} \varphi(t, t_0) - \varphi(t) \cdot \varphi(t, t_0).$$

Зв'язок вихідних перемінних із вектором стану має вигляд

$$y = \Pi(p, t)x,$$

де Π – матриця виходу розміром $p \times n$.

При наявності випадкових впливів система рівнянь (2.4) буде мати вигляд

$$\dot{x} = \Phi(p, t)x + \Gamma(p, t)u + A(p, t)\omega; \quad y = \Pi(p, t)x + B(p, t)v.$$

Якщо цікаві тільки випадкові впливи на вході, то вважають матрицю $\Gamma \equiv 0$.

Іншою формою подання лінійних динамічних систем може бути зв'язок «вхід-вихід», що при постійних параметрах записується у вигляді диференціального рівняння

$$\sum_{k=0}^n a_k \frac{d^k y(t)}{dt^k} = \sum_{i=0}^m b_i \frac{d^i x(t)}{dt^i} \quad (2.5)$$

або у вигляді різницевого рівняння

$$\sum_{k=0}^n a_k y(n-k) = m \sum_{i=0}^n b_i x(n-i), \quad (2.6)$$

де для фізично реалізованих систем виконується умова $m \leq n$. Окреме рішення рівняння (1.5) при нульових вихідних умовах описується інтегралом Дюамеля:

$$y(t) = \int_0^t x(t - \tau)h(\tau)d\tau, \quad (2.7)$$

де $h(\tau)$ – імпульсна перехідна функція системи, яка являє собою відгук на вхідний вплив у вигляді δ -функції.

Аналогічно виглядає і рішення різницевого рівняння:

$$y[n] = \sum_{k=0}^n h[k] x[n - k], \quad (2.8)$$

де $\{h[k]\}$ – імпульсна характеристика системи, яка має назву лінійний дискретний фільтр.

Іншою еквівалентною характеристикою подібних систем є передаточні функції:

для безперервної системи

$$G(s) = \frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{\sum_{i=0}^m b_i s^i}{\sum_{k=0}^n a_k s^k}$$

для дискретного фільтра

$$G(z) = \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{\sum_{i=0}^m b_i z^i}{\sum_{k=0}^n a_k z^k}$$

які одержуються шляхом перетворення Лапласа обох частин рівняння (2.7) або z -перетворення рівняння (2.8).

Важливим прикладом безперервних динамічних систем, для котрих широко використовуються диференціальні рівняння, служать системи автоматичного управління рухомим об'єктом. Структура подібної системи



показана на рис. 2.2.

Рис. 2.2

Тут $x(t)$ – вхідний заданий вплив; $y(t)$ – регульована величина; $\varepsilon(t) = x(t) - y(t)$ – помилка управління; $f(t)$ – збурюючий вплив. Задача регулятора складається з виробки керуючого сигналу, що мінімізує функціонал $I = F[\varepsilon(t)]$. Подібні системи можна описувати моделями «вхід-вихід» вигляду (2.5), що звичайно застосовується для одномірних сигналів, або моделями «вхід-стан-вихід» вигляду (2.4), що доцільно робити для багатомірних систем.

У випадку, коли вхідні впливи – реалізації випадкових процесів (ВП), вихідні сигнали носять випадковий характер. Відповідні стохастичні диференціальні рівняння дозволяють одержати розподіли або числові характеристики виходу, якщо задані закони розподілу вхідних сигналів. Такі дані дуже важливі при дослідженні статистичної динаміки безперервних систем.

Як уже відзначалося, інженер–проектувальник звичайно має справу з невеликим набором типових математичних моделей. Тому при розробці САУ гелікоптера необхідний набір типових моделей гелікоптера, як об'єкта управління; моделей датчиків системи управління; моделей виконавчих пристроїв, а також деяких моделей імітуючих геофізичні і зовнішні умови польоту (турбулентність атмосфери, підстільний рельєф місцевості і т.д.).

3.2 Математичні моделі гелікоптера, як об'єкта управління

Опис руху гелікоптера, який до того ж має шарнірне кріплення лопатей несного гвинта, – достатньо складна математична задача.

По-перше, гелікоптер сумісно з несним гвинтом має велике число ступенів вільності. Оскільки кожна лопать з'єднується з втулкою несного гвинта крізь два шарніри, то система “гелікоптер - несний гвинт” має $2n + 7$ ступенів вільності, де n – число лопатей несного гвинта.

По-друге, навантаження на лопаті несного гвинта при поступальному русі гелікоптера циклічно змінюється, внаслідок цього в рівняннях гелікоптера з'являються періодичні коефіцієнти. Методи дослідження динаміки таких систем відпрацьовані ще недостатньо.

Незважаючи на вказані труднощі, особливо ті що зв'язані з описом динаміки несного гвинта, у теперішній час розроблені достатньо повні математичні моделі гелікоптера як об'єкта управління. Однак ці моделі важко використовувати для синтезу САУ польотом гелікоптера, тому вони застосовуються в основному для моделювання вже синтезованих контурів управління, а синтез здійснюється на основі спрощених моделей.

Головним припущенням при виводі спрощених математичних моделей гелікоптера є припущення про заміну несного гвинта з його складною динамікою рівнодійною силою.

Рух фюзеляжу гелікоптера як твердого тіла з шістьма ступенями вільності описується шістьма рівняннями Ейлера – рівняннями сил і моментів, які можуть

бути одержані з законів збереження кількості та моменту кількості руху і які у проекціях на осі зв'язаної системи координат мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) &= R_x; \\
 m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) &= R_y; \\
 m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) &= R_z; \\
 I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x; \\
 I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
 I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= M_z,
 \end{aligned} \tag{2.9}$$

де m – маса гелікоптера; V_x, V_y, V_z – проекції вектора повітряної швидкості; R_x, R_y, R_z – проекції вектора зовнішніх сил, діючих на гелікоптер; I_x, I_y, I_z – осьові моменти інерції; M_x, M_y, M_z – проекції моменту зовнішніх сил.

Доповнюючи цю систему рівнянь співвідношенням, що описує зміну швидкості обертання несного гвинта Ω :

$$J_{\omega} \dot{\Omega} = M_{кр}, \tag{2.10}$$

де J_{ω} – момент інерції несного гвинта; $J_{кр}$ – момент на валу несного гвинта, отримаємо з урахуванням про домовлені припущення математичну модель динаміки просторового руху гелікоптера.

Бічний та поздовжній рухи гелікоптера мають сильний взаємозв'язок на відміну від літака. Цей зв'язок обумовлюється наявністю несного гвинта. Однак і для гелікоптера дослідження деяких режимів польоту може бути виконане на основі ізольованих моделей поздовжнього та бічного рухів, з яких додатково можна відділити канал вертикальної швидкості, поздовжній та бічний канали, а також канал ристання.

3.2.1 Канал вертикальної швидкості

На режимах вертикального набору висоти або зниження без зміни кутового положення фюзеляжу, тобто при умовах рівності нулю V_x та ω_z , а також параметрів бічного руху, з системи рівнянь (2.9), (2.10) можна відділити рівняння каналу вертикальної швидкості та швидкості обертання несного гвинта:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V}_y &= R_y; \\
 J_{\omega} \dot{\Omega} &= M_{кр}.
 \end{aligned} \tag{2.11}$$

Тут $M_{кр} = M_d - M_n$,

де M_d – момент, що створює двигун гелікоптера, M_n – навантаження на валу несного гвинта.

При розгляданні зовнішніх сил, що діють на гелікоптер, не будемо враховувати аеродинамічну силу фюзеляжу та складові повної аеродинамічної

сили несного гвинта, які діють в площині обертання втулки, вважаючи, що повна аеродинамічна сила співпадає з напрямком нормальної осі OY зв'язаної системи координат гелікоптера.

У цьому випадку на гелікоптер діє сила ваги G та аеродинамічна сила несного гвинта T , яка для цього режиму польоту спрямована суворо протилежно силі ваги.

Таким чином,

$$R_y = T - G. \quad (2.12)$$

Величина сили T залежить від швидкості обертання гвинта Ω ($\Omega \uparrow \rightarrow T \uparrow$), спільного кроку несного гвинта δ_ϕ ($\delta_\phi \uparrow \rightarrow T \uparrow$) та вертикальної швидкості гелікоптера V_y . Причому збільшення вертикальної швидкості спричиняє зменшення кута атаки лопатей $\alpha_{\text{лоп}}$, що призводить до зменшення тяги несного гвинта ($V_y \uparrow \rightarrow \alpha_{\text{лоп}} \downarrow \rightarrow T \downarrow$), з іншого боку зменшення кута атаки лопатей зменшує силу лобового опору лопатей, що викликає розкрутку гвинта та збільшення тяги ($V_y \uparrow \rightarrow \alpha_{\text{лоп}} \downarrow \rightarrow \Omega \uparrow \rightarrow T \uparrow$).

Залежність тяги несного гвинта від горизонтальної швидкості тут не враховується. Тоді

$$T \approx T(\Omega, \delta_\phi, V_y). \quad (2.13)$$

Навантаження на валу несного гвинта визначається силою лобового опору лопатей, яка залежить від швидкості обертання Ω та спільного кроку несного гвинта δ_ϕ , а також, як відмічалось вище, від вертикальної швидкості V_y , тобто:

$$M_H = M_H(\Omega, \delta_\phi, V_y). \quad (2.14)$$

Потужність двигуна залежить від положення дросельної заслонки, яка переміщується від рукоятки коректору газу δ_r . Щоб зміна спільного кроку не впливала на швидкість обертання несного гвинта, система “крок - газ” одночасно зі зміною спільного кроку δ_ϕ змінює потужність двигуна. Тоді

$$M_D = M_D(\delta_r, \delta_\phi). \quad (2.15)$$

Лінеаризуючи систему (2.11) з урахуванням (2.12) – (2.15), отримаємо такі рівняння у відхиленнях:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_y + a_y^{V_y} \Delta V_y + a_y^\Omega \Delta \Omega &= a_y^{\delta_\phi} \Delta \delta_\phi; \\ \Delta \dot{\Omega} + a_\Omega^{V_y} \Delta V_y + a_\Omega^\Omega \Delta \Omega &= a_\Omega^{\delta_r} \Delta \delta_r + a_\Omega^{\delta_\phi} \Delta \delta_\phi. \end{aligned} \quad (2.16)$$

Обираючи одиничні значення змінних величин за базові та застосовуючи перетворення Лапласа до системи рівнянь (2.16), отримаємо математичну модель каналу вертикальної швидкості в операційній безрозмірній формі:

$$\begin{aligned} \left(p + a_y^{V_y} \right) V_y(p) + a_y^\Omega \Omega(p) &= a_y^{\delta_\phi} \delta_\phi(p); \\ a_\Omega^{V_y} V_y(p) + \left(p + a_\Omega^\Omega \right) \Omega(p) &= a_\Omega^{\delta_r} \delta_r(p) + a_\Omega^{\delta_\phi} \delta_\phi(p). \end{aligned} \quad (2.17)$$

Тут $V_y = \frac{\Delta V_y}{V_y^*}$; $\Omega = \frac{\Delta \Omega}{\Omega^*}$; $\delta_\varphi = \frac{\Delta \delta_\varphi}{\delta_\varphi^*}$; $\delta_\Gamma = \frac{\Delta \delta_\Gamma}{\delta_\Gamma^*}$ – відносні параметри;

V_y^* ; Ω^* ; δ_φ^* ; δ_Γ^* – базові значення змінних величин.

Коефіцієнти системи рівнянь (2.16), (2.17) мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_y^{V_y} &= -\frac{T^{V_y}}{m}; & a_y^\Omega &= -\frac{T^\Omega}{m}; & a_y^{\delta_\varphi} &= \frac{T^{\delta_\varphi}}{m}; \\ a_\Omega^{V_y} &= -\frac{M_H^{V_y}}{J_\omega}; & a_\Omega^\Omega &= -\frac{M_H^\Omega}{J_\omega}; & a_\Omega^{\delta_\Gamma} &= \frac{M_D^{\delta_\Gamma}}{J_\omega}; & a_\Omega^{\delta_\varphi} &= \frac{M_D^{\delta_\varphi} - M_H^{\delta_\varphi}}{J_\omega}. \end{aligned} \quad (2.18)$$

Щоб зміна спільного кроку безпосередньо не впливала на зміну швидкості обертання несного гвинта, коефіцієнт $a_\Omega^{\delta_\varphi}$ повинний дорівнювати нулю. Системі рівнянь (2.17) відповідає структурна схема, яка зображена на рис. 2.3.

Якщо коефіцієнт $a_\Omega^{\delta_\varphi}$ відрізняється від нуля, то в структурній схемі виникає паразитний зв'язок, позначений на структурній схемі пунктирною лінією.

У структурній схемі каналу вертикальної швидкості спостерігається додатний зворотний зв'язок,

що обумовлюється впливом вертикальної швидкості на швидкість обертання несного гвинта. Збільшення вертикальної швидкості V_y збільшує швидкість обертання несного гвинта Ω , а збільшення Ω , у свою чергу, збільшує тягу і відповідно вертикальну швидкість.

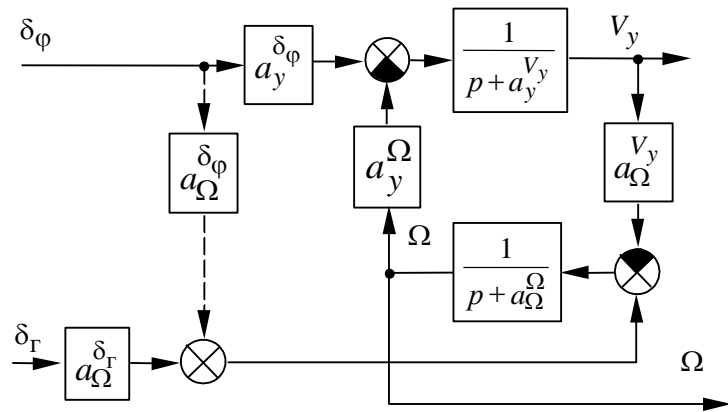


Рис. 2.3

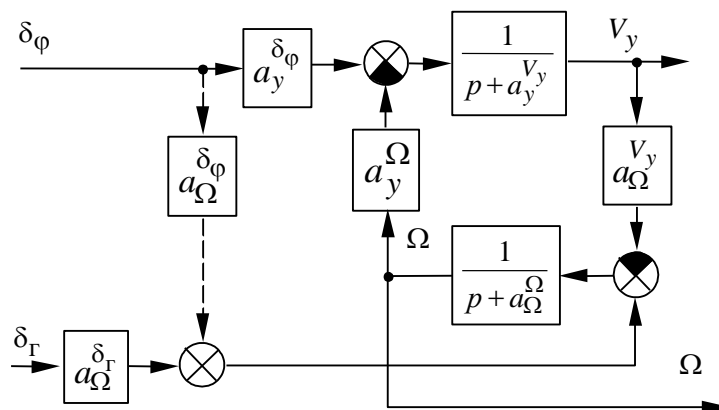


Рис. 2.3

Рівнянням (2.17) відповідають передаточні функції:

$$W_{V_y}^{\delta_\varphi}(P) = \frac{V_y(p)}{-\delta_\varphi(p)} = \frac{-a_y^{\delta_\varphi} \left(p + a_\Omega^\Omega \right)}{p^2 + \left(a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega \right) p + \left(a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y} \right)}; \quad (2.19)$$

$$W_{V_y}^{\delta_\Gamma}(P) = \frac{V_y(p)}{\delta_\Gamma(p)} = \frac{-a_\Omega^{\delta_\Gamma} a_y^\Omega}{p^2 + \left(a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega \right) p + \left(a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y} \right)}.$$

Необхідною та достатньою умовою стійкості каналу вертикальної швидкості стає додатність коефіцієнтів характеристичного рівняння – знаменника передаточних функцій (2.19), тобто:

$$a_y^{V_y} + a_\Omega^\Omega > 0;$$

$$a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega - a_y^\Omega a_\Omega^{V_y} > 0.$$

Коефіцієнти $a_y^{V_y}$, a_Ω^Ω (див. формули (2.18)) завжди додатні за своєю фізичною сутністю, тому умова стійкості зводиться до нерівності:

$$a_y^{V_y} a_\Omega^\Omega > a_y^\Omega a_\Omega^{V_y}. \quad (2.20)$$

Ця умова виконується за рахунок застосування стабілізаторів швидкості обертання несного гвинта, який впливаючи на коефіцієнт a_Ω^Ω , збільшує його.

У системах автоматичного управління гелікоптерів канал спільного кроку несного гвинта застосовується для ізольованого управління висотою польоту без зміни кутових положень. Причому для додаткового підвищення умов стійкості (2.20) каналу вертикальної швидкості в закон управління спільним кроком несного гвинта доцільно включати похідну від зміни висоти польоту або сигнал вертикальної швидкості, тобто штучно збільшувати коефіцієнт $a_y^{V_y}$. Одночасно підвищується коефіцієнт згасання коливальної ланки передаточної функції $W_{V_y}^{\delta_\varphi}(p)$ математичної моделі гелікоптера як об'єкта управління.

3.2.2 Канал поздовжнього поступального та кутового руху

При дослідженні поздовжнього поступального руху рівняння сил доцільно розглядати в швидкісній або траєкторній системі координат. При записуванні у швидкісній (траєкторній) системі координат рівняння сил мають достатньо простий вигляд, оскільки вісь OX_a швидкісної системи координат збігається з вектором швидкості V , а проєкції вектора швидкості на осі OY_a , OZ_a дорівнюють нулю і система рівнянь (2.9) набуває вигляду:

$$\begin{aligned}
m\dot{V}_x &= R_{x_a}; \\
mV_x\omega_{z_a} &= R_{y_a}; \\
-mV_x\omega_{y_a} &= R_{z_a}; \\
I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_z\omega_y &= M_x; \\
I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z &= M_y; \\
I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x &= M_z,
\end{aligned}
\tag{2.21}$$

тут $V_x = V$.

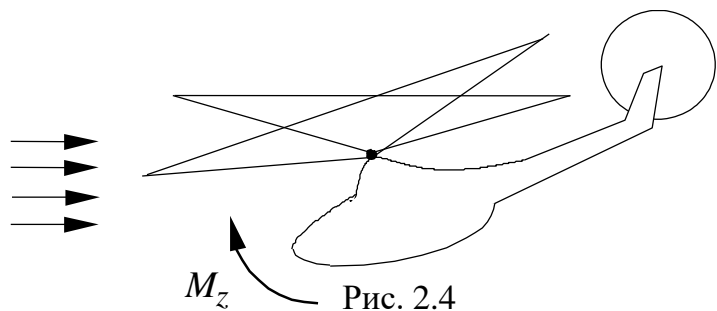
Зважаючи, що параметри бічного руху дорівнюють нулю, а піднімальна сила несного гвинта компенсує силу ваги, тобто зміна балансу сил по осі OY_a внаслідок нахилу вектора тяги несного гвинта компенсується зміною спільного кроку через канал вертикальної швидкості. З урахуванням вище викладеного система рівнянь (2.21) перетворюється до вигляду

$$\begin{aligned}
m\dot{V}_x &= R_{x_a}; \\
I_z\dot{\omega}_z &= M_z.
\end{aligned}
\tag{2.22}$$

При розгляданні зовнішніх сил, що діють на гелікоптер у горизонтальному польоті, будемо враховувати проекцію повної аеродинамічної сили несного гвинта на швидкісну вісь (пропульсивну силу) T_{x_a} та силу лобового опору фюзеляжу X_a . Таким чином,

$$R_{x_a} = T_{x_a} - X_a. \tag{2.23}$$

Величина пропульсивної сили T_{x_a} залежить від швидкості польоту. Причому збільшення швидкості спричиняє підсилення махового руху лопатей, внаслідок чого (див. рис. 2.4) тюльпан несного гвинта, а, отже, і вектор тяги нахилиється назад,



змінюється пропульсивна сила, яка спрямована на зменшення швидкості польоту. Одночасно створюється момент M_z відносно центра мас. Цей момент спричиняє кабрирування при збільшенні швидкості польоту та пікірування при зменшенні швидкості, тобто він завжди перешкоджає зміні швидкості.

При обертанні гелікоптера відносно осі OZ вісь тюльпана через значну інерційність несного гвинта відстає від нормальної осі OY зв'язаної системи координат. Приріст пропульсивної сили T_{x_a} , який виникає в цьому випадку, створює демпфіруючий момент, спрямований на зменшення кутової швидкості ω_z . До того ж, приріст пропульсивної сили змінює швидкість польоту протилежно

тому, як буде змінюватись швидкість через приріст кута тангажа від кутової швидкості ω_z .

Горизонтальна проекція сили тяги несного гвинта, крім того, залежить від кута нахилу шайби автомата перекоосу в поздовжній площині δ_{Π} та від поточного кута тангажа ϑ . Таким чином,

$$T_{x_a} = T_{x_a}(V_x, \omega_z, \delta_{\Pi}, \vartheta). \quad (2.24)$$

Тут не враховується залежність горизонтальної проекції сили тяги від параметрів бічного руху та від величини самої сили тяги, яка, у свою чергу, залежить від ряду параметрів польоту (див. 2.5). Крім того, не враховується залежність сили тяги несного гвинта від кута атаки. Не будемо враховувати кут атаки також при розгляданні сили лобового опору фюзеляжу, вважаючи, що через особливість аеродинамічної форми він практично не створює піднімальну силу. Тоді

$$X_a = X_a(V_x). \quad (2.25)$$

Центр мас гелікоптера розташовується нижче втулки несного гвинта. Тому проекція сили тяги несного гвинта на поздовжню вісь T_x спричиняє момент M_z . На відміну від T_{x_a} проекція сили тяги T_x не залежить від кута тангажа, оскільки при зміні кута тангажа нахилиється й вектор тяги, тобто проекція сили тяги T_x при зміні кута тангажа не змінюється.

Таким чином, момент M_z , який визначається силою T_x , залежить від таких параметрів:

$$M_z = M_z(V_x, \omega_z, \delta_{\Pi}). \quad (2.26)$$

Лінеаризуючи систему (2.22), з урахуванням (2.23)...(2.26) отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_x + a_x^{V_x} \Delta V_x + a_x^{\omega_z} \Delta \omega_z + a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta &= a_x^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}; \\ \Delta \dot{\omega} + a_{m_z}^{V_x} \Delta V_x + a_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}. \end{aligned} \quad (2.27)$$

Обираючи одиничні значення змінних величин за базові та застосовуючи перетворення Лапласа до системи рівнянь (2.27), отримаємо математичну модель каналу поздовжнього поступального та кутового руху в операційній безрозмірній формі:

$$\begin{aligned} \left(p + a_x^{V_x} \right) V_x(p) + \left(a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta} \right) \vartheta(p) &= a_x^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p); \\ a_{m_z}^{V_x} V_x(p) + \left(p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p \right) \vartheta(p) &= a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p). \end{aligned} \quad (2.28)$$

Тут $p\vartheta(p) = \omega_z(p)$.

Коефіцієнти системи рівнянь (2.28) мають вигляд:

$$a_x^{V_x} = -\frac{T_{x_a}^{V_x} - X_a^{V_x}}{m}; \quad a_x^{\omega_z} = -\frac{T_{x_a}^{\omega_z}}{m}; \quad a_x^{\vartheta} = -\frac{T_{x_a}^{\vartheta}}{m}; \quad a_x^{\delta_{\Pi}} = \frac{T_{x_a}^{\delta_{\Pi}}}{m};$$

$$a_{m_z}^{V_x} = -\frac{M_z^{V_x}}{J_z}; \quad a_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z}; \quad a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} = \frac{M_z^{\delta_{\Pi}}}{J_z}.$$

Системі рівнянь (2.28) відповідає структурна схема математичної моделі, що зображена на рис. 2.5.

