

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

Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

д.т.н., професор Мельник Ю. В.

“ _____ ” _____ 2022 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНОВАЛЬНА ЗАПИСКА)

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“МАГІСТР”**

Тема: Синтез системи стабілізації швидкості БПЛА вертолітного типу

Виконавець: _____ Панченко Богдан Петрович

Керівник: к. т.н., доц., Кривоносенко Олександр Петрович

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Охорона праці

Охорона навколишнього середовища

Нормоконтролер: к.т.н., доц., Дивнич Микола Полікарпович

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет Аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

Напрямок (спеціальність) 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

д.т.н., професор Мельник Ю. В.

“ _____ ” _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Панченка Богдана Петровича

(прізвище, ім'я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1.Тема дипломної роботи (проекту): Синтез системи стабілізації швидкості БПЛА вертолітного типу затверджена наказом ректора від “ ” 08 2022 р. № 2383/ст

2.Термін виконання роботи (проекту): з 01.09.2022р. по 04.12.2022р.

3.Вихідні дані до роботи (проекту):передавальна функція багатомірного каналу автономного об'єкту вертольотного типу .

4.Зміст пояснювальної записки: Вступ; Розділ 1:Методи синтезу; Розділ 2: Стенди-імітатори руху; Розділ 3:Синтез регулятора для управління каналом крену динамічного автономного багатомірного кутових положень; Розділ 4: Охорона навколишнього середовища; Розділ 5: Охорона праці; Висновки; Список використаних джерел.

5.Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: схеми моделювання системи по каналу швидкості в середовищі Simulink; ЛЧХ стенда з регулятором та без регулятора, перехідні характеристики.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір матеріалів для дипломного проекту	02.09.22 - 10.09.22	
2	Вивчення літератури по темі дипломної роботи	11.09.22 - 15.09.22	
3	Підготовка вхідних даних для досліджуваної системи та вивчення особливостей динаміки об'єкта дослідження	16.09.22 - 26.09.22	
4	Формулювання задач, які необхідно вирішити в межах дипломного проектування	27.09.22 - 28.11.22	
5	Обробка робочих матеріалів і написання першого розділу дипломної роботи	22.10.22 - 03.10.22	
6	Синтез регуляторів в пакеті MATLAB. Моделювання в середовищі Simulink	04.12.22 - 12.12.22	
7	Оформлення графічної частини	13.12.22 - 19.12.22	
8	Написання реферату та вступної частини	17.01.22 - 27.01.22	
9	Оформлення пояснювальної записки та документів до захисту	28.10.22-03.11.22	

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

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

Завдання прийняв до виконання _____ Панченко Б.П.
(підпис)

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
РОЗДІЛ 1 Аналіз та постановка задачі.....	15
Висновок.....	38
РОЗДІЛ 2 Експлуатаційна частина	39
2.1. Технічні характеристики вертольота	39
2.1.1. Стабілізатор.....	41
2.1.2. Силова установка.....	41
2.1.3. Автопілот	41
Висновок.....	52
РОЗДІЛ 3 Дослідження, синтез та реалізація моделі.....	53
3.1. Опис моделі.....	53
3.1.1. Лінійні рівняння вертольота та власна частота нахилу навантаження.....	54
3.2. Перевірка моделі.....	56
3.2.1. Експериментальне обладнання.....	58
3.2.2. Експериментальна перевірка	61
3.3. Модель зчеплення з навантаженням.....	63
3.3.1. Опис моделі.....	66
3.5. Синтез та аналіз ПД-регулятора.....	66
Висновок.....	68
РОЗДІЛ 4 ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	69
4.1. Вплив на наколишнє середовище викидів авіаційного палива	69
4.2. небезпечні властивості авіаційного палива.....	69
4.3. Розрахунок викидів забруднюючих речовин вертольота Мі-8.....	71
4.4. Максимальні (г/с) та валові (т/г) викиди забруднюючих речовин вертольота.....	71

Висновок.....	74
РОЗДІЛ 5 ОХОРОНА ПРАЦІ.....	76
5.1. Вступ.....	76
5.2. Аналіз умов праці.....	80
5.2.1 Перелік небезпечних та шкідливих виробничих чинників.....	81
5.2.2. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників.....	
5.2.3. Мікроклімат робочої зони.....	
5.2.4. Неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання.....	
5.2.5. Шкідливі речовини в повітрі робочої зони.....	
5.2.6. Природне та штучне освітлення.....	
5.2.7. Виробничий шум, ультразвук, інфразвук.....	
5.2.8 Електробезпека.....	
5.2.9 Статична електрика	
5.2.10. Чинники важкості та напруженості трудового процесу	
5.3. Розробка заходів з охорони праці.....	
5.4. Пожежна безпека.....	
5.5. Розрахункова частина. Розрахунок штучного освітлення	
Висновок.....	8
ВИСНОВКИ.....	85
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	86

Реферат

Пояснювальна записка до кваліфікаційної магістерської роботи: «Синтез системи стабілізації швидкості БПЛА вертолітного типу»

Об'єкт дослідження – закон керування автономним вертольотом з вантажем підвісом.

Предмет досліджень – закон керування автономного вертольотом з вантажним підвісом.

Мета дипломної роботи – дослідження і оптимізація закону керування вертольотом-краном.

Метод дослідження – розрахункові та аналітичні методи, аналіз і синтез регулятора в частотній області.

Практичне значення результатів магістерської роботи визначається оцінкою закону керування автономного безпілотного вертольота з вантажним підвісом визначення способів покращення керованості та стійкості.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, Автономний гелікоптер, ВАНТАЖНИЙ ПІДВІС, ВЕРТОЛІТ, СТАБІЛІЗАЦІЯ, КОНТРОЛЕР, СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРА, РЕГУЛЯТОР

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

- $\mathbf{a}_n, \mathbf{b}_n$ – елементи матриці Рауса-Гурвіца
- \mathbf{a} – підйомна сила нахилу лопаті
- c_{RD} – постійна затухання ротора
- \mathbf{C} – передавальна функція контролера польоту
- \mathbf{d} – центр зсуву сили тяжіння
- \mathbf{G} – перехідна динаміка полюсів
- $\mathbf{F}_x, \mathbf{F}_z$ – сили реакції пружних зв'язків
- \mathbf{F}_{GE} – сила впливу близькості землі
- \mathbf{F}_{RD} – сила демпфірування вертикального ротора
- \mathbf{g} – прискорення вільного падіння
- \mathbf{H}, \mathbf{H}' – передавальна функція стандартного вхідного сигналу без зворотного зв'язку
- \mathbf{H}_{cl} – передавальна функція стандартного вхідного сигналу зі зворотнім зв'язком
- \mathbf{h} – висота ротора над центром тяжіння
- \mathbf{I} – повздовжній момент інерції вертольота
- \mathbf{k} – пропорційний коефіцієнт ПД-регулятора

k_d – диференціюючий коефіцієнт ПД-регулятора
 k_i – інтегруючий коефіцієнт ПД-регулятора
 k_{GE} – постійна збільшення ефекту впливу близькості землі
 k_x, k'_x – характеристика жорсткості пружини горизонтального з'єднання
 k_z, k'_z – характеристика жорсткості пружини вертикального з'єднання
 k_θ, k'_θ – характеристика жорсткості пружини поперечного з'єднання
 l – фіксує важіль вісі зміщення ротора
 m, m_0 – маси вертольоту і об'єкту
 q_1 – коефіцієнт поступального розмаху ротора
 q_2 – коефіцієнт обертального розмаху ротора
 R – радіус ротора
 T_{FA}, T_{GE} – тяга ротора у повітрі та в зоні впливу землі
 u – вхідний сигнал ротора управління кутом тангажу циклічними лопатями
 x – поздовжнє положення вертольоту
 z – висота вертольоту вище коливальної рівноваги, z_0
 β – перший гармонійний поздовжній кут відхилення крил ротора
 θ – кут тангажу вертольота
 ρ – щільність повітря
 σ – коефіцієнт міцності ротора
 τ – пружний зв'язок обертального моменту
 ω – кутова швидкість ротора

ВСТУП

Слід зазначити окрему роль автономних вертольотів серед авіаційної промисловості. Вертоліт - багатоцільова машина. У силу властивих йому вигідних характеристик конструкції, таких як: компактність, здатність вертикального зльоту і посадки, відсутність необхідності спеціальних аеродромних майданчиків, можливості оперативної доставки невеликих партій вантажів та людей в труднодоступні райони, висока надійність - визначає широку сферу застосування у військових і цивільних цілях. Вертоліт ефективно використовується при бойових діях, при патрулюванні, операціях порятунку на землі і воді, оперативної доставці медперсоналу, хворих та поранених в госпіталі. У національному господарстві вертоліт використовується для доставки людей і вантажів за відсутності інших шляхів сполучення. У промисловості вертоліт застосовується для монтажних робіт на високовольтних об'єктах, доставки вахтового персоналу на віддалені об'єкти, наприклад на морські нафтові платформи. Ефективне застосування вертольотів також в сільському господарстві, при дорожньому і пожежному патрулюванні. Вертоліт широко використовується для фотозйомок місцевості та об'єктів, виробництва кінозйомок на кіностудіях, як повітряне таксі.

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

Повітряні транспортні засоби важко стабілізувати, особливо, коли на них діють зовнішні сили. Нестійкий транспортний засіб в контакті з об'єктами і поверхнями повинен підтримувати стабільність польоту під час дії сил. Ці сили пов'язані з рухом літального апарату, що викликають динаміку відмінну від динаміки вільного польоту. Незважаючи на те, що зовнішній контакт взагалі не допускається, розширення повітряної функціональності автопілота включає контакт із навколишнім середовищем під час польоту, відк-

риваючи нові й корисні області, такі як розташування, захоплення об'єкта та маніпулювання. У даній роботі ми представляємо загальну модель пружних контактних обмежень і аналізуємо стійкість вертольота за наявності цих контактів. Як приклад, ми оцінюємо стійкість експериментальної вертолітної системи для маніпулювання об'єктами, що використовує легке захоплення, яке може бути змодельоване як пружний зв'язок з кутовими силами реакції. Стандартний ПД-регулятор використовується для стабілізації вертольоту у вільному польоті, а також під час завдання з управління повітряним рухом. Ми показуємо, що динаміка об'єктно-вертолітної системи в усіх трьох площинах залишається стабільною, в межах постійних параметрів ПД-регулятора.

У зв'язку з необхідністю передбачення характеристик керовані мости вертольота з автопілотом або гелікоптерів дослідних конструкцій, а також для більш глибокого розуміння сутності процесу пілотування в даний час зроблено аналітичний підхід до питань керованості, заснований на математичному описі людини льотчика як ланки в замкнутому контурі системи автоматичного регулювання. Як приклад можна згадати використане В. А. Федулова подання льотчика у вигляді підсилювальної ланки.

Можлива й інша форма подання моделі льотчика. Все сказане вище стосувалося головним чином управління вертольотом на сталих режимах польоту. Призначення вертольота часто вимагає від нього виконання таких завдань, де необхідна маневреність, тобто здатність швидко змінювати режим польоту.

Оцінка маневреності вертольота може проводитися за часом виконання маневру та за величиною максимального видалення вертольота від початкової точки.

Під точністю стабілізації вертольота автопілотом розуміється помилка у заданих кутів тангажу, крену та курсу при польоті в умовах середньої турбулентності атмосфери. На жаль, часто тільки цією величиною і оцінюють сучасні автопілоти, основне призначення яких полягає скоріше у поліпшенні характеристик керованості вертольота, ніж у поліпшенні його якостей стабі-

лізованої в повітрі платформи. Більш правильно оцінку роботи авто пілота проводити за сумою якостей, що купуються вертольотом, як пілотованим апаратом, внаслідок встановлення на ньому автопілота.

При проектуванні системи стабілізації для вертольота слід пам'ятати про те, що підвищення точності стабілізації не повинно бути самоціллю, а має диктуватися конкретними умовами застосування вертольота, оскільки збільшення точності неминуче тягне за собою збільшення вартості та ваги системи і викликає труднощі у забезпеченні необхідної надійності.

1. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ АВТОНОМНОГО ВЕРТОЛЬОТУ З ВАНТАЖЕМ НА ЗОВНІШНЬОМУ ПІДВІСІ

Існують великі труднощі повітряного маневрування автономних гелікоптерів, які мають можливість захоплювати і переносити вантаж. Механізм керування ними повинен зберігати положення зависання вертольота над цільовим об'єктом, бути достатньо точним для об'єкта, а також оминати перешкоди та бути керованим під впливом зовнішніх аеродинамічних сил. Раніше, зусилля, спрямовані на подолання неточності механізмів зависання, спрямалися на структурування цільового об'єкта для спрощення завдання, наприклад, використання магнітів та обручів. Однак це значно обмежувало різноманіття об'єктів, які можна було захоплювати.

Підхід, розглянутий у цій роботі, полягає у використанні сумісного маніпулятора, що раніше не використовувався, на базі SDM Hand, встановленої вентрально між стовбурами 4,3 кг, ротором 1,5 м, вертольотом на радіо керуванні T-Rex 600 ESP (рис.1) .



Рис. 1.1 Повітряний випробувальний стенд, що несе вантаж

Механізм захоплення вантажу складається з чотирьох пальців з двома пружними з'єднаннями, кожне з яких здійснюється за допомогою паралельного сухожилкового механізму, який забезпечує залишкове навантаження на

кожен палець; він може захопити об'єкт, що заходиться на відстані 115 мм (рис.2). Вертоліт стабілізується контролером стабілізації польоту Helicomand, що управляється людини.

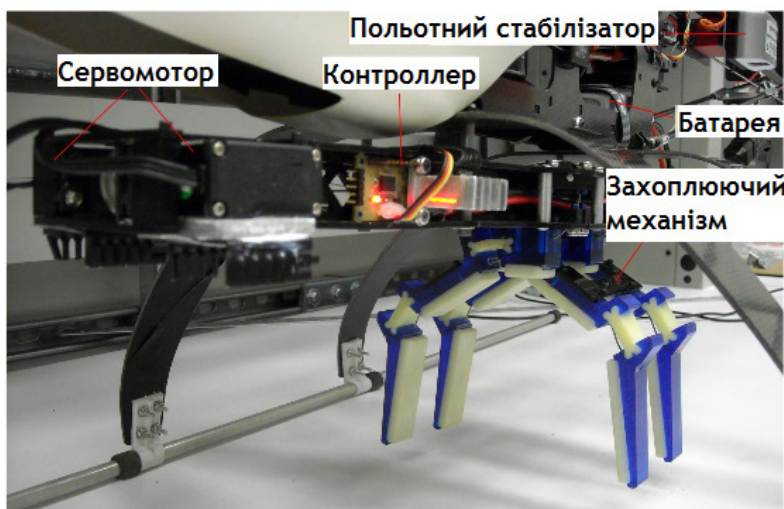


Рис. 2.2 Модуль захоплення вантажу

Автономний гелікоптер і механізм захоплення можуть переносити навантаження понад 10 кг. Особливі характеристики конструкції механізму – адаптивне захоплення з відкритим циклом, широкий інтервал пальців, нечутливість до нахиленої позиції – тісно співпадають із завданнями, пов'язаними з завданнями маніпуляцій з БПЛА, що дозволяє використовувати дуже простий, легкий механізм, без необхідності введення структурних обмежень на навантаження. Щоб захопити об'єкт, вертоліт наближається до цілі, спускається вертикально, наводить курсор, а потім закриває його захватом. Після досягнення міцного щеплення вертоліт піднімається з об'єктом.

1.1 Практичне застосування автономного вертольоту

У багатьох спеціалізованих завданнях, хоча люди дуже надійні у виконанні бажаних дій, краща альтернатива, яка призведе до вищої точності, економії коштів, збільшення якості розглядається ефективність і краща безпека. Завдяки своїм невеликим розмірам, маневреності, маневреності та унікаль-

ним можливостям зависання автономні вертольоти вважаються хорошим кандидатом у реалізаціях реального життя.

Автономний гелікоптер - це повітряний транспортний засіб, здатний літати без людини. Оснащений бортовими датчиками та обчислювальними можливостями, автономний вертоліт може бути надійним механічним помічником для людей у різних сферах застосування, в тому числі розвідка, сільське господарство, гасіння пожеж і виявлення мін. Поки людина-пілот може успішно керувати гелікоптером у широкому діапазоні маневрів, виконання навіть найпростішого політу безпілотного вертольота широко розглядається як складна проблема управління.

Проблема пов'язана з тим фактом, що вертоліт є нелінійною, великогабаритною, зв'язаною та недостатньо запущеною системою керування. Наявність вітрових збурень, вимірювання помилки, а також невизначеність моделі та параметрів створює додаткові ускладнення в управлінні.

Прикладом застосування автономних вертольотів для допомоги людині є огляд вітрових турбін. Періодичні перевірки вітрових турбін мають вирішальне значення для забезпечення послідовності цілісності та уникнення незручних перебоїв роботи через системні збої. Для усунення ускладнень у вітряній турбіні перед серйозними проблемами, пов'язаними зі збільшенням часу простою та прибутку може виникнути втрата, профілактичне обслуговування. Візуальні перевірки та інші неруйнівні випробування, включаючи ультразвуковий контроль, вихровий контроль і вимірювання поля змінного струму для виявлення тріщин, корозії, дефектів зварювання та інші дефекти традиційно проводяться за допомогою техніки мотузкового доступу. Мотузковий доступ це метод, який дозволяє працівникам перевіряти та виконувати технічне обслуговування вітрових турбін за допомогою мотузок. Оскільки залучення людини до такого ризикованого середовища природно піднімає питання безпеки та вартості, перевірка вітрових турбін за допомогою автономних гелікоптерів може бути вигідною процедурою. Можлива відправка групи автономних вертольотів до вітрової електростанції для одночасного огляду вітряних турбін. Злагоджений підхід буде не тільки ефективним за ча-

сом, але й дозволить зменшити вартість і збільшити постійний метод перевірки якості. Однак варто розуміти, що вітряні і турбулентні умови на вітрових електростанціях є найбільшою перешкодою для створення перевірки ефективності вітрової турбіни з використанням автономних вертольотів.

Іншим недоліком є погіршення впливу сильного потоку повітря з вертольота і постраждали від застуди та, можливо, переохолодження під час рятувальних операцій. Високі витрати брали участь у закупівлі гелікоптерів, а також у пошуково-рятувальних операціях в тому числі зарплати бортових і чергових членів екіпажу можуть ще більше демотивувати застосування повномасштабних вертольотів. З іншого боку, використовуючи ряд автономних вертольотів в такій координації можна охопити більш широку область пошуку для швидшого процесу пошуку. Одного разу аварія мала місце або вижили і були ідентифіковані люди. Важливу інформацію можна надіслати на наземну станцію або рятувальні човни для подальших дій. В очікуванні прибуття рятувальних човнів один або більше автономних вертольотів можуть залишатися в повітрі поблизу тих, хто вижив, щоб забезпечити надзвичайні запаси та підняти настрій постраждалих. Зверніть увагу, що пошук і рятувальні операції з використанням автономних гелікоптерів можуть суттєво постраждати без використання контролерів, які могли б справлятися з суворими погодними умовами на морі.

Незважаючи на те, що залучення автономних гелікоптерів до вищезначених застосувань є привабливим підходом, перед тим, як це можна буде втілити на практиці, необхідно вирішити великі проблеми та проблеми впровадження, які часто виникають. Наприклад, як при перевірці вітрових турбін, так і при рятувальних операціях повітря-море здатність автономного гелікоптера точно виконувати інструкції, незважаючи на вітряну погоду, є обов'язковою.

Очікується, що автономний гелікоптер здатний розпочати операцію шляхом автономного польоту від даної наземної бази до необхідного пункту призначення за розрахованою траєкторією, в той час як потрібне уникнення

перешкод. Оскільки конструкція контролера для забезпечення автономного польоту вимагає знання фізичних параметрів гелікоптера, аеродинамічних коефіцієнтів, характеристик збурення вітру тощо, стійкість до невизначеностей у значеннях цих величин є важливою для дослідження.

1.2 Аналіз стабільності польоту та зовнішнього пристрою

Контакт і захоплення об'єктів впливає на стійкість літальних апаратів. Коли вертоліт з пружним захопленням тримає об'єкт, але ще не застосував достатньо зусилля, щоб піднятися з ним, контактні сили передаються через механізм захвату до ЛА. Цілком можливо, що ця додаткова динаміка не буде належним чином компенсована контролером польоту і дестабілізує вертоліт, що призведе до аварії. У всіх режимах роботи транспортний засіб повинен гарантувати стабільність польоту, щоб залишатися в повітрі. Автоматичні контролери польоту для малогабаритних вертольотів тепер є загальнодоступними. Використання доступної авіаційної радіоелектроніки є корисним, оскільки це заощаджує витрати та скорочує час розробки. Однак такі контролери польоту не можуть бути адаптованими для боротьби з додатковими силами, переданими через сумісний захваті. Необхідно показати, що стандартна структура керування, в даному випадку ПД-регулятор, залишатиметься стабільною під час зовнішнього контакту для даного механізму захвату та вертольоту.

Сумісний захват може бути представлений як зв'язування (концепція як стиснута прив'язка), що з'єднує нерухомий об'єкт і вертоліт. Дослідження стійкості безпілотних вертольотів з прив'язкою було проводилось з 1960-х років. Перші статті описували два основних режими польоту прив'язних вертольотів: стабільність відношення через низьку точку підключення прив'язки та чисту нестабільність у положенні, так званий "маятниковий" режим. Ці динаміки були використані для створення стабільної безпілотної роторної платформи, яка пролетіла в кінці його прив'язки в локальній рівновазі, де напруженість, вага та тяги ротора були збалансовані за допомогою автоматич-

ного управління. Останнім часом зусилля були зосереджені на автономній посадці вертольотів на кораблях у неабиякій погоді, використовуючи захоплення за допомогою лебідки. У всіх цих роботах розглядається вертоліт, що летить далеко від точки прив'язки, де напрямок і напрямок лінії приблизно постійні. У цьому випадку, де пружний зв'язок короткий, ЛА буде працювати виключно навколо рівноваги безпосередньо над точкою прив'язки, при польоті з низькою швидкістю. Прикладне навантаження не може розглядатися як константа ні за величиною, ні в напрямку, і, отже, механіка цілком відрізняється від попередніх моделей. Необхідно використовувати інший аналітичний підхід, який зокрема включає в себе унікальні динамічні навантаження, передані на планер через захватки.



У цій роботі ми представляємо загальну модель сил та аналіз динаміки стабільності плоского вертольота з пружними контактними обмеженнями. Ми розглянемо конкретний випадок захоплення зовнішніх об'єктів з вертолітної платформи з відповідним захопленням, встановленим центрально під

корпусом. Представлена модель вертольоту 3-DOF, включаючи вертикальне демпфування руху вертикального ротора та ефект ґрунту, а також ПІД-регулятор, який стабілізує динаміку в польоті.

Комбінована вертольотно-зчеплювальна система аналізується на стабільність, використовуючи підвіску SDM hand під корпусом, що захоплює нерухомий об'єкт. Критерій Роуса-Гурвіца використовується для того, щоб показати, що вертикальний рух системи завжди стабільний, і що з'єднане поперечно-поздовжнє рух є умовно стабільним для підмножини конфігурацій жорсткості зв'язку. Нарешті, ми оцінюємо параметри вертолітного БПЛА, оснащеного сумісним захватом, і приймаємо висновок, що він буде стабільним під час коливального захоплення об'єкта.

