

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

Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Тачиніна О. М.

“ _____ ” _____ 20__р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“МАГІСТР”**

Тема: Ідентифікація параметрів бортового вимірювача

Виконавець:

Ткаченко Д.Д.

Керівник:

к.т.н., доцент Кривоносенко О. П.

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

Охорона праці

к.т.н., доцент К .

Охорона навколишнього середовища

доцент .

Нормоконтролер:

к.т.н., доцент Дивнич М. П.

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет _____ ФАЕТ _____

Кафедра аерокосмічних систем правління

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ Тачиніна О.М.

«_____» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

Ткаченка Д.Д.

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

1. Тема дипломної роботи (проекту): Ідентифікація параметрів бортового вимірювача _____

затверджена наказом ректора від «20» 10 2020 р. № 249/ст. _____

2. Термін виконання роботи (проекту): з 1 листопада 2020 р. по 15 грудня 2020 р.

3. Вихідні дані до роботи (проекту): передаточна функція каналу W по кутовій швидкості, спектральна щільність зовнішніх збурень $S\varphi\varphi$, діапазон зміни множника λ від 0,1 до 100. _____

4. Зміст пояснювальної записки: Задача і проблеми ідентифікації бортових датчиків . Аналіз розвитку сучасних систем ідентифікації БД. Алгоритми аналізу оптимальної структури системи ідентифікації ДКШ у просторі. Синтез оптимальної системи ідентифікації ДКШ у просторі в наземних умовах. _____

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:

Презентація на ПК змісту роботи й основних висновків, функціональні схеми систем, графіки результатів

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Затвердження теми дипломної роботи.	01.11.2020–10.11.2020	
2	Підготовка вихідних статистичних даних для дослідження системи та її обробки	11.11.20120–12.11.2020	
3	Аналіз каналу автопілоту при випадкових зовнішніх впливах	13.11.2020 – 15.11.2020	
4	Розрахунок основних параметрів закону керування системи фільтрації	16.11.2020 – 30.11.2020	
5	Моделювання синтезованого закону керування	01.12.2020 – 05.12.2020	
6	Оформлення результатів дослідження	06.12.2020 – 12.06.2020	
7	Оформлення дипломної роботи, підготовка доповіді та презентації.	13.12.2020 – 21.12.2020	

7. Консультанти з окремих розділів роботи:

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	к.т.н., доцент А.		
Охорона навколишнього середовища	доцент М.		

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

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

Завдання прийняв до виконання _____ Ткаченко Д.Д.
(підпис)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Ідентифікація параметрів бортового вимірювача»: 91 сторінок, 13 рис., 22 використаних джерел.

Об'єкт дослідження – Метрологічні характеристики бортових датчиків рухів літака

Мета роботи – розробка методики випробувань для отримання тобто ідентифікації математичних моделей і параметрів датчиків навігаційних сигналів у лабораторних умовах, найбільш наближених до польотних.

Метод дослідження – математично-аналітичний метод ідентифікації при випадкових коливаннях платформи стенда.

Встановлено, що дана методика ідентифікації на динамічному стенді найбільш оптимальна для діагностування і дослідження бортових датчиків в умовах подібних польотним. Надана пропозиція до використання розробленої методики ідентифікації при лабораторних випробуваннях авіаційних приладів.

Результати дипломної роботи рекомендується використовувати при проведенні динамічної ідентифікації датчиків навігаційних параметрів польоту в наземних умовах.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ, ДИНАМІЧНА АТЕСТАЦІЯ, ДАТЧИК КУТОВИХ ШВИДКОСТЕЙ СПЕКТРАЛЬНА ЩІЛЬНІСТЬ, СЕПАРАЦІЯ, МАТРИЦЯ, ДИСПЕРСІЯ, ПРИСКОРЕННЯ, ВІСЬ, ДИНАМІКА, МОДЕЛЮВАННЯ, АЛГОРИТМ, МОДЕЛЬ.

ВСТУП

Ускладнення динамічних умов і необхідність автоматизації все більшої кількості режимів польоту сучасних ПС пред'являють підвищені вимоги до точності бортових вимірювальних приладів, систем та комплексів (в подальшому бортові вимірювачі (БВ)). Досягнення високої точності БВ в конкретних умовах польотів – важлива сторона проблеми забезпечення ефективності, безпеки та регулярності польотів ПС, а також економії паливних ресурсів.