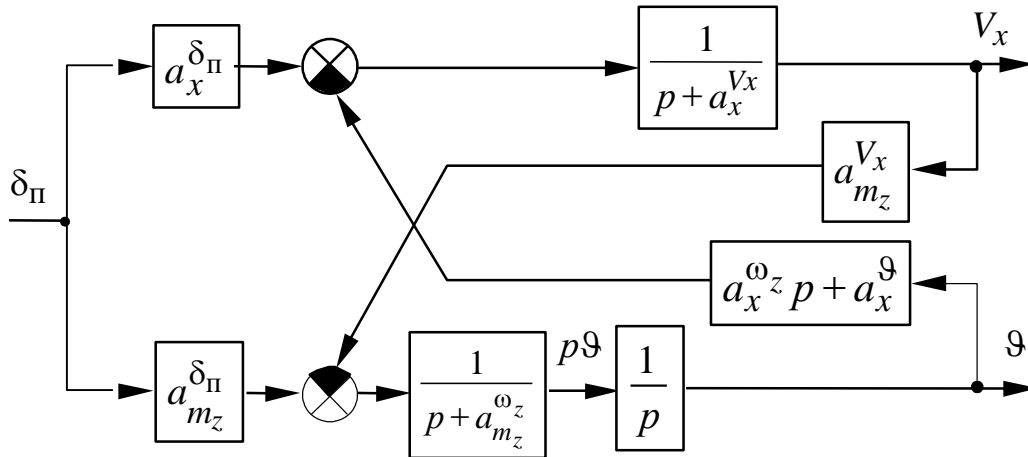


Рис. 2.5

Системі рівнянь (2.28) відповідають передаточні функції поздовжнього руху:

$$W_{V_x}^{\delta_{\Pi}}(p) = \frac{V_x(p)}{-\delta_{\Pi}(p)} = \frac{a_x^{\delta_{\Pi}}(p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) - a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}(a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta})}{A(p)}; \quad (2.29)$$

$$W_{\vartheta}^{\delta_{\Pi}}(p) = \frac{\vartheta(p)}{-\delta_{\Pi}(p)} = \frac{a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}(p + a_x^{V_x}) - a_x^{\delta_{\Pi}} a_{m_z}^{V_x}}{A(p)}.$$

Характеристичне рівняння поздовжнього руху

$$A(p) = \begin{vmatrix} (p + a_x^{V_x}) & (a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta}) \\ a_{m_z}^{V_x} & (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \end{vmatrix} = (p + \lambda)(p^2 - 2\xi_{\Pi}\omega_{\Pi}p + \omega_{\Pi}^2) = 0, \quad (2.30)$$

як правило, має один від'ємний дійсний корінь λ та пару комплексно-спряжених коренів із додатними дійсними частками, оскільки $\omega_{\Pi} > 0$, а $0 < \xi_{\Pi} < 1$. Такий розподіл коренів відповідає повільно розбіжним перехідним процесам, тому гелікоптер як об'єкт управління в поздовжньому русі характеризується

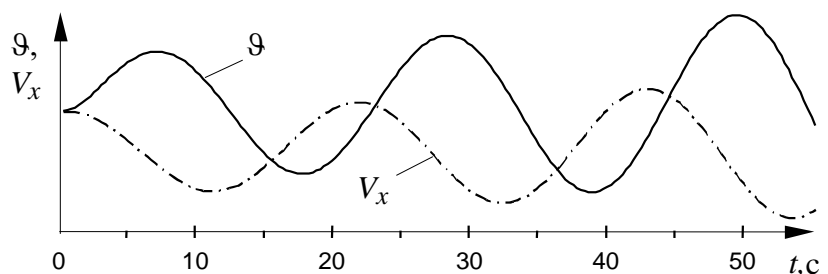


Рис. 2.6

коливальною нестійкістю. На рис. 2,6 показані зміни параметрів вільного поздовжнього руху гелікоптера під впливом моментного збурення.

Період коливань нестійкого руху складає 15...35 с, тому ручне управління цілком можливе, хоча й завдає льотчику певні труднощі.

Враховуючи, що льотчик або САУ, працюючи в контурі управління, парирує розбіжні коливання поздовжнього руху, можна знехтувати перехресним зв'язком зі швидкості й подати структурну схему математичної моделі гелікоптера у вигляді (рис. 2.7). Тут додатково враховується, що швидкість

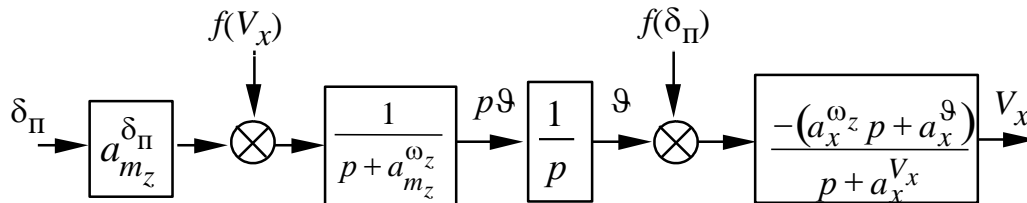


Рис. 2.7

польоту змінюється в основному через зміну кута тангажа, тобто нехтуємо безпосереднім впливом автомата перекосу на зміну швидкості польоту ($a_x^{\delta_{\pi}} \delta_{\pi}(p) = 0$). Зроблені припущення можуть бути враховані як збурення $f(V_x)$, $f(\delta_{\pi})$.

3.2.3 Канал бічного горизонтального та кутового руху

Структура моделі бічного горизонтального та кутового руху аналогічна структурі розглянутої моделі поздовжнього руху. Це впливає зі спільності фізичних процесів управління поздовжнім і бічним рухом. У режимі зависання ці процеси повністю ідентичні, відміни містяться тільки в значеннях коефіцієнтів поздовжнього та бічного рухів.

Бічний горизонтальний та кутовий рух, так само як поздовжній, характеризується

слабкою коливальною нестійкістю. На рис. 2.8 показані графіки змін координат вільного бічного руху при дії малих початкових збурень.

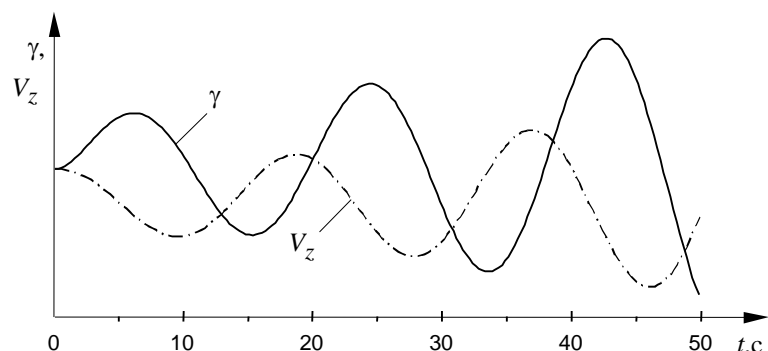


Рис. 2.8

У режимі

маршрутного польоту

відміни, що пов'язані з наявністю значної поздовжньої швидкості впливають на динаміку бічного руху. Так, при накресленні нахилється вектор тяги несного гвинта і гелікоптер починає змінювати напрямок руху. Набіжний потік повітря створює момент шляхової стійкості, який примушує поздовжню вісь гелікоптера розвертатись, як у режимі координованого розвороту, синхронно вслід за вектором швидкості. Саме так виконується управління кутом ризику гелікоптера, тобто через контур крену.

Структурна схема моделі каналу рискання зображена на рис. 2.10.

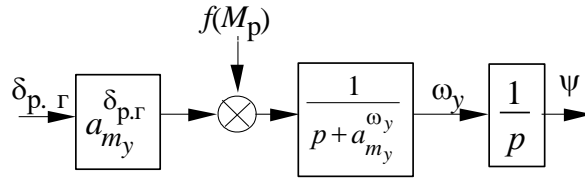


Рис 2.10

3.2.5 Математичні моделі гелікоптера з урахування перехресних зв'язків між окремими каналами

Якщо при проектуванні або при математичному моделюванні необхідно врахувати вплив перехресних зв'язків між каналами, то використовують більш складні математичні моделі гелікоптера. Як приклад можна навести модель що враховує перехресний зв'язок каналу бічного горизонтального та кутового руху з каналом рискання.

$$\left(p + a_{m_y}^{\omega_y}\right) \omega_y(p) + a_{m_y}^{V_z} V_z(p) = a_{m_y}^{\delta_{p,\Gamma}} \delta_{p,\Gamma}(p) + f(M_p);$$

$$\left(p + a_{m_x}^{\omega_x}\right) \omega_x(p) + a_{m_x}^{V_z} V_z(p) = a_{m_x}^{\delta_{\delta}} \delta_{\delta}(p) + a_{m_x}^{\delta_{p,\Gamma}} \delta_{p,\Gamma}(p);$$

$$\left(p + a_z^{V_z}\right) V_z(p) + a_z^{\omega_y} \omega_y(p) + a_z^{\omega_x} \omega_x(p) + a_z^{\gamma} \gamma(p) = a_z^{\delta_{\delta}} \delta_{\delta}(p) + a_z^{\delta_{p,\Gamma}} \delta_{p,\Gamma}(p);$$

$$p\gamma(p) = \omega_x(p);$$

$$p\psi(p) = \omega_y(p);$$

Перехресний вплив каналів вертикальної швидкості та поздовжнього поступального й кутового руху враховується у наступних рівняннях

$$\left(p + a_y^{V_y}\right) V_y(p) + a_y^{\Omega} \Omega(p) + a_y^{\omega_z} \omega_z(p) + a_y^{V_x} V_x(p) = a_y^{\delta_{\varphi}} \delta_{\varphi}(p) + a_y^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p);$$

$$a_{\Omega}^{V_y} V_y(p) + \left(p + a_{\Omega}^{\Omega}\right) \Omega(p) = a_{\Omega}^{\delta_{\Gamma}} \delta_{\Gamma}(p) + a_{\Omega}^{\delta_{\varphi}} \delta_{\varphi}(p).$$

$$a_x^{V_y} V_y(p) + \left(p + a_x^{V_x}\right) V_x(p) + \left(a_x^{\omega_z} p + a_x^{\vartheta}\right) \vartheta(p) = a_x^{\delta_{\varphi}} \delta_{\varphi}(p) + a_x^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p);$$

$$a_{m_z}^{V_y} V_y(p) + a_{m_z}^{V_x} V_x(p) + \left(p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p\right) \vartheta(p) = a_{m_z}^{\delta_{\varphi}} \delta_{\varphi}(p) + a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}(p).$$

З метою дослідження додаткових зв'язків між каналами можна проводити й подальше ускладнення лінійних моделей, але доцільніше такі дослідження

виконувати з використанням нелінійних математичних моделей гелікоптера типу

(2.9).

Для одного з режимів польоту гелікоптера Ми-6 коефіцієнти лінеаризованих рівнянь поздовжнього руху

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{V}_{x1} + a_{11} \Delta V_{x1} + a_{12} \Delta V_{y1} + a_{16} \Delta \omega_{z1} + a_{18} \Delta \delta_{\Pi} + a_{1,10} \Delta \delta_{\text{HB}} + a_{1,12} \Delta \vartheta &= 0, \\ \Delta \dot{V}_{y1} + a_{21} \Delta V_{x1} + a_{22} \Delta V_{y1} + a_{26} \Delta \omega_{z1} + a_{28} \Delta \delta_{\Pi} + a_{2,10} \Delta \delta_{\text{HB}} &= 0, \\ \Delta \dot{\omega}_{z1} + a_{61} \Delta V_{x1} + a_{62} \Delta V_{y1} + a_{66} \Delta \omega_{z1} + a_{68} \Delta \delta_{\Pi} + a_{6,10} \Delta \delta_{\text{HB}} &= 0. \end{aligned} \right\}$$

мають такі значення:

$$\begin{aligned} a_{11} &= 0,031 \text{сек}^{-1}, a_{12} = -0,0034 \text{сек}^{-1}, a_{16} = 3,4 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{18} = 15 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \\ a_{1,10} &= 1,04 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{1,12} = 9,8 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{21} = -0,049 \text{сек}^{-1}, a_{22} = 0,62 \text{сек}^{-1}, \\ a_{26} &= 0,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{128} = 47 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{2,10} = 74 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{61} = 7,710^{-4} \text{м}^{-1}, \\ a_{62} &= 4,7510^{-3} \text{м}^{-1}, a_{66} = 0,32 \text{сек}^{-1}, a_{68} = 3,3 \text{сек}^{-1}, a_{6,10} = 1 \text{сек}^{-1}. \end{aligned}$$

Для того самого ж режиму польоту гелікоптера Ми-6 коефіцієнти рівнянь бічного руху гелікоптера

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{V}_{z1} + a_{33} \Delta V_{z1} + a_{34} \Delta \omega_{x1} + a_{35} \Delta \omega_{y1} + a_{39} \Delta \delta_{\delta} + a_{3,11} \Delta \delta_{\text{ХВ}} + a_{3,13} \Delta \gamma &= 0, \\ \Delta \dot{\omega}_{x1} + a_{43} \Delta V_{z1} + a_{44} \Delta \omega_{x1} + a_{45} \Delta \omega_{y1} + a_{49} \Delta \delta_{\delta} + a_{4,11} \Delta \delta_{\text{ХВ}} &= 0, \\ \Delta \dot{\omega}_{y1} + a_{53} \Delta V_{z1} + a_{55} \Delta \omega_{y1} + a_{5,11} \Delta \delta_{\text{ХВ}} &= 0. \end{aligned} \right\}$$

дорівнюють:

$$\begin{aligned} a_{33} &= 0,1 \text{сек}^{-1}, a_{34} = 3,55 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{35} = 1,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{39} = -15,3 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, \\ a_{3,11} &= -5,45 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{3,13} = -9,8 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{43} = 0,042 \text{сек}^{-1}, a_{44} = 2,4 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\ a_{49} &= -22,7 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{4,11} = -2,1 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{53} = 0,025 \text{сек}^{-1}, a_{55} = 0,9 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, \\ a_{59} &= 0,69 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{5,11} = -3,9 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}. \end{aligned}$$

Коефіцієнти математичної моделі, що враховує перехресні зв'язки між каналами

$$\begin{aligned}
& \Delta \dot{\omega}_{x1} + a_{mx}^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_{mx}^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_{mx}^{Vx} \Delta V_{x1} + a_{mx}^{Vz} \Delta V_{z1} = a_{mx}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_{mx}^{\delta_{\zeta}} \Delta \delta_{\zeta} + \\
& + a_{mx}^{\delta_{XB}} \Delta \delta_{XB}, \\
& \Delta \dot{\omega}_{y1} + a_{my}^{\omega y} \Delta \omega_{y1} + a_{my}^{Vz} \Delta V_{z1} = a_{my}^{\delta_{\Gamma}} \Delta \delta_{\Gamma} + a_{my}^{\delta_{XB}} \Delta \delta_{XB}, \\
& \Delta \dot{\omega}_{z1} + a_{mz}^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_{mz}^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_{mz}^{Vx} \Delta V_{x1} + a_{mz}^{Vy} \Delta V_{y1} + a_{mz}^{Vz} \Delta V_{z1} + a_{mz}^{\Omega} \Delta \Omega = \\
& = a_{mz}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_{mz}^{\delta_{\zeta}} \Delta \delta_{\zeta} + a_{mz}^{\delta_{HB}} \Delta \delta_{HB}, \\
& \Delta \dot{V}_{x1} + a_x^{Vx} \Delta V_{x1} + a_x^{Vz} \Delta V_{z1} + a_x^{Vy} \Delta V_{y1} + a_x^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_x^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_x^g \Delta g = \\
& = a_x^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_x^{\delta_{\zeta}} \Delta \delta_{\zeta} + a_x^{\delta_{HB}} \Delta \delta_{HB}, \\
& \Delta \dot{V}_{y1} + a_y^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_y^{Vy} \Delta V_{y1} + a_y^{Vx} \Delta V_{x1} + a_y^{\Omega} \Delta \Omega = \\
& = a_y^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_y^{\delta_{\zeta}} \Delta \delta_{\zeta} + a_y^{\delta_{HB}} \Delta \delta_{HB}, \\
& \Delta \dot{V}_{z1} + a_z^{\omega x} \Delta \omega_{x1} + a_z^{\omega y} \Delta \omega_{y1} + a_z^{\omega z} \Delta \omega_{z1} + a_z^{Vx} \Delta V_{x1} + a_z^{Vz} \Delta V_{z1} + a_z^{\gamma} \Delta \gamma = \\
& = a_z^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + a_z^{\delta_{\zeta}} \Delta \delta_{\zeta} + a_z^{\delta_{XB}} \Delta \delta_{XB}, \\
& \Delta \dot{\Omega} + a_m^{\Omega} \Delta \Omega + a_m^{Vy} \Delta V_{y1} = a_m^{\delta_{\Gamma}} \Delta \delta_{\Gamma} + a_m^{\delta_{HB}} \Delta \delta_{HB}, \\
& \Delta \dot{\gamma} - \Delta \omega_x = 0, \Delta \dot{\phi} - \Delta \omega_y = 0, \Delta \dot{\vartheta} - \Delta \omega_z = 0, \\
& \Delta \dot{x} - \Delta V_{x1} + a_x^g \Delta g = 0, \Delta \dot{y} - \Delta V_{y1} + a_y^g \Delta g, \\
& \Delta \dot{z} - \Delta V_{z1} = 0.
\end{aligned}$$

мають такі чисельні значення:

$$\begin{aligned}
& a_{13} = -8,210^{-3} \text{сек}^{-1}, a_{14} = -0,22 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{15} = 1,710^{-3} \text{сек}^{-1}, \\
& a_{17} = -710^{-2} \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{19} = -0,33 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{111} = 310^{-4} \text{м}^{-1}, a_{122} = 3,210^{-3} \text{м}^{-1}, \\
& a_{112} = -3,910^{-3} \text{м}^{-1}, a_{27} = -1,4 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{29} = 1 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{211} = -610^{-4} \text{м}^{-1}, \\
& a_{212} = -1,310^{-2} \text{м}^{-1}, a_{222} = 510^{-3} \text{м}^{-1}, a_{31} = 1,110^{-2} \text{сек}^{-1}, a_{32} = -410^{-2} \text{сек}^{-1}, \\
& a_{36} = 0,2 \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{37} = 4,510^{-2} \text{м} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{38} = 3,5 \text{м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{3,10} = 2,810^{-3} \text{м}^{-1}, \\
& a_{323} = 1,210^{-3} \text{м}^{-1}, a_{333} = 1,510^{-4} \text{м}^{-1}, a_{322} = -2,810^{-3} \text{м}^{-1}, a_{41} = 610^{-3} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, \\
& a_{42} = -1,510^{-2} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{45} = 0,59 \text{сек}^{-1}, a_{46} = 0,3 \text{сек}^{-1}, a_{47} = 3,410^{-2} \text{сек}^{-1}, \\
& a_{48} = 1,2 \text{сек}^{-2}, a_{4,10} = 3,3 \text{сек}^{-2}, a_{411} = 2,510 \text{м}^{-2}, a_{412} = -1,210^{-3} \text{м}^{-2}, \\
& a_{413} = 1,110^{-3} \text{м}^{-2}, a_{423} = -1,210^{-3} \text{м}^{-2}, a_{433} = 810^{-4} \text{м}^{-2}, \\
& a_{51} = -1,510^{-3} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{52} = -710^{-4} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{54} = -8,210^{-3} \text{сек}^{-1}, \\
& a_{56} = -1,310^{-3} \text{сек}^{-1}, a_{57} = 5,710^{-2} \text{сек}^{-1}, a_{58} = -0,11 \text{сек}^{-2}, a_{59} = 0,69 \text{сек}^{-2}, \\
& a_{5,10} = 1,4 \text{сек}^{-2}, a_{511} = 2,510^{-4} \text{м}^{-2}, a_{512} = -1,410^{-3} \text{м}^{-2}, a_{513} = 310^{-3} \text{м}^{-2}, \\
& a_{523} = 810^{-4} \text{м}^{-2}, a_{61} = 8,610^{-4} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{62} = 4,810^{-3} \text{м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1},
\end{aligned}$$

$$a_{63} = 1,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}^{-1} \cdot \text{сек}^{-1}, a_{64} = 3,5 \cdot 10^{-2} \text{ сек}^{-1}, a_{65} = 4 \cdot 10^{-3} \text{ сек}^{-1}, a_{66} = 0,32 \text{ сек}^{-1},$$
$$a_{67} = -4 \cdot 10^{-3} \text{ сек}^{-1}, a_{68} = -3,3 \text{ м} \cdot \text{сек}^{-2}, a_{69} = 0,32 \text{ сек}^{-2}, a_{6,10} = -1 \text{ сек}^{-2},$$
$$a_{6,11} = 2 \cdot 10^{-2} \text{ сек}^{-2}, a_{6,12} = 3,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}^{-2}, a_{6,22} = -8 \cdot 10^{-4} \text{ м}^{-2}.$$

Іноді при проведенні досліджень систем автоматизованого управління гелікоптером крім математичних моделей гелікоптера як об'єкта управління використовують моделі основних атмосферних збурень, а також додаткові моделі усього керованого процесу.

РОЗДІЛ 4

РОЗРОБКА МЕТОДИК СИНТЕЗУ КОНТУРІВ СИСТЕМИ СУМІСНОГО УПРАВЛІННЯ З УРАХУВАННЯМ ПЕРЕХРЕСНИХ ЗВ'ЯЗКІВ МІЖ КАНАЛАМИ УПРАВЛІННЯ.

Під спільним управлінням розуміють чергування режимів ручного управління з робочими контурами покращення характеристик стійкості та керованості та режимів автоматичної стабілізації параметрів польоту, які мав гелікоптер наприкінці етапу ручного управління. Перевага такої системи полягає в тому, що вона використовує автоматичну стабілізаційну схему для розвантаження пілота від функції стабілізації для нестабільних об'єктів. Тому синтез керованих мікросхем включає синтез самостабілізуючих ланцюгів і схем, що покращують характеристики стабільності та керованості.

Основою для синтезу будь-якої схеми автоматичної стабілізації є математична модель об'єкта управління, у нашому випадку це математичні моделі гелікоптера. Після вибору, ідентифікації та розгляду математичної моделі гелікоптера, як об'єкта управління (див. гл. 2) виконується процедура синтезу конкретної схеми управління. У цьому випадку ви також можете вибрати або синтезувати структуру циклу управління на основі аналізу попередніх проектних рішень.

4.1 Методики синтезу контурів автоматичної стабілізації

Існує багато способів синтезу лінійної системи управління з від'ємним зворотнім зв'язком, і її клас включає САУ еа літальних апаратах, і особливо САУ гелікоптерів. На наш погляд, робиться аналіз найбільш відповідного інженерного методу синтезу.

4.1.1 Метод стандартних коефіцієнтів

Один із методів синтезу системи синтезу використовує заздалегідь записані динамічні властивості властивостей модального управління або стандартних

коефіцієнтів. Цей метод використовується з конкретними схемами коренів, характерних для рівних систем, з використанням різних систем стандартних коефіцієнтів, пов'язаних з конкретними рівняннями.