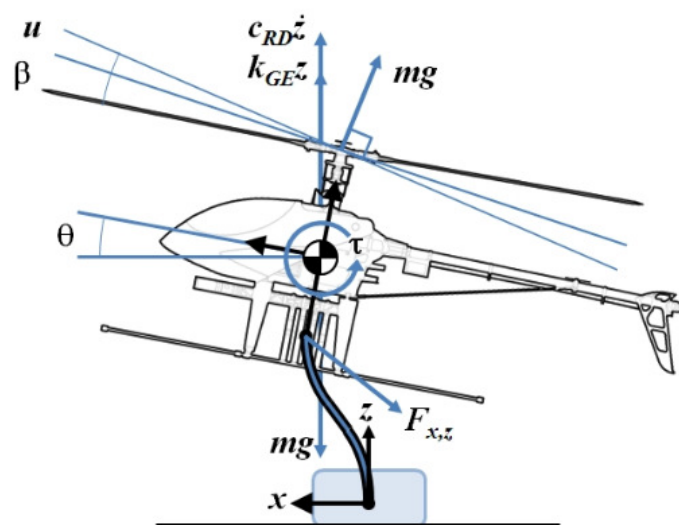


Рис.1. 3 Динамічна модель вертольоту з пружним зв'язком

1.3 Сучасний стан та передумови

Відповідно до основної теми цієї дипломної роботи, а саме стабілізації швидкості вертольоту з усуненням вітрових збурень, мотивація концепції збурювального ефекту та прямого зв'язку управління для загальних нелінійних систем керування та оцінка збурень у стабілізації вертольоту викладено в розділі 2.2. Що стосується вищезгаданих компонентів теорія керування, деякі

попередні та відповідні розробки в галузі зворотного зв'язку за станом із прямим керуванням нелінійними системами, нелінійним адаптивним регулюванням виходу та управління вертольотом представлені в цьому розділі. Щодо контролю, який залежить від обох станів система та введення зовнішніх збурень, добре розроблені теорії нелінійного керування розділення завад і повне регулювання виведення інформації розглядаються тут. Нарешті, дається стисле вивчення різних прийомів управління гелікоптером. Огляд літератури по управлінню вертольотом охоплює попередні роботи, виконані з відстеження траєкторії, надійної стабілізації і забезпечення затухання завад.

1.3.1 Зворотний зв'язок за станом із упередженим керуванням нелінійних систем

За умови наявності вимірювань стану та входу зовнішніх збурень нелінійної системи зворотний зв'язок за станом із керуванням упередженням складається із зворотного зв'язку на стан системи та випереджаючий зв'язок щодо збурення. Хоча іноді це можливо для вимірювання збурень у програмах нелінійного керування не слід очікувати такої переваги в загальних налаштуваннях системи керування. Навіть якщо бажані контрольні дії здійсненні, використовуючи тільки вимірювання стану або помилки в генерації вхідних даних керування, включення вимірювання збурень, безумовно, спрощує розробку законів керування. Далі розглядаються методи зворотного зв'язку з випереджальним керуванням.

1.4 Управління вертольотом

Незважаючи на те, що це складна проблема керування, були зроблені різні спроби виконати автономні польоти на гелікоптері з успішними результатами. Пілоти-люди, безсумнівно, можуть виконувати різноманітні маневри з пілотованим і безпілотним вертольотом, керуючись своїми вродженими біологічними інтелектами. Враховуючи заявлену перевагу, алгоритми навчання молоді представлені в [ACN10], які включають навчання контролерів вико-

нувати широкий діапазон та автономні пілотажні маневри під наглядом людини-експерта. Автори мають реалізувати алгоритми навчання для вивчення завдання на основі траєкторії специфікації з демонстрацій і для моделювання динаміки вертольота. А потім розроблено контролер шляхом поєднання алгоритмів навчання з зміною горизонту лінійного квадратичного керування для нелінійних систем.

Завдяки поєднанню концепцій динамічної інверсії та ковзного різноманіття для повного польоту вертольота розроблено нелінійний контролер, стійкий до функціональних та параметричних невизначеностей.



Розділивши задачу керування на тричасової структури, нелінійний надійний контролер розроблено для кожного часового масштабу чітко враховуючи параметричні невизначеності та немодельовану динаміку. У контрольному методі проектування маховий рух вважається найшвидшим режимом і часом встановлення у швидших режимах гарантовано буде меншим за фіксований розмір кроку повільніших режимів.

Для обробки параметричних невизначеностей у лінеаризованій моделі гелікоптера, штучний адаптивний елемент використовується нейронна мережа. З використанням Pseudo-Control-Hedging.



Небажані адаптації до вхідних характеристик заводу, таких як динаміка приводу та динаміка perloop, успішно запобігаються. Ісідорі та ін. розглядав складну проблему в [7] щодо керування вертикальним рухом вертольота під час стабілізації бічних і поздовжніх положеннях і збереженні постійного положення. Враховуючи застосування, що передбачає посадку автономного вертольота на палубу судна, коли невідомий рух палуби судна приймається як сума фіксованого числа синусоїдальних сигналів. Припускаючи, що вимірювання стану доступні, застосувався напівглобальний робастний алгоритм.

У всіх розглянутих вище дослідницьких роботах контролер проектується для автономного вертольота, не включає вітрові збурення ні в синтезі керування, ні в контролері тестування продуктивності. У відкритих польотах вплив вітрових збурень на вертоліт є неминучим, і необхідно вжити заходів

для протидії його наслідкам. В іншій багатоконтурній конструкції керування вертольотом, структура керування, що поєднує надійне H-infinity та PI-контроль наявності невизначеності моделі, поривів завад і вимог до багаторежимного польоту розроблено в [WMWD09]. Прийнявши аерокосмічне уявлення вертольота математична модель, включаючи невизначеності параметрів і хвилювання поривів та H-нескінченність.

Контролер розроблений у внутрішньому контурі для надійної стабільності та послаблення поривів. Щоб забезпечити відстеження продуктивності відповідно до вимог польоту, реалізовано PI-контроль у зовнішньому контурі. Стабілізація простої нелінійної моделі гелікоптера в умовах вертикальних поривів вітру досліджується в [MLA09]. Для досягнення компенсації завад у 3 моделі вертольота зі ступенями свободи, встановлена на експериментальній платформі, підходи до надійного керування, включаючи надійне керування нелінійним зворотним зв'язком, активне придушення завад.

Посадка автономних гелікоптерів на кораблі в морі становить негайну проблему до руху корабля, спричиненого хвилями та наявністю сильної турбулентності. Незважаючи на це, проблема управління посадкою вертольота успішно вирішена в [IMS01], вплив вітру збурення не враховуються. Як проаналізовано вище, хоча продуктивність контролерів, розроблених у [WMWD09, MLA09, GSC+09], перевірено на надійність проти вітрових збурень, інформація про збурення не включена в явному вигляді у дизайн управління. Вирішити проблему керування рухом качки автономного вертоліту за наявності горизонтальних поривів вітру, викликав рух підйому моделі автономного гелікоптера, щоб вловити основний вплив коливань тяги в навести [YPG09]. Оцінка поривів вітру розроблена для отримання інформації про рівні поривів вітру за наявності помилок датчика, включаючи вібрацію акселерометра, дрейф акселерометра та похибку вимірювання вертикальної швидкості. Потім надсилається оцінка поривів вітру пропорційний похідний регулятор із зворотним зв'язком для компенсації ефектів від горизонтальних поривів при стабілізації руху вертольоту.

1.5 Методика синтезу регулятора

У розділі 1.2 попередньої глави складні аспекти дизайну керування вертольотом для стабілізації швидкості з усуненням вітрових збурень. Враховуючи мотивацію поряд із природою практичного керування гелікоптером, деякі відповідні інструменти, які використовуються для вирішення поточної проблеми, перераховані тут. Серед іншого, в [DCHB09a] проведено аналіз стабільності Ляпунова використовується для кількісної оцінки впливу зовнішніх збурень в нелінійних системах керування для розробки стратегії прямого керування відхилення збурень. З посиланням на внесок у [DCHB09], наперед задані керуючі вхідні дані, що генеруються підстроюванням моделі гелікоптера, що піддається впливу вітру і використовуються для стабілізації вертольота. У виведенні необхідного і достатнього умова існування надійного стабілізуючого зворотного зв'язку з упередженим зв'язком і поняття п-траєкторії та диференціальних включень відіграють важливу роль у [DCHCB10].

У [DLCHB10, DLCHB] аналізується стабільність входу до стану автономної вертолітної системи на збурення вітром з невизначеністю параметрів. Загалом навіть незважаючи на те, що розроблений контролер є математично обґрунтованим, для перевірки запропонованих методів керування необхідно провести моделювання та фактичне впровадження. Поки тільки у цьому розділі наведено короткий вступ до методів дослідження, докладні кроки та підходи можна згадати в документах, що додаються, як цитується нижче.

2.5.1 Спрощення моделі

Спрощення моделі гелікоптера передбачає обчислення вхідних даних керування таким чином, щоб швидкість зміни стану гелікоптера дорівнює нулю, а результуюча прикладена сила і момент не дорівнює нулю [7]. Розглянемо, наприклад, що вертоліт знаходиться в зависанні за наявності вітру збурення з певною швидкістю в негативному напрямку x (див. рис. 2.3). За-

уважте, що контроль, необхідний для підтримки таких умов польоту, еквівалентний контролю, необхідному, що дозволяє вертольоту летіти в позитивному напрямку x з тією ж швидкістю (як вітер порушення у справі). Таким чином, якщо доступні вимірювання вітрових збурень, контрольні вхідні дані для протидії впливу вітрових збурень можуть бути обчислені за допомогою включаючи вимірювання залежності швидкості вітру в рівняннях балансування [9].

Через складність математичної моделі гелікоптера, яка використовується в підході до керування, запропонованому в [9], впровадження в реальному часі може бути проблемою. Зверніть увагу, що контроль схеми з використанням значень підстроювання передбачає досконале знання установки, якою потрібно керувати точні вимірювання стану та збурень. Таким чином, будь-яка невідповідність моделі або неточності вимірювання можуть вплинути на роботу контролера.

2.5.2 Стійкість по Ляпунову

Як пояснювалося в попередньому розділі, у лінійній системі керування SISO ефект, який є збуренням на виході у відомий за умови, що вимірювання збурення d доступні і відома динаміка D збурення (див. рис. 1.1). Важливість знання впливу збурень у лінійних системах керування легко помітити оскільки конструкція прямого контролера C_{ff} передбачає скасування вплив завад на вихід. Однак у нелінійній системі керування (див., наприклад, (6.1)), оскільки збурення w є лише одним із аргументів нелінійної функції f , спроба розробити контролер прямого зв'язку для повного придушення завад, які можуть бути пом'якшені через відсутність інформації про те, як на вихід фактично впливає збурення.

З огляду на критерій стійкості Ляпунова, якщо існує пара управління Ляпунов, як описано в [9, визначення 2] для нелінійних систем, які там розглядаються, з нулем на вхід збурення, асимптотична керованість не гарантується за наявності ненульового порушення. З огляду на це, визначено поняття ефекту збурення для нелінійних систем. Як зазначено в [09а, Визначення 3],

ефект збурювання приймається як різниця між похідною стану системи керування з ненульовим збуренням і похідна стану асимптотично керованої беззбуреної нелінійної системи з контролем зі зворотним зв'язком. Зі встановленням поняття ефекту збурення для нелінійних систем, пропонується схема прямого керування, щоб звести нанівець вплив завад і зберігають асимптотичну керованість.

Підвішений вантаж створює високий ризик коливань, викликаних пілотом, що може призвести до небезпечних ситуацій ([12]). Крім того, можуть виникати нестійкі коливання та високі швидкості завдяки різним аеродинамічним формам підвішеного навантаження. Таким чином, від гелікоптерів пі багато і від аерокосмічної промисловості в цілому, великий інтерес виникає до технологій, які можуть вирішити проблему в експлуатації вертольота з підвісним навантаженням.

Основна увага цього дослідження зосереджена на сприянні підвісному навантаженню при польотах на автономних вертольотах для перевезення важливих вантажів. Це характеризується системою підвіски, яка використовує одну точку кріплення на вертольоті та коли невідомі або невизначені параметри підвісного навантаження. Крім того, для перевезення звичайних вантажів немає спеціальних вимог щодо відстеження підвішеного вантажу, але має бути забезпечений стабільний та безпечний політ.

Вихідне регулювання сигналів та надійна стабілізація за допомогою ланцюга інтеграторів забезпечена насиченим керуванням, незважаючи на те, що контрольний варіант базується на спрощеній моделі при моделюванні.

Реалізація контролера в моделі більшої складності показує задовільну ситуацію у стабілізації руху вертольоту за наявності визначеності у моделі та параметрах системи.

2. ЗАМКНУТІ ОПТИМІЗОВАНІ (ОПТИМАЛЬНІ) СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ БАГАТОМІРНИХ НЕЛІНІЙНИХ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ ПРИ СТОХАСТИЧНИХ ВПЛИВАХ

Для вирішення завдань синтезу систем стабілізації швидкості автономних гелікоптерів в потрібній точці простору як нелінійних об'єктів при стохастичних впливах необхідно скористатися рядом положень, викладених у п'ятому розділі монографії [4] і безпосередньо пов'язаних з розв'язаннями задач порежимної структурної ідентифікації і стабілізації нелінійних об'єктів та отриманими при цьому результатами. Базовий режим роботи об'єкта відзначений як горизонтальний політ. Вважаючи, що в базовому режимі роботи рух об'єкта стабілізації (рис. 2.2) описується системою рівнянь (2.3), а збурення виразом (2.6), модель динаміки нелінійного об'єкта може бути такою, як у формулі (2.6).

2.1. Особливості постановок задач синтезу оптимізованих (оптимальних) систем стеження з урахуванням багатовимірних нелінійних рухомих об'єктів при стохастичних впливах

У розглянутих завданнях вважається, що автономний гелікоптер розглядається як рухомий багатовимірний нелінійний об'єкт, схильний до дії на нього стохастичних збурень, з допомогою вектора вітру.

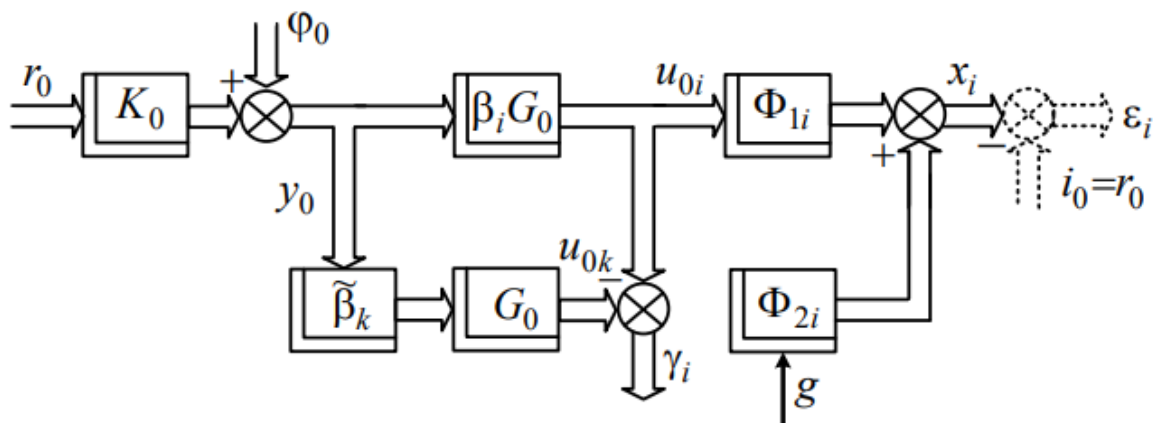


Рис. 2.1. Структурна схема досліджуваної стохастичної

системи корекції з нелінійним об'єктом

Автономний гелікоптер виведений у потрібну точку простору з заданою швидкістю і підлягає утриманню (стабілізації) у ньому. На етапах стабілізації покладаються вже відомими порежимні моделі динаміки об'єкта, що досліджується, як при детермінованих, так і при випадкових стаціонарних діючих обуреннях, отримані на відповідних етапах структурної ідентифікації об'єкта (глава 1 монографії [4]).

Структурна схема описаної стохастичної системи стеження зображено на рис. 2.2.

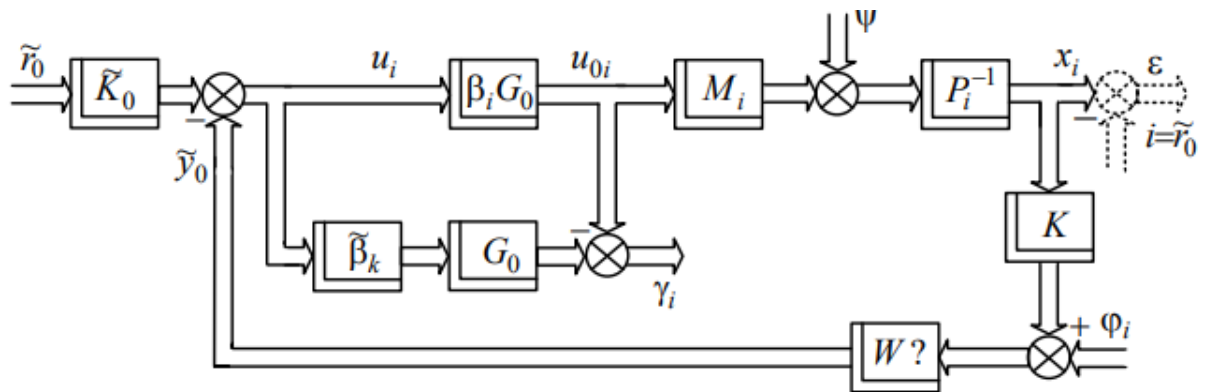


Рис. 2.2. Структурна схема досліджуваної стохастичної система стеження з нелінійним об'єктом

У досліджуваному режимі стеження (режим «1») коефіцієнт підібраний так, щоб вектор був близький до нуля. Крім того, вектор перешкод вимірювань виходів об'єкта повинен бути перетворений на систему. На вхід системи подається вектор, що задає програмне положення об'єкта в просторі за допомогою пристрою з матрицею передатних функцій K . Вихідне положення об'єкта стабілізації порівнюється з програмним і при цьому утворюється вектор помилок управління з частотною характеристикою. на рис. 2.3.

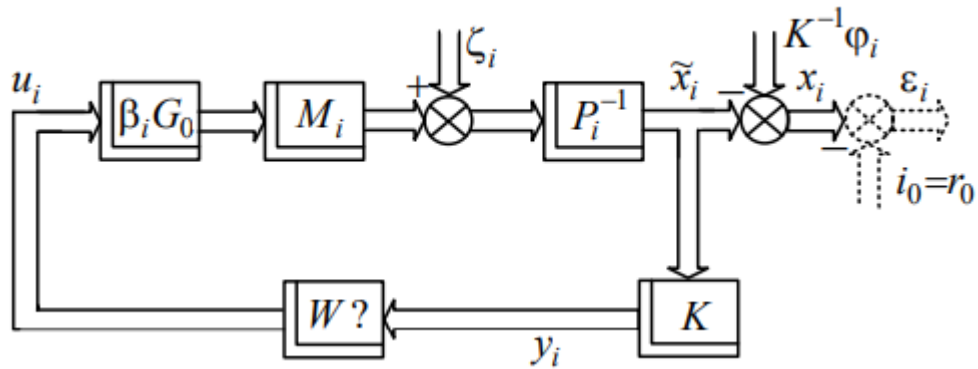


Рис. 2.3. Структурна схема перетвореної системи стабілізації

На рис. 2.3 введено еквівалентну дію, яка в даному варіанті завдання дорівнює

$$\zeta_i = M_i (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 \tilde{r}_0 + \psi + P_i^{-1} K \phi_i, \quad \psi = \Psi_0 g,$$

де – K матриця передавальних функцій вимірювального пристрою об'єкта.

Вважається також, що характеристика вектора сигналів керування дорівнює

$$u_i = F_{u_i} \zeta_i,$$

де – матриця передавальних функцій замкнутого контуру з управління, а характеристика вектора дорівнює

$$\tilde{x}_i = F_{\tilde{x}_i} \zeta_i,$$

де - матриця передавальних функцій замкнутого контуру від обурення до виходу об'єкта.

Очевидно, що матриці пов'язані і рівняннями

$$F_{\tilde{x}} = P_i^{-1} (M_i F_{u_i} + E_n), \quad F_u = W K^{-1} F_{\hat{x}},$$

де – W шукана в задачі матриця передавальних функцій регулятора.

Характеристика вектора вихідних сигналів об'єкта, що стабілізується, дорівнює

$$\begin{aligned}
x_i &= \tilde{x}_i - K^{-1}\varphi_i = P_i^{-1}[M_i(\beta_i G_0)u_i + \zeta_i] - K^{-1}\varphi_i = \\
&= P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)F_{u_i}\zeta_i + P_i^{-1}\zeta_i - K^{-1}\varphi_i = \\
&= P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)F_{u_i}\zeta_i + P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)\tilde{K}_0\tilde{r}_0 + \\
&+ P_i^{-1}\psi + K\varphi_i - K\varphi_i = P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)F_{u_i}\zeta_i + \\
&+ P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)\tilde{K}_0\tilde{r}_0 + P_i^{-1}\Psi_0 g,
\end{aligned}$$

а характеристику вектора сигналів управління u_i следует записати так:

$$u_i = \tilde{F}_{u_i}\zeta_i, \quad u_{i*} = \tilde{\zeta}_{i*}F_{u_{i*}}.$$

рівняння (6.5) можна записати так

$$\begin{aligned}
x_i &= \Phi_{1i}F_{u_i}\zeta_i + \Phi_{2i}g + P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)\tilde{K}_0\tilde{r}_0, \\
x_{i*} &= \tilde{\zeta}_{i*}F_{u_{i*}}\Phi_{1i*} + g\Phi_{2i*} + \tilde{r}_{0*}\tilde{K}_{0*}(\beta_i G_{0*})M_{i*}P_{i*}^{-1},
\end{aligned}$$

а характеристику вектора помилки стабілізації привести до такого вигляду

$$\begin{aligned}
\varepsilon &= \bar{x}_i - \tilde{r}_0 = \Phi_{1i}F_{u_i}\zeta_i + [P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)\tilde{K}_0 - E_n]\tilde{r}_0 + \bar{\Phi}_{2i}g; \\
\varepsilon_* &= z_{i*}\overset{\circ}{F}_{u_{i*}}\Phi_{1i*} + \tilde{r}_{0*}[\tilde{K}_{0*}(\beta_i G_{0*})M_{i*}P_{i*}^{-1} - E_n] + g_*\bar{\Phi}_{2i*}.
\end{aligned}$$

Якщо враховуються лише детерміновані дії, то характеристики вектора (2.8) матимуть вигляд

$$\begin{aligned}
\bar{\varepsilon}_i &= \bar{\Phi}_{1i}\bar{F}_{u_i}\bar{\zeta}_i + [P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)\tilde{K}_0 - E_n]\bar{r}_0 + \bar{\Phi}_{2i}; \\
\bar{\varepsilon}_{i*} &= \bar{\zeta}_{i*}\bar{F}_{u_{i*}}\bar{\Phi}_{1i*} + \bar{r}_{0*}[\tilde{K}_{0*}(\beta_i G_{0*})M_{i*}P_{i*}^{-1} - E_n] + \bar{\Phi}_{2i*},
\end{aligned}$$

Вирази (6.7) для випадкових стаціонарних впливів на об'єкт мають вигляд

$$\begin{aligned}
\overset{\circ}{\varepsilon}_i &= \Phi_{1i}\overset{\circ}{F}_{u_i}\overset{\circ}{\zeta}_i + [P_i^{-1}M_i(\beta_i G_0)\tilde{K}_0 - E_n]\overset{\circ}{r}_0 + \Phi_{2i}\Delta; \\
\overset{\circ}{\varepsilon}_{i*} &= \overset{\circ}{\zeta}_{i*}\overset{\circ}{F}_{u_{i*}}\overset{\circ}{\Phi}_{1i*} + \overset{\circ}{r}_{0*}[\tilde{K}_{0*}(\beta_i G_{0*})M_{i*}P_{i*}^{-1} - E_n] + \Delta_*\overset{\circ}{\Phi}_{2i*}.
\end{aligned}$$

Вираз (6.6), коли він відноситься до обліку випадкових впливів на об'єкт, має вигляд

$$\dot{u}_i = \overset{\circ}{F}_{u_i} \overset{\circ}{\zeta}_i, \quad \dot{u}_{i*} = \overset{\circ}{\zeta}_{i*} \overset{\circ}{F}_{u_{i*}}.$$

Функціонал якості стабілізації об'єкта при детермінованих впливах матиме вигляд

$$\bar{I}_c = \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr}(\bar{\varepsilon}_i \bar{\varepsilon}_{i*} \bar{R}_c + \bar{u}_i \bar{u}_{i*} \bar{C}_c) ds, \quad s = j\omega,$$

а функціонал якості стабілізації об'єкта при випадкових стаціонарних впливах набуде вигляду

$$\hat{e}_c = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} \text{tr} \left(S'_{\varepsilon_i \varepsilon_i} \overset{\circ}{R}_c + S'_{u_i u_i} \overset{\circ}{C}_c \right) ds.$$

Відповідно до теореми Вінера – Хінчина транспонована матриця спектральних щільностей вектора з урахуванням некорелювання ряду сигналів повинна мати вигляд

$$\begin{aligned} S'_{\varepsilon_i \varepsilon_i} &= \langle \overset{\circ}{\varepsilon}_i \overset{\circ}{\varepsilon}_{i*} \rangle = \langle \{ \overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} \overset{\circ}{\zeta}_i + [P_i^{-1} M_i (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - E_n] \times \\ &\times \tilde{r}_0 + \overset{\circ}{\Phi}_{2i*} \Delta \} \{ \overset{\circ}{\zeta}_{i*} \overset{\circ}{F}_{u_{i*}} \overset{\circ}{\Phi}_{1i*} + \tilde{r}_{0*} [\tilde{K}_{0*} (\beta_i G_{0*}) M_{i*} P_{i*}^{-1} - \\ &- E_n] + \Delta_* \overset{\circ}{\Phi}_{2i*} \} \rangle = \overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} S'_{\zeta_i \zeta_i} \overset{\circ}{F}_{u_{i*}} \overset{\circ}{\Phi}_{1i*} + \overset{\circ}{\Phi}_{1i} \overset{\circ}{F}_{u_i} S'_{\tilde{r}_0 \tilde{r}_0} \times \\ &\times [\tilde{K}_{0*} (\beta_i G_{0*}) M_{i*} P_{i*}^{-1} - E_n] + O_{n \times m} + [P_i^{-1} M_i (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - E_n] \times \\ &\times S'_{\tilde{r}_0 \zeta_i} \overset{\circ}{F}_{u_{i*}} \overset{\circ}{\Phi}_{1i*} + O_{n \times n} + [P_i^{-1} M_i (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - E_n] S'_{\tilde{r}_0 \tilde{r}_0} \times \\ &\times [\tilde{K}_{0*} (\beta_i G_{0*}) M_{i*} P_{i*}^{-1} - E_n] + \overset{\circ}{\Phi}_{2i} \overset{\circ}{\Phi}_{2i*} \frac{\sigma_{\Delta}^2}{\pi}, \end{aligned}$$

Для вирішення цього завдання необхідно підставити у функціонал (6.11) вирази (6.6) - (6.8). Підстановка приведе функціонал (6.11) до такого виду

$$\begin{aligned}
\bar{I}_{ci} &= \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr \left((\{\bar{\Phi}_{1i} \bar{F}_{u_i} \bar{\zeta}_i + [P_i^{-1} M_i (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - \right. \\
&- E_n] \tilde{r}_0 + \bar{\Phi}_{2i} \} \{ \bar{\zeta}_{i^*} \bar{F}_{u_i^*} \bar{\Phi}_{1i^*} + \tilde{r}_{0^*} [\tilde{K}_{0^*} (\beta_i G_{0^*}) \times \\
&\times M_{i^*} P_{i^*}^{-1} - E_n] + \bar{\Phi}_{2i^*} \} \bar{R}_c + \bar{F}_{u_i} \bar{\zeta}_i \bar{\zeta}_{i^*} \bar{F}_{u_i^*} \bar{C}_c) \} ds = \\
&= \{ \bar{\Phi}_{1i} \bar{F}_{u_i} \bar{\zeta}_i \bar{\zeta}_{i^*} \bar{F}_{u_i^*} \bar{\Phi}_{1i^*} + \bar{\Phi}_{1i} \bar{F}_{u_i} \bar{\zeta}_i \tilde{r}_{0^*} [\tilde{K}_{0^*} (\beta_i \bar{G}_{0^*}) \times \\
&\times M_{i^*} P_{i^*}^{-1} - E_n] + \bar{\Phi}_{1i} \bar{F}_{u_i} \bar{\zeta}_i \bar{\Phi}_{2i^*} + [P_i^{-1} M_i (\beta_i \bar{G}_0) \times \\
&\times \tilde{K}_0 - E_n] \tilde{r}_0 \bar{\zeta}_{i^*} \bar{F}_{u_i^*} \bar{\Phi}_{1i^*} + \bar{\Phi}_{2i} \bar{\zeta}_{i^*} \bar{F}_{u_i^*} \bar{\Phi}_{1i^*} + \\
&+ [P_i^{-1} M_i (\beta_i \bar{G}_0) \tilde{K}_0 - E_n] \tilde{r}_0 \tilde{r}_{0^*} [\tilde{K}_{0^*} (\beta_i \bar{G}_{0^*}) \times \\
&\times M_{i^*} P_{i^*}^{-1} - E_n] + [P_i^{-1} M_i (\beta_i \bar{G}_0) \tilde{K}_0 - E_n] \tilde{r}_0 \bar{\Phi}_{2i^*} + \\
&+ \bar{\Phi}_{2i} \tilde{r}_0 [\tilde{K}_{0^*} (\beta_i \bar{G}_{0^*}) M_{i^*} P_{i^*}^{-1} - E_n] + \bar{\Phi}_{2i} \bar{\Phi}_{2i^*} \} \bar{R}_c + \\
&+ \bar{F}_{u_i} \bar{\zeta}_i \bar{\zeta}_{i^*} \bar{F}_{u_i^*} \bar{C}_c) \} ds.
\end{aligned}$$

Як і раніше, завдання синтезу оптимізованої структури матриці вирішується методом Вінера – Колмогорова. Необхідно визначити першу варіацію функціоналу (6.15), і навіть умова тотожної рівності її нулю.

Перша варіація функціоналу (6.15) має вигляд

$$\begin{aligned}
\delta \bar{I}_{ci} &= \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr \left((\{\bar{\Phi}_{1i^*} \bar{R}_c \bar{\Phi}_{1i} + \bar{C}_c\} \bar{F}_{u_i} \bar{\zeta}_i \bar{\zeta}_{i^*} + \right. \\
&+ \bar{\Phi}_{1i^*} \bar{R}_c [P_i^{-1} M_i (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - E_n] \tilde{r}_0 \bar{\zeta}_{i^*} + \\
&+ \bar{\Phi}_{1i^*} \bar{R}_c \bar{\Phi}_{2i} \bar{\zeta}_{i^*} \} \delta \bar{F}_{u_i^*} + \delta \bar{F}_{u_i} \{ \bar{\zeta}_i \bar{\zeta}_{i^*} \bar{F}_{u_i^*} (\bar{\Phi}_{1i} \bar{R}_c \bar{\Phi}_{1i^*} + \bar{C}_c) + \\
&+ \bar{\zeta}_i \tilde{r}_{0^*} [\tilde{K}_{0^*} (\beta_i G_{0^*}) M_{i^*} P_{i^*}^{-1} - E_n] \bar{R}_c \bar{\Phi}_{1i} + \bar{\zeta}_i \bar{\Phi}_{2i^*} \bar{R}_c \bar{\Phi}_{1i} \} \} ds.
\end{aligned}$$

З урахуванням дівісівських операцій факторизації та сепарації матриць [27] та виразів (6.7) доцільно ввести в варіацію (6.16) наступні позначення

$$\begin{aligned}
\bar{\Gamma}_{ci^*} \bar{\Gamma}_{ci} &= \bar{\Phi}_{1i^*} \bar{R}_c \bar{\Phi}_{1i} + \bar{C}_0; \quad \tilde{D}_{0i} \tilde{D}_{0i^*} \approx \bar{\zeta}_i \bar{\zeta}_{i^*}; \\
\bar{T}_{ci} &= \bar{T}_{c0} + \bar{T}_{c+} + \bar{T}_{c-} = \\
&= (\bar{\Gamma}_{ci})^{-1} \bar{\Phi}_{1i} \bar{R}_c \{ [P_i^{-1} M_i (\beta_i G_0) \tilde{K}_0 - E_n] \tilde{r}_0 \bar{\zeta}_{i0} + \bar{\Phi}_{2i} \bar{\zeta}_{i^*} \}.
\end{aligned}$$

У розглянутому варіанті завдання у вигляді особливості матриці (її детермінант дорівнює нулю), матриця визначається лише приблизно. Тому структура шуканої матриці буде не оптимальною, а лише оптимізованою.

З урахуванням позначень (6.17) варіація (6.16) набуде вигляду

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

$$\begin{aligned}
\delta \bar{I}_{ci} &= \frac{1}{2\pi j} \int_{-j\infty}^{j\infty} tr [\bar{\Gamma}_{ci^*} (\bar{\Gamma}_{ci} \bar{F}_{u_i} \tilde{D}_{ci} + \bar{T}_{ci}) \tilde{D}_{ci^*} \delta \bar{F}_{u_i^*} + \\
&+ \delta \bar{F}_{u_i} \tilde{D}_{ci} (\tilde{D}_{ci^*} \bar{F}_{u_i^*} \bar{\Gamma}_{ci^*} + \bar{T}_{ci^*}) \bar{\Gamma}_{ci}] ds,
\end{aligned}$$

Алгоритм синтезу оптимізованої структури таких

$$\begin{aligned}
S'_{\zeta_i \zeta_i} &= \langle \overset{\circ}{\zeta}_i \overset{\circ}{\zeta}_{i^*} \rangle = \\
&= \langle [M_i(\beta_i G_0) \tilde{K}_0 \tilde{r}_0 + \psi + P_i K_{1i}^{-1} \varphi_i] \times \\
&\times [\tilde{r}_{0^*} \tilde{K}_{0^*}(\beta_i G_{0^*}) M_{i^*} + \psi_{i^*} + \varphi_{i^*} K_{i^*}^{-1} P_i] \rangle = \\
&= M_i(\beta_i G_0) \tilde{K}_0 S'_{\tilde{r}_0 \tilde{r}_0} \tilde{K}_{0^*}(\beta_i G_{0^*}) M_{i^*} + \\
&+ Y_0 Y_{0^*} \frac{\sigma_{\Delta}^2}{\pi} + P_i^{-1} K^{-1} S'_{\varphi_i \varphi_i} K_{i^*}^{-1} P_{i^*}.
\end{aligned}$$

а шукана оптимізована структура регулятора в системі набуде вигляду

$$\hat{W} \approx \hat{F}_{u_i} [\hat{\Phi}_{1i} \hat{F}_{u_i} + E_n]^{-1} \cdot \bar{P}_i \cdot K^{-1}$$

де матриця F визначається виразом (6.18).

Таким чином, завдання синтезу оптимізованої структури регулятора в системі стеження нелінійним об'єктом при детермінованих та стохастичних збуреннях вирішена, а кінцевий алгоритм використовується для синтезу системи стабілізації.

2.2. Алгоритм структурної ідентифікації моделей динаміки багатовимірного нестійкого об'єкта у складі стійкої слідкуючої системи при стаціонарних випадкових впливах.

Даний підпункт присвячено обґрунтуванню алгоритму структурної ідентифікації багатовимірного нестійкого об'єкту, управління увімкненого в контур слідкуючої системи (рис. 2.8), при стаціонарних багатовимірних програмному сигналі r , шумах завдання програми та вимірювачів φ_1 і φ_2 відповідно, та збуреннях ψ . Припустимо існування такої системи у складі K_1 – матриці передаточних функцій задатчиків програми, K_2 – матриці передаточних функцій вимірювачів, W_1 , W_2 – матриць передаточних функцій регулятора, M і P – як і раніше, поліноміальних матриць об'єкта. Будемо вважати також, що інформація про динамічні характеристики вказаних вище елементів відсутня, допускається наявність нестійких нулів полінома-визначника мат-

риці P , матриці передаточних функцій зворотного зв'язку (W_2, K_2) та замкнена система „об'єкт-регулятор” – стійкі. В результаті експерименту отримані записи реалізацій усіх компонентів векторів r_1, u і x , які в разі стійкості замкненої системи є стаціонарними випадковими процесами. Для постановки задачі за аналогією з базовим алгоритмом будемо

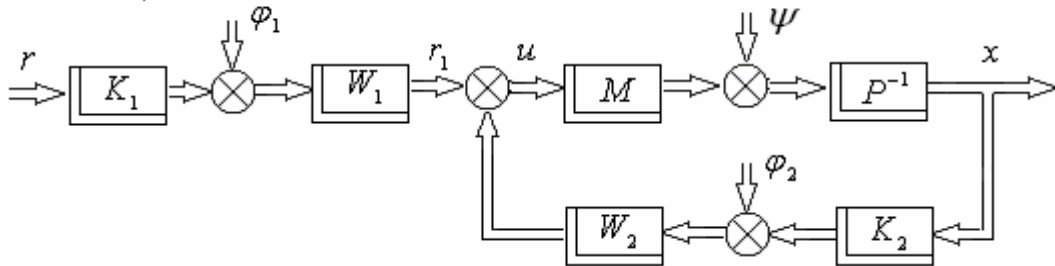


Рис. 2.8 Структурна схема багатовимірної слідкуючої системи

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

$$Px = Mu + \psi,$$

(2.87)

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

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

Припустимо, що шуми датчиків φ_2 нескінченно малі, та введемо наступні позначення: Ψ - матриця передаточних функцій n – вимірного формуючого фільтру, така, що

$$\psi = \Psi \Delta, \quad (2.88)$$

де Δ – вектор одиничних δ -корельованих білих шумів; W_z – невідома матриця передаточних функцій зворотного зв'язку розміру $m \times n$, пов'язана з елементами схеми на рис. 2.8 рівнянням

$$W_z = W_2 K_2; \quad (2.89)$$

x_0 – вектор вихідних координат розширеного об'єкта ідентифікації розмірності $2n$

$$x_0 = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}, \quad (2.90)$$

в якому $y=r$ (фіктивний вектор);

$\psi_0 - 2n$ – вектор розширених впливів на систему

$$\psi_0 = \begin{bmatrix} \Psi & O_n \\ O_n & E_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \\ r \end{bmatrix}; \quad (2.91)$$

W – матриця передаточних функцій регулятора розміру $m \times 2n$ $W=[W_2 K_2 W_1 K_1]$ така, що

$$u = Wx_0. \quad (2.92)$$

В такому разі, рівняння руху розширеного об'єкта представляється у вигляді

$$P_0 x_0 = M_0 u + \psi_0, \quad (2.93)$$

де P_0, M_0 – поліноміальні матриці розміру $2n \times 2n$ та $2n \times m$, відповідно, виду

$$P_0 = \begin{bmatrix} P & O_n \\ O_n & E_n \end{bmatrix}, \quad M_0 = \begin{bmatrix} M \\ O_{n \times m} \end{bmatrix}. \quad (2.94)$$

По аналогії з роботами [22, 113] визначимо матриці передаточних функцій системи (рис. 2.8) від розширеного збурення ψ_0 до вектора x_0 F_x та від входу ψ_0 до вектора сигналів управління u F_u як

$$F_x = (P_0 - M_0 W)^{-1}; \quad F_u = W(P_0 - M_0 W)^{-1}. \quad (2.95)$$

Підстановка співвідношень (2.92), (2.94) до рівнянь (2.95) з урахуванням позначень (2.89), (2.91) та застосування формули Фробеніуса для обернення матриць дозволяє встановити, що

$$x_0 = F_x \psi_0 = \begin{bmatrix} F_0^{-1} \Psi \Delta + F_0^{-1} M W_1 K_1 r \\ r \end{bmatrix}, \quad (2.96)$$

$$u = F_u \psi_0 = \left[W_z F_0^{-1} \Psi \quad (E_m + W_z F_0^{-1} M) W_1 K_1 \right] \begin{bmatrix} \Delta \\ r \end{bmatrix}, \quad (2.97)$$

де F_0 – у загальному випадку дробово-раціональна матриця розміру $n \times n$, яка дорівнює сумі

$$F_0 = P - M W_z, \quad (2.98)$$

та визначає стійкість замкненої системи (нулі і полюси її визначника повинні бути розташованими у ЛПП).

Вирази (2.90) і (2.96) дозволяють визначити, що вектор вихідних координат об'єкта (системи) x зв'язаний з вектором r_l та Δ наступним співвідношенням

$$x = F_0^{-1} M r_1 + F_0^{-1} \Psi \Delta. \quad (2.99)$$

Позначимо шукану матрицю передаточних функцій системи як

$$\Phi = [\Phi_{11} \quad \Phi_{12}] = [F_0^{-1} M \quad F_0^{-1} \Psi], \quad (2.100)$$

а також визначимо новий вектор вхідних сигналів системи

$$z = \begin{bmatrix} r_1' \\ \Delta \end{bmatrix}, \quad (2.101)$$

тоді вираз (2.99) можна представити у вигляді

$$x = \Phi z. \quad (2.102)$$

Очевидно, що при знайдених матрицях Φ , W_z та F_0 шукані поліноміальні матриці M , P , які характеризують динаміку нестійкого об'єкта у складі стійкої замкненої системи (рис. 2.8), можуть бути визначені з урахуванням (2.98), (2.100) наступним чином

$$M = F_0 \cdot \Phi_{11}, \quad P = F_0 (E_n + \Phi_{11} W_z), \quad (2.103)$$

а матриця передаточних функцій формуючого фільтру збурень Ψ як

$$\Psi = F_0 \Phi_{12}. \quad (2.104)$$

Таким чином, задача структурної ідентифікації багатовимірного нестійкого динамічного об'єкта у складі стійкої замкненої системи „об'єкт-регулятор” зведена до пошуку структури та параметрів матриці рядка Φ та матриці передаточних функцій зворотного зв'язку W_z за відомими в результаті первинної обробки матрицями спектральних та взаємних спектральних щільностей векторів вихідних сигналів об'єкта (системи) x , сигналів управління u та програмних сигналів r_l .

Вирішення поставленої задачі пропонується здійснювати у три етапи. Мета першого полягає у визначенні матриці Φ , другий етап спрямовано на пошук матриці передаточних функцій зворотного зв'язку W_z , суть третього – розрахунок матриць F_0 , M , P та Ψ на основі рівнянь (2.103), (2.104).

Порівняння виразів (2.99)-(2.102) зі співвідношеннями (2.60)-(2.63) показує, що з точністю до позначень вони співпадають, тому знаходження матриці-рядка Φ на першому етапі вирішення задачі структурної ідентифікації може бути здійснене на основі першого або другого варіанту базового алгоритму (п. 2.2.1). При використанні **першого варіанту** підстановка вектора програмних сигналів r_l замість вектора сигналів управління u та заміна відповідних матриць спектральних та взаємних спектральних щільностей у співвідношеннях (2.66)-(2.71) дозволяють визначити алгоритм обчислення матриці-рядка Φ у вигляді

$$\Phi = R_0 (K_0 + K_+) D^{-1}, \quad (2.105)$$

де R_0 –результат факторизації праворуч [78, 214] вагової матриці R ($R=R_0 * R_0$); D – результат факторизації ліворуч матриці спектральних щільностей вектора z

$$DD^* = S'_{zz}, \quad (2.106)$$

S'_{zz} - транспонована матриця спектральних щільностей, яка по теоремі Вінера-Хінчіна [65], застосованої до вектора (2.101), дорівнює

$$S'_{zz} = \begin{bmatrix} S'_{r1r1} & O_{m \times n} \\ O_{n \times m} & E_n \end{bmatrix}; \quad (2.107)$$

$K_0 + K_+$ - матриця передаточних функцій зі стійкими полюсами, що визначена в результаті сепарації [22, 106, 113] правої частини наступного рівняння

$$K_0 + K_+ + K_- = R_0 S'_{yx} D_*^{-1}, \quad (2.108)$$

причому K_0 - результат ділення поліномів-чисельників добутку матриць правої частини (2.108) на відповідні поліноми-знаменники; K_+ - матриця, елементи якої правильні дроби з полюсами, розташованими у ЛПП; K_- - матриця, елементи якої правильні дроби з полюсами, розташованими у ППП комплексної змінної, а транспонована матриця взаємних спектральних щільностей у відповідності з рівнянням (2.67) визначається як

$$S'_{zx} = (S'_{r1x} \quad S'_{\Delta x}). \quad (2.109)$$

У свою чергу, матриця взаємних спектральних щільностей $S_{\Delta x}$ є результатом вінеровської факторизації праворуч [214] додаткового рівняння зв'язку, отриманого з виразу (2.99) при умові відсутності кореляції між векторами r_l та Δ (знайдено по аналогії з виразом (2.69) пп. 2.2.1) у вигляді

$$S_{x\Delta} S_{\Delta x} = S_{xx} - S_{xr1} S_{r1r1}^{-1} S_{r1x}. \quad (2.110)$$

В такому разі, при відсутності взаємної кореляції між векторами програмних сигналів і збурень по аналогії з процедурою отримання виразів (2.74)-(2.76) можна визначити наступні матриці спектральних щільностей

$$S'_{xx} = F_0^{-1} M S'_{r1r1} M_* F_{0*}^{-1} + F_0^{-1} \Psi S'_{\Delta\Delta} \Psi_* F_{0*}^{-1}; \quad (2.111)$$

$$S'_{r1x} = F_0^{-1} M S'_{r1r1}; \quad S'_{xr1} = S'_{r1r1} M_* F_{0*}^{-1}; \quad (2.112)$$

$$S'_{\psi\kappa} = F_0^{-1} \Psi S'_{\Delta\Delta}; \quad S'_{x\psi} = S'_{\Delta\Delta} \Psi_* F_{0*}^{-1}. \quad (2.113)$$

Зі співвідношень (2.112), знаючи матриці S_{r1r1}' , S_{r1x}' і S_{xr1}' , як результати статистичної обробки експериментальних даних, можна знайти невідому матрицю передаточних функцій системи від сигналів управління u до виходу x

та ермітовоспряжену до неї

$$\Phi_{11} = F_0^{-1} M = S_{r1x}' (S_{r1r1}')^{-1}; \Phi_{11*} = M^* F_0^{-1} = (S_{r1r1}')^{-1} S_{xr1}'. \quad (2.114)$$

Хоча матриця Ψ формуючого фільтра поки не визначена, з рівнянь (2.113) формально можна записати

$$\Phi_{12} = F_0^{-1} \Psi = S_{\psi x}' (S_{\Delta\Delta}')^{-1}; \Phi_{12*} = \Psi^* F_0^{-1} = (S_{\Delta\Delta}')^{-1} S_{x\psi}'. \quad (2.115)$$

Для знаходження матриць передаточних функцій замкненої системи за збуренням тепер необхідно визначити матриці $S_{\psi x}$ і $S_{x\psi}$. Для цього підставимо вирази (2.114) і (2.115) у рівняння (2.111) і отримаємо

$$S_{xx}' = S_{r1x}' (S_{r1r1}')^{-1} S_{xr1}' + S_{\psi x}' (S_{\Delta\Delta}')^{-1} S_{x\psi}'. \quad (2.116)$$

Оскільки у співвідношенні (2.116) невідомі лише матриці $S_{\psi x}$ і $S_{x\psi}$ (матриця $S_{\Delta\Delta}$ одинична), то представимо його як

$$S_{\psi x}' \cdot S_{x\psi}' = S_{xx}' - S_{r1x}' (S_{r1r1}')^{-1} S_{xr1}'. \quad (2.117)$$

Права частина рівняння (2.117) повністю відома за результатами статистичної обробки експериментальних даних. В результаті вінеровської факторизації виразу (2.117) визначаються шукані матриці взаємних спектральних щільностей $S_{\psi x}'$ і $S_{x\psi}'$, після підстановки яких у (2.78) з'являється можливість однозначно розрахувати матриці Φ_{12} і Φ_{12*} .