Розглянемо замкнену систему, що описується диференціальним рівнянням,

$$a_0x^{(n)} + a_1x^{(n-1)} + \dots + a_{n-1}x' + a_nx = f(t) \quad (2.1)$$

Зовнішній вплив $f(t)$ будемо приймати у вигляді східчастої функції величиною a_n , початкові умови припускати нульовими. Щоб забезпечити «оптимальне» протікання реакції $x(t)$ системи пропонувалися різні розподіли коренів характеристичного рівняння 2.1:

$$s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_n = 0 \quad (2.2)$$

Одна з запропонованих пропозицій полягає в забезпеченні однаковості всіх коренів характеристичного рівняння, причому n – кратний корінь має бути дійсним негативним зі значенням модуля ω_0 , обумовленим вимогами до швидкодії системи (чим більше ω_0 , тим менше час регулювання $t_{\text{ПД}}$). Тоді ліва частина характеристичного рівняння згортається в біном Ньютона $(s + \omega_0)^2$, розгортаючи який, одержуємо стандартні (бажані) значення коефіцієнтів характеристичного рівняння (2.2). Для систем до восьмого порядку вигляд лівої частини характеристичного рівняння (біноміальні стандартні форми) вказується в табл. 2.1.

$$\begin{aligned} & s + \omega_0 \\ & s^2 + 2\omega_0s + \omega_0^2 \\ & s^3 + 3\omega_0s^2 + 3\omega_0^2s + \omega_0^3 \\ & s^4 + 4\omega_0s^3 + 6\omega_0^2s^2 + 4\omega_0^3s + \omega_0^4 \\ & s^5 + 5\omega_0s^4 + 10\omega_0^2s^3 + 10\omega_0^3s^2 + 5\omega_0^4s + \omega_0^5 \\ & s^6 + 6\omega_0s^5 + 15\omega_0^2s^4 + 20\omega_0^3s^3 + 15\omega_0^4s^2 + 6\omega_0^5s + \omega_0^6 \\ & s^7 + 7\omega_0s^6 + 21\omega_0^2s^5 + 35\omega_0^3s^4 + 35\omega_0^4s^3 + 21\omega_0^5s^2 + 7\omega_0^6s + \omega_0^7 \\ & s^8 + 8\omega_0s^7 + 28\omega_0^2s^6 + 56\omega_0^3s^5 + 70\omega_0^4s^4 + 56\omega_0^5s^3 + 28\omega_0^6s^2 + 8\omega_0^7s + \omega_0^8 \end{aligned}$$

Таблиця 2.1

На рис. 2.1 показуються реакції на східчастих збурювання систем від першого до восьмого порядку. Для багатьох додатків ці реакції внаслідок відносно повільного протікання не вважають оптимальними.

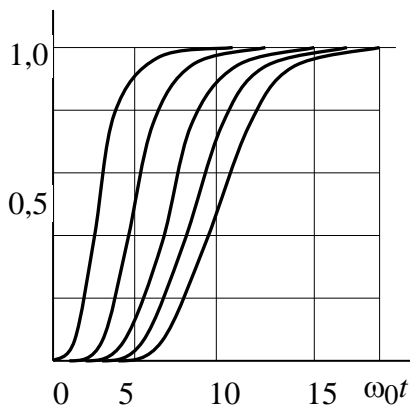


Рис. 2.1.

Ще одне «оптимальне» місце для розташування коренів, запропоноване Баттервортом, полягає в тому, що корені при дотриманні однаковості кутових відстаней між собою розподіляються по півколу радіуса ω_0 в лівій напівплощині s . Кут, утворений віртуальною віссю радіусом-вектором найближчого до цієї осі кореня, дорівнює половині кута між радіусами-векторами сусідніх коренів (рис. 2.2, а).

Використовуються співвідношення, що зв'язують корені з коефіцієнтами характеристичного рівняння, в кожному випадку складають вирази до стандартних коефіцієнтів. Ліві частини характеристичних рівнянь з такими коефіцієнтами (стандартні форми Баттерворта) наведені в табл.2.2.

Стандартна форма Баттерворта характеризується симетричним розподілом коефіцієнтів, що є специфічною особливістю всіх систем, корені яких розташовані в площині s на одній і тій же окружності.

Таблиця 2.2.

$$\begin{aligned}
 & s + \omega_0 \\
 & s^2 + 1.4\omega_0s + \omega_0^2 \\
 & s^3 + 2\omega_0s^2 + 2\omega_0^2s + \omega_0^3 \\
 & s^4 + 2.6\omega_0s^3 + 3.4\omega_0^2s^2 + 2.6\omega_0^3s + \omega_0^4 \\
 & s^5 + 3.24\omega_0s^4 + 5.24\omega_0^2s^3 + 5.24\omega_0^3s^2 + 3.24\omega_0^4s + \omega_0^5 \\
 & s^6 + 3.86\omega_0s^5 + 7.46\omega_0^2s^4 + 9.13\omega_0^3s^3 + 7.46\omega_0^4s^2 + 3.86\omega_0^5s + \omega_0^6 \\
 & s^7 + 4.5\omega_0s^6 + 10.1\omega_0^2s^5 + 14.6\omega_0^3s^4 + 14.6\omega_0^4s^3 + 10.1\omega_0^5s^2 + 4.5\omega_0^6s + \omega_0^7 \\
 & s^8 + 5.12\omega_0s^7 + 13.14\omega_0^2s^6 + 21.84\omega_0^3s^5 + 25.69\omega_0^4s^4 + 21.84\omega_0^5s^3 + 13.14\omega_0^6s^2 + 5.12\omega_0^7s + \omega_0^8
 \end{aligned}$$

Реакція системи Баттерворта на ступінчастий ефект є більш коливальною порівняно з аналогічною реакцією біноміальної системи. Однак у багатьох випадках вони відповідають інтуїтивно зрозумілим ідеям найкращого перехідного процесу.

Поняття оптимальних переходів в даний час пов'язане з мінімізацією функцій оптимізації. Для системи (2.1) при $f(t) = a_n$ і нульових початкових умовах найпростішим оптимізуючим функціоналом є інтеграл від квадрата помилки системи, тобто

$$I_2 = \int_0^{\infty} e^2(t) dt = \int_0^{\infty} [1-x(t)]^2 dt \quad (2.3)$$

Після нормалізації рівняння (2.1), (коефіцієнти першого і останнього членів підкоряють співвідношенню $a_n = \omega_{n0} a_0$ і вводять нову незалежну змінну)

$$\tau = \omega_0 t$$

рівняння (5.1) буде мати вигляд

$$\frac{d^n x}{d\tau^n} + q_1 \frac{d^{n-1} x}{d\tau^{n-1}} + \dots + q_{n-1} \frac{dx}{d\tau} + x = \frac{f}{a_0} \quad (2.4)$$

де $q_i = a_i / a_0 \omega_{i0}$

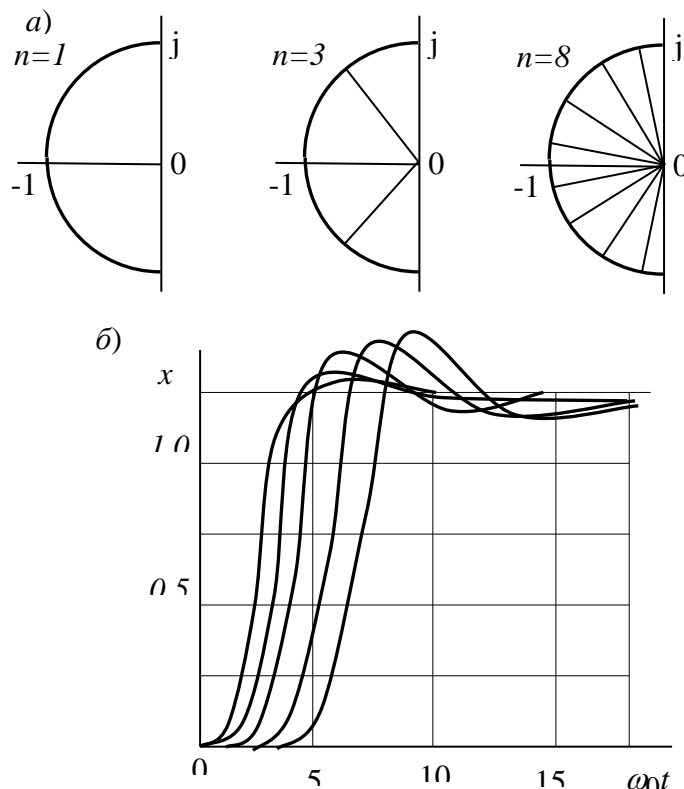


Рис. 2.2.

Функціонал (2.3) отримують як явну функцію коефіцієнтів q_i^* :

$$I_2 = \frac{1}{2\omega_0} F(q_1, q_2, \dots, q_{n-1})$$

де $F = \begin{array}{c} \left| \begin{array}{ccccc} q_{n-1} & q_{n-2} & q_{n-4} & q_{n-6} & \dots \\ -1 & q_{n-1} & q_{n-3} & q_{n-5} & \dots \\ 0 & 1 & q_{n-2} & q_{n-4} & \dots \\ 0 & 0 & q_{n-1} & q_{n-3} & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \end{array} \right| \\ \left| \begin{array}{ccccc} q_{n-1} & q_{n-3} & q_{n-5} & q_{n-7} & \dots \\ -1 & q_{n-2} & q_{n-4} & q_{n-6} & \dots \\ 0 & 1 & q_{n-3} & q_{n-5} & \dots \\ 0 & 0 & q_{n-2} & q_{n-4} & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \end{array} \right| \end{array}$

Мінімізуючи цю функцію для всіх параметрів q_i , знаходимо стандартні форми лівої частини нормованого рівняння (2.4), а при врахуванні співвідношення (2.5) і $a_0 = 1$ – стандартні форми лівої частини характеристичного рівняння (2.2). Для систем від першого до восьмого порядку стандартні форми, що доставляють мінімум інтегралові від квадрата помилки, приводяться в табл.2.3.

Таблиця 2.3.

$$\begin{aligned}
 & s + \omega_0 \\
 & s^2 + \omega_0 s + \omega_0^2 \\
 & s^3 + \omega_0 s^2 + 2\omega_0^2 s + \omega_0^3 \\
 & s^4 + \omega_0 s^3 + 3\omega_0^2 s^2 + 2\omega_0^3 s + \omega_0^4 \\
 & s^5 + \omega_0 s^4 + 4\omega_0^2 s^3 + 3\omega_0^3 s^2 + 3\omega_0^4 s + \omega_0^5 \\
 & s^6 + \omega_0 s^5 + 5\omega_0^2 s^4 + 4\omega_0^3 s^3 + 6\omega_0^4 s^2 + 3\omega_0^5 s + \omega_0^6 \\
 & s^7 + \omega_0 s^6 + 6\omega_0^2 s^5 + 5\omega_0^3 s^4 + 10\omega_0^4 s^3 + 6\omega_0^5 s^2 + 4\omega_0^6 s + \omega_0^7 \\
 & s^8 + \omega_0 s^7 + 7\omega_0^2 s^6 + 6\omega_0^3 s^5 + 15\omega_0^4 s^4 + 10\omega_0^5 s^3 + 10\omega_0^6 s^2 + 4\omega_0^7 s + \omega_0^8
 \end{aligned}$$

Таблицю 2.2. можна розширити та отримати стандартну форму для систем 8-го порядку та вище.

На додаток до цих систем існують стандартні формати, які є результатом мінімізації функцій оптимізації,

$$\int_0^{\infty} t |e(t)| dt$$

що представляє собою інтеграл від добутку абсолютного значення помилки $|e(t)|$ на час t . Умови, за яких обчислюється функція, залишаються однаковими, права частина рівняння (2.1) постійна а початкова умова - нульва. Ці форми та

відповідні їм корені для систем від 1-го до 8-го порядку наведені відповідно в табл. 2.4 і на рис.2.3.

Таблиця 2.4

$$\begin{aligned}
 & s + \omega_0 \\
 & s^2 + 1,4\omega_0s + \omega_0^2 \\
 & s^3 + 1,75\omega_0s^2 + 2,15\omega_0^2s + \omega_0^3 \\
 & s^4 + 2,1\omega_0s^3 + 3,4\omega_0^2s^2 + 2,7\omega_0^3s + \omega_0^4 \\
 & s^5 + 2,8\omega_0s^4 + 5,0\omega_0^2s^3 + 5,5\omega_0^3s^2 + 3,4\omega_0^4s + \omega_0^5 \\
 & s^6 + 3,25\omega_0s^5 + 6,6\omega_0^2s^4 + 8,6\omega_0^3s^3 + 7,45\omega_0^4s^2 + 3,95\omega_0^5s + \omega_0^6 \\
 & s^7 + 4,47\omega_0s^6 + 10,42\omega_0^2s^5 + 15,08\omega_0^3s^4 + 15,54\omega_0^4s^3 + 10,64\omega_0^5s^2 + 4,58\omega_0^6s + \omega_0^7
 \end{aligned}$$

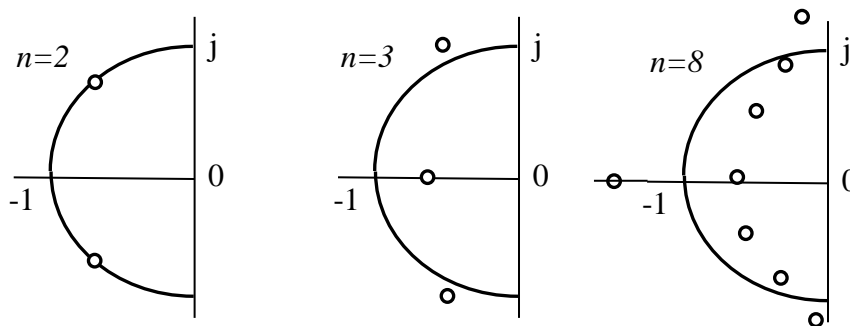


Рис. 2.3.

$$s^8 + 5,2\omega_0s^7 + 12,8\omega_0^2s^6 + 21,6\omega_0^3s^5 + 25,75\omega_0^4s^4 + 21,2\omega_0^5s^3 + 13,3\omega_0^6s^2 + 5,15\omega_0^7s + \omega_0^8$$

Реакції на східчастий вплив систем, що оптимізовані за критерієм $\int_0^{\infty} |e(t)| dt$ (рис.2.4), порівняно з реакціями біноміальної системи характеризуються значно великою швидкодією, а в порівнянні з реакціями систем Баттерворта –

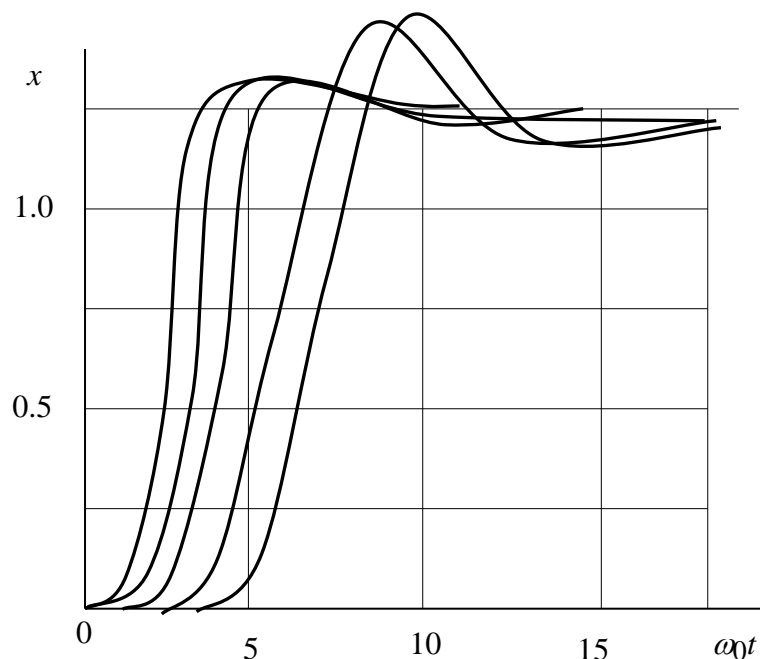


Рис. 2.4.

меншою коливальністю.

Зауважимо, що характеристичні поліноми в таблицях 2.1...2.4 не є універсальні, тому що забезпечують зазначене на рис.2.1, 2.2, 2.4 протікання реакцій тільки у випадку систем, чисельник передатної функції яких – постійна величина. Однак і при іншому виді чисельника ці форми досить корисні, оскільки можуть слугувати відправною точкою для пошуку оптимального розташування коренів.

4.1.2 Управління коренями характеристичного рівняння системи

Розглянемо лінійний нерухомий об'єкт, математична модель має вигляд:

$$\mathbf{x}'(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (2.6)$$

Під терміном «об'єкт» розуміють фактично об'єкт управління, а також виконавчі органи і попередні їм ланки структурної схеми. В деяких випадках об'єкт містить чутливий елемент вимірювальної системи, приймаючи його вихідні сигнали в якості складових $x_i(t)$ вихідного вектора об'єкта $\mathbf{x}(t)$. Матриці \mathbf{A} и \mathbf{B} мають відповідно розміри $n \times n$ і $n \times m$, вектор $\mathbf{x}(t)$ представляє стан об'єкта управління, вектор $\mathbf{u}(t)$ – зовнішні впливи (наприклад, вхідні сигнали виконавчих механізмів).

Вводять в розгляд замкнену систему, додаючи до рівняння об'єкта (2.6) рівняння регулятора.

$$\mathbf{u} = -\mathbf{P}\mathbf{x} \quad (2.7)$$

де \mathbf{P} – матриця розміру $m \times n$.

Стверджується, що закон регулювання (2.7) може бути сформований лише за наявності інформації про всі складові x_i вектору стану. Об'єднання рівнянь (2.6) і (2.7), дає рівняння замкненої системи

$$\mathbf{x}'(t) = (\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{P}) \mathbf{x}(t) \quad (2.8)$$

У практичних задачах матрицю \mathbf{P} вибирають таким чином, щоб додати матриці $\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{P}$ необхідні властивості – заздалегідь запропоноване розташування власних значень характеристичного рівняння системи (2.8). Можливість такого вибору залежить від керованості об'єкта по стану \mathbf{x} у відношенні вхідного сигналу \mathbf{u} . (умови вільного управління положенням коренів (власних значень) замкненої системи (2.8)). Повна керованість означає, що існує обмежений вхідний сигнал \mathbf{u} , що переводить об'єкт за кінцевий інтервал часу з будь-якого початкового стану x_0 в кожний наперед заданий стан \mathbf{x} . Умовою - рівність рангу матриці керованості \mathbf{Q}_y

$$\mathbf{Q}_y = [\mathbf{B} \mid \mathbf{A}\mathbf{B} \mid \mathbf{A}^2\mathbf{B} \mid \dots \mid \mathbf{A}^{n-1}\mathbf{B}] \quad (2.9)$$

порядкові системи n .

Обмежуючись розглядом випадку, коли об'єкт управління має лише один вхідний сигнал в рівнянні (2.6), замість вектора $\mathbf{u}(t)$ буде фігурувати скалярна величина $u(t)$, а замість матриці \mathbf{B} – матриця-стовпець \mathbf{b} . У законі регулювання

(2.7) і в рівнянні замкненої системи (2.8) прямокутна матриця \mathbf{P} переходить у матрицю-рядок \mathbf{p} , що складається з n елементів.

Якщо в області зображень по Лапласу рівняння (2.6) розв'язати відносно $\mathbf{x}(s)$, то отримаємо матричну передатну функцію об'єкта $\mathbf{W}(s)$:

$$\mathbf{W}(s) = \mathbf{x}(s)/\mathbf{u}(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{b} \quad (2.10)$$

Після запису зворотної матриці в розгорнутому вигляді і перемножування з матрицею \mathbf{b} ця передатна функція має вигляд

$$\mathbf{W}(s) = \mathbf{g}(s)/\mathbf{F}(s) \quad (2.11)$$

де $\mathbf{g}(s)$ – матриця-стовпець $n \times 1$;

$$\mathbf{F}(s) = \det(s\mathbf{I} - \mathbf{A}) \quad (2.12)$$

– характеристичний поліном об'єкта управління.

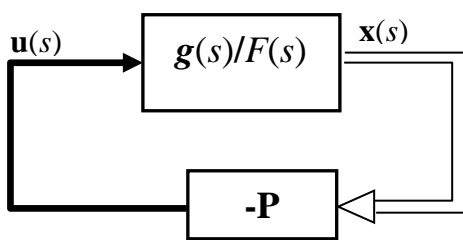


Рис.2.5

Структурна схема замкненої системи показана на рис. 2.5. Характеристичне рівняння одержуємо прирівнюванням нулю суми з добутку передатних функцій по контуру, узятого зі знаком мінус, і одиниці. У цьому випадку

$$p \frac{g}{F(s)} + 1 = 0 \quad (2.13)$$

де порядок проходження матричних співмножників узятий таким, щоб добуток був скалярною величиною. Якщо ми зробимо ліву частину (2.13) загальним знаменником і позначаючи чисельник дроби через $H(s)$, ми досягнемо співвідношення

$$pg = H(s) - F(s) \quad (2.14)$$

де $pg = \sum_{i=1}^n p_i g_i$ – скалярний добуток матриці-стовпця в чисельнику передатної функції об'єкта і матриці-стовпця p' , що характеризує передатні властивості ланцюга зворотного зв'язку (штрих позначає операцію транспонування).

Співвідношення (2.14) дозволяє знайти структуру та параметри закону регулювання $\mathbf{u} = -\mathbf{P}\mathbf{x}$. Це забезпечує бажане розташування коренів характеристичного рівняння замкненої системи: вибираємо в якості $H(s)$ яку-небудь із приведених стандартних форм характеристичного полінома, обчислюємо характеристичний поліном $F(s)$ об'єкта управління і, дорівнюючи коефіцієнти при однакових ступенях s у лівій і правій частинах рівняння (2.14), ми формуємо систему алгебраїчних рівнянь, з яких знаходимо значення коефіцієнтів p_i матриці-рядка p . Це характеризує шуканий закон регулювання.

Приклад процедури синтезу контурів управління

Як приклад розглянемо процедуру синтезу контурів управління висотою польоту через канал загального кроку несного гвинта.

Відповідно до структурної схеми 2.5 система диференціальних рівнянь об'єкта має вигляд:

$$\begin{aligned} V'_y &= aV_y + b\delta_\varphi; \\ H' &= V_y. \end{aligned} \quad (2.15)$$

Враховуючи змінні стану $x_1 = V_y$, $x_2 = H$ і враховуючи, що передаточна функція сервоприводу $W_{СП}(s) = 1$, тобто $\delta_\varphi = u$, система 2.15 приймає вигляд:

$$\begin{aligned} x'_1 &= ax_1 + bu; \\ x'_2 &= x_1. \end{aligned}$$

Одержимо матричне рівняння об'єкта

$$\mathbf{x}' = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (2.16)$$

де $\mathbf{x} = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix}$ $\mathbf{A} = \begin{pmatrix} a & 0 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}$ $\mathbf{B} = \begin{pmatrix} b \\ 0 \end{pmatrix}$

Управління u шукаємо у вигляді

$$u = t_1x_1 + t_2x_2, \quad (2.17)$$

Відповідно до цього методу, передатна функція об'єкта від входу u до вектора стану x має вигляд:

$$W(p) = \begin{pmatrix} p-a & 0 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} b \\ 0 \end{pmatrix} = (1/p(p-a)) \begin{pmatrix} b(p-a) \\ -b \end{pmatrix} = (1/F(p))g(p) \quad (2.18)$$

Згідно методу, за рахунок уведення зворотного зв'язку $u = -\mathbf{tx}$ необхідно зробити так, щоб всі корені замкненої системи задовольняли певної системі їх розташування. Позначимо:

$$H_1(p) = p^2 + \omega_0 p + \omega_0^2 \quad (\text{табл. 5.1})$$

$$H_2(p) = p^2 + 1.4\omega_0 p + \omega_0^2 \quad (\text{табл. 5.2})$$

Тоді, розв'язуючи залежності 2.18, одержуємо:

- для системи $H_1(p)$: $t_1 = (\omega_0 + a)/b$, $t_2 = \omega_0^2/b$ (2.19)

- для системи $H_2(p)$: $t_1 = (1,4\omega_0 + a)/b$, $t_2 = \omega_0^2/b$ (2.20)

$$u = t_1x_1 + t_2x_2$$

Тому необхідний закон рульового управління полягає в тому, що коефіцієнти t_1 , t_2 визначаються рівняннями 2.19, 2.20, що забезпечують задане положення розташування коренів характеристичного рівняння системи 2.16, що надає певні динамічні властивості контуру управління висотою польоту гелікоптера. Підставляючи числові значення параметрів a , b , ω_0 , одержуємо значення параметрів закону регулювання:

$$t_1 = 0.0205, \quad t_2 = 0.0105, \quad \text{при значенні } \omega_0 = 0,88, \quad a = 0,62, \quad b = 74.$$

Інший підхід до процедур синтезу передбачає розгляд попередніх конструкторських рішень та послідовний синтез контурів управління.