Таким чином, на першому етапі структурної ідентифікації багатовимірного об'єкта з нестійкими полюсами, що функціонує у стійкій замкненій системі „об'єкт-регулятор”, однозначно визначаються передаточні функції замкненої системи за програмним сигналом та збуренням (Φ_{11} , Φ_{12}).

Для досягнення мети другого етапу структурної ідентифікації – знаходження матриці передаточних функцій зворотного зв'язку системи (рис. 2.8) W_z за експериментальними даними про вектори r_1 , x та u - необхідно ви-

значити матриці взаємних спектральних щільностей S_{xu} та S_{r_lu} між векторами вихідних координат x і сигналів управління u та програмних сигналів r_l і u . В результаті застосування теореми Вінера-Хінчіна [65, 113] до векторів (2.97), (2.99) шукані транспоновані матриці взаємних спектральних щільностей представляються як

$$S'_{xu} = W_z F_0^{-1} \Psi S'_{\Delta\Delta} \Psi^* F_0^{-1} + (E_m + W_z F_0^{-1} M) S'_{r_l r_l} M^* F_0^{-1}, \quad (2.118)$$

$$S'_{r_l u} = (E_m + W_z F_0^{-1} M) S'_{r_l r_l}. \quad (2.119)$$

В результаті розв'язання рівняння (2.119) відносно шуканої матриці отримаємо

$$(E_m + W_z F_0^{-1} M) = S'_{r_l u} (S'_{r_l r_l})^{-1}. \quad (2.120)$$

Підстановка виразів (2.114), (2.115), (2.117) та (2.120) до формули (2.118) дозволяє записати наступне різницеве рівняння для однозначного визначення шуканої матриці W_z за результатами первинної обробки експериментальних даних

$$W_z [S'_{xx} - S'_{r_l x} (S'_{r_l r_l})^{-1} S'_{x r_l}] = S'_{xu} - S'_{r_l u} (S'_{r_l r_l})^{-1} S'_{x r_l}. \quad (2.121)$$

Отже, шукана матриця передаточних функцій зворотного зв'язку визначається за відомими матрицями спектральних та взаємних спектральних щільностей на основі такого співвідношення

$$W_z = [S'_{xu} - S'_{r_l u} (S'_{r_l r_l})^{-1} S'_{x r_l}] [S'_{xx} - S'_{r_l x} (S'_{r_l r_l})^{-1} S'_{x r_l}]^{-1}. \quad (2.122)$$

Однозначно знайдені таким чином матриці Φ та W_z складають основу виконання третього етапу структурної ідентифікації.

Головною задачею третього етапу структурної ідентифікації, як видно з

аналізу виразів (2.103), (2.144), є знаходження дробово-раціональної матриці F_0 за відомою матрицею-рядком Φ . Очевидно, що дана задача не має однозначного вирішення.

У той же час, матриця передаточних функцій багатовимірного об'єкта стабілізації W_{ob} від входу u до виходу x (рис. 2.8) з урахуванням

(2.103) може бути однозначно знайдена, якщо відомі дробово-раціональні матриці Φ_{11} та W_z за формулою

$$W_{ob} = P^{-1}M = (E_n + \Phi_{11}W_z)^{-1}\Phi_{11}. \quad (2.123)$$

В разі, коли необхідно визначити поліноміальні матриці P , M та матрицю спектральних щільностей неконтрольованих збурень $S_{\psi\psi}$, то одне з можливих еквівалентних рішень може бути отримане в результаті знаходження з (2.123) найбільш простих (з мінімальними степенями(порядками) поліномів) пар матриць P і M .

Якщо елементи рядків знайденої на основі співвідношення (2.123) матриці W_{ob} мають спільні полюси, то для досягнення цієї мети (визначення P , M та $S_{\psi\psi}$) достатньо виконати наступні операції:

- лівостороннє видалення полюсів [214] з матриці передаточних функцій об'єкта W_{ob} та знаходження в результаті еквівалентної поліноміальної матриці P_e ;
- пошук еквівалентної матриці M_e з рівняння (2.123)

$$M_e = P_e W_{ob}; \quad (2.124)$$

- розрахунок за алгоритмом (2.98) еквівалентної дробово-раціональної матриці F_0 за знайденими P_e , M_e і W_z ;
- обчислення транспонованої матриці спектральних щільностей неконтрольованих збурень

$$S'_{\psi\psi} = F_0 \Phi_{12} \Phi_{12}^* F_0^*. \quad (2.125)$$

У випадку, коли в елементах рядка W_{ob} є різні полюси, для пошуку еквівалентних поліноміальних матриць P_e і M_e з мінімальними порядками поліномів доцільно скористатися поняттям лівого і правого MFD представлення [8, 219] матриці передаточних функцій та алгоритмом пошуку даного представлення CMFR, обґрунтованим у роботі [219].

Припустимо, що задана дробово-раціональна матриця G , отже її завжди можна представити у вигляді добутків

$$G = D_L^{-1} N_L = N_R D_R^{-1},$$

де D_L, N_L, D_R, N_R – неособливі поліноміальні матриці відповідної розмірності, для яких виконується умова

$$|D_L| = |D_R|.$$

В такому разі пара матриць D_L, N_L визначає ліве MFD представлення, а пара N_R, D_R – праве MFD представлення. У роботі [219] представлений алгоритм CMFR, який дозволяє знаходити поліноміальні матриці N_R і D_R по заданих N_L, D_L такі, що мають найменші порядки (степені) поліномів.

Отже, для знаходження поліноміальних матриць P та M з найменшими

степенями поліномів пропонується наступний алгоритм:

- шляхом видалення полюсів праворуч представити матрицю передаточних функцій W_{ob} у вигляді

$$W_{ob} = N_R D_R^{-1} \quad (2.126)$$

та знайти діагональну поліноміальну матрицю D_R ;

- на основі алгоритму CMFR за знайденими поліноміальними матрицями N_R і D_R визначити шукані еквівалентні матриці P_e і M_e як ліве MFD представлення таке, що

$$P_e^{-1} M_e = N_R D_R^{-1}. \quad (2.127)$$

Таким чином, поставлена та розв’язана задача структурної ідентифікації лінійного багатовимірного нестійкого об’єкта у складі стійкої слідкуючої системи при стаціонарних випадкових корисних сигналах, збуреннях та завадах.

Якщо при виконанні первинної обробки навігаційної інформації, редукування та складання моделей динаміки векторів „вхід-вихід” об’єкту (рис. 2.7) у вимірних сигналах встановлена наявність нестационарних трендів (2.86), що необмежено зростають та є проявом нестійкості об’єкта ідентифікації, то (п.п. 2.2.2.1) визначення структури та параметрів моделей динаміки об’єкта і неконтрольованих впливів на нього повинно відбуватися в рамках другої технології. Її особливість, як показано вище, полягає в окремому

визначені моделі динаміки стійкої та нестійкої частин об'єкта управління. Структурна ідентифікація моделей динаміки стійкої частини може бути здійснена на основі відомих базових методу та алгоритму (п. 2.2.1). Ідентифікація відповідних моделей нестійкої частини багатовимірного об'єкта потребує розробки нових підходів, алгоритмів та процедур.

3. РЕЗУЛЬТАТИ СИНТЕЗУ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ШВИДКОСТІ ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТУ

3.1 Вихідні дані для розрахунку контролера стабілізації гелікоптера

Задача оцінювання динамічних характеристик сигналів у контурах управління автономним вертольотом для подальшого синтезу з урахуванням визначених вище умов, полягає у тому, щоб за отриманими у результаті натурних випробувань записами компонентів векторів сигналів управління u і вихідних координат x провести наступні дії:

- виділити частину записів компонентів векторів u_0 і x_0 , що відповідає маршовому режиму польоту;
- визначити наявність трендів у вигляді векторів u_{0p} і x_{0p} , що нескінченно зростають, та скласти їх математичні моделі на класі експоненціальних функцій;
- знайти дробово-раціональні матриці спектральних та взаємних спектральних щільностей випадкових складових векторів \tilde{u}_0 і \tilde{x}_0 , що відповідають умові додатної визначеності (2).

Визначення моменту початку маршового режиму руху автономного об'єкта (АО) засноване на результатах аналізу особливостей зміни режимів руху за циклограмою та осцилограмам компонентів векторів з виразів, фрагменти яких наведені у додатку.

Аналіз даних графіків показує, що характерною особливістю руху об'єкта у маршовому режимі навколо центру мас є наявність необмежено зростаючих трендів у записах відхилень кутових координат, яка зумовлена, вочевидь, втратою його стійкості, оскільки сигнали управління мають незмінне та мале середнє, тобто об'єкт нелінійний.

Особливою вихідною координатою є швидкість, зміна значень якої, як відомо (п.1.1.1) залежить від конфігурації об'єкту, роботи двохступінчатого комбінованого двигуна (ДКД) а також зміни положення рульових органів на марші. У такому разі, допустимо вважати, що швидкість руху об'єкту відносно оточуючого середовища має три складові

$$V = V_0 + V_1 + V_2,$$

(3.3)

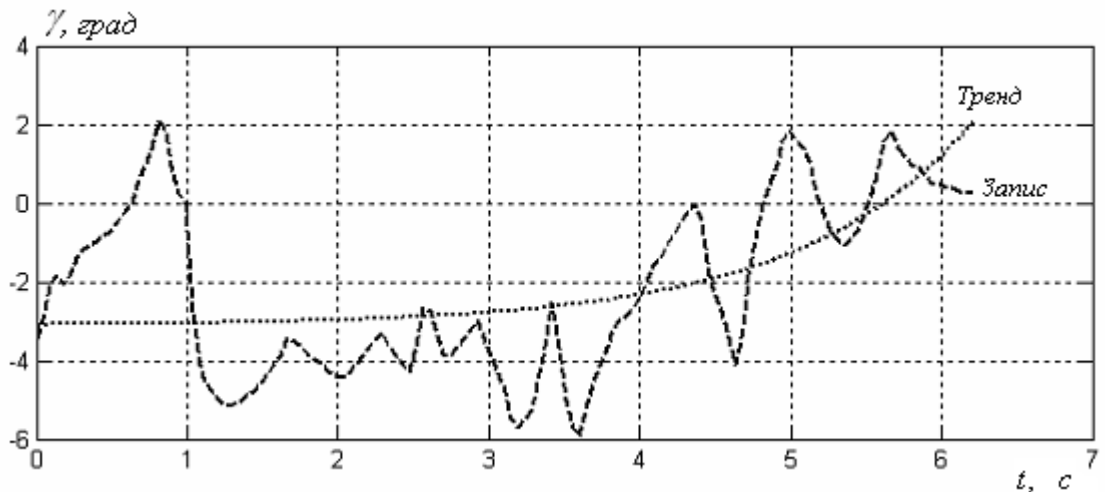


Рис. 3.1 Графіки зміни крену АО та тренду у маршовому режимі

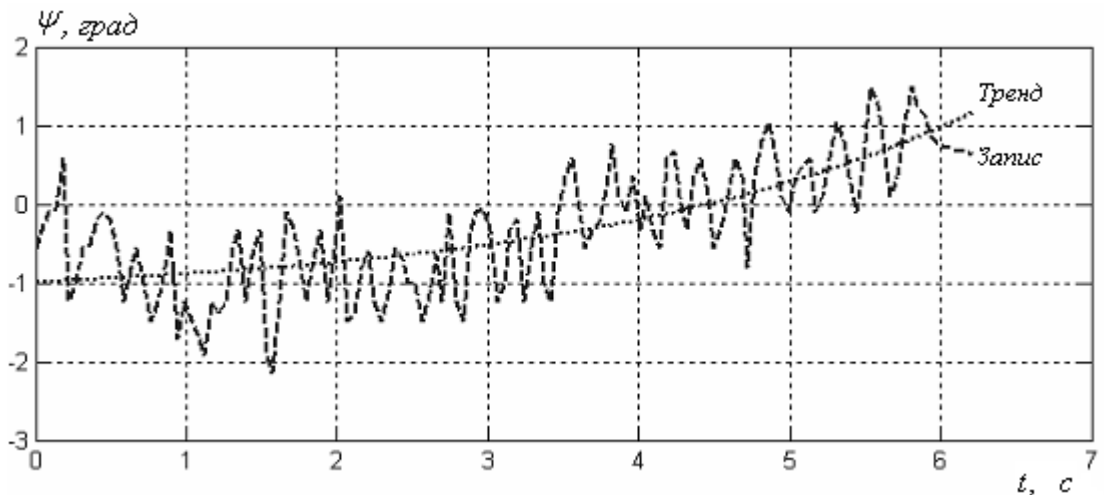


Рис. 3.2 Графіки зміни курсу АО та тренду у маршовому режимі

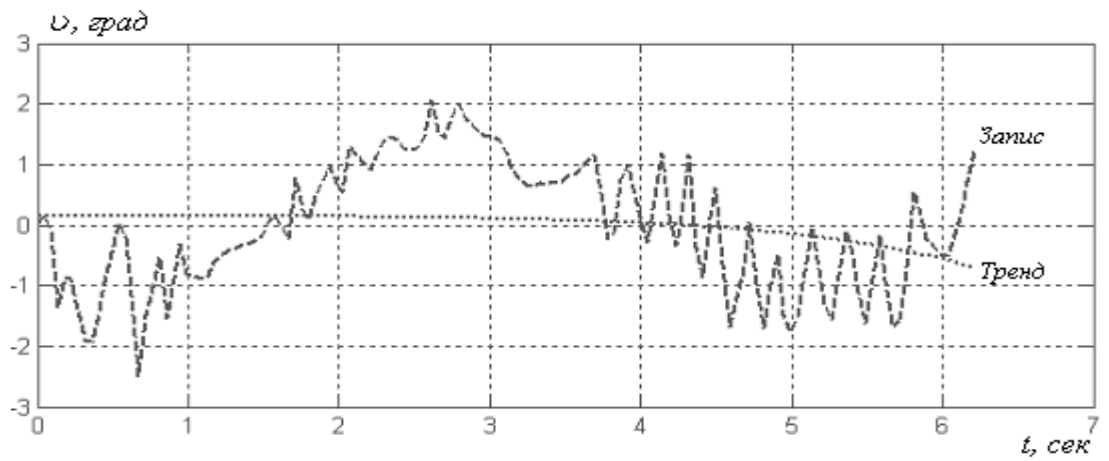


Рис. 3.3 Графіки зміни тангажу АО та тренду у маршовому режимі

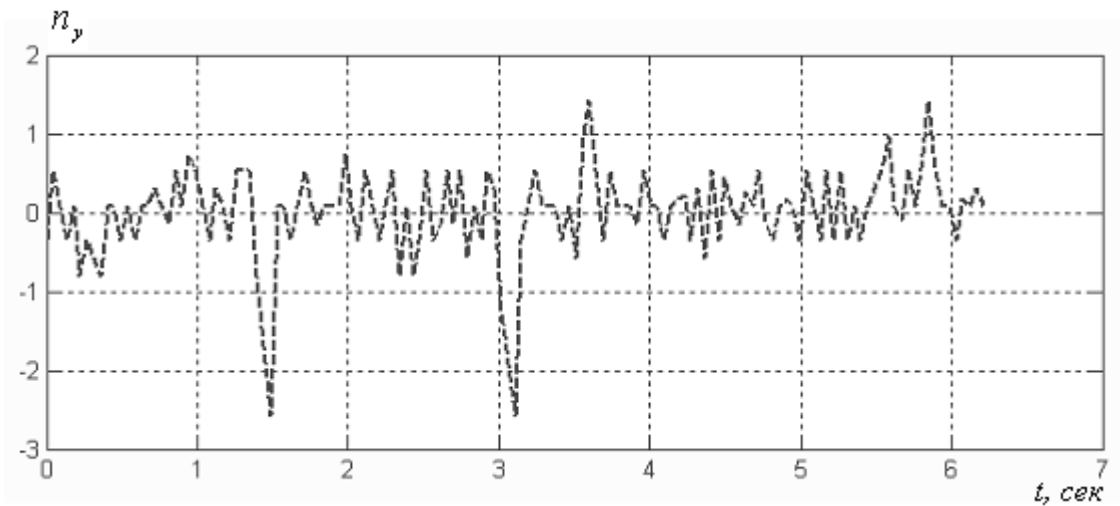


Рис. 3.4 Графік зміни перевантаження n_y АО у маршовому режимі

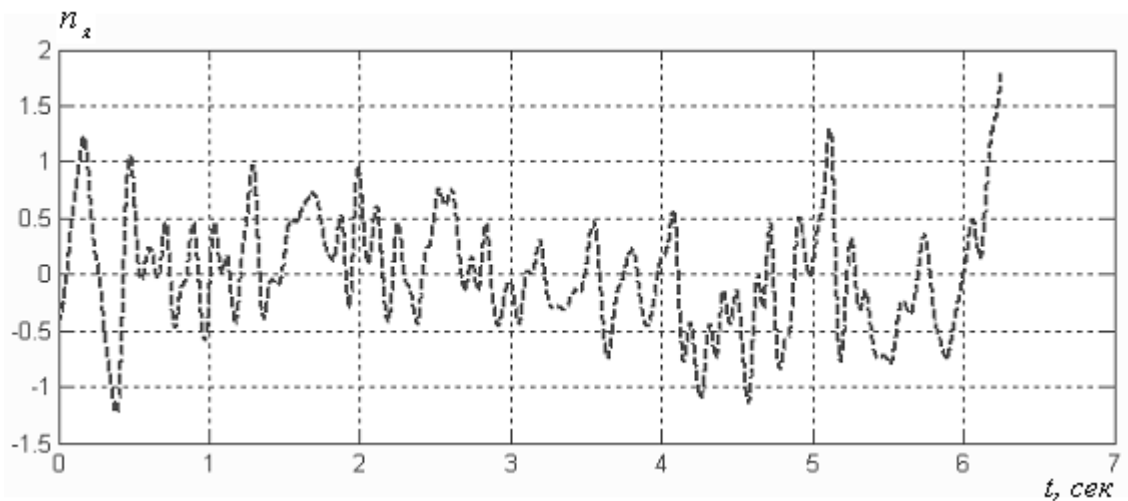


Рис. 3.5 Графік зміни перевантаження n_z АО у маршовому режимі

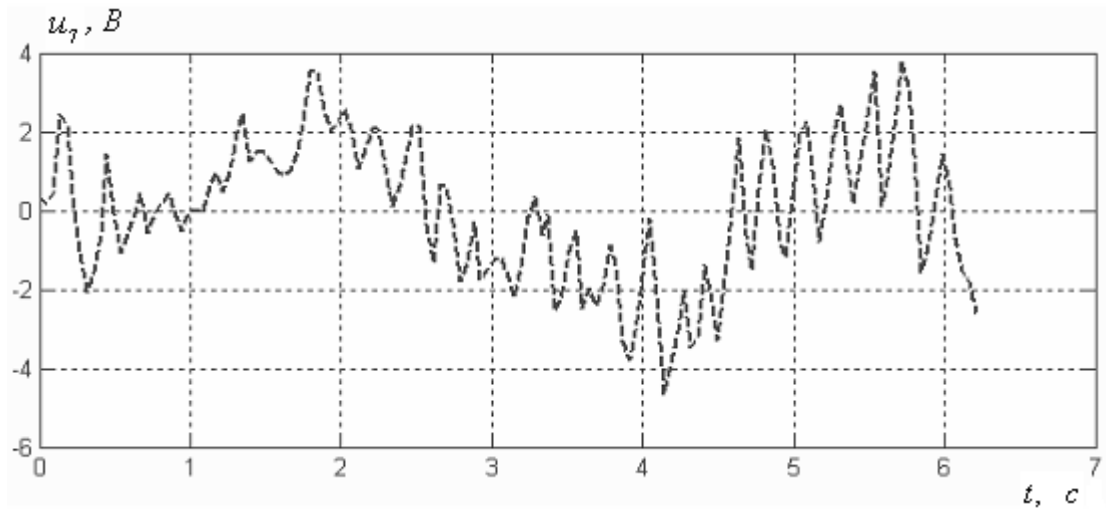


Рис. 3.6 Графік зміни сигналу управління рульовим диском АО у маршовому режимі

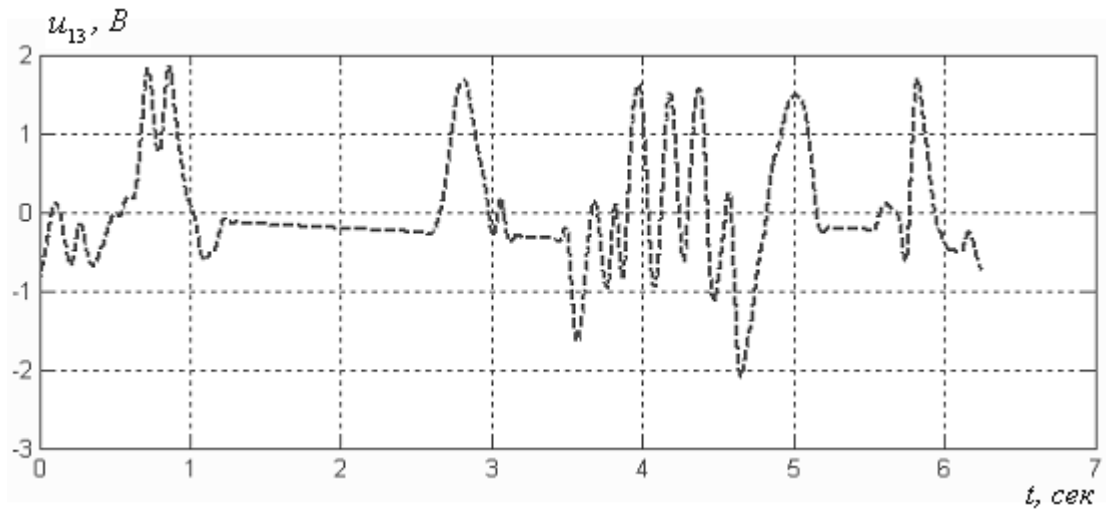


Рис. 3.7 Графік зміни сигналу управління руля АО у маршовому режимі

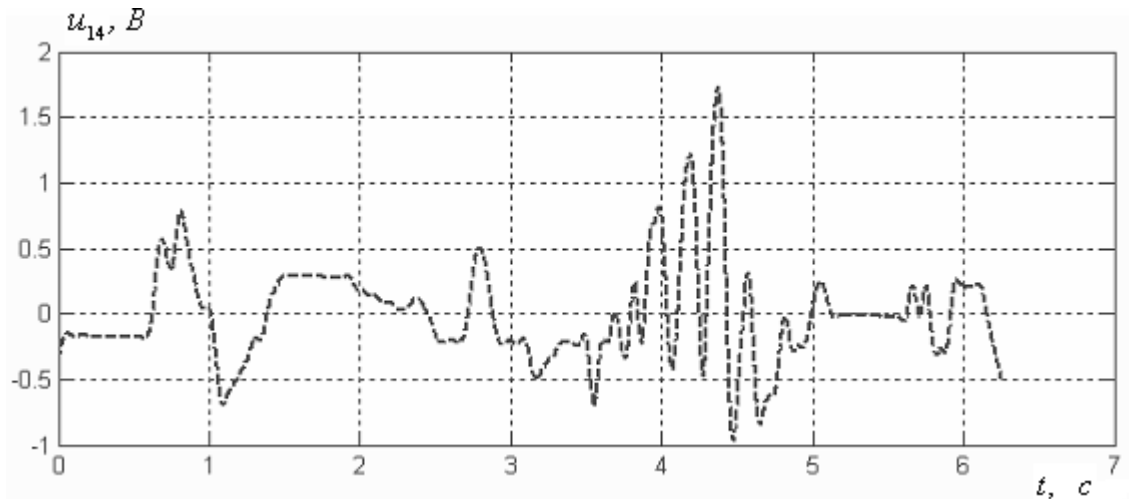


Рис. 3.8 Графік зміни сигналу управління руля АО у маршовому режимі

де V_0 – швидкість за рахунок роботи ДКД з постійною тягою; V_1 – складова швидкості, викликана сходженням стартового двигуна; V_2 – зміна швидкості за рахунок переміщення рульових поверхонь об'єкта.