4.2.1 Послідовний синтез контурів управління

Аналіз попередніх конструкторських рішень показує, що в системах автоматичного управління гелікоптера зазвичай використовуються контури управління, що побудовані на двоканальних сервоприводах, які складаються з “швидкого” сервоприводу з малим діапазоном переміщення рульових органів гелікоптера та з “повільного” сервоприводу з великим діапазоном переміщення. Зазвичай порядок швидкодіючого сервоприводу, що працює з жорстким зворотним зв'язком, віддають до 20% усього діапазону відхилення рульового органу і цього достатньо для парирування основних збурень, що діють на гелікоптер. Компенсація великих збурень, виконання маневрів, що вимагають значних відхилень рульових поверхонь, а також врівноваження забезпечуються повільним сервоприводом із широким діапазоном переміщення рульового органу. Щоб поліпшити точність управління в усталеному режимі використовують інтегровальні властивості “повільного” сервоприводу. Такий 2-канальний сервопривод за своїми характеристиками еквівалентний сервоприводу з ізодромним зворотним зв'язком.

Обираючи такий підхід для створення контурів автоматичного управління, синтезуємо контур управління побудований на основі швидкодіючого сервоприводу зі жорстким зворотним зв'язком.

Закон управління при цьому буде виглядати ось так

$$\delta_\varphi = K_H (H - H_z) + K_{V_y} V_y$$

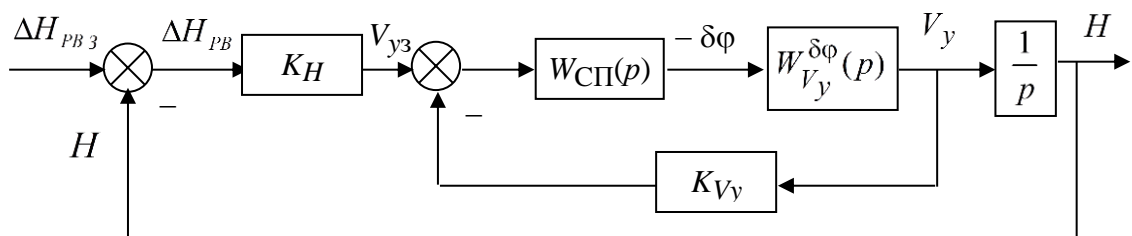


Рис 2.6

Структура контуру управління висотою польоту показана на рис. 2.6.

Передаточна функція $W_{СП}(p)$ описує перетворення керуючого сигналу сервоприводом без додаткового підсилення (коефіцієнт підсилення сервоприводу враховується в передаточних числах автопілоту), тобто $W_{СП}(p) = 1$. Передаточна функція $W_{V_y}^{\delta\varphi}(p)$ відповідно до спрощеної моделі синтезу каналу вертикальної швидкості має вигляд

$$W_{Vy}^{\delta\varphi}(p) = \frac{a_y^{\delta\varphi}}{1 + a_y^{Vy}} = \frac{K_{Vy}^{\delta\varphi}}{T_{Vy} + 1},$$

$$\text{де } K_{Vy}^{\delta\varphi} = \frac{a_y^{\delta\varphi}}{a_y^{Vy}}; \quad T_{Vy} = \frac{1}{a_y^{Vy}}.$$

Передаточна функція внутрішнього замкненого контуру $\Phi_{Vy}^{Vy3}(p)$ при цьому виглядає:

$$\Phi_{Vy}^{Vy3}(p) = \frac{W_{Vy}^{\delta\varphi}(p)}{1 + W_{Vy}^{\delta\varphi}(p)K_{Vy}} = \frac{K_{VyA}^{\delta\varphi}}{T_{VyA} + 1},$$

$$\text{де } K_{VyA}^{\delta\varphi} = \frac{K_{Vy}^{\delta\varphi}}{1 + K_{Vy}^{\delta\varphi}K_{Vy}}; \quad T_{VyA} = \frac{T_{Vy}}{1 + K_{Vy}^{\delta\varphi}K_{Vy}}.$$

Якщо задаватися потрібним значенням сталої часу $T_{VyA} = (0.5...1)$ с., то формула для розрахунку передаточного числа K_{Vy} стає очевидною

$$K_{Vy} = \frac{T_{Vy} - T_{VyA}}{T_{VyA} K_{Vy}^{\delta\varphi}}.$$

У нашому випадку для висоти польоту $H = 500$ м та швидкості польоту $V = 150$ км/г коефіцієнти моделі $a_y^{\delta\varphi} = 74$ м/с²; $a_y^{Vy} = 0,62$ м/с, відповідно

$$K_{Vy}^{\delta\varphi} = \frac{a_y^{\delta\varphi}}{a_y^{Vy}} = 119,35; \quad T_{Vy} = \frac{1}{a_y^{Vy}} = 1,61$$

Вибираючи $T_{VyA} = 0,8$ с., отримаємо

$$K_{Vy} = \frac{T_{Vy} - T_{VyA}}{T_{VyA} K_{Vy}^{\delta\varphi}} = 0,00848.$$

Передаточна функція розімкненого контуру управління висотою польоту має вигляд

$$W_H(p) = \frac{K_H K_{VyA}^{\delta\varphi}}{p(T_{VyA} p + 1)}.$$

Передаточна функція замкненого контуру управління висотою польоту

$$\Phi_H^{H3}(p) = \frac{W_H(p)}{1 + W_H(p)} = \frac{K_H K_{VyA}^{\delta\varphi} \omega_V}{p^2 + a_1 p + a_0}.$$

$$\text{де } a_1 = (T_{VyA})^{-1}; \quad a_0 = K_H K_{VyA}^{\delta\varphi} (T_{VyA})^{-1}; \quad \omega_V = (T_{VyA})^{-1}.$$

Нормуємо характеристичне рівняння замкненої системи

$$S^2 + A_1 S + 1 = 0$$

$$\text{де } S = \frac{p}{\sqrt{a_0}}; \quad A_1 = \frac{a_1}{\sqrt{a_0}} = \frac{1}{\sqrt{T_{Vy_A} K_H K_{Vy_A}^{\delta\phi}}} = \frac{1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}{\sqrt{K_H T_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}}$$

Вибір коефіцієнта K_H слід проводити з урахуванням критичного згасання перехідних процесів у системі. Це відбувається при значенні коефіцієнта $A_1 = 2$, тому формула розрахунку передаточного числа K_H визначається ввідношенням

$$K_H = \frac{(1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi})^2}{4T_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}} = 0,005217.$$

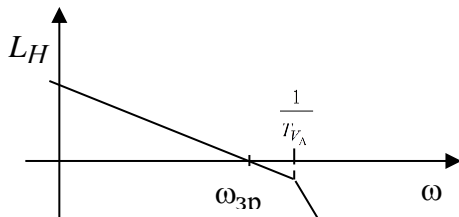


Рис. 2.7

Аналогічні розрахункові формули можна отримати використовуючи метод логарифмічних амплітудно-частотних характеристик (ЛАЧХ). ЛАЧХ, що відповідає передаточній функції розімкненого контуру управління висотою польоту має вигляд показаний на рис. 2.7.

Частота зрізу $\omega_{зр}$ повинна знаходитися на ділянці

– 20 дБ/дек, при цьому необхідно щоб була виконана умова

$$\omega_{зр} \leq 0,25 \frac{1}{T_{Vy_A}} = \frac{1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}{T_{Vy}}$$

З іншого боку частота зрізу визначається як коефіцієнт підсилення передаточної функції розімкненого контуру управління висотою польоту

$$\omega_{зр} \leq K_H K_{Vy_A}^{\delta\phi} = K_H \frac{K_{Vy}^{\delta\phi}}{1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}$$

Дорівнюючи праві частини цих співвідношень отримаємо розрахункову формули визначення передаточного числа K_H

$$K_H = \frac{(1 + K_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi})^2}{4T_{Vy} K_{Vy}^{\delta\phi}}.$$

Аналогічно проводиться процедура синтезу контурів управління в інших каналах: в поздовжньому та поперечному каналах автомата перекоосу, в каналі загального кроку хвостового гвинта. Як приклад приведемо основні формули розрахунку контуру стабілізації кута тангажа.

Правила управління для цього режиму вибираємо з попередніх проектних рішень

$$\delta_{\Pi} = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z$$

Структура контуру управління кутом тангажа гелікоптера згідно з отриманими раніше спрощених моделей гелікоптера має вигляд, показаний на рис. 2.8. Перехресний вплив змін швидкості V_x на динаміку контуру стабілізації кута тангажа можемо розглядати як додаткове збурення $f(V_x)$.

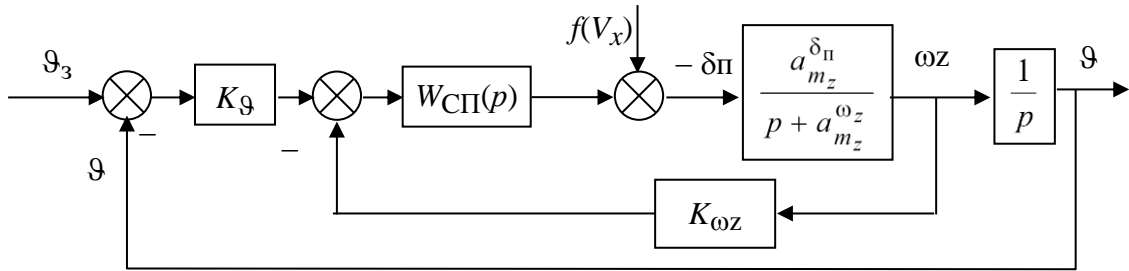


Рис 2.8

Для висоти польоту $H = 500$ м і швидкості польоту $V = 150$ км/г коефіцієнти математичної моделі $a_{m_z}^{\delta_\Pi} = 3,3 \text{ с}^{-1}$; $a_{m_z}^{\omega_z} = 0,32 \text{ с}^{-1}$, відповідно, коефіцієнт підсилення аперіодичної ланки та її стала часу дорівнюють

$$K_{\omega_z}^{\delta_\Pi} = \frac{a_{m_z}^{\delta_\Pi}}{a_{m_z}^{\omega_z}} = 10,3; \quad T_{\omega_z} = \frac{1}{a_{m_z}^{\omega_z}} = 3.125.$$

Обраючи $T_{\omega_z}^* = 0,2$ с., отримаємо

$$K_{\omega_z} = \frac{T_{\omega_z} - T_{\omega_z}^*}{T_{\omega_z}^* K_{\omega_z}^{\delta_\Pi}} = 1,42.$$

Розрахункова формула визначення передаточного числа K_ϑ , отримана методом стандартних коефіцієнтів має вигляд

$$K_\vartheta = \frac{(1 + K_{\omega_z} K_{\omega_z}^{\delta_\Pi})^2}{4T_{\omega_z} K_{\omega_z}^{\delta_\Pi}}.$$

Обчислене за цією формулою передаточне число $K_\vartheta = 1,896$.

Також було запропоновано використовувати спрощену математичну модель поздовжнього руху при синтезі схем управління швидкістю польоту.

За закон управління на цьому режимі роботи САУ як правило використовується закон управління у вигляді

$$\delta_\Pi = K_\vartheta(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z$$

$$\text{де } \vartheta_3 = \frac{K_V}{K_\vartheta}(V - V_3)$$

Оскільки управління швидкістю гелікоптера здійснюється по контуру кута

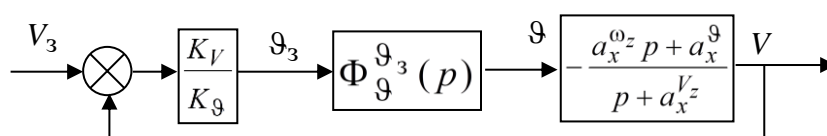


Рис 2.9

тангажа, структурна схема контуру управління може бути подана у вигляді, показаному на рис. 2.9, а синтез контуру управління швидкістю повинен здійснюватися на основі вже синтезованого контуру кута тангажа.

Передаточна функція $\Phi_{\vartheta}^{\vartheta_3}(p)$ на рис. 2.9 описує замкнений контур управління кутом тангажа і має вигляд

$$\Phi_{\vartheta}^{\vartheta_3}(p) = \frac{1}{\frac{p^2}{\omega_{\vartheta}^2} + 2 \frac{\xi_{\vartheta}}{\omega_{\vartheta}} p + 1}$$

$$\text{де } \omega_{\vartheta} = \sqrt{\frac{K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}} K_{\vartheta}}{T_{\omega_z}}} = 2,5$$

Синтез контуру управління будемо здійснювати методом ЛАЧХ. Передаточна функція розімкненого контуру має вигляд

$$W(p) = \frac{a_x^{\vartheta} K_V (a_x^{V_x} K_{\vartheta})^{-1} (T_1 p + 1)}{\left(\frac{p^2}{\omega_{\vartheta}^2} + 2 \frac{\xi_{\vartheta}}{\omega_{\vartheta}} p + 1 \right) (T_V p + 1)}$$

$$\text{де } T_1 = \frac{a_x^{\omega_z}}{a_x^{\vartheta}} 0,346; \quad \frac{1}{T_1} = 2,89; \quad T_V = \frac{1}{a_x^{V_x}} = 32,26; \quad \frac{1}{T_V} = 0,031.$$

Передаточній функції відповідає ЛАЧХ. Це показано на рис. 2.10

Для забезпечення прийнятної якості перехідних процесів у контурі управління швидкістю польоту повинна бути виконана умова $\omega_{зр} \leq 0,25 \omega_{\vartheta}$

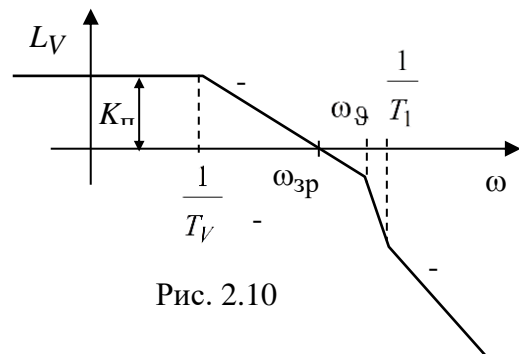
З іншого боку частоту зрізу можна визначити через коефіцієнт підсилення передаточної функції розімкненого контуру та через сталу часу T_V . Використовуючи очевидні співвідношення

$$\omega_{зр} - \frac{1}{T_V} = K_{\Pi},$$

або зважаючи логарифмічного масштабу $20 \lg K_{\Pi} = 20 \lg \omega_{зр} T_V$, отримаємо

$$\omega_{зр} = \frac{K_{\Pi}}{T_V},$$

де $K_{\Pi} = \frac{a_x^{\vartheta} K_V}{a_x^{V_x} K_{\vartheta}}$ коефіцієнт підсилення передаточної функції розімкненого контуру.



Зрівнявши вирази для $\omega_{зр}$ виходить формула для розрахунку передаточного числа K_V .

$$K_V = \frac{0,25 K_{\vartheta} a_x^{V_x} \omega_{\vartheta}}{a_x^{\vartheta}} = \frac{0,25 K_{\vartheta} a_x^{V_x} \sqrt{K_{\omega_z}^{\delta_{\Pi}} K_{\vartheta}}}{a_x^{\vartheta} \sqrt{T_{\omega_z}}}$$

Підставляючи в цю формулу числові значення, отримаємо величину передаточного числа $K_V = 0,121$.

Наступний крок проектування контурів управління САУ залежить від рішення конструктора щодо доцільності врахування перехресних зв'язків між каналами управління.

4.2 Розробка контурів перехресних зв'язків

Для визначення доцільності врахування перехресних зв'язків між каналами управління необхідно дослідити вплив окремих компонентів математичної моделі гелікоптера на процеси відпрацювання заданих параметрів польоту при працюючих та вимкнених контурах стабілізації.

Для гелікоптера дослідження деяких режимів польоту можна проводити на основі ізольованих моделей поздовжнього та бічного рухів, із яких додатково можна відділити канал вертикальної швидкості, поздовжній та бічний канали, а також канал ристання. Перехресний вплив каналів вертикальної швидкості та поздовжнього поступального й кутового руху гелікоптера враховується наступними лінеаризованими рівняннями

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_y + a_y^{V_y} \Delta V_y + a_y^{\Omega} \Delta \Omega + a_y^{V_x} \Delta V_x + a_y^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_y^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta \delta_{\text{НГ}} + a_y^{\delta_{\text{П}}} \Delta \delta_{\text{П}}; \\ \Delta \dot{\Omega} + a_{\Omega}^{V_y} \Delta V_y + a_{\Omega}^{\Omega} \Delta \Omega &= a_{\Omega}^{\delta_{\Gamma}} \Delta \delta_{\Gamma} + a_{\Omega}^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta \delta_{\text{НГ}}; \\ \Delta \dot{V}_x + a_x^{V_y} \Delta V_y + a_x^{V_x} \Delta V_x + a_x^{\omega_z} \Delta \omega_z + a_x^{\vartheta} \Delta \vartheta &= a_x^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta \delta_{\text{НГ}} + a_x^{\delta_{\text{П}}} \Delta \delta_{\text{П}}; \\ \Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^{V_y} \Delta V_y + a_{m_z}^{V_x} \Delta V_x + a_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_{m_z}^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta \delta_{\text{НГ}} + a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}} \Delta \delta_{\text{П}}, \end{aligned} \quad (2.21)$$

де V_x, V_y – поздовжня та вертикальна складові швидкості польоту;

Ω – швидкість обертання несного гвинта;

ω_z, ϑ – кутова швидкість та кут тангажа;

$\delta_{\text{НГ}}, \delta_{\text{П}}, \delta_{\Gamma}$ – керуючі впливи (відхилення загального кроку несного гвинта, автомата перекоосу та сектору газу відповідно).

У робочій системі стабілізації швидкості обертання несного гвинта Ω в системі рівнянь (2.21) можна знехтувати другим рівнянням системи, а в першому рівнянні складовою $a_y^{\Omega} \Delta \Omega$.

Процедура синтезу контурів компенсації перехресних зв'язків включає попередній аналіз корисності та шкідливості цих зв'язків. Зокрема, вплив змін

швидкості польоту V_x і вертикальної швидкості V_y на контур стабілізації кута тангажа є небажаним. З іншого боку вплив зміни швидкості польоту V_x на контур управління вертикальною швидкістю є очікуваним і в деякій мірі бажаним тому воно за рішенням конструктора може не компенсуватися. Наприклад, збільшення швидкості польоту природно викликає збільшення вертикальної швидкості, яку можна використовувати у техніці пілотування.

Взаємний вплив контурів стабілізації вертикальної швидкості та кута тангажа визначаємо системою рівнянь, в якій вплив складової ΔV_x , та відхилення автомата перекоосу $\Delta \delta_{\Pi}$ для каналу вертикальної швидкості та загального кроку несеного гвинта $\Delta \delta_{\text{НГ}}$ для каналу тангажа будемо вважати збуреннями.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_y + a_y^{V_y} \Delta V_y + a_y^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_y^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta \delta_{\text{НГ}} + (a_y^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} - a_y^{V_x} \Delta V_x); \\ \Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^{V_y} \Delta V_y + a_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z &= a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} + (a_{m_z}^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta \delta_{\text{НГ}} - a_{m_z}^{V_x} \Delta V_x). \end{aligned} \quad (2.22)$$

4.2.1 Матричні методи врахування багатомірних зворотних зв'язків

Систему рівнянь (2.22) опишемо в матричній формі

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{M}\mathbf{c} + \mathbf{f}, \quad (2.23)$$

де

$$\mathbf{x} = (\Delta V_y \quad \Delta \omega_z)^T; \quad \mathbf{c} = (\Delta \delta_{\text{НГ}} \quad \Delta \delta_{\Pi})^T; \quad \mathbf{f} = \begin{bmatrix} a_y^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi} & a_{m_z}^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta \delta_{\text{НГ}} \\ -a_y^{V_x} \Delta V_x & -a_{m_z}^{V_x} \Delta V_x \end{bmatrix}^T;$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} a_y^{\delta_{\text{НГ}}} & 0 \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} \end{bmatrix}^T; \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} -a_y^{V_y} & -a_y^{\omega_z} \\ -a_{m_z}^{V_y} & -a_{m_z}^{\omega_z} \end{bmatrix}.$$

Необхідно синтезувати таке управління \mathbf{c} , при якому замкнута система описується матричним рівнянням

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{B}\mathbf{x} + \mathbf{N}\mathbf{u} + \mathbf{f}, \quad (2.24)$$

$$\text{де } \mathbf{B} = \begin{bmatrix} -b_{11} & 0 \\ 0 & -b_{22} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{N} = \begin{bmatrix} b_{11} & 0 \\ 0 & b_{22} \end{bmatrix}^T; \quad \mathbf{u} = [\Delta V_y \quad \Delta \omega_z]^T.$$

У матрицях \mathbf{B} і \mathbf{N} елементи b_{11}, b_{22} – величини, обернено пропорційні константою часу автономних аперіодичних процесів у контурах управління вертикальною швидкістю та швидкістю зміни кута тангажа відповідно. Ці коефіцієнти можуть бути обрані з умов $t_p V_y = 3/b_{11}$; $t_p \omega_z = 3/b_{22}$, де $t_p V_y \approx 5...10\text{с}$ – час регулювання в контурі управління вертикальною швидкістю; $t_p \omega_z \approx 3...6\text{с}$ – час регулювання в контурі управління кутовою швидкістю тангажа.

Порівнюючи праві частини рівнянь (2.23), (2.24), отримуємо співвідношення

$$\mathbf{Ax} + \mathbf{Mc} = \mathbf{Bx} + \mathbf{Nu} . \quad (2.25)$$

Матричне рівняння (2.25) має рішення

$$\mathbf{c} = \mathbf{M}^+ [(\mathbf{B} - \mathbf{A})\mathbf{x} + \mathbf{Nu}] . \quad (2.26)$$

В (2.26) $\mathbf{M}^+ = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T$ – псевдо обернена матриця.

Обчислюючи цю матрицю, де

$$\begin{aligned} \mathbf{M}^T \mathbf{M} &= \begin{bmatrix} a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}} & 0 \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}} & 0 \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}})^2 & 0 \\ 0 & (a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}})^2 \end{bmatrix}; \\ \mathbf{M}^+ &= (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T = \begin{bmatrix} \frac{1}{(a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}})^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{(a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}})^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}} & 0 \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}}} & 0 \\ 0 & \frac{1}{a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}}} \end{bmatrix}, \quad (2.27) \end{aligned}$$

та підставивши в рішення (2.26) відповідні значення зі співвідношень (2.23), (2.24), (2.27) та виконавши необхідні операції над матрицями, отримаємо закони управління

$$\begin{aligned} \delta_{\text{П}} &= \frac{1}{a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}}} \left[a_{m_z}^{V_y} \Delta V_y + (a_{m_z}^{\omega_z} - b_{22}) \Delta \omega_z + b_{22} \Delta \omega_{z_3} \right]; \\ \delta_{\text{НГ}} &= \frac{1}{a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}}} \left[(a_{y_{\text{НГ}}}^{V_y} - b_{11}) \Delta V_y + a_{y_{\text{НГ}}}^{\omega_z} \Delta \omega_z + b_{11} \Delta V_{y_3} \right]. \end{aligned} \quad (2.28)$$

4.2.2 Структурний синтез контурів перехресних зв'язків

Інший підхід до синтезу перехресних зв'язків містить попередній аналіз корисності і шкідливості цих зв'язків. Як було сказано раніше, вплив змін швидкості польоту V_x на контур стабілізації кута тангажа є небажаним. З іншого боку цей вплив на контур управління вертикальною швидкістю є очікуваним і в певній мірі бажаним і тому за рішенням конструктора може не компенсуватися. Компенсувати вплив V_x на контур стабілізації кута тангажа та на контур вертикальної швидкості можна додатковими компонентами законів управління

$$\delta_{\text{П}} = -\frac{a_{m_z}^{V_x}}{a_{m_z}^{\delta_{\text{П}}}} \Delta V_x, \quad \delta_{\text{НГ}} = -\frac{a_{y_{\text{НГ}}}^{V_x}}{a_{y_{\text{НГ}}}^{\delta_{\text{НГ}}}} \Delta V_x. \quad (2.29)$$

Перехресні керуючі впливи – вплив зміни загального кроку несного гвинта на канал автомата перекосу та вплив автомата перекосу на канал загального кроку несного гвинта, які при синтезі контурів управління вважалися збуреннями, – компенсуються складовими

$$\delta_{\Pi} = -\frac{a_{m_z}^{\delta_{\text{НГ}}}}{a_{m_z}^{\delta_{\Pi}}} \Delta\delta_{\text{НГ}}; \quad \delta_{\text{НГ}} = -\frac{a_y^{\delta_{\Pi}}}{a_y^{\delta_{\text{НГ}}}} \Delta\delta_{\Pi}. \quad (2.30)$$

Найбільшу складність у створенні таких з'єднань становить неточне знання коефіцієнтів математичної моделі гелікоптера та залежність цих коефіцієнтів від режиму польоту. Фундаментальне рішення цієї проблеми полягає в застосуванні підходу до ідентифікації математичної моделі гелікоптера в польоті, а потім використання коефіцієнтів, отриманих в процесі ідентифікації, в законі управління. Інший підхід передбачає використання пасивного самонастроювання коефіцієнтів у контурах перехресних зв'язків, наприклад, залежно від висоти та швидкості польоту. Однак це все ускладнює апаратну реалізацію системи автоматичного управління гелікоптером.

Тому пропонується розв'язку керуючих впливів здійснювати тільки в динамічному режимі, шляхом включення у кола перехресних зв'язків ізодромних ланок.

У цьому випадку узагальнені закони сумісного управління гелікоптером будуть мати вигляд:

$$\begin{aligned} \delta_{\Pi} &= \delta_{\Pi}^{\text{лет}} + \delta_{\Pi}^{\text{авт}}; & \delta_{\text{НГ}} &= \delta_{\text{НГ}}^{\text{лет}} + \delta_{\text{НГ}}^{\text{авт}}; \\ \delta_{\Pi}^{\text{авт}} &= \frac{T_{\Pi} p}{a_{m_z}^{\delta_{\Pi}} (T_{\Pi} p + 1)} \left[a_{m_z}^{V_y} \Delta V_y + a_{m_z}^{\delta_{\text{НГ}}} \Delta\delta_{\text{НГ}} + a_{m_z}^{V_x} \Delta V_x + \left(a_{m_z}^{\omega_z} - b_{22} \right) \Delta\omega_z \right]; & (2.31) \\ \delta_{\text{НГ}}^{\text{авт}} &= \frac{T_{\text{НГ}} p}{a_y^{\delta_{\text{НГ}}} (T_{\text{НГ}} p + 1)} \left[\left(a_y^{V_y} - b_{11} \right) \Delta V_y + a_y^{\delta_{\Pi}} \Delta\delta_{\Pi} + a_y^{V_x} \Delta V_x + a_y^{\omega_z} \Delta\omega_z \right], \end{aligned}$$

де $\delta_{\text{НГ}}^{\text{лет}}$, $\delta_{\Pi}^{\text{лет}}$ – відхилення загального кроку несного гвинта й автомата перекосу пілотом; $\delta_{\text{НГ}}^{\text{авт}}$, $\delta_{\Pi}^{\text{авт}}$ – відхилення загального кроку несного гвинта й автомата перекосу автоматикою.

Структурна схема контурів управління, загальним кроком несного гвинта та автоматом перекоосу, що реалізує закон управління (2.28)...(2.31), показана на рис. 2.11.

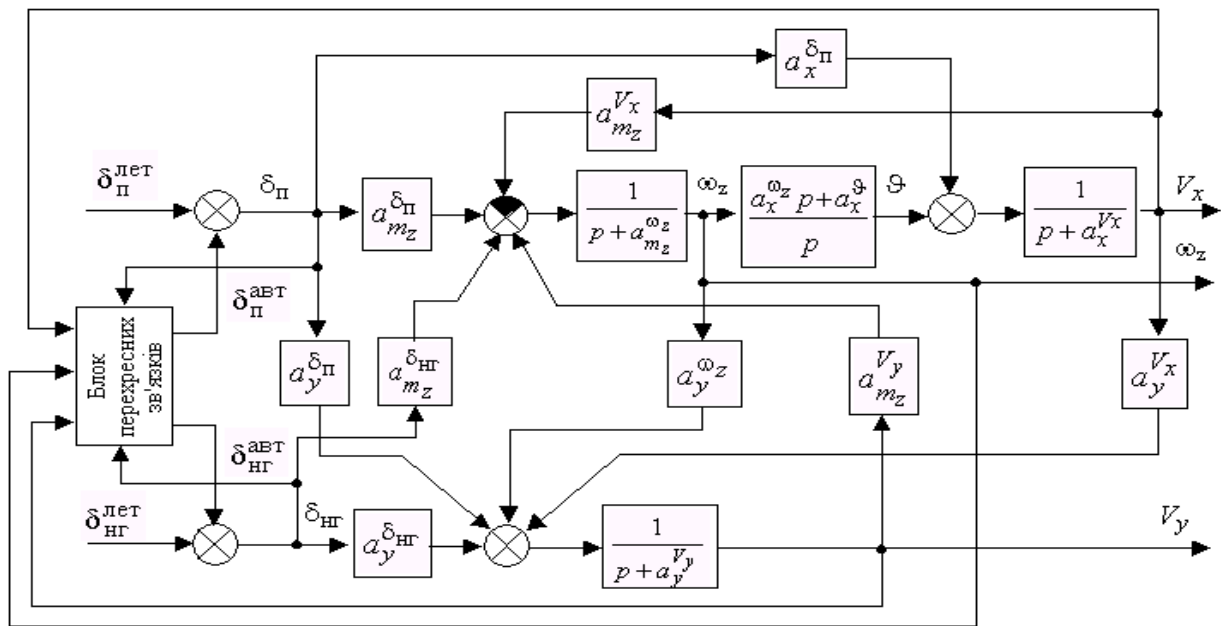


Рис. 2.11

Саме ці найбільш придатні інженерні методи синтезу використовувалися при розробці системи активного управління гелікоптером.

5. ДОСЛІДЖЕННЯ КОНТУРІВ СУМІСНОГО УПРАВЛІННЯ З УРАХУВАННЯМ ПЕРЕХРЕСНИХ ЗВ'ЯЗКІВ МІЖ КАНАЛАМИ УПРАВЛІННЯ ГЕЛІКОПТЕРА

Для проведення досліджень контурів сумісного управління були відповідно до запропонованої методики синтезовані контури автоматичної стабілізації та контури розв'язанні перехресних зв'язків між каналами управління гелікоптера.

Перевірка коректності процедури синтезу контурів управління здійснювалась моделюванням контурів управління гелікоптера в середовищі Simulink пакету програмування MATLAB.

Синтезовані контури управління досліджувалися на спрощених та на повних (с урахуванням перехресних зв'язків) моделях гелікоптера, що отримані на попередніх етапах НДР.

5.1 Синтез контурів перехресних зв'язків між каналами управління

Для визначення доцільності врахування перехресних зв'язків між каналами управління необхідно дослідити вплив окремих компонентів математичної моделі гелікоптера на процеси відпрацювання заданих параметрів польоту при працюючих та вимкнених контурах стабілізації. Вплив окремих складових, зокрема перехресних зв'язків через зміну швидкості V_x в контурі стабілізації кута тангажа, вже досліджено при розробці методики синтезу контурів перехресних зв'язків.

Взаємодія каналів горизонтальної швидкості та бічного поступального й кутового руху гелікоптера враховується наступними лінеаризованими рівняннями.

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{\omega}_x + a_{mx}^{\omega x} \Delta \omega_x + a_{mx}^{Vz} \Delta V_z &= a_{mx}^{\delta_{\delta}} \Delta \delta_{\delta} + a_{mx}^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma}; \\
 \Delta \dot{\omega}_y + a_{my}^{\omega y} \Delta \omega_y + a_{my}^{Vz} \Delta V_z &= a_{my}^{\delta_{c\Gamma}} \Delta \delta_{c\Gamma} + a_{my}^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma}; \\
 \Delta \dot{V}_z + a_z^{\omega x} \Delta \omega_x + a_z^{\omega y} \Delta \omega_y + a_z^{Vz} \Delta V_z + a_z^{\gamma} \Delta \gamma &= a_z^{\delta_{\delta}} \Delta \delta_{\delta} + a_z^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma}; \\
 \Delta \dot{\gamma} - \Delta \omega_x &= 0;
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

де ω_x, ω_y – кутові швидкості; V_z, γ – повздовжня складова швидкості польоту та кут крену; $\delta_{x\Gamma}, \delta_{\delta}, \delta_{c\Gamma}$ – керуючі впливи (відхилення загального кроку хвостового гвинта, автомата перекоосу та сектору газу відповідно).

З'єднання, представлене компонентом, $a_{my}^{Vz} \Delta V_z$, обумовлюється зміною сили, що створюється хвостовим гвинтом, при зміні швидкості вздовж осі Oz . Розглядаючи цей компонент як вплив збурення, то рівняння рискання буде виглядати наступним чином:

$$\Delta \dot{\omega}_{\omega_y} + a_{m_y}^{\omega_y} \Delta \omega_y = a_{m_y}^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma} + \Delta f_y,$$

$$\text{де } \Delta f_y = -a_{m_y}^{V_z} \Delta V_z.$$

Згідно цього рівняння канал рискання гелікоптера має досить просту структуру (аперіодична ланка). Якщо передбачена стабілізація кута або кутової швидкості рискання така, то можна припустити таке

$$\Delta \omega_y = 0, \quad a_{m_y}^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma} = a_{m_y}^{V_z} \Delta V_z,$$

і тоді рівняння (3.1) має наступний вигляд

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

Процедура синтезу контурів компенсації перехресних зв'язків включає попередній аналіз корисності та шкідливості цих зв'язків. Взаємний вплив контурів стабілізації вертикальної швидкості та кута крену визначимо системою рівнянь, в якій вплив складової ΔV_x , відхилення автомата перекоосу $\Delta \delta_{\delta}$ для каналу вертикальної швидкості та загального кроку хвостового гвинта $\Delta \delta_{x\Gamma}$ для каналу крену будуть вважатися збуреннями.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_z + a_z^{V_z} \Delta V_z + a_z^{\omega_x} \Delta \omega_x &= a_z^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma} + (a_z^{\delta_{\delta}} \Delta \delta_{\delta} + a_z^{V_x} \Delta V_x); \\ \Delta \dot{\omega}_x + a_{m_x}^{V_z} \Delta V_z + a_{m_x}^{\omega_x} \Delta \omega_x &= a_{m_x}^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma} + (a_{m_x}^{\delta_{\delta}} \Delta \delta_{\delta} + a_{m_x}^{V_x} \Delta V_x); \end{aligned} \quad (3.2)$$

Систему рівнянь (3.2) занотуємо в матричній формі

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{M}\Delta + \mathbf{f}, \quad (3.3)$$

$$\text{де } \mathbf{x} = (\Delta V_z \quad \Delta \omega_x)^T; \quad \mathbf{c} = (\Delta \delta_{x\Gamma} \quad \Delta \delta_{\delta})^T; \quad \mathbf{f} = \begin{bmatrix} a_z^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma} & a_{m_x}^{\delta_{x\Gamma}} \Delta \delta_{x\Gamma} \\ -a_z^{V_x} \Delta V_x & -a_{m_x}^{V_x} \Delta V_x \end{bmatrix}^T;$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} a_z^{\delta_{x\Gamma}} & 0 \\ 0 & a_{m_x}^{\delta_{\delta}} \end{bmatrix}^T; \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} -a_z^{V_z} & -a_z^{\omega_x} \\ -a_{m_x}^{V_z} & -a_{m_x}^{\omega_x} \end{bmatrix}.$$

Необхідно синтезувати таке управління Δ , при якому замкнута система описується рівнянням

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{B}\mathbf{x} + \mathbf{N}\mathbf{u} + \mathbf{f}, \quad (3.4)$$

де

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -b_{11} & 0 \\ 0 & -b_{22} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{N} = \begin{bmatrix} b_{11} & 0 \\ 0 & b_{22} \end{bmatrix}^T; \quad \mathbf{u} = [\Delta V_z \quad \Delta \omega_x]^T.$$

У матрицях \mathbf{B} і \mathbf{N} елементи b_{11}, b_{22} – величини, обернено пропорційні сталим часу автономних аперіодичних процесів у контурах управління вертикальною швидкістю і швидкістю зміни кута тангажа відповідно. Ці коефіцієнти можуть бути обрані з умов $t_{pV_y} = 3/b_{11}$; $t_{p\omega_z} = 3/b_{22}$, де $t_{pV_z} \approx 5...10$ с – час регулювання в контурі управління бічною швидкістю; $t_{p\omega_x} \approx 3...6$ с – час регулювання в контурі управління кутовою швидкістю крену.

Порівнюючи праві частини рівнянь (3.3), (3.4), отримаємо співвідношення

$$\mathbf{Ax} + \mathbf{M}\Delta = \mathbf{Bx} + \mathbf{Nu} . \quad (3.5)$$

Матричне рівняння (3.5) має рішення

$$\Delta = \mathbf{M}^+ [(\mathbf{B} - \mathbf{A})\mathbf{x} + \mathbf{Nu}] . \quad (3.6)$$

Тут $\mathbf{M}^+ = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T$ – псевдозворотна матриця (3.7)

Обчислюючи цю матрицю, де

$$\mathbf{M}^T \mathbf{M} = \begin{bmatrix} a_z^{\delta_{x\gamma}} & 0 \\ 0 & a_{m_x}^{\delta_\delta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_z^{\delta_{x\gamma}} & 0 \\ 0 & a_{m_x}^{\delta_\delta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (a_z^{\delta_{x\gamma}})^2 & 0 \\ 0 & (a_{m_x}^{\delta_\delta})^2 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{M}^+ = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T = \begin{bmatrix} \frac{1}{(a_z^{\delta_{x\gamma}})^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{(a_{m_x}^{\delta_\delta})^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_z^{\delta_{x\gamma}} & 0 \\ 0 & a_{m_x}^{\delta_\delta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{a_z^{\delta_{x\gamma}}} & 0 \\ 0 & \frac{1}{a_{m_x}^{\delta_\delta}} \end{bmatrix},$$

та підставивши в рішення (3.6) відповідні значення із співвідношень (3.4), (3.3) та виконавши необхідні операції над матрицями, отримується закон управління (3.8).

Компенсувати вплив V_x на контур стабілізації кута крену та на контур вертикальної швидкості можна додатковими складовими законів управління (3.9).

Перехресні керуючі впливи – вплив зміни загального кроку хвостового гвинта на канал автомата перекосу та вплив автомата перекосу на канал загального кроку хвостового гвинта, які при синтезі контурів управління вважалися збуреннями, – компенсуються складовими (3.10)

$$\delta_\delta = \frac{1}{a_{m_x}^{\delta_\delta}} \left[a_{m_x}^{V_z} \Delta V_z + (a_{m_x}^{\omega_x} - b_{22}) \Delta \omega_x + b_{22} \Delta \omega_{x_3} \right];$$

$$\delta_{x\gamma} = \frac{1}{a_z^{\delta_{x\gamma}}} \left[(a_z^{V_z} - b_{11}) \Delta V_z + a_z^{\omega_x} \Delta \omega_x + b_{11} \Delta V_{z_3} \right]. \quad (3.8)$$

$$\delta_{\delta} = -\frac{a_{m_x}^{V_x}}{a_{m_x}^{\delta_{\delta}}} \Delta V_x, \quad \delta_{\text{хг}} = -\frac{a_z^{V_x}}{a_z^{\delta_{\text{хг}}}} \Delta V_x. \quad (3.9)$$

$$\delta_{\delta} = -\frac{a_{m_x}^{\delta_{\text{хг}}}}{a_{m_x}^{\delta_{\delta}}} \Delta \delta_{\text{хг}}; \quad \delta_{\text{хг}} = -\frac{a_z^{\delta_{\delta}}}{a_z^{\delta_{\text{хг}}}} \Delta \delta_{\delta}. \quad (3.10)$$

Найбільшу складність у створенні таких зв'язків полягають у неточному знанні коефіцієнтів математичної моделі гелікоптера, а також у залежності цих коефіцієнтів від режиму польоту. Кардинальне рішення цієї проблеми полягає в застосуванні підходу до ідентифікації математичної моделі гелікоптера в польоту з подальшим використанням отриманих в процесі ідентифікації коефіцієнтів у законах управління. Інший підхід передбачає використання пасивного самоналаштування коефіцієнтів у контурах перехресних зв'язків, наприклад, в залежності від висоти та швидкості польоту. Однак це все ускладнює апаратну реалізацію системи автоматичного управління гелікоптером.

Тому пропонується розв'язок керуючих впливів здійснювати лише в динамічному режимі, шляхом включення у кола перехресних зв'язків ізодромних ланок. Інший підхід до синтезу перехресних зв'язків включає попередній аналіз корисності та шкоди цих зв'язків. Наприклад, вплив змін швидкості польоту V_x на контур стабілізації кута тангажа є небажаним. З іншого боку такий вплив на контур управління вертикальною швидкістю є очікуваним і в деякій мірі бажаним, тому за рішенням конструктора може не компенсуватися. Наприклад, збільшення швидкості польоту природньо викликає збільшення вертикальної швидкості, яку можна використовувати у техніці пілотування.

У цьому випадку узагальнені закони сумісного управління гелікоптером є:

$$\begin{aligned} \delta_{\delta} &= \delta_{\delta}^{\text{лет}} + \delta_{\delta}^{\text{авт}}; & \delta_{\text{хг}} &= \delta_{\text{хг}}^{\text{лет}} + \delta_{\text{хг}}^{\text{авт}}; \\ \delta_{\delta}^{\text{авт}} &= \frac{T_{\delta} p}{a_{m_x}^{\delta_{\delta}} (T_{\delta} p + 1)} \left[a_{m_x}^{V_z} \Delta V_z + a_{m_x}^{\delta_{\text{хг}}} \Delta \delta_{\text{хг}} + a_{m_x}^{V_x} \Delta V_x + \left(a_{m_x}^{\omega_x} - b_{22} \right) \Delta \omega_x \right]; & (3.11) \\ \delta_{\text{хг}}^{\text{авт}} &= \frac{T_{\text{хг}} p}{a_z^{\delta_{\text{хг}}} (T_{\text{хг}} p + 1)} \left[\left(a_z^{V_z} - b_{11} \right) \Delta V_z + a_y^{\delta_{\delta}} \Delta \delta_{\delta} + a_z^{V_x} \Delta V_x + a_z^{\omega_x} \Delta \omega_x \right], \end{aligned}$$

де $\delta_{\text{хг}}^{\text{лет}}$, $\delta_{\delta}^{\text{лет}}$ – відхилення загального кроку хвостового гвинта й автомата перекошу пілотом; $\delta_{\text{хг}}^{\text{авт}}$, $\delta_{\delta}^{\text{авт}}$ – відхилення загального кроку хвостового гвинта й автомата перекошу автоматикою.

Структурна схема контурів управління, загальним кроком хвостового гвинта і автоматом перекошу, що реалізує закони управління з перехресними зв'язками зображена на рис. 3.1.

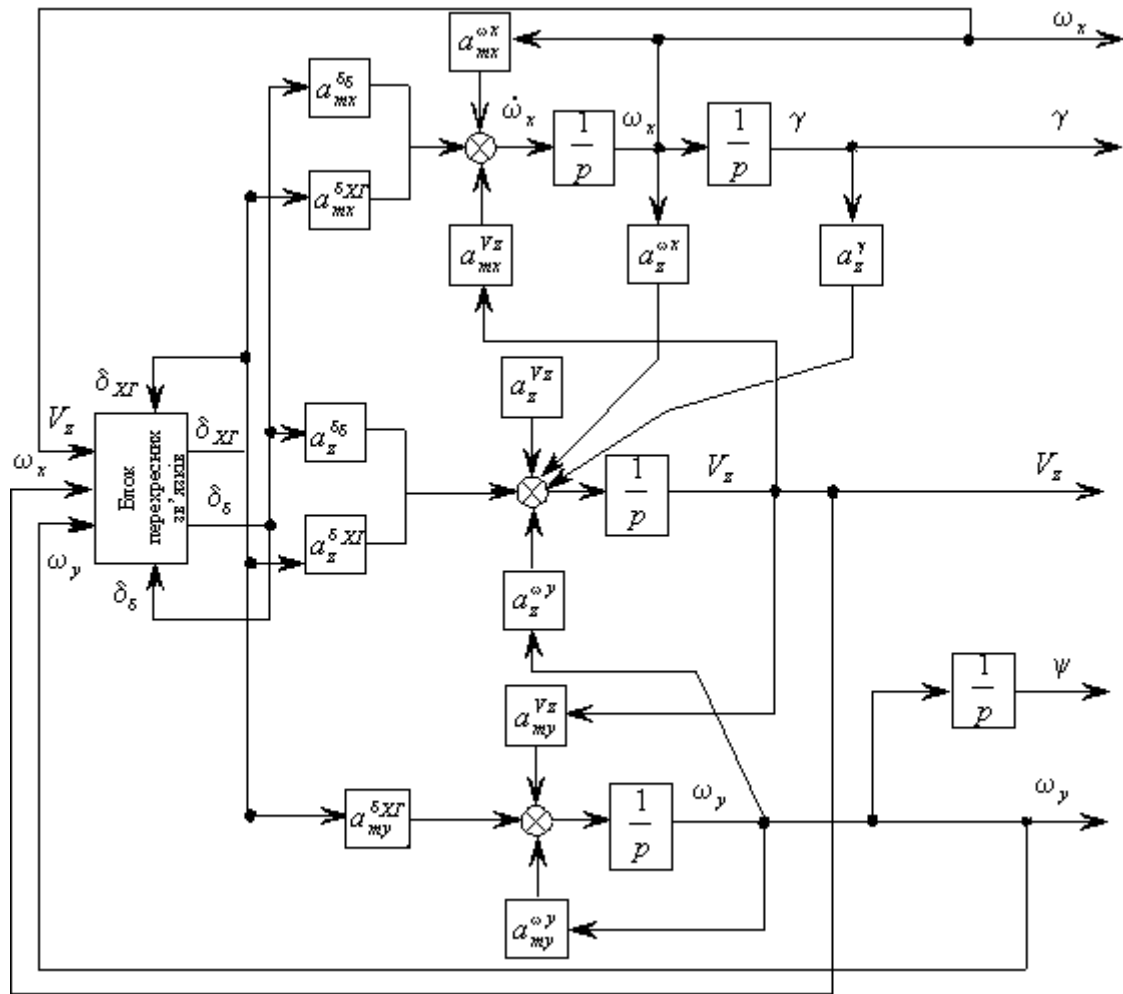


Рис. 3.1

Іншим завданням є врахування перехресних зв'язків між каналом несного гвинта та каналом хвостового гвинта.

Як приклад, розглянемо синтез між поздовжнім і бічним каналами. Гелікоптер, крім перехресних зв'язків в ізолюваному бічному русі, має досить сильні перехресні зв'язки між поздовжнім і бічним каналом.