Перші дві є регулярними трендами, а остання – стаціонарним центрованим випадковим процесом. Графіки зміни V_0 , V_1 і V_2 , отримані в результаті застосування вказаного вище методу усереднення, представлені на рис. 3.9-3.11. Аналіз даних графіків підтверджує, що швидкість руху виробу, який розглядається, у маршовому режимі суттєво залежить від тяги ДКД і його гідродинамічної конфігурації та значно менше змінюється внаслідок рухів рульових органів. У той же час протягом маршу тяга та гідродинамічна конфігурація СКО залишаються майже незмінними, тому у якості вихідних даних про зміну швидкості для вирішення задачі структурної ідентифікації моделей динаміки об'єкту стабілізації у подальшому використана випадкова складова V_2 (рис. 3.11).

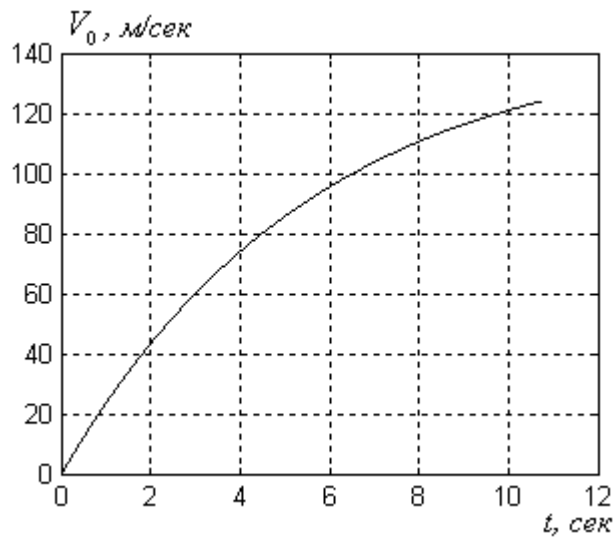


Рис. 3.9 Графік зміни швидкості АО за рахунок роботи ДКД

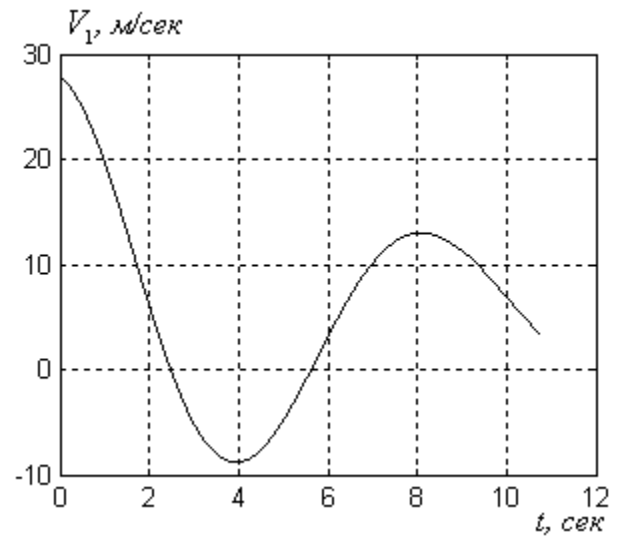


Рис. 3.10 Графік зміни швидкості АО за рахунок сходження двигуна

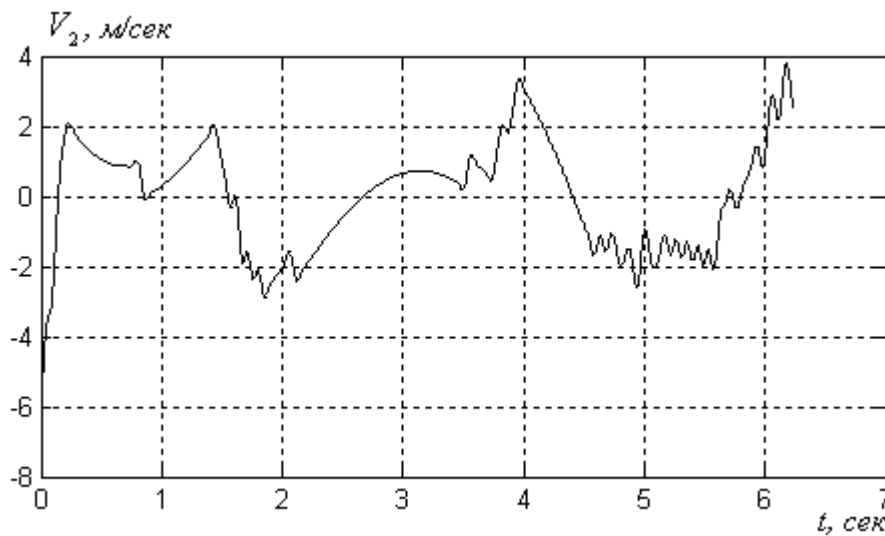


Рис. 3.11 Графік зміни швидкості АО у маршовому режимі за рахунок переміщення рулів

Оскільки у записах відхилень деяких компонентів вектору x_0 виявлені тренди, що необмежено зростають (рис.3.1-рис.3.3), то для подальшого вирішення задачі структурної ідентифікації необхідно застосувати другу запропоновану технологію (п. 2.2.2) та знайти моделі регулярних складових зміни векторів \bar{u}_p і \bar{x}_p у вигляді лінійної комбінації функцій (2.54) на основі

множин значень векторів трендів u_{0p} і x_{0p} у рівновіддалених точках, за методикою з п. 2.1.3.

У результаті її застосування з використанням інструменту *CurveFitting Toolbox* системи *MATLAB* встановлено, що шукані регулярні складові мають вигляд наступних векторів функцій

$$\bar{u}_p = [\bar{u}_{p1} \quad \bar{u}_{p2} \quad \bar{u}_{p3}] = [m_{u7} \quad m_{u13} \quad m_{u14}], \quad (3.4)$$

$$\bar{x}_p = [\gamma_{0p} + \gamma_{1p}e^{\gamma_{2p}t} \quad \psi_{0p} + \psi_{1p}e^{\psi_{2p}t} \quad v_{0p} + v_{1p}e^{v_{2p}t} \quad 0 \quad 0 \quad 0], \quad (3.5)$$

де m_{u7} , m_{u13} , m_{u14} – математичні очікування сигналів управління рулями (табл. 3.1) на початку режиму; γ_{0p} , ψ_{0p} , v_{0p} – початкові значення вихідних координат (табл. 3.1); γ_{1p} , γ_{2p} , ψ_{1p} , ψ_{2p} , v_{1p} , v_{2p} – константи, значення яких наведені у табл. 3.1; t – час з моменту початку маршового режиму.

Таблиця 3.1

Значення параметрів математичних моделей векторів керування регулярних складових

За- метка	$u7$	$u13$	$u14$	$0p$	$1p$	γ_{2p}	$0p$	$1p$	$2p$	$0p$	$1p$	$2p$
				рад	рад	-1	рад	рад	-1	рад	рад	-1
	.029	.284	.217	3,12	,027	,845	1,21	,216	,386	36,34	0,005	,845

Таким чином, визначені моделі динаміки трендів, які пов’язані з нестійкими полюсами досліджуваного об’єкту та дозволяють представити нестационарні вектори вихідних сигналів, отримані в умовах маршового режиму руху АО, як суму регулярної та стаціонарної ергодичної випадкової складових (2.1).

Виконання першого кроку даного алгоритму дозволило розділити реалізації компонентів багатовимірних випадкових процесів \tilde{u}_0 і \tilde{x}_0 на низькочастотну (НЧ) та високочастотну (ВЧ) складові, як це показано на рис. 3.12, рис. 3.13 та у додатку Д.

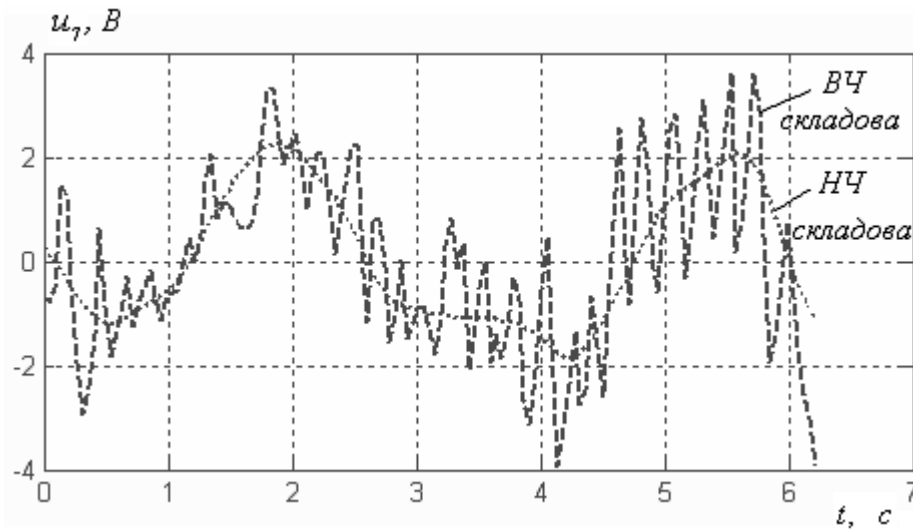


Рис. 3.12 Розділення сигналу управління диском гвинта на дві складові

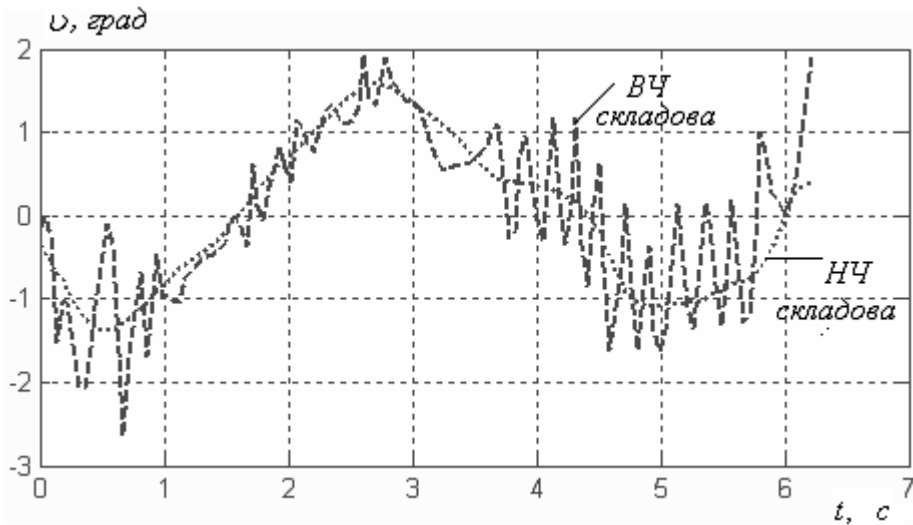


Рис. 3.13 Розділення реалізації зміни кута нахилу гвинта на дві складові

На другому, третьому і четвертому кроках здійснено визначення оцінок елементів матриць C_{uv} , C_{xx} , C_{ux} з виразів (2.56), (2.57) окремо для кожної зі складових, їх композиція та сглажування з допомогою вікна Хеммінга [143, 144, 166] у частотній області. Графіки отриманих оцінок представлені на рис. 3.14-рис. 3.16 та у додатку Д.

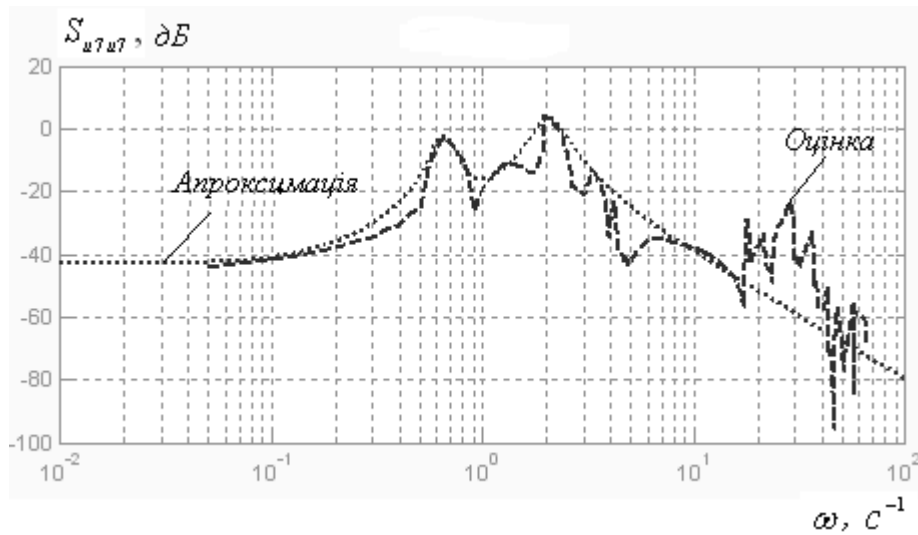


Рис. 3.14 Оцінка C_{u7u7} та апроксимація S_{u7u7} спектральної щільності сигналу управління диском гвинта

Апроксимація елементів відповідних матриць оцінок C_{xx} , C_{uv} , C_{ux} (рис. 3.14-рис. 3.16) за правилом (2.56) з урахуванням вимоги (2.57) на класі дробово-раціональних функцій комплексного аргументу $s=j\omega$ дозволила визначити шукані матриці спектральних щільностей S_{uv} , S_{xx} і S_{ux} .

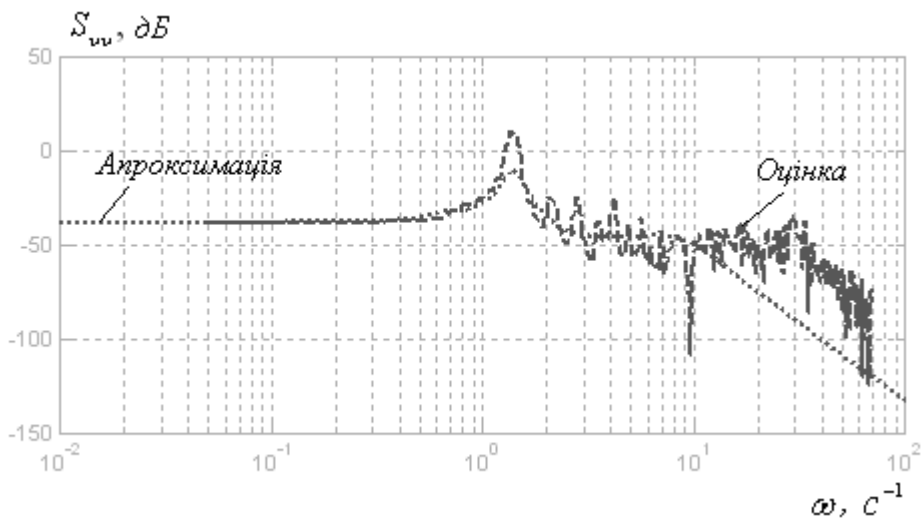


Рис. 3.15 Оцінка C_{vv} та апроксимація S_{vv} спектральної щільності коливань

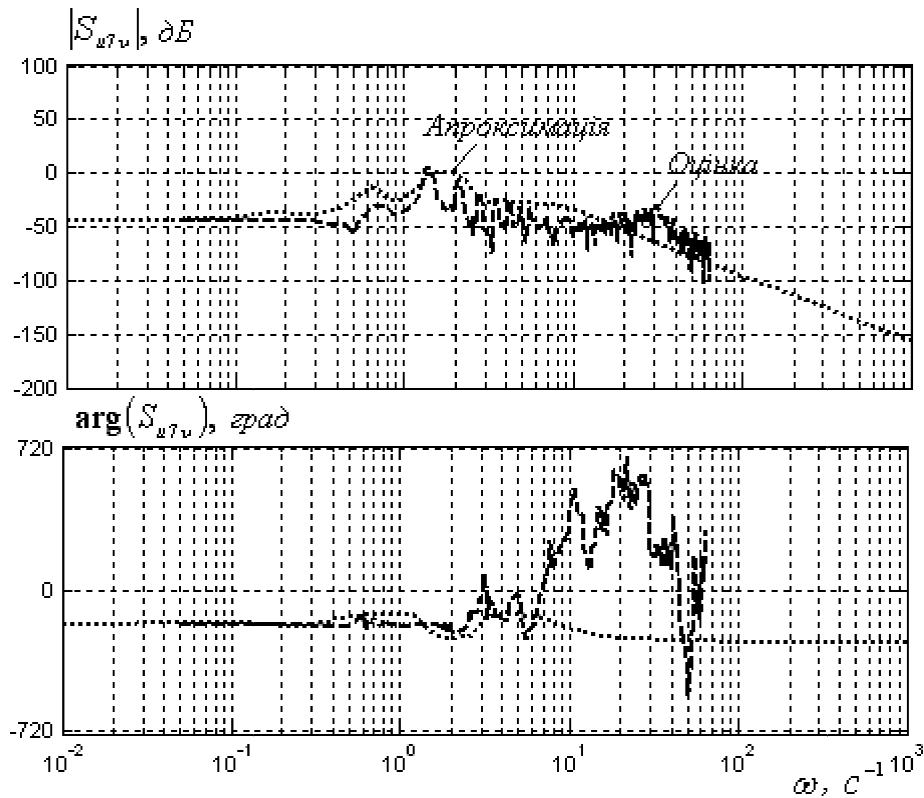


Рис. 3.16 Оцінка S_{u7v} та апроксимація S_{u7v} взаємної спектральної щільності між сигналом управління диску гвинта

Матриця спектральних щільностей випадкової складової вектора сигналів управління приводами рулів \tilde{y}_0 набула наступної структури

$$S'_{uu} = \frac{1}{|s^2 + 0.1s + 0.42|^2} T_u^{-1} n S T_u^{-1}, \quad (3.6)$$

де T_u^{-1} - діагональна матриця вигляду

$$T_u^{-1} = \text{diag} \left[\begin{array}{ccc} 1 & & 1 \\ \hline & & \hline & & 1 \\ \hline & & s^2 & + \\ & s^2 + 0.812s + 4.121 & (s+10.7) & (s^2 + 5.384s + 45.29) \\ & & 2.73s + 7.45 & \end{array} \right];$$

nS – поліноміальна матриця, яка дорівнює

$$1.03 \frac{(s+0.2)}{(s^2 + 0.68s + 0.72)} - 0.43 \frac{s}{(s+0.8)^2} (s^2 - 0.488s + 0.3721) (s^2 + 0.36s + 3.24)$$

$$nS \frac{0.43 s}{(s+0.8)^2} (s^2 + 0.488s + 0.3721) (s^2 - 0.36s + 3.24) + \frac{2.26 (s+2.73) (s+0.25)}{(s^2 + 0.76s + 0.9025)^2} (s^2 + 0.66s + 1.21)$$

$$\frac{-0.086 (-s+1.3) (-s+2.8)}{(s+0.35) (s+0.25) (s^2 - 0.66s + 1.21)} + \frac{0.034 (-s+1.8) (s+0.25)^2}{(s^2 - 4s + 25)}$$

$$-0.086 \frac{(s+1.3) (s+2.8) (-s+0.35) (-s+0.25)}{(s^2 + 0.66s + 1.21)}$$

$$0.034 \frac{(s+1.8) (s+0.25)^2}{(s^2 + 0.66s + 1.21) (s^2 + 4s + 25)}$$

$$0.043 \frac{(s+6.663) (s+1.177) (s+0.25)^2}{(s^2 + 0.66s + 1.21)}$$

Якщо ввести позначення

$$z_0 = s^2 + 0.1s + 0.42, \quad z_1 = s^2 + 0.812s + 4.121, \\ z_2 = (s + 10.7)(s^2 + 2.73s + 7.45), \\ z_3 = s^2 + 5.384s + 45.29, \quad z_4 = s^2 + 8.1s + 81,$$

(3.7)

то матриця спектральних щільностей випадкової складової вектора вихідних координат \tilde{x}_0 , встановлена у результаті апроксимації елементів з C_{xx} , має вигляд

$$S'_{xx} = \frac{1}{|z_4|^2} S_{xx0}, \quad (3.8)$$

де S_{xx0} – дробово-раціональна матриця комплексного аргументу s представлена у табл. 3.2. Транспонована матриця взаємних спектральних щільностей S_{ix}' векторів „вхід- вихід” АО у маршовому режимі, яка побудована у результаті апроксимації елементів C_{ix} дробово-раціональними функціями комплексного аргументу, представляється наступним співвідношенням

$$S_{ix}' = \frac{1}{|z_0|^2 z_4} S_{ix0}, \quad (3.9)$$

у якому S_{ix0} – матриця, елементи якої визначені у табл. 3.3.