У математичній моделі вони описуються наступними коефіцієнтами

$$\begin{aligned}
 & a_{m_x}^{V_x} V_x, \quad a_{m_x}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}, \quad a_{m_x}^{\omega_z} \Delta \omega_z, \quad a_{m_y}^{\delta_{\text{сГ}}} \Delta \delta_{\text{сГ}}, \\
 & a_z^{\omega_z} \Delta \omega_z, \quad a_z^{V_x} \Delta V_x, \quad a_{m_x}^{\delta_{\Pi}} \Delta \delta_{\Pi}
 \end{aligned}
 \tag{3.12}$$

У практиці керування вертольотом зміни загального кроку несного гвинта, наприклад при зльоті (коефіцієнт математичної моделі $a_{m_y}^{\delta_{\text{сГ}}} \Delta \delta_{\text{сГ}}$) компенсується льотчиком відхиленням педалей, що складає 20% від загальної їхньої витрати. Тобто даний перехресний зв'язок дуже потужний.

При зміні швидкості руху гелікоптера створює момент крену. Це компенсується вертикальними шарнірами несного гвинта. Але такий невелике нахилення гелікоптеру майже завжди присутнє., тобто є природним і льотчики з цим легко впорається. Нарешті, зміна швидкості польоту ΔV_x мало впливає на зміну швидкості V_z . Тобто зв'язок $a_z^{V_z} \Delta V_x$ дуже слабкий.

Особливістю перехресного зв'язку з $\Delta \delta_{\Pi}$ є не точне встановлення кута випередження в автоматі перекоосу і це повинне усуватися при регулюваннях самого автомата перекоосу .

І нарешті перехресні зв'язки, що пов'язані зі зміною кутової швидкості ω_z – $a_{m_x}^{\omega_z} \Delta \omega_z$, $a_z^{\omega_z} \Delta \omega_z$. Зміна кутової швидкості, призведе до зміни махових рухів лопатей несного гвинта, що при наявності поступальної швидкості може викликати момент крену. Однак, як і у випадку зі зміною швидкості V_x , це компенсується пілотом. Тому найважливішими перехресними зв'язками є зміна загального кроку несучого гвинта на рух гелікоптера по рисканню. Тому саме компенсацію цього перехресного зв'язку пропонується реалізувати в даній роботі. Для компенсації цього перехресного зв'язку в законі управління хвостовим гвинтом включається складова зміни загального кроку несучого гвинта.

Закон управління

$$\delta_{xг} = K_{гг} \phi_{гг} \quad (3.13)$$

де $K_{гг}$ - коефіцієнт передачі можна обчислити за формулою

$$K_{гг} = a_{m_y}^{\delta_{сг}} / a_{m_y}^{\delta_{xг}} . \quad (3.14)$$

За допомогою цієї компенсації додаткове відхилення хвостового гвинта викликає у свою чергу нахилення гелікоптера за рахунок коефіцієнта $a_{m_x}^{\delta_{xг}} \Delta \delta_{xг}$ і зміну бічної швидкості за рахунок коефіцієнта $a_z^{\delta_{xг}} \Delta \delta_{xг}$. Тому в роботі пропонується здійснити розв'язку і цих перехресних зв'язків, враховуючи що співвідношення коефіцієнта $a_{m_x}^{\delta_{\delta}}$ до $a_{m_x}^{\delta_{xг}}$ дорівнює відношенню $a_z^{\delta_{\delta}}$ до $a_z^{\delta_{xг}}$ у наслідок фізики їх появи (сил, створених цими органами управління, викликають відповідні моменти крену).

Для компенсації цих перехресних зв'язків пропонується в законі управління бічним каналом автомата перекоосу врахувати відхилення загального кроку хвостового гвинта складовою

$$\delta_{\delta} = K_{xг} \phi_{xг} \quad (3.15)$$

Коефіцієнт передачі $K_{xг}$ можна обчислити за формулою

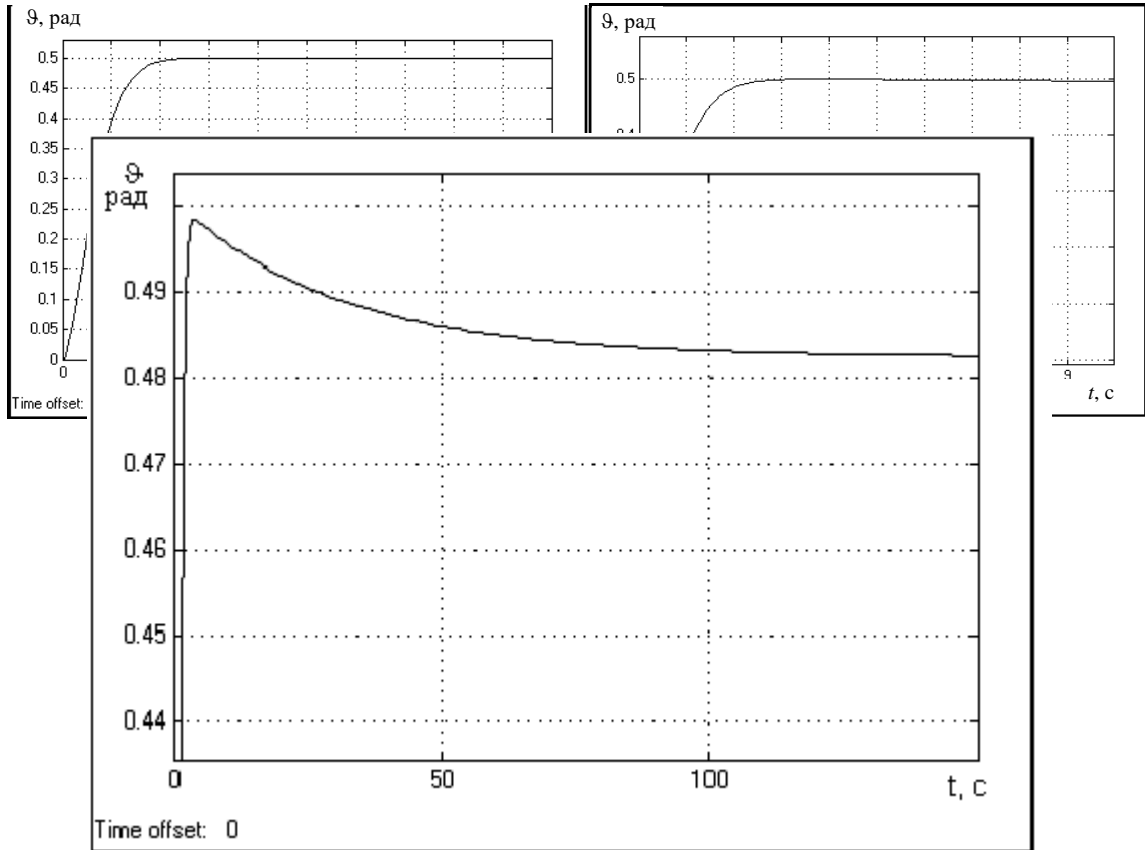
$$K_{xг} = a_{m_x}^{\delta_{xг}} / a_{m_x}^{\delta_{\delta}} \quad (3.16)$$

5.2 Дослідження синтезованих контурів управління

Точність процедури синтезу контурів управління здійснювалась моделюванням контурів в середовищі Simulink пакету програмування MATLAB . Синтезовані контури управління досліджувалися за спрощеною та повною(з врахуванням перехресних зв'язків) моделлю

Як приклад наводимо результати дослідження синтезованих контурів автоматичної стабілізації для поздовжнього каналу. Результати моделювання контуру стабілізації кута тангажа показані на рис. 3. 2, 3. 3.

Вплив перехресних зв'язків внаслідок зміни швидкості V_x виявляється, як повільна



зміна похибки стабілізації тангажа впродовж (50...100) с.

(див. рис. 3.4).

Рис. 3. 4

Як приклад на рис.3.5 показано блок-діаграма моделі контуру управління швидкістю польоту, з використанням спрощеної моделі гелікоптера.

Остаточну перевірку контурів управління проводили на повній математичній

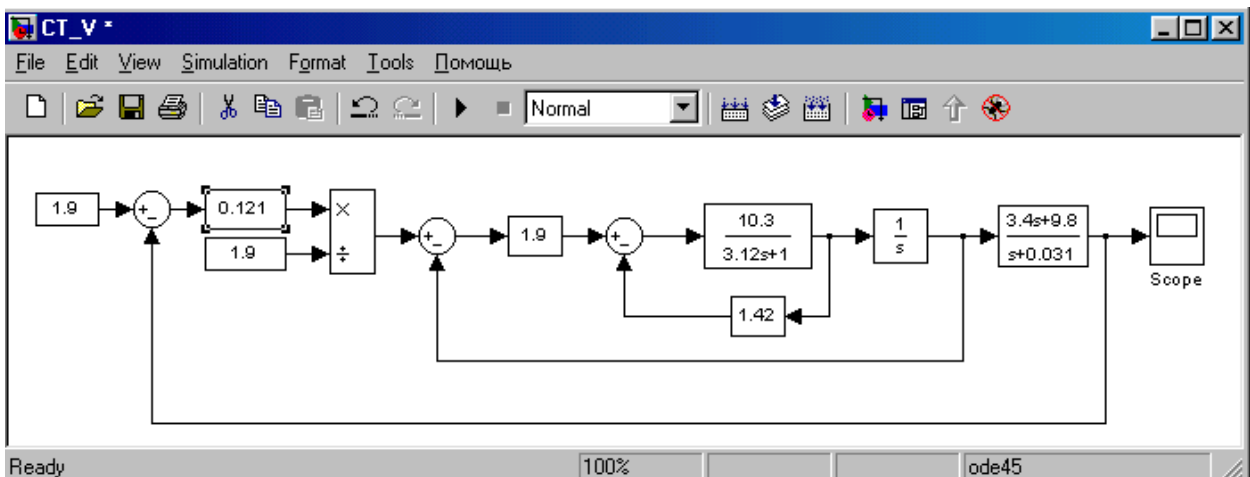


Рис.3. 5

моделі гелікоптера. Результати моделювання контуру управління швидкістю при опрацюванні заданого значення швидкості польоту показані на рис.3.6. Зміни якості перехідних процесів за допомогою повної математичної моделі гелікоптера не виявлено.

Синтезовані контури управління висотою польоту були випробувані на моделях синтезу шляхом математичного моделювання. Результати моделювання рис. 3.7...3.8 підтверджують точність проведених розрахунків.

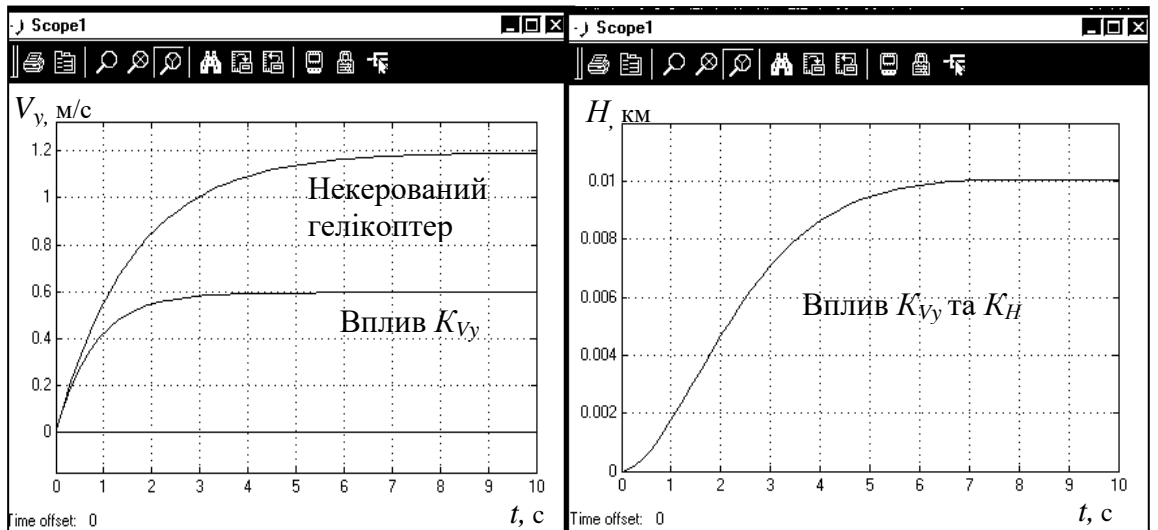


Рис. 3.7

Рис. 3.8

Наступний етап досліджень був присвячений аналізу контурів перехресних зв'язків між каналами управління.

На рис 3.9 показана реакція гелікоптера на східчає відхилення важеля управління тангажем. При наявності перехресного зв'язку спостерігається практично лінійна залежність швидкості зміни кута тангажа від керуючого впливу. Те саме стосується і зворотного зв'язку. За відсутності перехресних з'єднань ця залежність існує лише на початку дії керуючого впливу, з подальшим переходом у коливальну нестійкість.

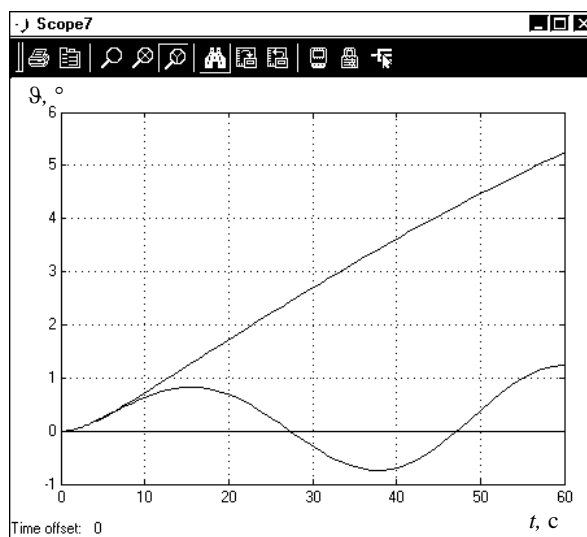


Рис. 3.9

Аналогічно були дослідженні перехресні контури управління в каналі тангажа, які компенсують небажаний вплив зміни вертикальної швидкості та вплив керуючих змін загального кроку несного гвинта.

Вплив окремих перехресних зв'язків в контурі управління досліджувався за допомогою повної математичної моделі поздовжнього руху гелікоптера. Результати досліджень відображені на осцилограмі рис. 3.10.

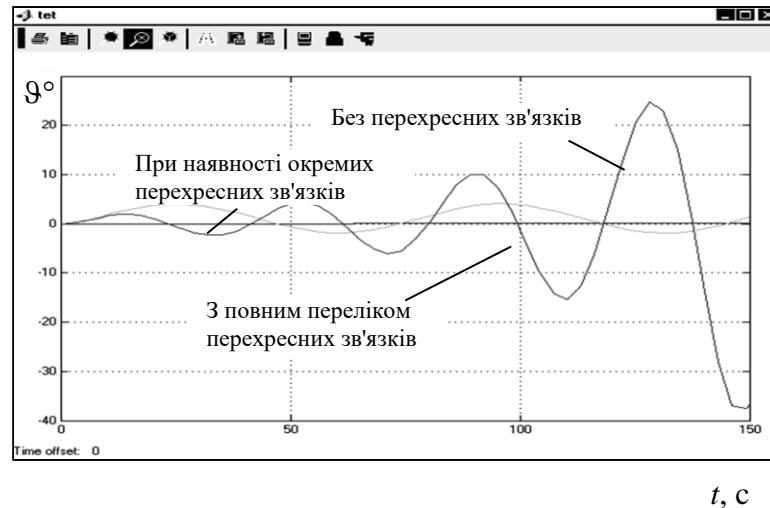


Рис.3.10

Тут ми проаналізували реакцію зміни кута тангажа гелікоптера на східчає відхилення загального кроку несного гвинта. Дослідження показали, що якщо закон управління має повний перелік перехресних зв'язків, він забезпечить автономне управління вертикальною швидкістю при зміні загального кроку несного гвинта, тобто без зміни кута тангажа.

Результати досліджень контуру управління висотою польоту при східчастому відхиленні автомата перекоосу показані на осцилограмах рис.3.11.

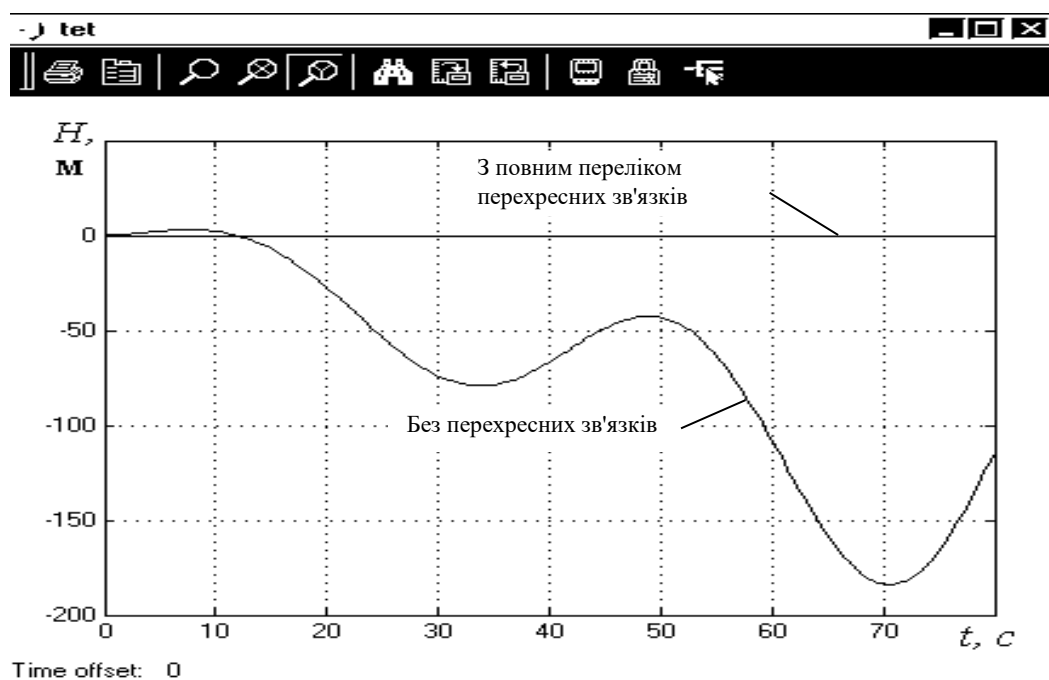


Рис.3.11

Аналогічні дослідження були проведені для каналів бічного руху гелікоптера.

Результати дослідження контурів управління бічним рухом приведені на рис. 3.12...3.15.

Експеримент проаналізував як відстежується динаміка зміни параметрів руху гелікоптера з компенсацією і без компенсації перехресних зв'язків. Показано, що компенсація небажаного перехресного зв'язку усуває коливання нестійкого руху гелікоптера. Крім того, було вивчено компенсацію перехресного впливу повздовжнього руху, зокрема, зміна загального кроку несного гвинта на рух гелікоптера з ристання.

На рис. 3.12 показані графіки змін ω_y при відхиленні важеля управління загальним кроком несного гвинта.

На графіку позначені:

- 1 – відхилення загального кроку несного гвинта;
- 2 – ω_y без компенсації зворотних зв'язків;
- 3 – ω_y з компенсацією тільки перехресного зв'язку, який викликає коливальну нестійкість у бічному русі;
- 4 – ω_y з допоміжною компенсацією реактивного моменту несного гвинта

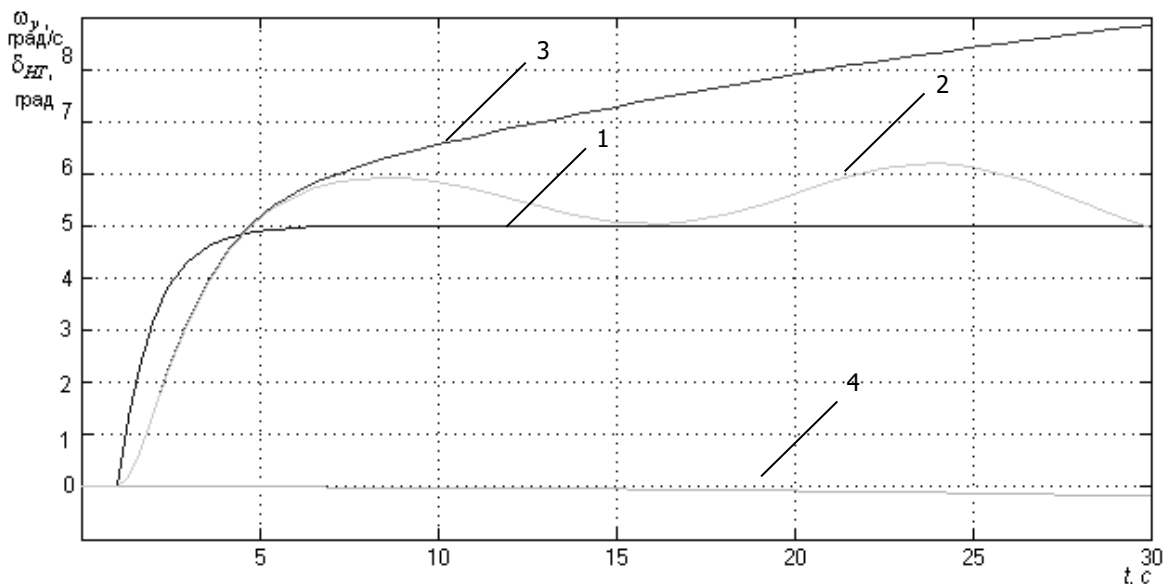


Рис.3.12

На рис. 3.13 показані графіки змін курсу ψ при змінах загального кроку несного гвинта.

На графіку позначені:

- 1 - відхилення загального кроку несного гвинта;
- 2 - ψ без компенсації зворотних зв'язків;
- 3 - ψ тільки при компенсації перехресного зв'язку, бічний рух викликає коливальну нестійкість;
- 4 - ψ з допоміжною компенсацією реактивного моменту несного гвинта

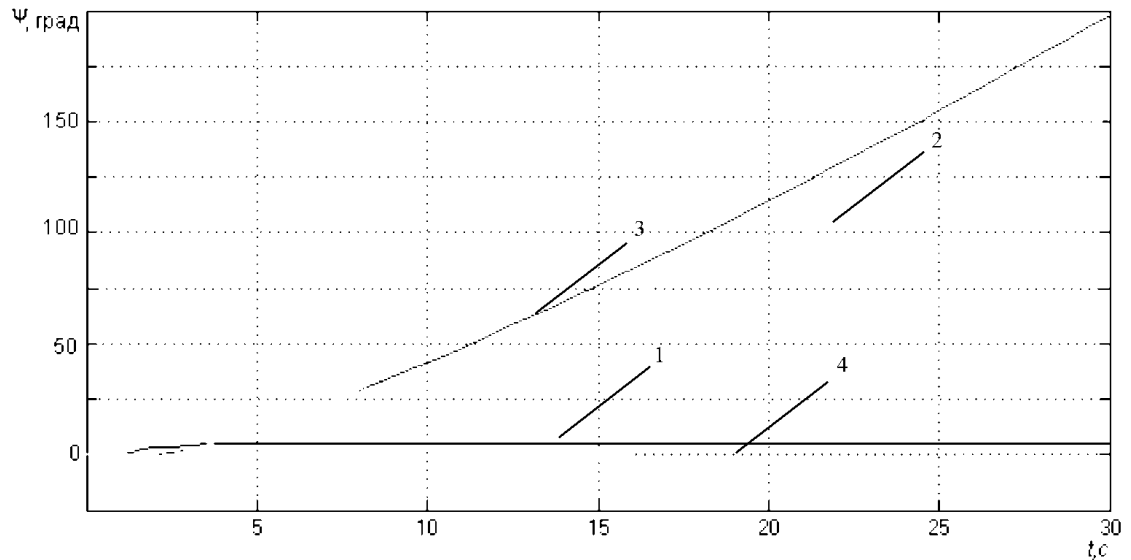


Рис.3.13

На рис. 3.14 показані графіки змін ω_x коли відхилений важель управління загальним кроком несного гвинта.