Таким чином, вирішена задача пошуку динамічних характеристик векторів сигналів у контурах управління АО у маршовому режимі, а також з'ясовано, що:

- маршовий режим починається через 4.5 секунди з початку реєстрації вимірювальної інформації;
- у сигналах зміни компонентів вектора вихідних координат спостерігаються тренди, які необмежено зростають, та знайдені моделі їх динаміки на класі експоненціальних функцій (3.4), (3.5);
- відхилення швидкості руху виробу, які викликані зміною положення рульових поверхонь, мають характер стаціонарного випадкового процесу;
- випадкові складові векторів сигналів у контурах стабілізації є стаціонарними випадковими процесами, котрі змінюються у діапазоні частот від $0,1 \text{ c}^{-1}$ до 20 c^{-1} та мають два максимуми, причому вдається, що перший з них характеризує навігаційні рухи АО, а другий - коливання корми виробу в межах польоту;
- усі нестійкі полюси матриць S_{uu} і S_{ix} співпадають;
- структурна ідентифікація динаміки нестійкого об'єкта та зовнішніх впливів повинна здійснюватись шляхом поєднання моделей динаміки стійкої та нестійкої частин АО, які визначені у результаті виконання процедур другої запропонованої у роботі технології, зміст та послідовність виконання яких визначені на рис. 2.7.

У відповідності до згаданої технології отримані зазначеним вище чином не випадкові характеристики сигналів „вхід-вихід” дозволяють здійснити структурну ідентифікацію моделей динаміки саме стійкої частини АО.

3.2. Результати структурної ідентифікації моделей динаміки стійкої частини досліджуваного рухомого об'єкту стабілізації

Задача структурної ідентифікації моделей динаміки стійкої частини АО полягає у тому, щоб за відомими матрицями спектральних щільностей S_{uu} сигналів управління приводами рулів (3.6), вектору вихідних координат об'єкту S_{xx} (3.8) та взаємних спектральних щільностей S_{ux} між ними (3.9) знайти матрицю передаточних функцій стійкої частини об'єкта від вектора \tilde{u}_0 до $\tilde{x}_0 - W_{obl}$ (рис. 2.7), матрицю спектральних щільностей збурень, приведених до виходу об'єкта, $S_{\psi I \psi I}$ (рис. 2.12), поліноміальні матриці M_I і P_I , однієї з еквівалентних систем лінійних диференціальних рівнянь руху стійкої частини об'єкта у маршовому режимі класу (2.58)

$$P_I \tilde{x}_0 = M_I \tilde{u}_0 + \psi \quad (3.10)$$

та дробово-раціональну матрицю спектральних щільностей неконтрольованих збурень $S_{\psi \psi}$.

Розв'язання поставленої задачі ідентифікації моделей динаміки стійкої частини здійснено у декілька стадій базового алгоритму (2.66)-(2.73).

Мета першої стадії – знайти матрицю передаточних функцій W_{obl} . Алгоритм її досягнення ґрунтується на модифікації процедур (2.67)-(2.71) з урахуванням блочної структури матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей (S_{yy} і S_{yx}) зі співвідношень (2.67), (2.68). Таким чином, шукана матриця передаточних функцій стійкої частини СКО визначається рівнянням

$$W_{obl} = \Phi_{11}, \quad (3.11)$$

де Φ_{11} , отримана з (2.70), має вигляд

$$\Phi_{11} = A_0 (N_{10} + N_{1+}) D_u^{-1}; \quad (3.12)$$

A_0 – одинична матриця розміру 6×6 ; $N_{I_0+N_{I_+}}$ - результат сепарації наступного добутку дробово-раціональних матриць

$$N = N_{I_0} + N_{I_+} + N_{I_-} = A_0 S'_{ux} D_{u^*}^{-1}; \quad (3.13)$$

D_u – результат факторизації ліворуч [205] транспонованої матриці спектральних щільностей сигналів управління

$$D_u D_{u^*} = S'_{uu}. \quad (3.14)$$

На другій стадії повинна бути знайдена матриця спектральних щільностей неконтрольованих збурень, приведених до виходу об'єкта. Для досягнення цієї мети необхідно скористатися співвідношенням (2.73) з наступними замінами змінних

$$S'_{\psi_1 \psi_1} = P_1^{-1} S'_{\psi \psi} P_1^* = \Phi_{12} \Phi_{12}^*.$$

Враховуючи рівняння (2.61), (2.78), (2.80) та здійснену заміну змінних шукана транспонована матриця спектральних щільностей $S'_{\psi_1 \psi_1}$ легко знаходиться з наступного рівняння

$$S'_{\psi_1 \psi_1} = S'_{xx} - S'_{ux} (S'_{uu})^{-1} S'_{xu} \quad (3.15)$$

за знайденими у результаті первинної обробки транспонованими матрицями

спектральних та взаємних спектральних щільностей (права частина рівняння (3.15)).

Задача третьої стадії полягає у пошуку поліноміальних матриць P_1, M_1 і

дробово-раціональної матриці неконтрольованих збурень $S_{\psi \psi}$. Алгоритм її вирішення ґрунтується на визначенні шуканих поліноміальних матриць у результаті видалення полюсів з Φ_{11} ліворуч (п.п. 2.4.2.6.) так, що

$$M_1 = P_1 \Phi_{11}, \quad (3.16)$$

а з урахуванням співвідношення (3.15) матриця спектральних щільностей збурень визначається рівнянням

$$S'_{\psi \psi} = P_1 S'_{\psi_1 \psi_1} P_1^*. \quad (3.17)$$

Факторизація дробово-раціональної матриці (3.6) шляхом виконання script-файлу SI_DD (табл. 3.1) з урахуванням позначень (3.7) дозволила знайти матрицю D_u у вигляді

$$D_u = z_0 T_u^{-1} d_u, \quad (3.18)$$

де T_u – діагональна поліноміальна матриця розмірності 3×3

$$T_u = \text{diag}(z_1 \quad z_2 \quad z_3),$$

d_u – результат факторизації ліворуч поліноміальної матриці nS .

Застосування алгоритму обертання поліноміальної матриці InvMPL (рис. 2.19) до даних з виразів (3.18), (3.19) дозволило знайти обернену матрицю D_u^{-1} , необхідну для подальших обчислень. Вона дорівнює

$$D_u^{-1} = z_0 d_u^{-1} T_u \quad (3.20)$$

де

$|d_u|$ - нормований поліном визначник матриці d_u

$$\begin{aligned} |d_u| = & (s + 7.22)(s + 2.86)(s + 1.14)(s + 0.25)(s^2 + 0.39s + 0.045)(s^2 + 0.88s + 0.74) \times \\ & \times (s^2 + 0.5s + 0.788). \end{aligned} \quad (3.21)$$

Верифікація результату факторизації ліворуч матриці nS (3.19) здійснена на основі визначення даної операції (п.п.2.4.2.1) [205]. У відповідності з ним вираз (3.19) є результатом факторизації ліворуч матриці (3.6), якщо поліном $|d_u|$ (3.21) має нулі з від'ємною дійсною частиною та виконується умова

$$nS = d_u d_{u^*}. \quad (3.22)$$

Аналіз нулів $|d_u|$ показує, що перша умова виконується повністю. Перевірка виконання рівняння (3.22), здійснена на основі алгоритмів верифікації (2.282), (2.283) та (2.284)-(2.286), показує, що максимальна відносна помилка відтворення коефіцієнтів поліномів матриці nS складає $\varepsilon_r = 8.97 \cdot 10^{-13}$, а максимальне відносне відхилення поліномів правої частини рівняння (3.22)

від поліномів матриці в його лівій частині за ∞ -нормою дорівнює $\varepsilon_k=1.11 \cdot 10^{-12}$. Таким чином, результат факторизації (d_u) має не менше ніж шість вірних значущих цифр.

Аналіз змісту табл. 3.5 показує, що найбільш точні результати дає алгоритм сепарації на основі матричної знакової функції. Останнє досягнуто за рахунок корекції результату сепарації з допомогою алгоритму (2.253).

Таким чином, для виконання подальших операцій структурної ідентифікації, передбачених виразами (3.11), (3.12), (3.15)-(3.17), моделей динаміки стійкої частини АО прийняті результати сепарації отримані з допомогою даного алгоритму.

Таблиця 3.5

Максимальна відносна погрішність відтворення коефіцієнтів матриці при сепарації

	Алгоритм на основі лишків	Алгоритм на основі невідомих коефіцієнтів	Алгоритм на основі матричної сигнум-функції
ε	$2.51 \cdot 10^{-10}$	$1.14 \cdot 10^{-9}$	$7.34 \cdot 10^{-11}$

На основі підстановки даних з виразу (3.20) та табл. 3.4 у співвідношення (3.12) з допомогою сценарію SI_FF (табл. 2.2) знайдена матриця передаточних функцій стійкої частини СКО у маршовому режимі Φ_{11} (додаток Е), яка методом типових логарифмічних характеристик [164, 170] була спрощена.

Графіки частотних характеристик повної і спрощеної моделі динаміки СТ показані на рис. 3.17 та у додатку Ж.

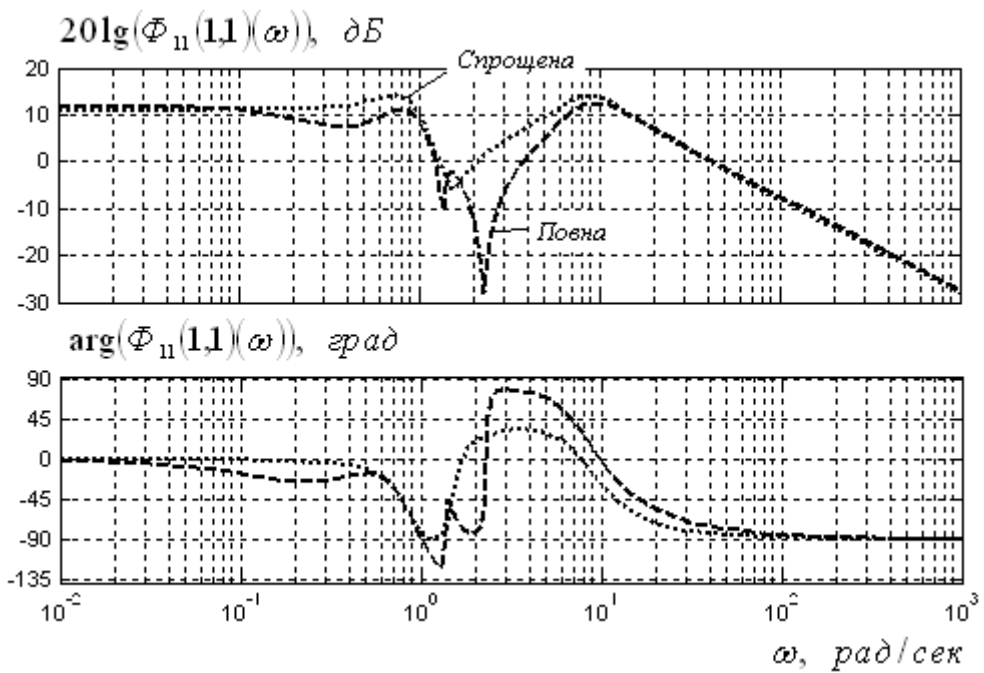


Рис. 3.17 ЛЧХ елемента (1,1) матриці Φ_{11}

Аналіз отриманих частотних характеристик вказує на непогану відповідність між повною та спрощеною моделями. Як видно, характерна особливість динаміки досліджуваного об'єкту полягає у наявності двох максимумів на ЛАЧХ, рознесених на одну декаду. Вважається, що перший з них характеризує навігаційні рухи об'єкта, а другий його коливання.

Якщо прийняти до уваги таку особливість конструкції АО, як слабка ефективність управління положенням тіла класу, що розглядається, а отримана при цьому матрична передаточна функція стійкої частини об'єкта W_{obl} у відповідності з рівнянням (3.21) представляється у вигляді.

Виконання дій, передбачених співвідношенням (3.15), над матрицями S_{uu}' (3.6), S_{xx}' (3.8), S_{ux}' (3.9) шляхом використання процедур множення та складання дробово-раціональних матриць mulmtf та summtf дозволило досягти мети другої стадії структурної ідентифікації, а саме знайти матрицю спектральних щільностей неконтрольованих збурень, приведених до виходу СКО у вигляді

$$S'_{\psi_1\psi_1} = \frac{1}{|z_4|^2} \cdot \begin{bmatrix} |z_5|^{-2} \cdot S_{\psi_{11}} & O_3 \\ O_3 & |z_6|^{-2} S_{\psi_{12}} \end{bmatrix}, \quad (3.25)$$

де O_3 – нульова матриця розміру 3×3 , $z_5 = s^2 + 1.64s + 10.24$;
 $z_6 = s + 0.25$;

Застосування методу типових логарифмічних характеристик [156] до елементів матриць (3.26), (3.27) дозволило редукувати матрицю (3.25) та переписати .

Таким чином, вперше отримана математична модель випадкової складової збурень приведених до виходу об'єкта, які діють на нього у маршовому режимі, у вигляді матриці спектральних щільностей (3.25) за даними натурних випробувань. Її структура вказує на відсутність взаємних зв'язків між векторами кутових та лінійних збурень.

Таким чином, поставлена та вирішена задача структурної ідентифікації моделей динаміки стійкої частини АО у маршовому режимі за даними натурних випробувань вирішена. Отримані матриці (3.22), (3.30)-(3.34), необхідні для виконання наступного етапу стадії - визначення структури та параметрів моделей динаміки нестійкого багатовимірного об'єкта за даними натурних випробувань його прототипу.

3.3. Модель процесу стабілізації автономного об'єкта

Система моделюється як тривимірна точкова маса маятник, як показано на малюнку 3, використовуючи дротяну раму фіксується в точці кріплення дроту і має вісь z вказуючи вздовж дроту. Це означає, що позиція в підвісне навантаження в дротяному каркасі визначається як

$${}^w l = [0 \quad 0 \quad l]^T ,$$

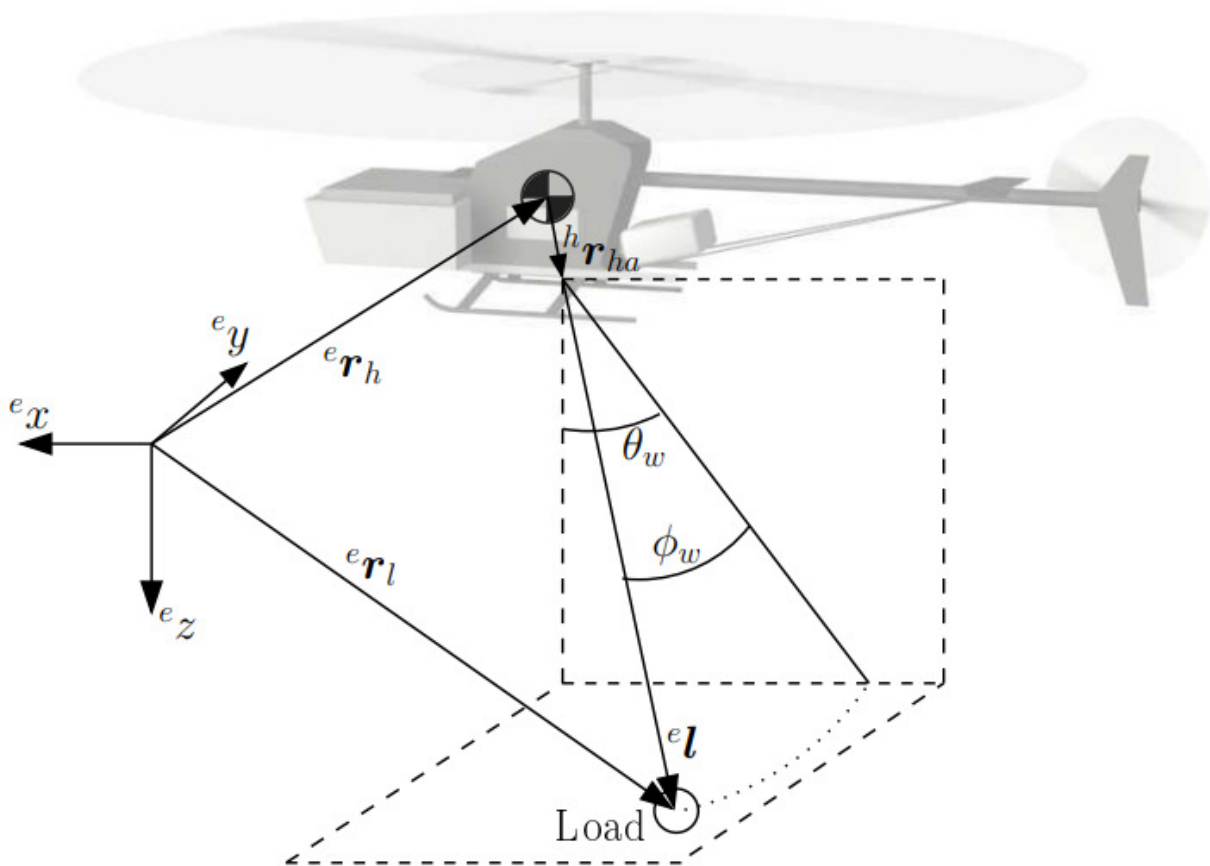
де l – довжина дроту. Положення вантажу у дротяній нерухомій рамі можна описувати узагальненими координатами (напр θ_w), що можна розглядати як поворот на 2-й кут Ейлера навколо точки кріплення.

Це означає, що обертання від дрютяної рами до землі можна записати

як

$$\begin{aligned}
 \mathbf{T}_{we} &= \mathbf{T}_{ew}^T \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi_w) & -\sin(\phi_w) \\ 0 & \sin(\phi_w) & \cos(\phi_w) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta_w) & 0 & -\sin(\theta_w) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta_w) & 0 & \cos(\theta_w) \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos(\theta_w) & 0 & -\sin(\theta_w) \\ -\sin(\phi_w)\sin(\theta_w) & \cos(\phi_w) & -\sin(\phi_w)\cos(\theta_w) \\ \cos(\phi_w)\sin(\theta_w) & \sin(\phi_w) & \cos(\phi_w)\cos(\theta_w) \end{bmatrix},
 \end{aligned}$$

де слід зазначити, що обертання осі y (наприклад, θ_w) має інше визначення знака порівняно зі стандартом обертання Ейлера.



Малюнок 3: Модель навантаження точкової маси.

Положення вантажу описується за допомогою фіксованих земних координат, оскільки це означає, що вони не залежать від зміни ставлення вертольота.

Подвійний маятник руху, створеного відношенням вантажу по відношенню до дроту, нехтується, тобто навантаження враховується завжди з дротом. Крім того, поступальні прискорення точки кріплення вертольота породжені кутовими рухами нехтуються.

Як згадувалося раніше, оцінка підвішеного навантаження призначена для розширення існуючої оцінки стану вертольота, і тому передбачається, що була виконана адекватна фільтрація станів вертольота. Тому вибрано використання вихідного прискорення вертолітного оцінювача як вхідні дані для моделі підвісного навантаження.

Враховуючи прискорення точки опори маятника, кутовий рух можна знайти як

$$\ddot{\theta} = l^{-1} w \ddot{x} = l^{-1} T_{we}^e \ddot{x}$$

де $\ddot{\theta}$ – вектор кутових прискорень і \ddot{x} є вектором поступального прискорення (в т.ч сила тяжіння) і $L = r$, де L — довжина маятника.

T – поступальні прискорення гелікоптера. Положення вантажу до землі фіксоване. А положення рамки можна знайти на малюнку 3 як

$${}^e r_l = {}^e l + {}^e r_h + T_{eh}^h r_{ha},$$

а швидкість навантаження можна знайти як диференціювання останнього виразу.

3.3.1 Модель датчика спостереження за положенням вантажу

Вихід системи зору є одиничним вектором (\mathbf{r}), вказуючи на навантаження з камери, як показано на малюнку 3.1.

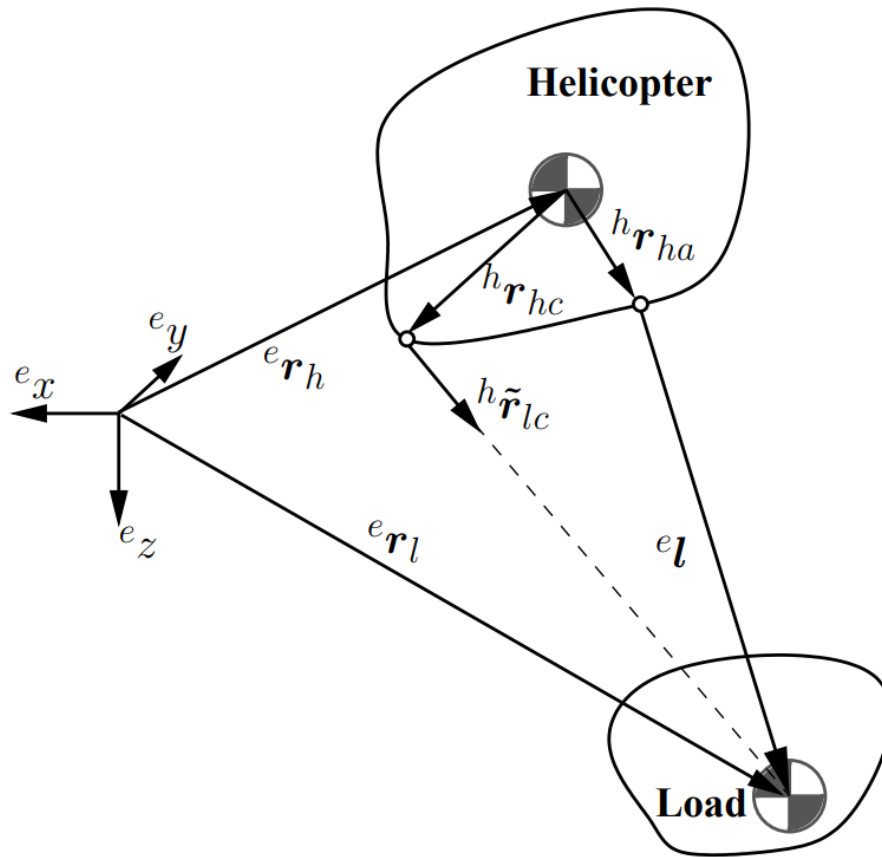


Рис 3.1 Геометрична схема моделі датчика зору.

Розрахункове положення вантажу відносно точки кріплення вертольота (e_l) можна знайти з формул (1) і (2) як

$$e_{\hat{l}} = \hat{T}_{ew}^w l = \begin{bmatrix} \sin(\hat{\theta}_w) \cos(\hat{\phi}_w) \\ \sin(\hat{\phi}_w) \\ \cos(\hat{\theta}_w) \cos(\hat{\phi}_w) \end{bmatrix} l,$$

Передбачене вимірювання положення підвісу можна знайти, включаючи цей вектор у положення камери (як показано на рисунку 4) і врахувати при розрахунках.

3.4 Результати синтезу системи стабілізації

Синтез оптимальної структури системи стабілізації швидкості польоту вертольота в режимі висіння при вітрових збуреннях виконаємо на базі розробленого алгоритму синтезу за допомогою прикладних програм в МАТЛАБ.

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

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

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

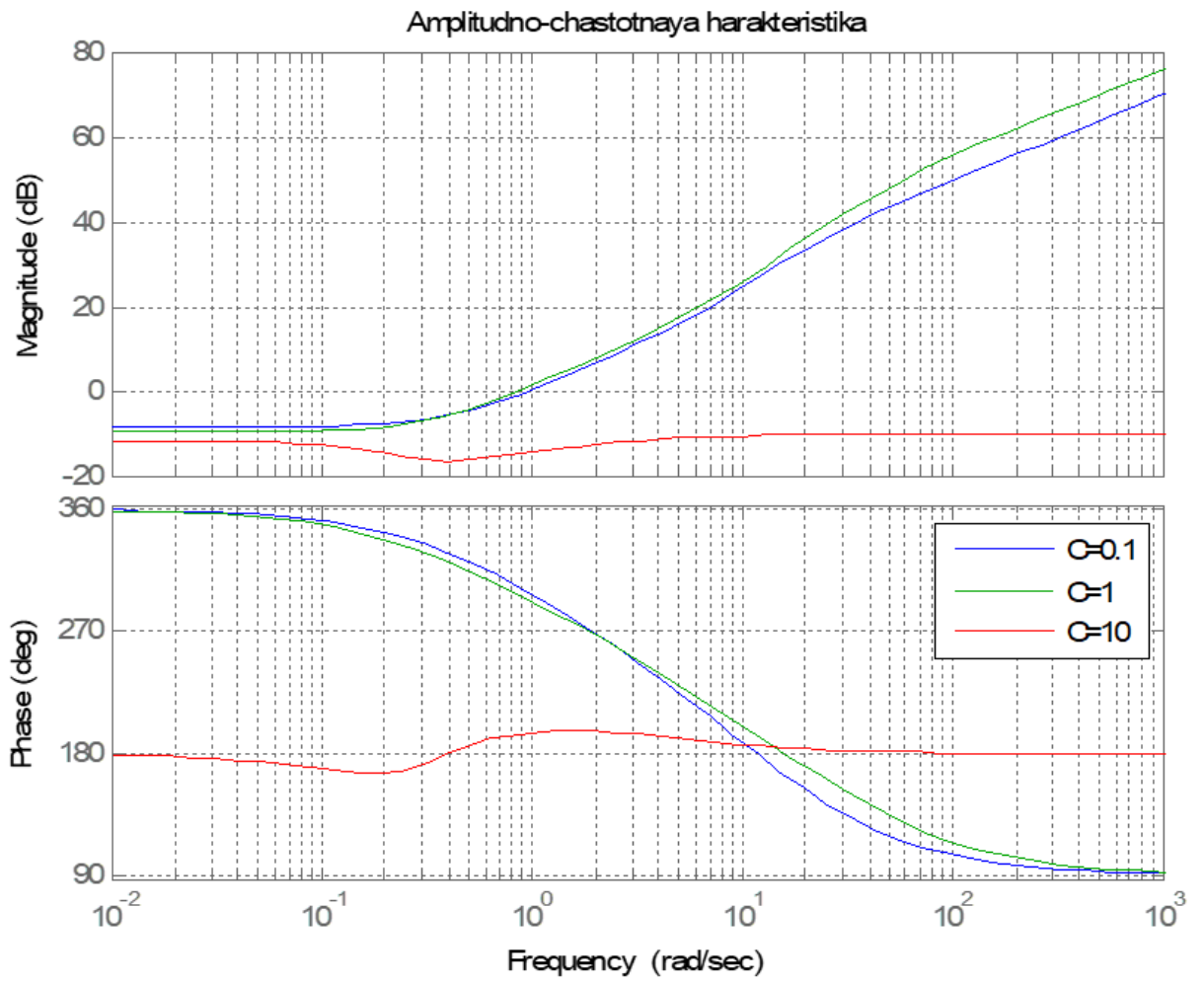


Рис 3.3 Амплітудно-частотні характеристики синтезованої системи стабілізації вантажу

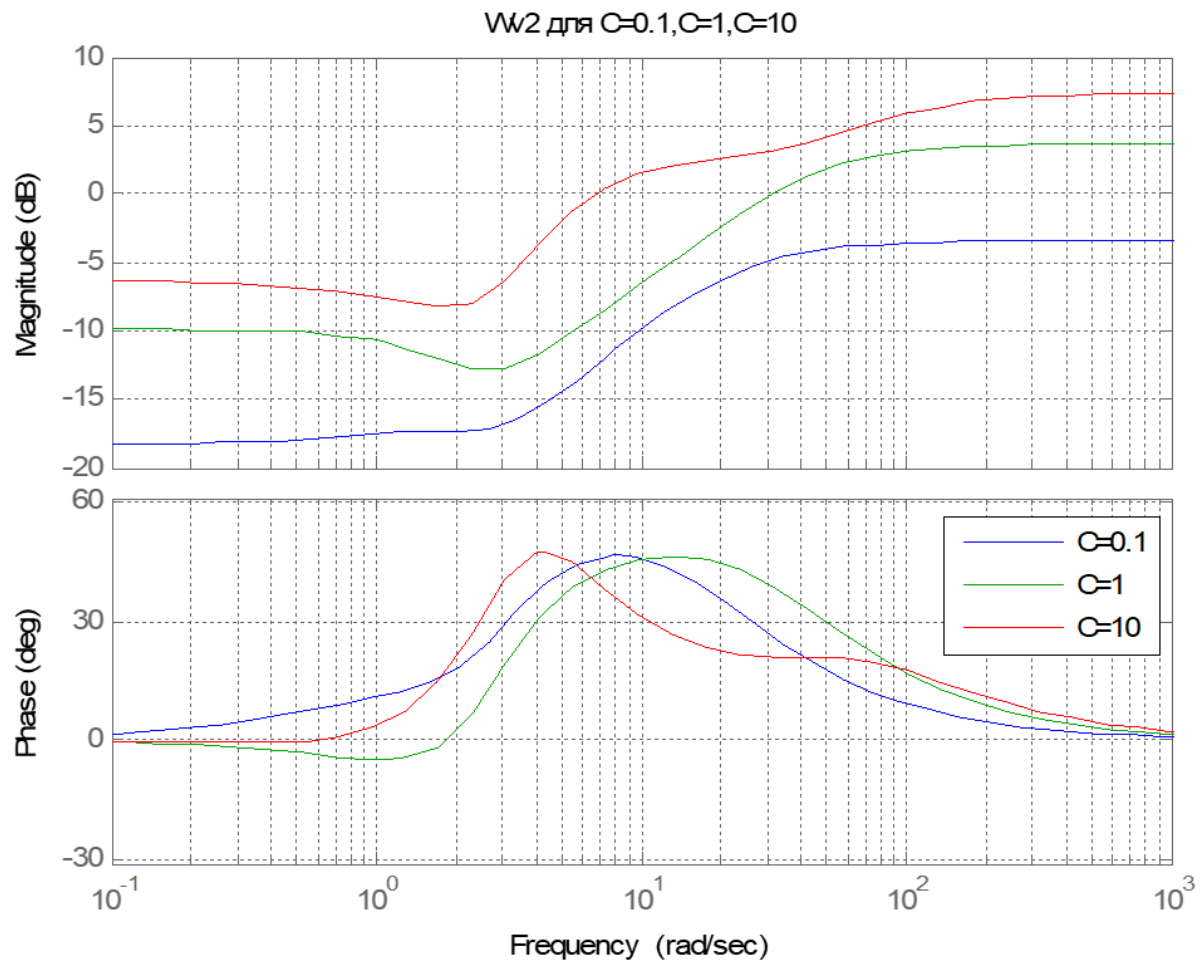
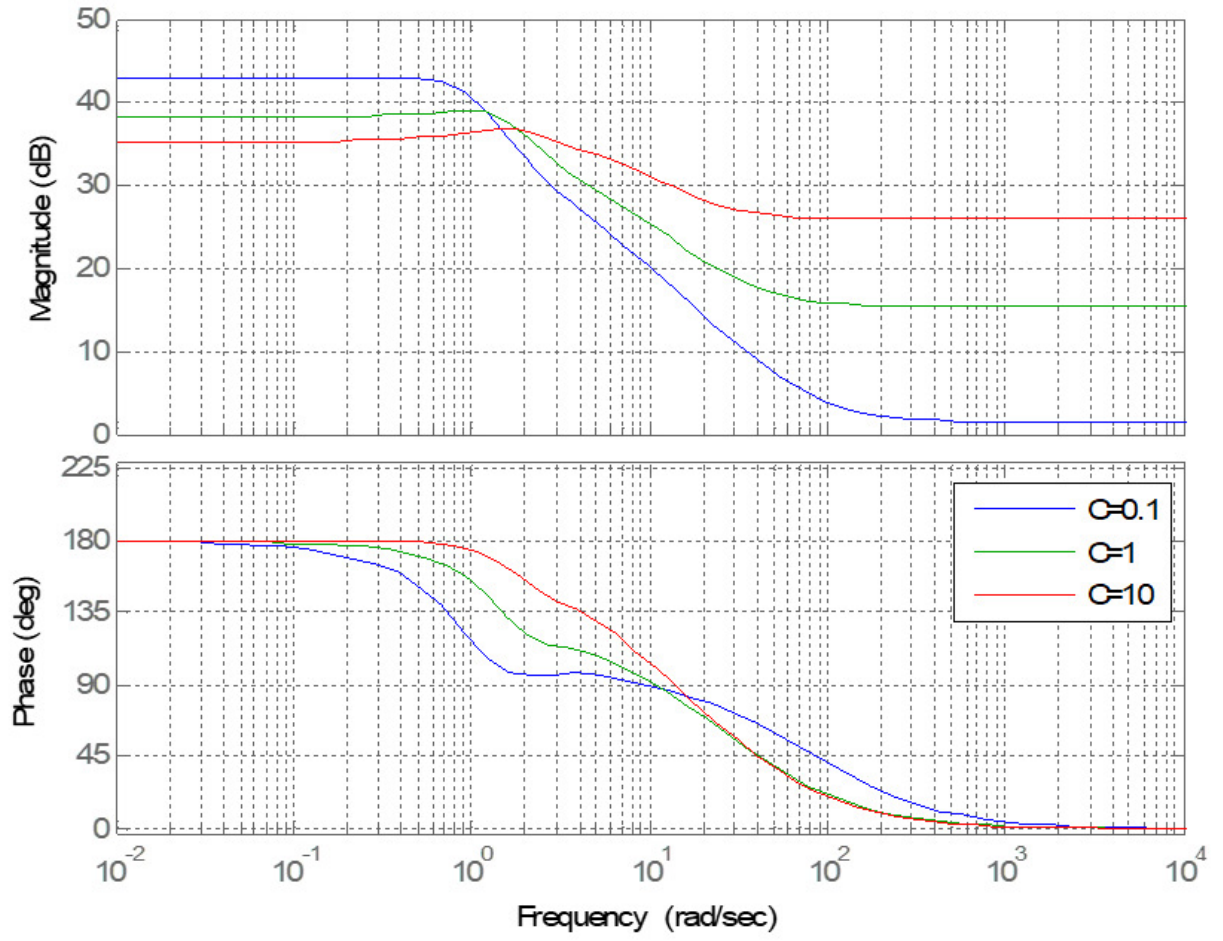
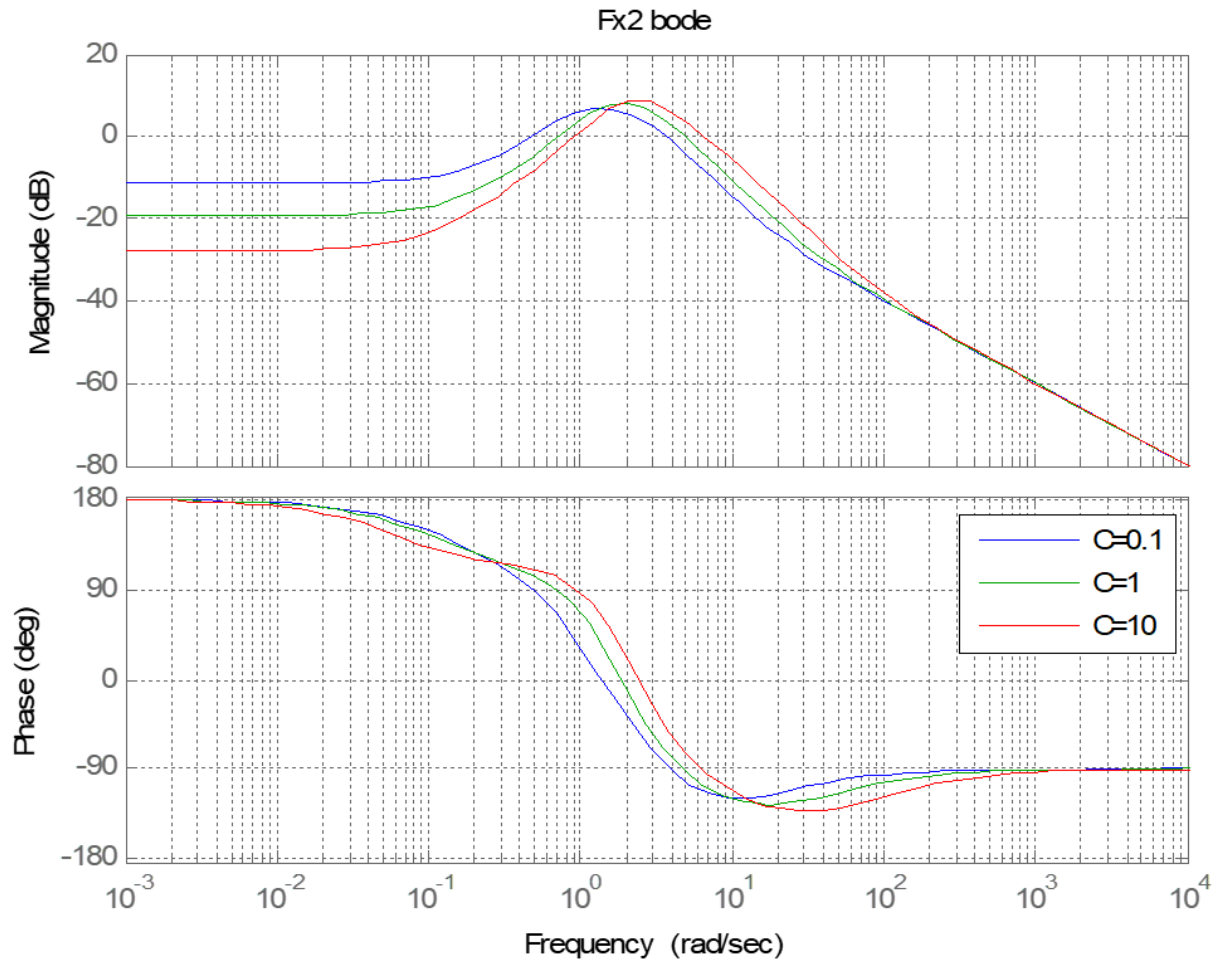


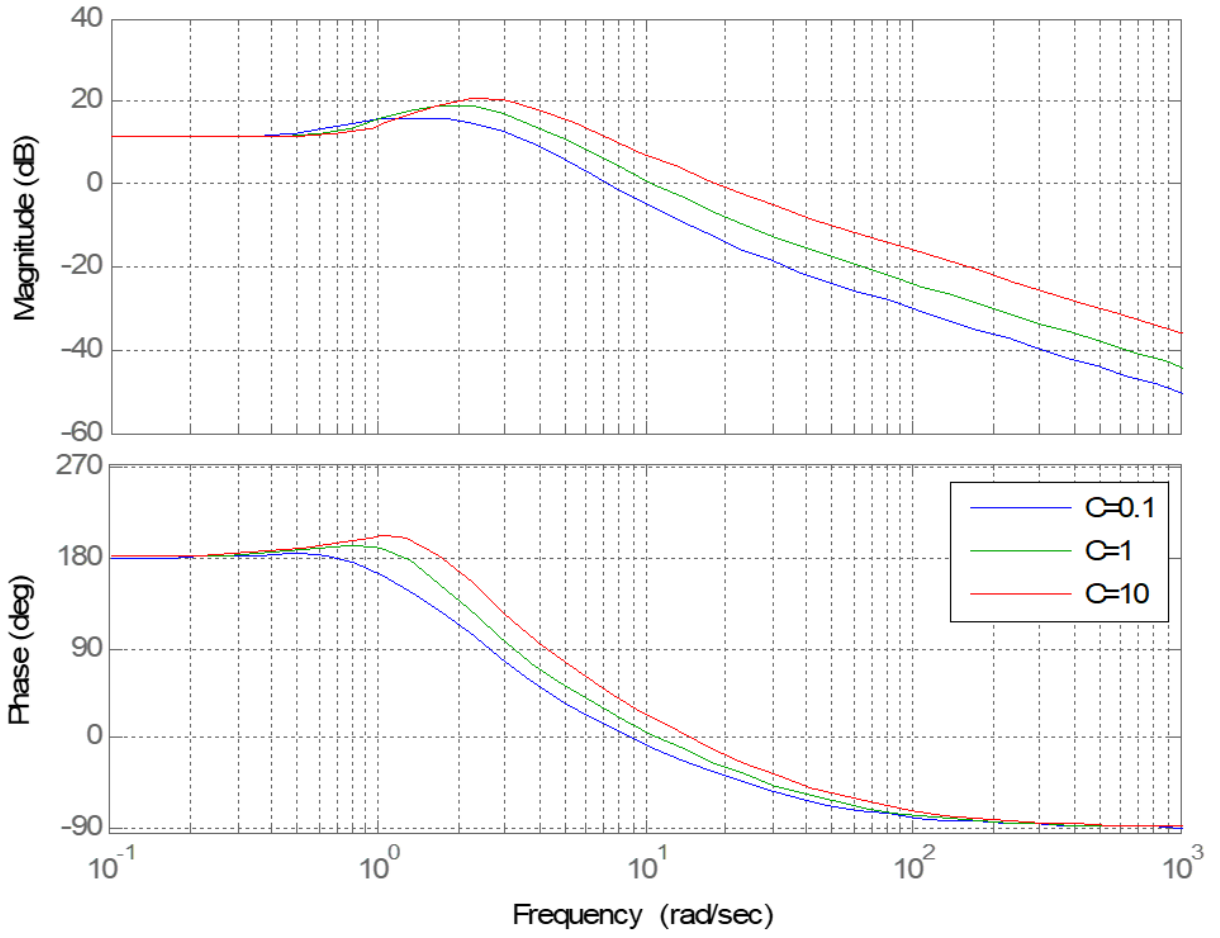
Рис 3.4 Амплітудно частотні характеристики замкнутої системи F_x (по відхиленню) та F_u (по управлінню)

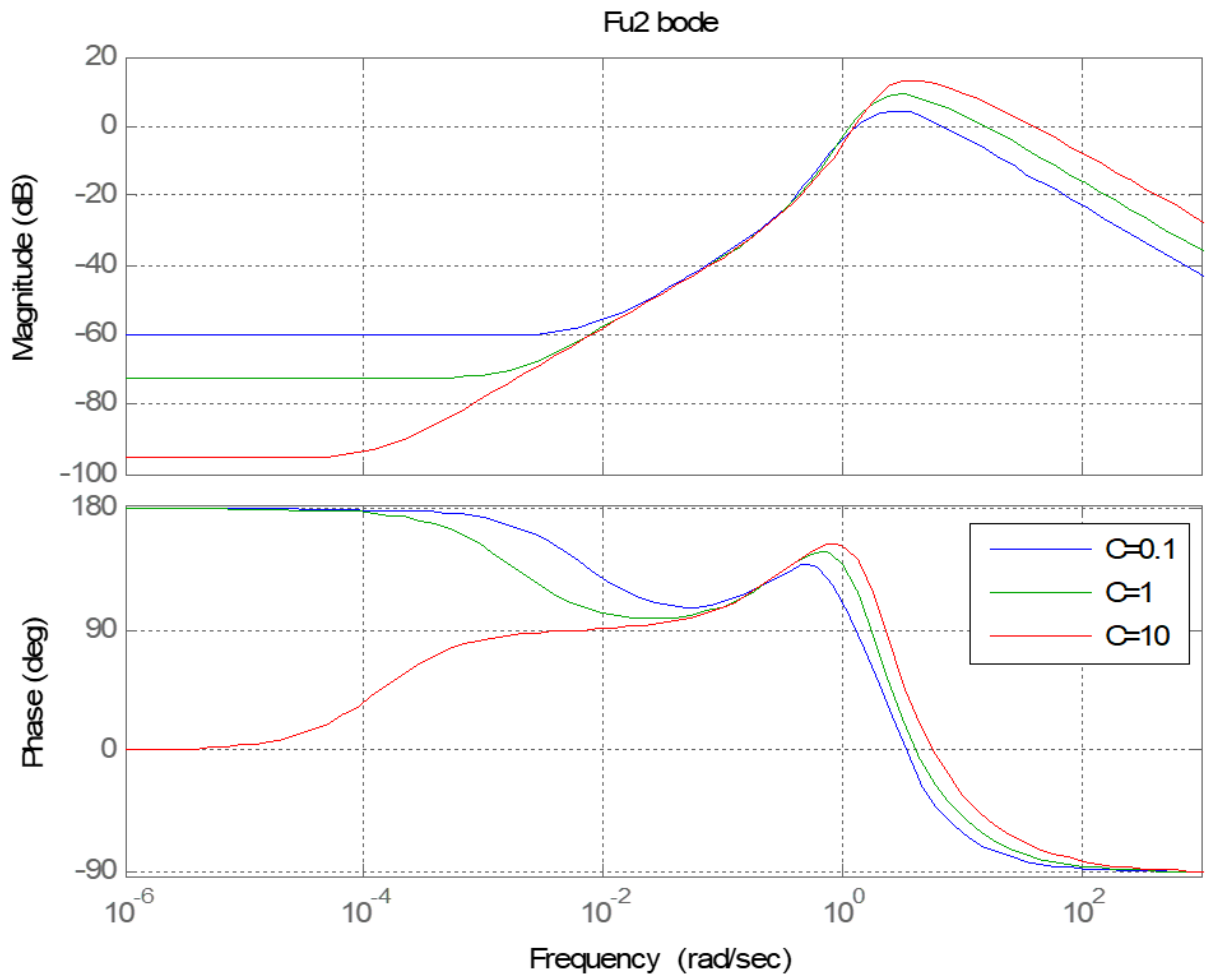
Fx1_bode





Fu1 bode





Для оцінювання якості стабілізації вертольота на заданій траєкторії руху по алгоритмах аналізу, розробленим у розділі 2 і розробленому програмному забезпеченню, побудовані перехідні процеси в системі стабілізації кута тангажу при дії збурювань і перешкод у виді стандартних детермінованих функцій.