На графіку позначені:

- 1 - відхилення загального кроку несного гвинта;
- 2 - ω_x Компенсації зворотних зв'язків немає;
- 3 - ω_x компенсація лише для перехресного зв'язку, який спричиняє коливальну нестійкість у бічному русі;
- 4 - ω_x з допоміжною компенсацією реактивного моменту несного гвинта

Рис. 3.14

На рис. 3.15 показані графіки змін бічної складової швидкості V_z зі зміною загального кроку несного гвинта. На графіку позначені:

- 1 – V_z без компенсації зворотних зв'язків;
- 2 – V_z з компенсацією тільки перехресного зв'язку, який спричиняє коливальну нестійкість у бічному русі;
- 3 – V_z з допоміжною компенсацією реактивного моменту несного гвинта;

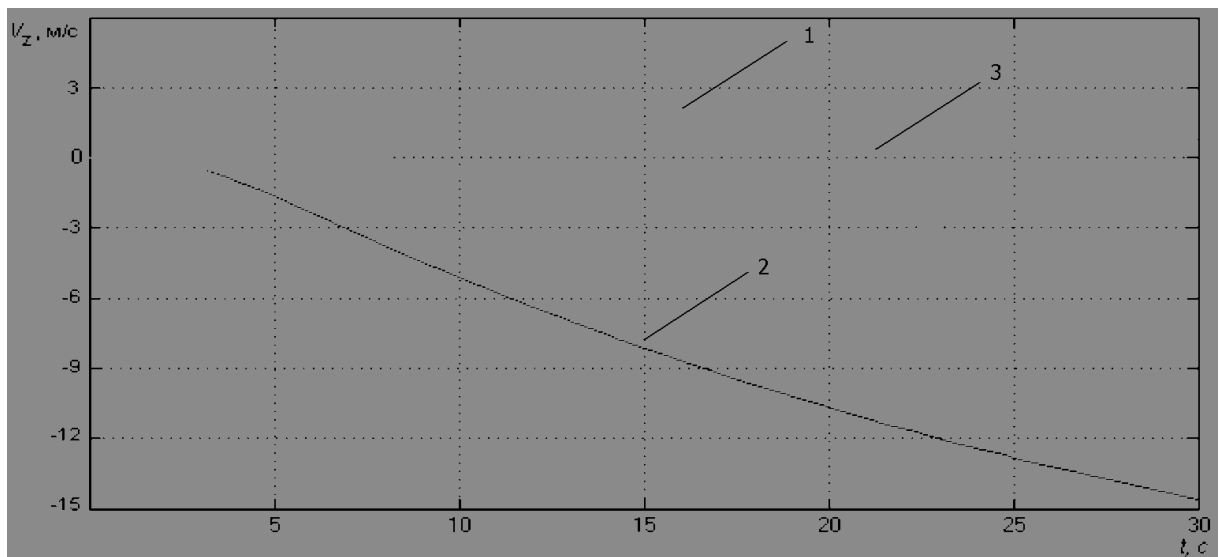


Рис.3.15

Вивчення контурів автоматичного управління польотом проводилося за допомогою моделювання динаміки польоту гелікоптерів та відповідних каналів системи автоматичного управління: каналу несного гвинта та каналу автомата перекосу. Досліджувався процес відстеження гелікоптером зміни швидкості бічного переміщення об'єкта спостереження, коли в контурі сумісного управління бере участь пілот при традиційному моментному управлінні бічним рухом і у випадку реалізації безпосереднього управління бічною силою з компенсацією момента шляхової стійкості.

Метою дослідження було оцінити здатність пілота відстежувати зміни бічного руху гелікоптера з фіксованим напрямком поздовжньої осі переміщення об'єкта, що змінює свою швидкість.

Наприклад, спостереження з патрульного гелікоптера МВС за машиною-порушником, яка рухається по шосе та маневрує. Такі ж самі льотні випробування проводились відомою фірмою «Sikorsky» & «Boing» для гелікоптерів «Kamanch», з аналогічною системою сумісного управління.

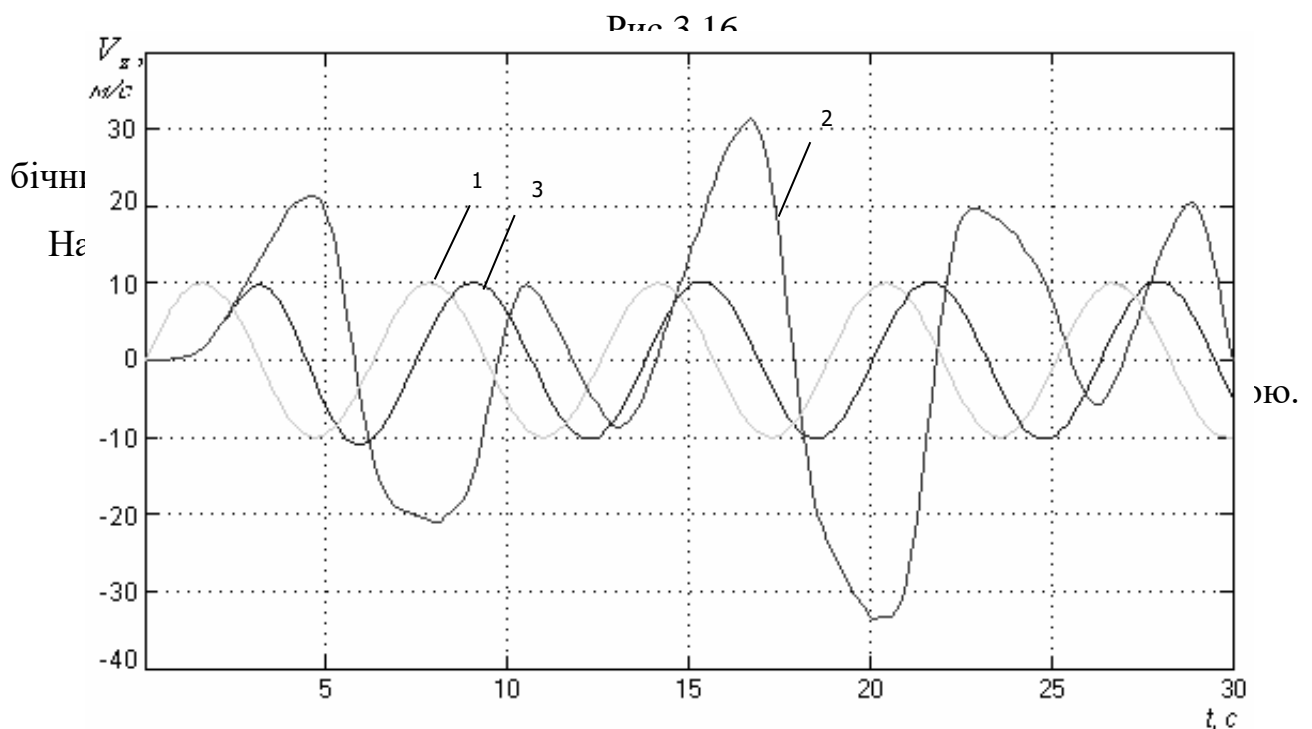
Під час експерименту, було досліджено відпрацювання пілотом, математична модель якого також моделювалася, швидкості бічного переміщення, що змінювалася відповідно до синусоїдального закону. Аналіз динаміки змін усіх складових бічного руху: самої бічної складової швидкості, курсу, крену – , а також умови і інтенсивність роботи пілота в контурі управління.

Результати досліджень представлені графіками перехідних процесів на рис3.16...3.19.

На рис. 3.16 показані графіки змін бічної швидкості при відстеженні бічним рухом гелікоптера положення об'єкту спостереження.

На графіку позначені:

- 1 – бічне переміщення об'єкту спостереження (зміна швидкості об'єкта спостереження);
- 2 – поточне значення бічної швидкості V_z гелікоптера при традиційному управлінні;
- 3 – поточне значення бічної швидкості V_z гелікоптера при безпосередньому управлінні бічною силою.



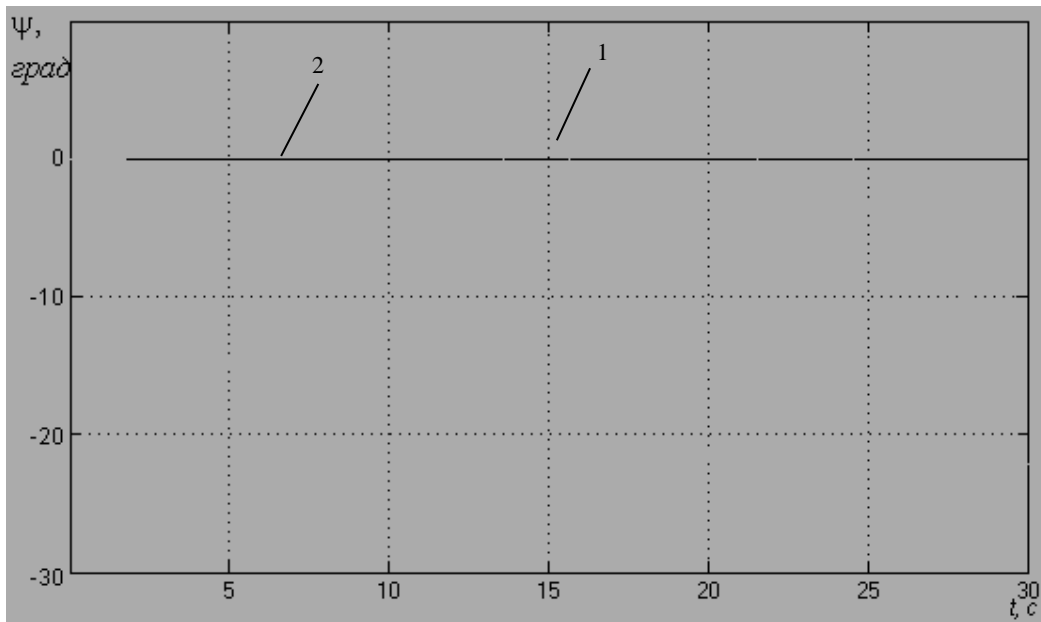


Рис.3.17

На рис. 3.18 показано графіки зміни відхилень педалей пілотом при відстеженні змінного положення спостережуваного об'єкта.

На графіку позначені:

- 1 – відхилення педалей при традиційному моментному управлінні;
- 2 – відхилення педалей при безпосередньому управлінні бічною силою.

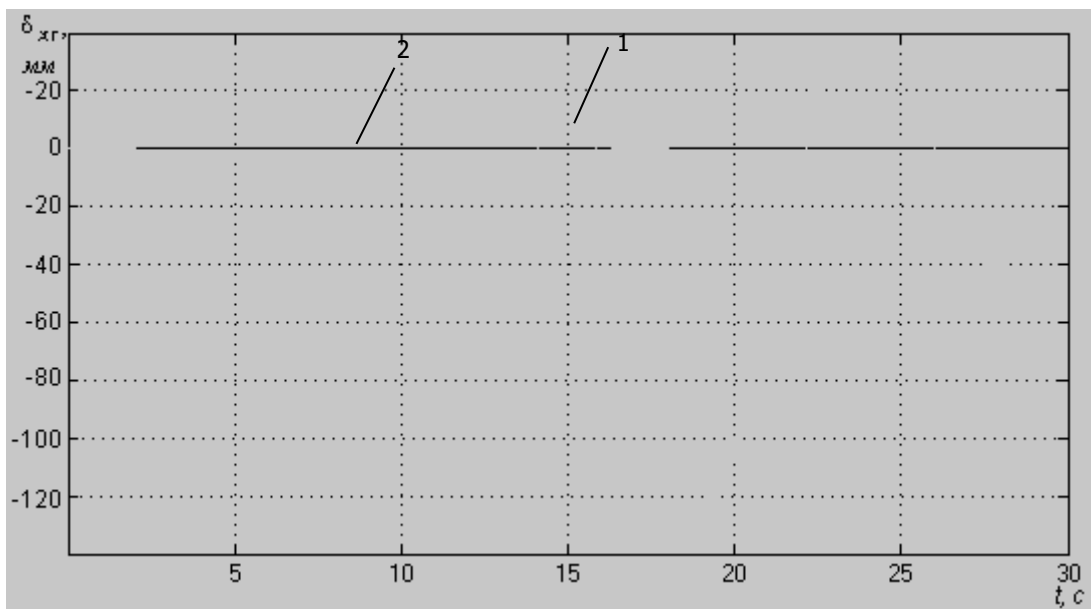


Рис.3.18

На рис. 3.19 зображено графіки зміни відхилень пілотом важеля управління автомата перекоосу при відстеженні змінного положення об'єкту спостереження.

На графіку позначені:

1 – відхилення педалей при традиційному моментному управлінні;

2 – відхилення педалей при безпосередньому управлінні бічною силою.

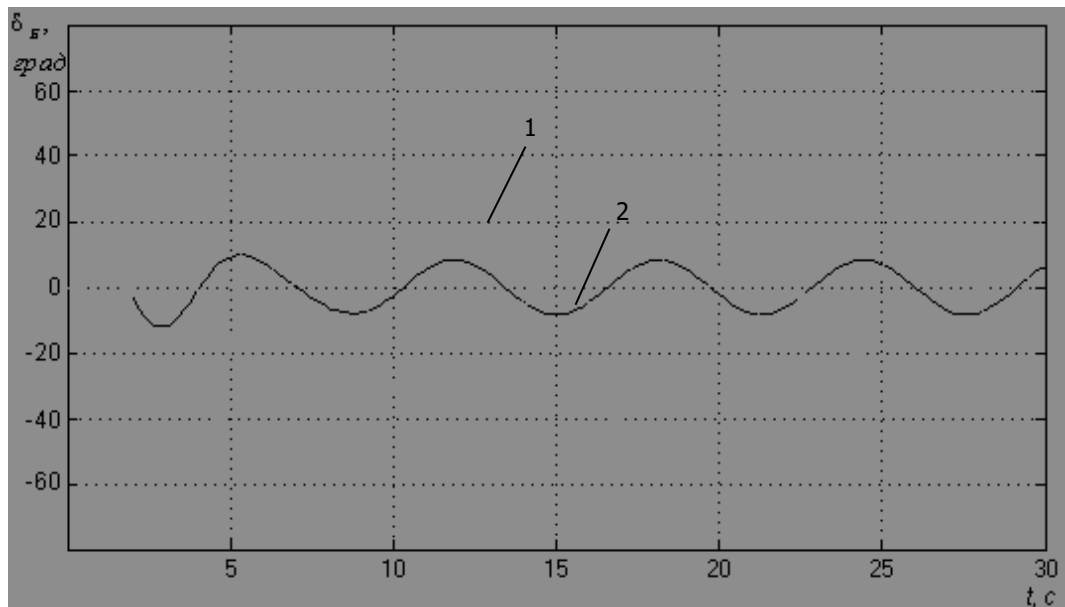


Рис 3.19

Результати останнього дослідження доводять, що пілотам дуже важко або навіть неможливо виконувати такі бічні маневри при застосуванні традиційного моментного управління. Без контурів автоматичної компенсації перехресних зв'язків, пілот намагається уникнути їхні впливи, хоч і не зовсім вдало, а відволікаючись зором від об'єкта спостереження (така ситуація також моделювалась) може його втратити. Інтенсивність роботи пілота виконання такого бічного маневру різко зростає.

І навпаки, результати дослідження доводять відносну простоту і комфортність роботи пілота в контурі, який запропонований, тобто в контурі з системою активного управління при безпосередньому управлінні бічною силою з розв'язання керуючих впливів пілота за законами узгодженої взаємодії органів управління та парирування небажаних аеродинамічних сил та моментів. Гелікоптер, контролює бічний рух рухомого спостережуваного об'єкта з невеликою зміною кута ричкання, якщо є компенсаційна схема. Наприкінці слід відмітити, що симбіоз двох запропонованих в роботі систем сумісного управління заснованих кінестетичному (квазіпредметному) принципі та принципі активного управління з компенсацією небажаних аеродинамічних сил і моментів та узгодженої взаємодії керуючих впливів пілота кардинально змінює умови роботи пілота в контурі управління. Робота пілота в контурі сумісного управління значно полегшується й зводиться до управління ізольованими аперіодичними ланками, які предметно відтворюються пультом кінестетичного управління. Оскільки при моделюванні використовується реальний об'єкт, то при змінні його динаміки міняється і динаміка предметної моделі. Тож тепер замість нестійкої зв'язаної

коливальної системи типу маятника динаміка предметної моделі являє собою ізольовані аперіодичні ланки.

РОЗДІЛ 6

ОХОРОНА ПРАЦІ

1. Вступ

У процесі праці у виробничій обстановці на людину може впливати або один, або ряд небезпечних і шкідливих виробничих факторів. Безпека того чи іншого технологічного процесу може бути визначена по числу небезпечних і шкідливих виробничих факторів і по ступені небезпеки кожного окремо.

Безпека праці на ділянці визначається ступенем безпеки окремих технологічних процесів.

Небезпечні і шкідливі виробничі фактори підрозділяються по природі дії на наступні групи:

- фізичні;
- хімічні;
- біологічні;
- психологічні.

8.2. Аналіз умов праці на робочому місці

При роботі, обслуговуванні і ремонті спроектованої системи кутової орієнтації можливе виникнення небезпечних і шкідливих виробничих факторів.

Розглянемо, які саме фактори діють на людей, що працюють на спроектованій системі, її обслуговують і ремонтують.

1. Підвищене значення напруги постійного струму електричних кіл системи, замикання яких може відбутися через тіло людини. Джерелами небезпечного електричного струму при роботі із системою можуть бути:

у процесі технічного обслуговування і ремонту влучення в зону розтікання струму при замиканні електромережі в результаті технічної аварії джерела живлення або ушкодження ізоляції електричної мережі; небезпека дії електричного струму може виникнути у випадку дотику працівника до струмоведучих частин.

2. Підвищена запыленість і загазованість повітря робочої зони.

3. Підвищений рівень шуму на робочому місці.

4. Підвищена чи знижена вологість повітря на робочому місці.

5. Підвищена чи знижена рухливість повітря.

6. Відсутність або недостатня кількість природного світла.

7. Недостатня освітленість робочої зони

8. Гострі краї, задирки, шорсткість на поверхнях заготівель, інструментів і устаткування і т.д.

Безладний зсув небажаних для людини звуків різної інтенсивності називають шумом. Шум є одним з найбільш розповсюджених у виробництві шкідливим фактором. Шум впливає на весь організм і, в першу чергу, на центральну нервову і серцево-судинну системи. Тривалий вплив інтенсивності шуму може привести до погіршення слуху, а в окремих випадках - до глухоти. Шум на виробництві несприятливо впливає на працюючого: послаблює увагу, прискорює стомлення, сповільнює швидкість психічних реакцій. Усе це призводить до значного зниження продуктивності праці, росту кількості помилок у роботі операторів.

6.2 Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників

У цьому розділі розглядається питання гігієни праці під час розробки гібридної системи керування електростанцією.

Робоче місце для інженера-конструктора – лабораторія кафедри ФАЕТ Національного авіаційного університету.

Відповідно до ГОСТ 12.0.003-74 можна виділити наступні шкідливі виробничі фактори, які впливають на працівника даної комп'ютерної лабораторії:

- нестача або відсутність природного освітлення;
- підвищений шум на робочому місці;
- підвищена або знижена температура повітря робочої зони;
- недостатнє освітлення робочої зони;

6.3 Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників

Розрахунок штучного освітлення

Згідно з ДБН-В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» нормовані показники освітленості на робочому місці інженера при комбінованому освітленні мають складати 300 – 500 лк, а фактичне значення освітленості складає 200-250 лк. Це пов'язане з застарілістю системи освітлювання.

На робочому місці інженера використовується змішане освітлення. В якості природного освітлення в даному приміщенні використовується одностороннє бокове освітлення через вікно розміром 1,2м×2м. Коефіцієнт природної освітленості ~ 1,5%.

Для штучного освітлення в даному випадку необхідні джерела світла з досить великим ККД у світильниках загального освітлення, що розташовуються рівномірно в два ряди. Найкраще підходять в такому випадку LED лампи, які мають один з найвищих показників світловіддачі. В нашому випадку використовуються люмінесцентні лампи, які розміщені не в два ряди з рівномірним освітленням, а посередині лабораторії в один ряд.

Приміщення, в якому знаходиться робоче місце інженера-оператора, має відповідати таким характеристикам:

- Освітленість : $E = 500 \text{лк}$
- Розмір приміщення : $a \times b = 9 \text{м} \times 6 \text{м}$
- Розрахункова висота підвісу світильника : $h_p = 3,1 \text{м}$
- Площа приміщення S дорівнює 32 м^2 .

Для розрахунку освітлення пропонується заміна в приміщенні люмінесцентних ламп на LED-T8-150M-2740-02 лампи, зі світловим потоком $F_L = 2700$.

Розрахунок здійснюється за методом світлового потоку.

Для визначення кількості світильників необхідно визначити світловий потік, що падає на поверхню за формулою:

$$F = \frac{E \cdot K \cdot S \cdot Z}{n}$$

де: F - розраховується світловий потік, лм;

E - нормована мінімальна освітленість, лк.

S - площа освітлюваного приміщення, м^2 ;

Z - відношення середньої освітленості до мінімальної. $Z = 1,1$;

K_z - коефіцієнт запасу, враховує зменшення світлового потоку лампи в результаті забруднення світильників у процесі експлуатації. $K_z = 1,5$;

n - коефіцієнт використання світлового потоку.

Для визначення коефіцієнта використання світлового потоку N знаходять індекс приміщення I і передбачувані коефіцієнти відображення поверхонь приміщення: стеля – побілена $R_{ст}$ дорівнює 60%, стіни – обклеєні світлими шпалерами $R_{с} = 40\%$, підлоги $R_{п}$ дорівнює 20%.

Необхідно обчислити індекс приміщення за формулою:

$$I = \frac{S}{h \cdot (A+B)}$$

Після підстановки значень отримаємо:

$$I = \frac{32}{3,1 \cdot (9+6)} = 0,71$$

Знаючи індекс приміщення I , за таблицею 4 [ДБН В.2.5-28-2006] коефіцієнт світлового потоку, рівний 0,39.

Необхідно підставити всі значення у формулу для визначення світлового потоку F :

$$F = \frac{400 \cdot 1,5 \cdot 28 \cdot 1,1}{0,39} = 67692 \text{ лм.}$$

Необхідно розрахувати необхідну кількість ламп за формулою:

$$N = \frac{F}{F_l}$$

де: N - число ламп, що розраховується, шт.;

F - світловий потік, F = 67692лм;

F_л- світловий потік лампи, F_л= 2700лм.

Підставивши значення отримаємо:

$$N = \frac{67692}{2700} = 25 \text{ шт.}$$

Світловий потік обраної лампи має відповідати співвідношенню:

$$F_{\text{л.розр.}} = (0,9 \dots 1,2) \cdot F_{\text{л.табл.}}$$

$$F_{\text{л.розр.}} / F_{\text{л.табл.}} = 67692 / 68000 = 0,98.$$

Таким чином, щоб забезпечити світловий потік треба використовувати 20 ламп LED-T8-150M-2740-02 для забезпечення розрахункового світлового потоку F_{заг}, який фактично буде становити 68000 лм.

В приміщенні використовуються світильники типу «Армстронг». Кожен світильник комплектується чотирма лампами. Тобто використовується 8 світильників із 32 працюючими лампами в них, які забезпечують рівномірну освітленість робочого місця на рівні 485лк а загальний світловий потік складає 68000лм.

6.4. Розробка заходів з охорони праці

Напівпровідникові елементи, електролітичні конденсатори, малогабаритні реле розміщені на спеціально виготовленій платі, яка кріпиться до каркаса стенда за допомогою болтів і гайок.

Реле усі підібрані по номінальній живлячій напрузі обмотки і максимальному струму, що комутується. Напівпровідникові діоди, конденсатори й опори розміщені на текстолітовій платі начіпним способом. Плата кріпиться до каркаса блоку, виготовленого з алюмінієвого куточка і листового алюмінію. Монтаж проводів виконаний проводом ПВС і ШВП-2. Напівпровідникові діоди

розраховані по максимальному прямому струмі і по максимальній зворотній напрузі.

Вибір конденсаторів зроблений по максимальній допустимій напрузі, що запобігає їх пробою.

Вибір резисторів зроблений з врахуванням того, що напруга на них не повинна перевищувати номінальну потужність резистора.

Для зниження шуму, створюваного на робочих місцях внутрішніми джерелами, а також шуму, що проникає ззовні, необхідно:

послабити шум самих джерел, зокрема, передбачити застосування в їхніх конструкціях акустичних екранів, звукобірних кожухів і т.д.;

знизити ефект сумарного впливу на робочі місця відбитих звукових хвиль поверхнями конструкцій, що обгороджують;

застосовувати раціональне розташування устаткування;

використовувати архітектурно-планувальні і технологічні рішення, спрямовані на ізоляцію джерел шуму.

Для підтримки комфортного клімату приміщення необхідно обладнати його вентиляцією і кондиціонуванням повітря, а також опаленням.

У приміщенні необхідно підтримувати припустимі значення температури повітря, що є однією з умов підвищення надійності роботи системи. Оптимальна температура повітря дорівнює: в зимовий час 20-22 °С, у літній – 18-25°С, вологість відповідно 50-60% і 45-70%.

Правильне освітлення приміщень забезпечує нормальну продуктивність праці та її безпеки, а також якість виконуваної роботи. Освітлюваність повинна відповідати нормам встановленим у ДБН В2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення».

При проектуванні системи враховані вимоги ергономіки і технічної естетики. Робоче місце має вільний підхід, раціонально розміщені органи керування.

Висота розташування панелі не перевищує 850 мм, що дозволяє працювати стоячи і сидячи.

Колірне фарбування панелі дозволяє набагато швидше орієнтуватися на ній. Система встановлюється в спеціальному приміщенні. Може знаходитися на ремонті в лабораторії.

6.5 Пожежна безпека виробничого приміщення

Вимоги пожежної і вибухової безпеки визначені ГОСТ 12.1.010-76. Пожежна і вибухова безпека – це стан об'єкта, при якому із встановленою імовірністю виключається можливість виникнення і розвитку пожежі і вибуху й впливу на працюючих небезпечних факторів пожежі і вибуху, а також забезпечується захист матеріальних цінностей.

Основними причинами виникнення пожежі при обслуговуванні і ремонті спроектованої системи можуть бути:

- недбале поводження при роботі з паяльником;
- неправильний монтаж електропроводки;
- самозаймання пальних мастильних речовин при неправильному зберіганні (бензин, етиловий спирт, каніфолевий флюс і т.д.);
- електричні елементи, що нагріваються.

Для попередження пожежі, вибуху, коротких замикань здійснений правильний вибір елементів електричних кіл, що запобігають можливості іскріння, короткого замикання. У системі електрозахисту застосовується ящик з понижувальним трансформатором ЯТП-25 на освітлювальну та розеточні групи для більш надійного захисту, захищаючи тим самим провід від небезпечних перевантажень і коротких замикань.

У спроектованій системі пожежну небезпеку створюють електричні елементи: резистори, конденсатори, діоди, напівпровідникові елементи. Вони нагрівають навколишнє повітря і близько розташовані деталі і провідники. Усе це може привести до загоряння цих елементів, руйнуванню ізоляції і коротких замикань.

Застосовано непальні ізоляційні елементи.

Для видалення надлишків тепла з внутрішнього простору стенда застосована природна ізоляція.

Для гасіння пожежі застосовуються вуглекислотні засоби. Вони швидко спрацьовують не ушкоджуючи електронні схеми. Вуглекислий газ знижує вміст кисню і горіння припиняється.

Застосовуються переносні вогнегасники ОУ-2, У-5 і ОУ-8 Вони містять вогнегасну речовину - двоокис вуглецю, мають велику дальність розпилу (до 4 м) і тривалістю дії.

Категорія приміщень II – II А.

6.6 Висновок

Отже, в даному розділі дипломного проекту був проведений аналіз небезпечних і шкідливих виробничих факторів. Відповідно до ГОСТ 12.0.003-74, ГОСТ 12.1.004-91 та інших стандартів дана розгорнута характеристика з погляду охорони праці і пожежної безпеки приміщень і середовища, в яких буде експлуатуватися проектуваний об'єкт. На підставі проведеного аналізу і виявлених небезпечних і шкідливих виробничих факторів розроблені конкретні заходи, що виключають прояв виробничих небезпек чи обмежують їх у межах норм, що допускаються. Під час проведених розрахунків, з'ясували, що дана установка відповідає нормам ПУЕ і є безпечна у використанні для працівників.

РОЗДІЛ 7

ЕКОЛОГІЯ ТА ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО ПРИРОДНОГО СЕРЕДОВИЩА

7.1 Вплив об'єкту дослідження на навколишнє середовище

Все живе на Землі пов'язане з середовищем існування. Зв'язки живих організмів із навколишнім середовищем вивчає наука екологія. Поняття “екологія” використовується, коли характеризується будь-яка взаємодія людини і природи, коли йдеться про забруднення довкілля внаслідок її господарської діяльності та проблеми охорони природи.

Останнім часом екологічний стан навколишнього середовища різко погіршився. Це зумовило необхідність формування в людей почуття відповідальності за нього, або так званого екологічного мислення. Тобто тепер усі господарські рішення слід приймати, враховуючи можливі негативні наслідки, до яких може призвести втручання в природні комплекси, а також заходи щодо збереження й поліпшення якості навколишнього середовища. Наслідки господарської діяльності людини давно переросли локальні, регіональні межі й набули глобального планетарного характеру. Швидкі зміни навколишнього середовища не відповідають адаптаційним можливостям організму людини (її генетичні резерви обмежені). Тому питання екологічного благополуччя людства вже давно цікавлять дослідників.

На сучасному етапі розвитку людства гостро постає питання про охорону навколишнього середовища. У природі, що оточує людину намітилися очевидні зміни. Це - забруднення води, повітря, морських акваторій, землі та лісових ресурсів. У процесі виробничої діяльності, людина впливає на природу, найчастіше згубно.

У результаті відбувається зміна клімату, зниження кількості природних ресурсів і біологічна різноманітність видів. Це відбувається через те, що здатність

природи до самоочищення і самовідновлення має границі. У зв'язку з цим охорона навколишнього середовища стала однією з найважливіших проблем сучасності в усьому світі. Масштаби запобіжних заходів у нашій країні ростуть з кожним роком. Їхньою найважливішою метою є більш економічне ведення господарювання, більш ефективна охорона природи.

Основні положення щодо керуванню охороною навколишнього середовища і поліпшенню використання природних ресурсів визначені в ДСТ 245-25.4-80 і ДСТ 17.00.01-76. Їхні вимоги спрямовані на поліпшення охорони природи, боротьби з ерозією ґрунтів і т.д.

Механізація та автоматизація вимагають від людей постійного підвищення своєї робочої якості, більш глибоких знань високих технологій.

Широке поширення мікроелектроніки, комп'ютерів індивідуального користування, потужних засобів автоматизованих технологій обробки текстових і графічних відомостей, високоефективних пристроїв зберігання та пошуку, сучасних засобів зв'язку і електронних машин, дають можливість ставити питання про перспективи створення електронних офісів майбутнього.

Робота операторів, програмістів та просто користувачів безпосередньо пов'язана з комп'ютерами, а відповідно з додатковими шкідливими впливами цілої групи факторів, що суттєво знижує продуктивність їх сил.

Вивчення та вирішення проблем, пов'язаних із забезпеченням здорових та безпечних умов, в яких відбувається праця людини - одне з найбільш важливих завдань у розробці нових технологій та систем виробництва.

Комфортні та безпечні умови праці - один з основних факторів, що впливають на виробництво людей, що працюють з електронікою.

Багато користувачів думають, що головна небезпека, яка виникає від комп'ютера - це рентгенівське випромінювання, яке виникає внаслідок гальмування електронного пучка. Насправді рівні рентгенівського, ультрафіолетового та інфрачервоного випромінювання не перевищують біологічно небезпечний рівень. Головну небезпеку являють собою електромагнітні випромінювання монітора в діапазоні 20 Гц- 300МГц, які дають численні катушки всередині монітора і статичний електричний заряд на екрані.

Електромагнітне випромінювання низької частоти розповсюджується, в основному, в сторони і назад через те, що екран його ослабляє. Цим пояснюється правило організації робочих місць : монітор сусіда-колеги повинен знаходитись на достатньо віддаленій дистанції.

Рівень електромагнітних полів в зоні розміщення користувача зазвичай перевищує біологічно небезпечний рівень. Ситуація ускладнюється і тим, що органи відчуттів людини не сприймають електромагнітні поля в описаному діапазоні частот. Користувач не може сам оцінити рівень випромінювання і контролювати цей процес.

В останні роки з'явилися підходи, що зменшують або зводять нанівець такі шкідливі впливи.

Державні стандарти України виділяють кілька небезпечних і шкідливих факторів для використання обчислювальної техніки:

- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищена або знижена іонізація повітря;
- підвищений рівень електромагнітних випромінювань;
- напруженості електричного і магнітних полів;
- підвищений рівень ультрафіолетового світла;
- інфрачервоної радіації;
- підвищена пульсація світлового потоку.

7.2 Розрахунок впливу об'єкту на навколишнє середовище

Електромагнітна хвиля, поширюючись від джерела в необмеженому просторі зі швидкістю світла, створює електромагнітне поле (ЕМП), здатне впливати на заряджені частинки і струм, в результаті чого відбувається перетворення енергії поля в інші види енергії.

Електромагнітне поле представляє особливу форму матерії, що складається з взаємозалежних електричного і магнітного полів. Кількісними характеристиками електромагнітного поля є частота випромінювання f , Гц, довжина хвилі λ , м, швидкість поширення 3 , м/с ($C = \lambda \cdot f$). Зміна поля в просторі відбувається з тією ж частотою, з якою пульсує струм у провіднику.

Фізичні причини існування змінного електромагнітного поля пов'язані з

тим, що зміни в часі електричного поля породжують магнітне поле, а зміни магнітного поля - вихрове електричне поле.

Характеристикою електричної складової ЕМП є напруженість електричного поля E , В/м, а характеристиками магнітною - напруженість магнітного поля H , А/м, і магнітна індукція, Тл (долішні величини мТл, мкТл, нТл). Величини E і H - векторні, їх коливання відбуваються у взаємно перпендикулярних площинах.

Магнітна індукція і напруженість магнітного поля пов'язані наступним співвідношенням:

$$B = \mu \cdot H, \quad (7.1)$$

де μ - магнітна постійна, Гн/м, $\mu = 4\pi \cdot 10^{-7}$.

Якщо U вимірюється в мкТл, $1 \text{ А/м} \approx 1,25 \text{ мкТл}$, $1 \text{ мкТл} \approx 0,8 \text{ А/м}$.

В електромагнітному полі існують три зони, які різняться за відстанню від джерела ЕМП.

Ближня зона - зона індукції, в якій ще не сформувалася електромагнітна хвиля, що біжить, тому електричне і магнітне поля вважаються незалежними один від одного і на людину діють тільки напруженість електричного E і магнітного полів H . Розмір зони $R = \lambda/2 \cdot \pi$.

Дальня зона - зона випромінювання, яка характеризується біжить електромагнітною хвилею. У цій зоні на людину впливає енергетична складова ЕМП - щільність потоку енергії J , Вт/м² ($J = E \cdot H$). Розмір зони $R \geq 2\pi\lambda$

Проміжна зона - зона інтерференції, в якій на людину діють напруженість електричного E , магнітного H полів і щільність потоку енергії J . Розмір зони $\lambda/2\pi < R < 2\pi\lambda$.

Процеси, що відбуваються в живих організмах під впливом ЕМП, залежать від часу дії T , що враховується енергетичною експозицією EE , яка в залежності від характеристик параметрів E , H або J визначається за формулами

$$\mathbb{E}\mathbb{E}_E = E^2 \cdot T; \quad \mathbb{E}\mathbb{E}_H = H^2 \cdot T; \quad \mathbb{E}\mathbb{E}_{JJ} = J^2 \cdot T, \quad (7.2)$$

де EE_E , EE_H , EE_{JJ} - енергетичні експозиції напруженості електричного, магнітного поля та щільності потоку енергії, (В/м)² · год; (А/м)² · год; (Вт/м²)² · ч.

E - напруженість електричного поля, В/м;

H - напруженість магнітного поля, А/м;

J - щільність потоку енергії, Вт/м²;

T - час впливу, ч.

Дія електромагнітних полів промислової частоти та їх нормування

Тривалий вплив електромагнітних полів промислової частоти (50 Гц) призводить до розладів в головному мозку і центральній нервовій системі. В електричному полі (ЕП) атоми і молекули поляризуються. Полярні молекули орієнтуються по напрямку поширення електромагнітного поля, що змінює орієнтацію кліток або ланцюгів молекул, послаблюючи біохімічну активність білкових молекул. В результаті у людини спостерігаються головний біль у скроневій і потиличній областях, млявість, погіршення пам'яті, біль в області серця, пригнічений настрій, апатія, своєрідна депресія з підвищеною чутливістю до яскравого світла й інтенсивного звуку, розлад сну, серцево-судинної системи (ССС), органів травлення, дихання, підвищена дратівливість. Можуть спостерігатися функціональні порушення в ЦНС, а також зміни у складі крові.

Вплив постійного магнітного поля (ПМП) і з частотою 50 Гц на людину проявляється в індукуванні в тілі людини вихрових струмів.

При тривалому систематичному впливі можуть виникнути зміни функціонального стану нервової системи, імунної системи та серцево-судинної системи. Тривалий вплив ЕМП промислової частоти може спровокувати онкологічні захворювання.

Гранично допустимі значення напруженості електричного і магнітного полів промислової частоти в залежності від часу їх дії встановлюються Санпін 2.2.4.1191-03 "Електромагнітні поля у виробничих умовах". Згідно цього нормативного документу перебування в ЕП промислової частоти напруженістю до 5 кВ/м допускається протягом всього робочого дня.

Припустимий час перебування в електричному полі напруженістю від 5 до 20 кВ/м можна визначити за формулою

$$T_{\text{пр}} = (50/E) - 2, \quad (7.3)$$

де $T_{\text{пр}}$ - припустимий час перебування в електричному полі при відповідному рівні напруженості, год;

E - напруженість електричного поля у контрольованій зоні, кВ/м.

Гігієнічні нормативи дозволяють працівникові перебувати в зоні впливу електричного поля з частотою 50 Гц і $E = 10$ кВ/м, не більше 3 год, а при напруженості від 20 до 25 кВ/м - не більше 10 хв в день.

Перебування в електричному полі напруженістю понад 25 кВ/м без засобів захисту не допускається.

Гранично допустимі рівні напруженості H (індукції) періодичного (синусоїдального) МП на робочому місці встановлюються залежно від часу перебування персоналу для умов загального і локального впливу (табл. 7.1).

Таблиця 7.1

Гранично допустимі рівні впливу періодичного магнітного поля частотою 50 Гц

Час перебування, год	Допустимі рівні періодичного МП, H (А/м) /(мкТл), при впливі	
	загалом	локальному
<1	1600/2000	6400/8000
2	800/1000	3200/4000
4	400/500	1600/2000
8	80/100	800/1000

Гранично допустимі рівні напруженості H (індукції) ПМП встановлюються диференційовано в залежності від часу його впливу на працівника за зміну за умов загального і локального впливу (табл. 8.2).

Таблиця 7.2

Гранично допустимі рівні постійного магнітного поля

Час впливу за робочий день, хв	Допустимі рівні ПМП Н(кА/м) /(мТл), при впливі	
	загалом	локальному
0-10	24/30	40/50
11-60	16/20	24/30
61-480	8/10	12/15

При роботі на персональному комп'ютері допустимі рівні ЕМП регламентуються Санпін 2.2.2/2.4.1340-03 "Гігієнічні вимоги до персональних електронно-обчислювальних машин і організації роботи". Тимчасові допустимі рівні ЕМП, що створюються ПЕОМ на робочих місцях користувачів, приведені в табл. 7.3.

Тимчасові допустимі рівні ЕМП, що створюються ПЕОМ на робочих місцях

Таблиця 7.3

Найменування параметрів		ВДУ
Напруженість електричного поля	в діапазоні частот від 5 Гц до 2 кГц	25 В/м
	в діапазоні частот від 2 гц до 400 кГц	2,5 В/м
Щільність магнітного поток	в діапазоні частот від 5 Гц до 2 кГц	250 нТл
	в діапазоні частот від 2 гц до 400 кГц	25 нТл
Напруженість електростатичного поля		15 кВ/м

При роботі на персональному комп'ютері відстань від монітора до очей користувача має бути не менше 50 див. Дослідження показали, що зі зменшенням відстані на кожні 10 см рівень електромагнітного випромінювання зростає в

середньому в 1,5 рази, а із збільшенням відстані з 50 до 60 см зменшення рівня електромагнітного поля йде в тій же залежності.

7.3 Шляхи покращення ситуації

Захист людини від небезпечного впливу електромагнітного випромінювання здійснюється наступними способами:

- зменшення випромінювання від джерела;
- екранування джерела випромінювання до робочого місця;
- встановлення санітарно-захисної зони;
- поглинання чи зменшення утворення зарядів статичної електрики;
- усунення зарядів статичної електрики;
- застосування коштів індивідуального захисту.

Зменшення потужності випромінювання від джерела реалізується застосуванням поглинання електромагнітної енергії; блокуванням випромінювання або зниженням його потужності для обертових антен в секторі, в якому знаходиться об'єкт, що захищається.

Поглинання електромагнітних випромінювань здійснюється поглинальним матеріалом шляхом перетворення енергії електромагнітного поля в теплову. В якості такого матеріалу застосовують каучук, поролон, пінополістирол, феромагнітний порошок зі зв'язуючою діелектриком, волосяні мати, просочені графітом.

Екранування джерела випромінювання до робочого місця здійснюється спеціальними екранами за ГОСТ 12.4.154-85 "ССБТ. Екрануючі пристрої для захисту від електричних полів промислової частоти".

Розрізняють відображають і поглинаючі екрани. Перші виготовляють з матеріалу з низьким електроопором - метали та їх сплави (мідь, латунь, алюміній, сталь). Вони можуть бути суцільні і сітчасті. Більш ефективними є екрани, виготовлені з дротяної сітки або з тонкої (товщиною 0,01-0,05 мм) алюмінієвої, латунною або цинковою фольги.

Екрани з металевої сітки і металевих прутків у вигляді навісів, козирків застосовують для захисту від випромінювань промислової частоти (рис. 8.1). Вони повинні бути заземлені. Допустима величина опору захисного заземлення екрануючих пристроїв не повинна бути більше 10 Ом.

Захисні властивості відбиваючих екранів полягають у тому, що під дією електромагнітного поля в матеріалі екрану виникають вихрові струми (струми Фуко), які наводять у ньому вторинне поле. Амплітуда наведеного поля приблизно дорівнює амплітуді екранируемого поля, а фази полів протилежні. Результирує поле, що виникає в результаті складання двох розглянутих полів, швидко згасає в матеріалі екрану, проникаючи в нього на малу глибину.

Хорошою екранізуючою здатність мають струмопровідні фарби на основі колоїдного срібла, порошкового графіту, сажі, оксиду заліза, міді, алюмінію. Цими фарбами фарбують екрани з металізованою поверхнею з боку падаючої електромагнітної хвилі. В якості екранів можуть застосовуватися різні плівки і тканини з металізованим покриттям. Для екранування оглядових вікон, вікон приміщення, стельових ліхтарів застосовується металізоване скло. Така властивість скла надає тонка прозора плівка або з оксидів металів, найчастіше олова, або з металів - міді, нікелю, срібла і їх поєднань.

Висновки

У розділі було розглянуто вплив електронних машин, зокрема персональних комп'ютерів на навколишнє середовище і користувача. також враховувати такі небезпечні і шкідливі фактори:

- наявність шуму та вібрації;
- м'яке рентгенівське випромінювання;
- електромагнітне випромінювання;
- ультрафіолетове і інфрачервоне випромінювання;
- електростатичне поле між екраном і оператором;
- наявність пилу, озону, оксидів азоту й аероіонізації.

Захист людини від небезпечного впливу електромагнітного випромінювання за рахунок зменшення випромінювання від джерела.

Шумове забруднення надає згубну дію на здоров'я людей, викликаючи розлади центральної і периферичної нервової системи.

Основні способи боротьби з шумовим забрудненням і його негативною дією на людину це: якісна звукоізоляція житлових приміщень, що знаходяться поблизу джерел шуму, удосконалення використовуваних людиною технічних засобів, у бік зниження генерації ними шуму.

Вібрація, справляє несприятливий вплив на центральну нервову систему, вестибулярний апарат, шлунково-кишковий тракт, викликає запаморочення, оніміння кінцівок, захворювання суглобів.

Методи боротьби з вібрацією зводяться в основному до демпфірування установок, машин, механізмів, використання різноманітного роду амортизаторів, вібропоглинання.

Література

1. Электромагнитные излучения. Методы и средства защиты. Автор: В. А. Богуш. Издательство: Бестпринт Страниц: 406 Год издания: 2003 Язык: русский
2. Electrosmog – a phantom risk. Copyright 1996 by Swiss Reinsurance Company Author: Christian Brauner, D-Freiburg i.Br. 33 pages
3. EMI Shielding: Methods and Materials—A Review. S.Geetha, K.K. Satheesh Kumar, Cheruri R.K. Rao, M. Vijayan, D.C. Trivedi. Journal of Applied Polymer Science, Vol. 112, 2073–2086 (2009).
4. Безопасность жизнедеятельности: Учебное пособие. Авторы: Никифоров Л.Л., Персиянов В.В. Издательство: Дашков и К, 2013 г. 494 страницы.
5. Защитные экраны и поглотители электромагнитных волн. О.С. Островский, Е.Н. Одаренко, А.А. Шматько ФІП ФІП PSE, 2003, том 1, № 2, vol. 1, No. 2 с.161-173.
6. Физические принципы экранирования (http://neo-chaos.narod.ru/useful/emc/screening_physical.pdf)
7. D.D.L. Chung. Electromagnetic interference shielding effectiveness of carbon materials. Carbon 39 (2001) 279 –285
8. The Basic Principles of Shielding. Written by Gary Fenical, Laird

ВИСНОВКИ

1. Для підвищення ефективності використання гелікоптера та поліпшення умов праці пілота в контурах сумісного управління рекомендується будувати такі контури на принципах систем активного управління з розв'язанням керуючих впливів пілота за законами узгодженої взаємодії органів управління та парирування небажаних аеродинамічних сил та моментів, які виникають при збудженні однієї з форм руху гелікоптера і призводять до коливальної нестійкості руху. Такі підходи до побудов контурів автоматичного управління літаками, зокрема з використанням ідей безпосереднього управління аеродинамічними силами у теперішній час інтенсивно втілюють в практику при створенні зразків пілотажно-навігаційного обладнання перспективних літаків. Але для гелікоптерів така задача не виказувалася.
2. Розроблено проект методики синтезу контурів сумісного управління з компенсаційними перехресними зв'язками.
3. Запропоновані схеми побудови контурів сумісного управління гелікоптером, що базуються на принципах кінестетичного (квазіпредметного) включення пілота в систему управління гелікоптером з використанням моторної пам'яті пілота для врахування в алгоритмі управління динаміки гелікоптера, що предметно відтворюється в важелях управління.
4. Результати досліджень контурів сумісного управління, що побудовані на принципах системи активного управління з розв'язання керуючих впливів пілота за законами узгодженої взаємодії органів управління доводять відносну простоту та комфортність роботи пілота в контурі управління. При наявності схеми компенсації, гелікоптер можуть виконувати надзвичайно складні за управлінням маневри.