Якість перехідних процесів в оптимальній системі є значно кращою в порівнянні з неоптимальною. Тривалість перехідного процесу в неоптимальній системі в 1.5 разів більше чим в оптимальної, відношення максимальних значень перерегулювань складає 2,3, а число перерегулювань скорочується від 5 до 2.

Рис 3.5 Графік перехідних характеристик по швидкості в залежності від зміни $\lambda = C$

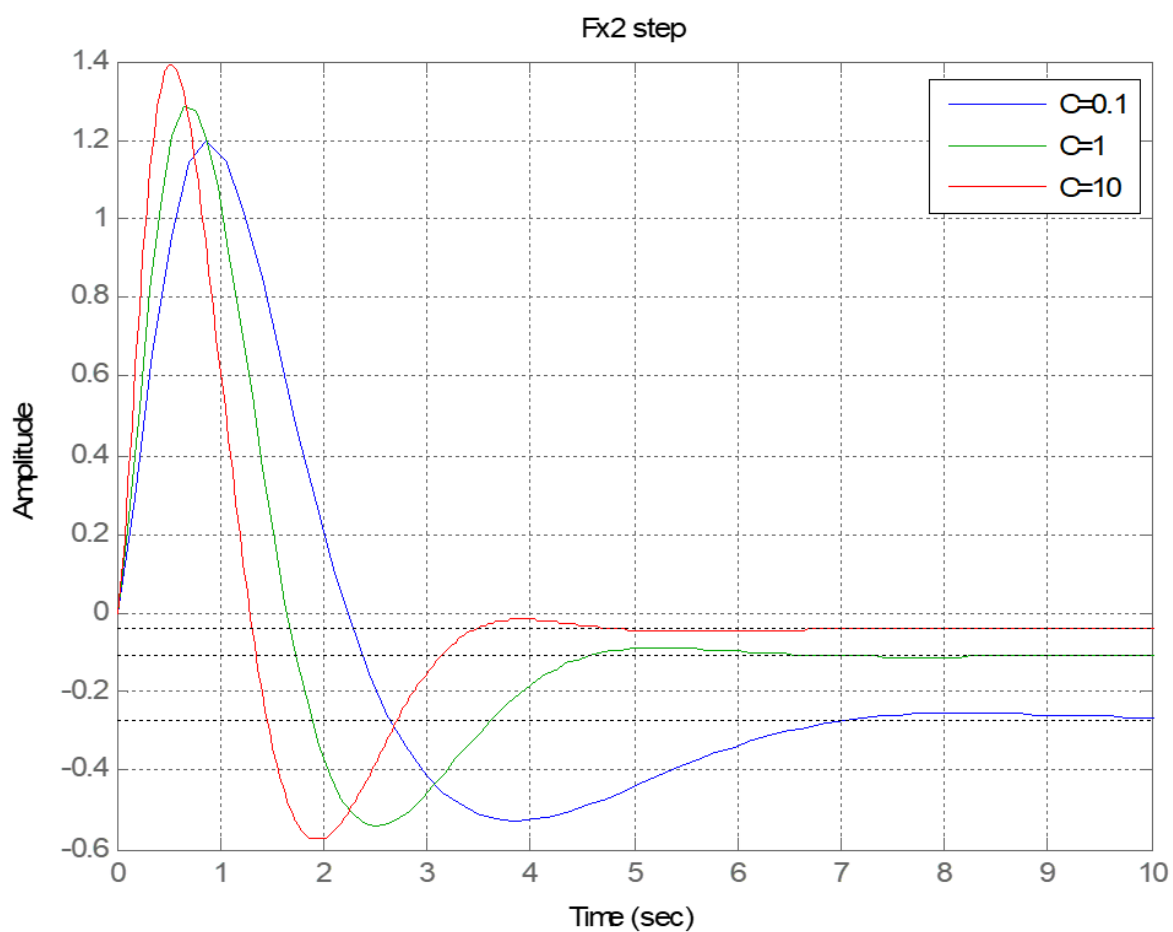


Рис 3.6 Графік перехідних характеристик по управлінню

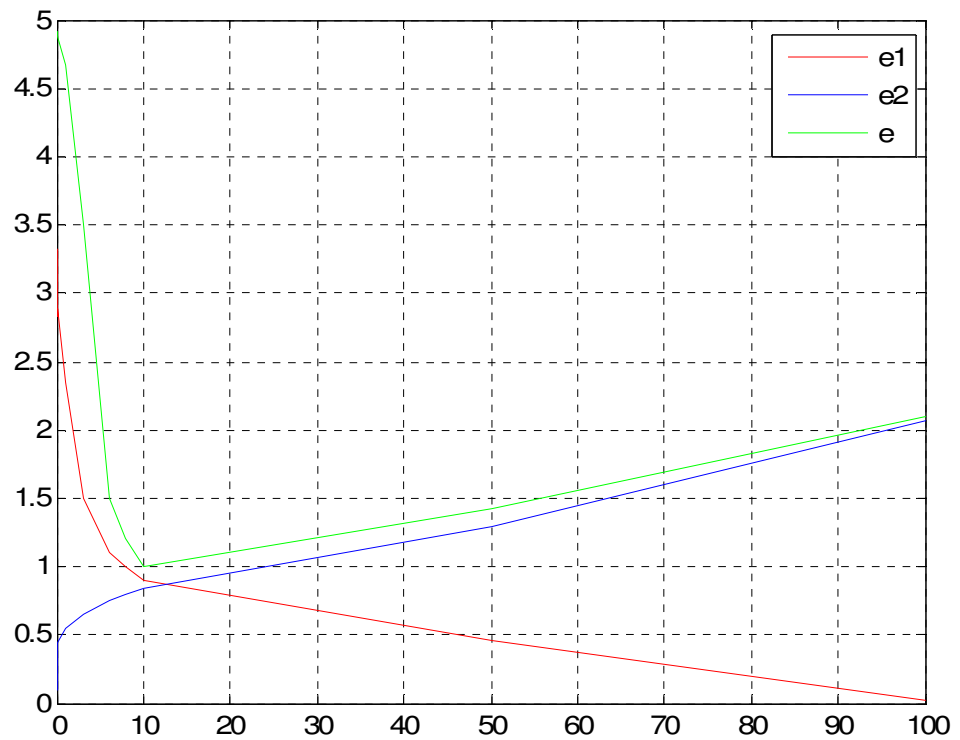
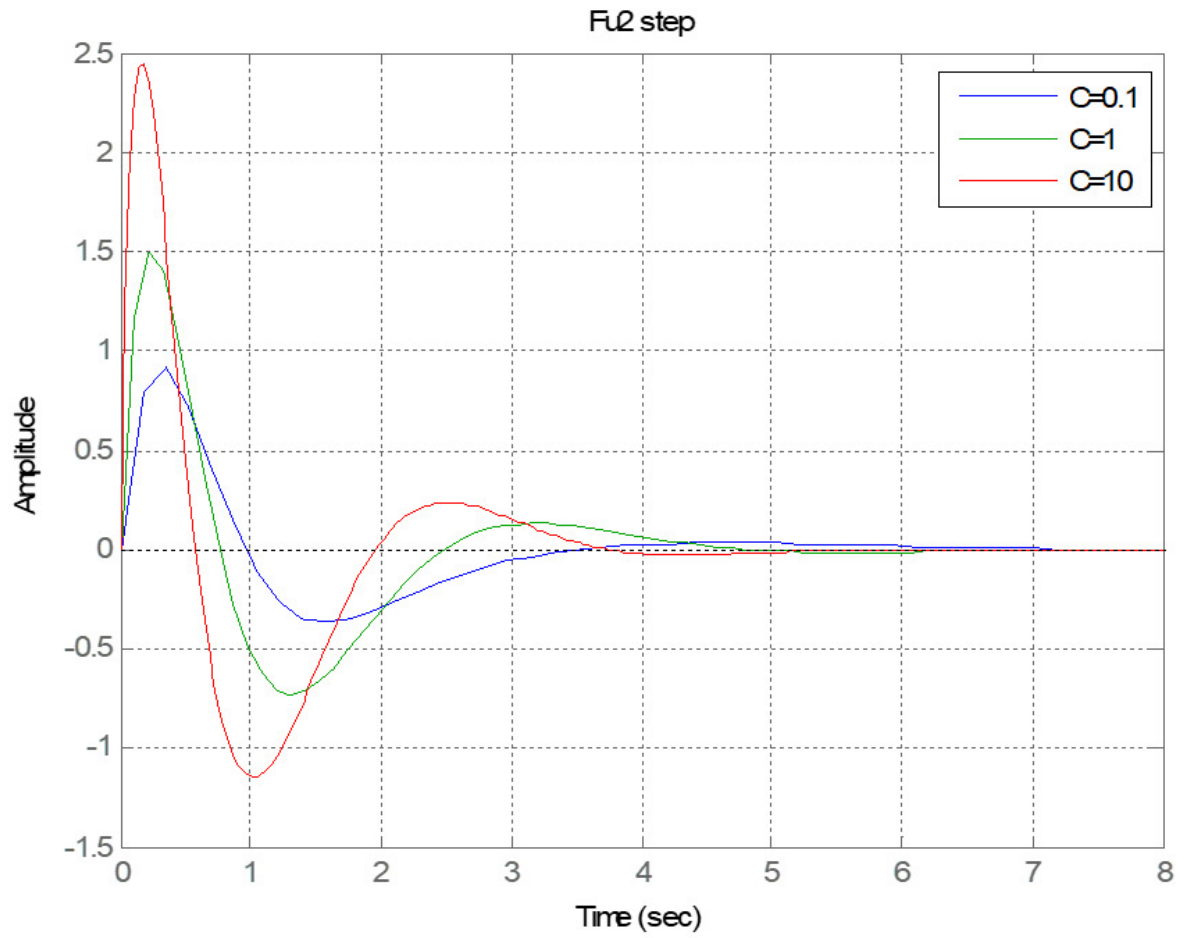


Рис 3.7 Графік показників якості середньої потужності

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1. Вплив на наколишнє середовище викидів авіаційного палива

Авіаційний вид транспорту - один з найбільших забруднювачів атмосферного повітря, його вплив на навколишнє середовище виражається, в основному, у викидах в атмосферу токсинів з відпрацьованими газами авіаційних двигунів і впливі авіаційних шумів.

Викиди від авіації відбуваються через використання палива для реактивних двигунів (керосину) і авіаційного бензину (використовується тільки для невеликих поршневих двигунів), які використовуються в якості палива для літальних апаратів.

4.2. Небезпечні властивості авіаційного палива

Всі нафтопродукти вибухо- та вогненебезпечні, пари їх отруйні. Особливо шкідливі етиловий бензин вони можуть вражати органи дихання, травлення, нервову систему і шкіру. Токсичними є кислоти (сірчана) і луги (каустик), багато органічні розчинники, особливо бензол і ацетон. Систематична робота в атмосфері з підвищеним вмістом пари нафтопродуктів викликає отруєння організму.

4.3. Розрахунок викидів забруднюючих речовин вертольота Мі-8

Розрахунок викидів забруднюючих речовин в атмосферне повітря для даного типу повітряних суден рекомендується виконувати за «Методикою контролю забруднення атмосферного повітря в околиці аеропорту» (М., 1992).

Маса забруднюючої речовини, що викидається двигуном повітряного судна, визначається за формулою:

$$M_{ji} = \sum E I_{ji} \cdot G_j \cdot \tau_j$$

(4.1)

При відсутності даних про індекси емісії і витраті палива на кожному етапі ЗПЦ, для розрахунку використовуються наведені у згаданій вище методикою обсяги викидів (табл. 6.2.1-6.2.3).

Валовий викид i -тої речовини за ЗПЦ виконується по формулі:

$$M_{i \text{ ВПЦ}}^B = M_i \cdot N \cdot 10^{-3} \quad (m/\text{г})$$

(4.2)

де M_i - маса викиду ЗПЦ (кг), вказана в табл. 6.1.1-6.1.3;

N - кількість ЗПЦ за год.

Максимальний разовий викид за ЗПЦ виконується по формулі:

$$M_{i \text{ ВПЦ}} = \frac{M_i}{60 \tau_{\text{ВПЦ}}} \cdot 10^{-3} \quad (\text{г}/\text{с})$$

(4.3)

де $\tau_{\text{ВПЦ}}$ - тривалість ЗПЦ, хв.

Якщо на території аеропорту одночасно перебуває кілька повітряних суден, що працюють на різних етапах ЗПЦ, то визначаються викиди забруднюючих речовин для необхідного етапу за формулою:

$$M_{ij} = M_{i \text{ ВПЦ}} \cdot K_{j \text{ ВПЦ}}$$

(4.4)

В таблиці 1 наведені максимальні і валові значення викидів забруднюючих речовин за ЗПЦ і на окремих етапах ЗПЦ для Мі-8.

При наявності в аеропорту даних про фактичний час роботи двигунів повітряного судна на кожному етапі ЗПЦ, наведені в табл. 6.2.1-6.2.3 значення маси викидів можуть бути відкоректовані.

В цьому випадку визначається поправочний коефіцієнт (Пф) до маси викиду за стандартний ЗПЦст за формулою:

$$P_{\phi} = \sum_{j=1}^4 T_{j\text{cm}} \cdot \tau_{j\phi} \quad (4.5)$$

Маса викиду забруднюючої речовини, скоригована з урахуванням фактичної тривалості ЗПЦ визначається за формулою:

$$M_{i\phi} = \frac{M_{i\text{впц}} \cdot P_{\phi}}{P_{\text{впц}}} \quad (\text{г/с}) \quad (4.6)$$

де:

$$P_{\text{впц}} = \sum_{j=1}^4 T_{j\text{cm}} \cdot \tau_{j\text{cm}} \quad (4.6 \text{ а})$$

$\tau_{j\text{cm}}$ - тривалість (хв) j-того етапу ЗПЦст.

Для обліку різних режимів роботи повітряного судна з метою нормування їх викидів доцільно розглядати окремо таку ситуацію:

- зниження і заходження на посадку (3 етап);
- рулювання після посадки (0,5 4-го етапу).

4.4. Максимальні (г/с) та валові (т/г) викиди забруднюючих речовин вертольота Мі-8

Тип ЛА	Кількість ЗПЦ	Шкідлива речовина	Етапи ЗПЦ	Маса викидів, кг	Викид	
					М _{ij} , г/с	М ^B _{ij} , т/г
1	2	3	4	5	6	7
Мі-8	271	оксид вуглецю	ЗПЦ	0,34	0,172	0,092140
			1		0,022	0,011518
			2		0,058	0,030775

Тип ЛА	Кількість ЗПЦ	Шкідлива речовина	Етапи ЗПЦ	Масса викидів, кг	Викид	
					М _{ij} , г/с	М ^B _{ij} , т/Г
1	2	3	4	5	6	7
			3		0,037	0,019810
			4		0,056	0,030038
Мі-8	271	керосин	ЗПЦ	0,12	0,061	0,032520
			1		0,008	0,004065
			2		0,020	0,010862
			3		0,013	0,006992
			4		0,020	0,010602
Мі-8		Оксиди азоту	ВЦП	0,98		
Мі-8	271	в т.ч. азота діоксид	ЗПЦ	0,784	0,397	0,212464
			1		0,050	0,026558
			2		0,133	0,070963
			3		0,085	0,045680
			4		0,130	0,069263
Мі-8	271	в т.ч. азота оксид	ЗПЦ	0,127	0,064	0,034417
			1		0,008	0,004302
			2		0,022	0,011495
			3		0,014	0,007400
			4		0,021	0,011220
Мі-8	271	діоксид сіри	ЗПЦ	0,04	0,020	0,010840
			1		0,003	0,001355
			2		0,007	0,003621
			3		0,004	0,002331

Тип ЛА	Кількість ЗПЦ	Шкідлива речовина	Етапи ЗПЦ	Масса викидів, кг	Викид	
					М _{ij} , г/с	М ^B _{ij} , т/Г
1	2	3	4	5	6	7
			4		0,007	0,003534
Мі-8	271	сажа	ЗПЦ	0,1	0,051	0,027100
			1		0,006	0,003388
			2		0,017	0,009051
			3		0,011	0,005827
			4		0,017	0,008835

Висновки:

Провівши аналіз інформації, можна зробити висновок про те, що на сьогоднішній день екологічна проблема в сфері авіації дуже актуальна. Багато країн залучені у вирішення цієї проблеми, контролюючи норми викидів, авіакомпанії об'єднуються для розробки альтернативних видів палива та модернізації двигунів.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА ПРАЦІ

В цьому розділі розробляються заходи, що забезпечують безпечні та нешкідливі умови праці при комп'ютерній обробці статистичної інформації про рух вертольота з вантажем в режимі висіння, та заходи по пожежній та вибуховій безпеці. Інженерні методи забезпечення безпечних умов праці є пріоритетними, але разом із тим не можна забувати й про правові та організаційні методи покращення умов праці

5.1. Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів, що здійснюють вплив на людину при використанні персонального комп'ютера (ПК), як основного засібу для обробки експериментальних даних

Відповідно до вимог ГОСТ 12.0.003 - 74 „Небезпечні та шкідливі виробничі фактори . Класифікація ”, небезпечні та шкідливі виробничі фактори поділяються за своєю природою дії на такі групи : фізичні, хімічні, біологічні, психофізіологічні. На людину, що використовує ПК у своїй роботі, будуть діяти наступні небезпечні та шкідливі фактори:

1) недостатня освітленість приміщення лабораторії, або невідповідність маркування встановлених освітлювальних приладів розрахованим, як одна з причин травмування персоналу;

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

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

4) підвищене значення напруги в електричному ланцюзі, замикання якого може статися через тіло людини;

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

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

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

5.2. Організаційні та технічні заходи по виключенню або зменшенню впливу шкідливих та небезпечних виробничих факторів

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

1. Оператор ПК повинен бути захищений від ЕМП, для чого:

1.1. Рекомендується скорочувати час роботи з ПК (не більше чотирьох годин на добу) і якомога частіше робити перерви в роботі;

1.2. Слід встановлювати рідкокристалічні монітори через те, що їх випромінювання значно менше, ніж у поширених ЕПТ моніторів;

1.3. Слід дотримуватися оптимальної відстані до монітора – більш ніж 1.2 м;

1.4. Системний блок повинен знаходитися за екраном;

1.5. Слід використовувати “сплячий режим” для монітора.

2. Комп'ютер повинен бути заземлений.

3. Для боротьби з шумом використовують:

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

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

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

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

ПК живиться від мережі змінного струму з напругою 220В та частотою 50 Гц.

Згідно до ГОСТ 12.1.030-81 “Электробезопасность. Защитное заземление. Зануление.”, ПК потребує захисного заземлення.

5.2.1 Розрахунок захисного заземлення

Опір ізоляції заземлюючого комплексу, згідно з ПУЭ-86, не повинен перевищувати $r_{н.з} = 4$ Ом. Захисне заземлення виконується за допомогою вертикальних сталевих арматур, що об'єднані з'єднувальною магістраллю. У якості одиничного заземлювача використовується сталеві арматура з габаритами:

- діаметр $d = 0.05$ м;
- відстань між арматурами $a = 7.5$ м;
- довжина $l = 2.5$ м;
- питомий опір ґрунту для вертикальних заземлювачів $\rho_a = 80$ Ом·м;
- питомий опір ґрунту для горизонтальної смуги $\rho_{см} = 110$ Ом·м.

Верхні кінці арматури з'єднуються за допомогою зварювання сталеві смугою, яка має переріз 4×40 мм. Глибина закладання смуги $H=0.8$ м.

Розрахунок опору розтіканню електричного струму від одиночного заземлювача будемо вести по формулі:

$$R_a = 0.366 \cdot \frac{\rho_a}{l} \left[\lg \frac{2l}{d} + \frac{1}{2} \lg \frac{(4H + l)}{(4H - l)} \right]$$

$$R_a = 0.366 \cdot \frac{80}{2.5} \left[\lg \frac{2 \cdot 2.5}{0.05} + \frac{1}{2} \lg \frac{(4 \cdot 0.8 + 2.5)}{(4 \cdot 0.8 - 2.5)} \right] = 26.7 \text{ Ом.}$$

Точну кількість заземлювачів можна визначити за формулою:

$$n = \frac{R_a}{r_{н.з} \eta_a}$$

$$n = \frac{26.7}{4 \cdot 0.80} = 8.$$

Довжина смуги $L = a \cdot n = 7.5 \cdot 8 = 60 \text{ м.}$

Тепер визначимо опір розтіканню струму в землі від сталевієї смуги за формулою:

$$R_{см} = 0.366 \frac{\rho_{см}}{L} \cdot \lg \left[\frac{2 \cdot L^2}{b \cdot H} \right]$$

$$R_{см} = 0.366 \frac{110}{60} \cdot \lg \left[\frac{2 \cdot 60^2}{0.04 \cdot 0.8} \right] = 3.6 \text{ Ом.}$$

Опір розтіканню струму від контурного заземлюючого пристрою визначимо за формулою:

$$r_{кз} = \frac{R_a \cdot R_{см}}{R_{см} \eta_{см} + n R_a \eta_a}$$

$$r_{кз} = \frac{26.7 \cdot 3.6}{26.7 \cdot 0.65 + 8 \cdot 3.6 \cdot 0.80} = 2.4 \text{ Ом} < 4 \text{ Ом.}$$

Отримане значення опору контурного заземлюючого пристрою менше за нормоване ($r_{кз} < r_{н.з}$), тому приймаємо кількість заземлювачів $n = 8$.

5.3. Пожежна та вибухова безпека в робочій зоні

В цьому підрозділі розглядаються заходи, що розроблені згідно вимог ДСТ 12.1.004-91 по запобіганню пожежі та пожежного захисту, а також заходи згідно вимог ГОСТ 12.1.010-76 по вибухозапобіганню та вибухозахисту. При роботі з ПК причини виникнення пожежі можуть бути такі:

- перенавантаження та несправність електричних пристроїв;
- можливість іскріння від поганого контакту між електричними з'єднаннями;
- необережне поводження з вогнем.

5.3.1. Організаційні та технічні заходи для підвищення пожежної та вибухової безпеки в лабораторії, де встановлені ПК

У приміщеннях лабораторій необхідно встановлювати надійні засоби попереднього оповіщення небезпеки виникнення пожежі.

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

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

- 1) відключити електричне живлення;
- 2) в разі виникнення невеликого вогнища пожежі, його необхідно локалізувати і приступити до гасіння первинними засобами пожежогасіння.
- 3) при більш значній пожежі - повідомити пожежну частину, вжити заходів щодо евакуації людей;

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

5.3.3. Мікроклімат робочої зони інженера-дослідника

ВИСНОВКИ

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

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

3. Із застосуванням вибраних з літератури методики і алгоритму вирішена задача синтезу в середовищі MATLAB оптимальної системи стабілізації в одному з каналів керування вертольота з зовнішнім підвісом.

4. Показано доцільність і ефективність аналітичного конструювання оптимальних по точності систем стабілізації (це видно по перехідним процесам і мінімальному значенню показника e).

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