БВ повинні розглядатися, як складні (багатомірні, багато зв'язні) динамічні системи, які знаходяться під дією деяких експлуатаційних збурень. Збурені фактори носять стохастичний характер.

Характерними рисами розвитку сучасної авіаційної техніки, в тому числі і БВ, є безперервним удосконаленням складових її пристроїв та агрегатів, необхідністю забезпечення роботи останніх збурень в оптимальних режимах.

Отже, аналіз якості БВ та їх оптимізацію доцільно здійснювати з позиції стохастичної динаміки систем керування. Методи, запровадженні цією теорією, можуть служити основою розробок технологічних процесів, як спорудження, доводок, так і наладки регулювання та атестації БВ в штатних режимах роботи.

Дію збурювань, а також фактора “старіння” призводять до так званих “раптових” відмов бортового обладнання. Постатичні відмови знаходять постатичним погіршенням позначки якості деякої системи в процесі експлуатації та виходом його за допустимі границі. Раптова відмова – припиняє функціонування системи по тим чи іншим причинам. При відсутності раптових відмов, які повинні виникати дуже рідко, якість системи в кожний момент часу фактично визначається попереднім значенням показника якості.

Рівень досягнення якості (точності) БВ визначається, як особливості реалізованої конструкції БВ, так і характером режимів польотів, особливостями збурених факторів і завад, виникаючих в конкретній експлуатаційній обстановці. Успішний аналіз якості того чи іншого зразка БВ при виробництві та випробуваннях на землі, а також питання доводки, регулювання та атестації БВ, спирається на наявність випробувальних засобів, за допомогою яких можливо було б імітувати реальну динамічну обстановку польоту, методик атестації складних динамічних бортових вимірювальних систем та комплексів, знання про реальні збурювальні фактори польоту та ряду інших відомостей.

Розробка вказаних засобів випробувань і методик атестації повинна базуватися на достатньо простих для інженерної практики науково – обґрунтованих алгоритмах синтезу, оцінювання, ідентифікації, комплектування, фільтрації аналізу.

Динамічна ідентифікація основних БВ ПС в наземних умовах – це визначення динамічних моделей як самих вимірювачів, так і їх перешкод, що супроводжують вимірювання, в процесі наземних випробувань на засобах для відтворення найбільш точних динамічних умов польоту. Пропонується можливість проведення таких випробувань в усіх режимах польоту і послідовне затвердження одержаних моделей вимірювачів та їх перешкод, систематизація.

Динамічними моделями вимірювачів вважають їх передаточні функції (матриці передаточних функцій для багатомірних вимірювачів), а динамічними моделями перешкод вимірювань – спектральні та взаємно спектральні щільності (матриці спектральних щільностей).

Одержані результати динамічної атестації моделей необхідні для ефективного вирішення таких актуальних і складних науково – технічних задач авіаційної техніки як оптимальне оцінювання стану і ідентифікації ПС та основних бортових комплексів навігації і управління, аналіз і синтез систем управління польотом, кібернетичних бортових та автоматичних комплексів різноманітного призначення, корекції систем управління ПС в процесі його тривалого експлуатаційного періоду, побудування систем оперативного динамічного

контролю якості управління льотних випробувань в умовах польотів ПС по 1 і 2 категоріям ІСАО і т.д.

Потужний арсенал методів і алгоритмів сучасної теорії управління, існуючих сьогодні, по ряду об'єктивних і суб'єктивних причин (одна з них - складність сприйняття алгоритмів інженерами) в багатьох випадках, нажаль, не використовується як теоретична база для будівництва оптимальної ефективності модернізації діючих управляючих і вимірювальних комплексів, інших високоточних систем.

В сучасній авіації склалась така ситуація з атестацією БВ. Більшість БВ перед льотними випробуваннями і в експлуатації атестуються в статичних умовах. Лише окремі БВ іноді атестуються на спеціальних динамічних стендах, які не мають подібностей зі збуреним рухом ПС. Саме для цих режимів польоту необхідно знати як динамічні характеристики самого вимірювача, так і його завод, щоб мати можливість оцінити та забезпечити необхідну точність стабілізації БВ.

В роботі розроблені та проаналізовані деякі нові перспективні підходи до оптимізації різноманітних бортових вимірювальних засобів об'єктів, розроблені методики і алгоритм створення випробувальних засобів, які моделюють реальну динамічну обстановку польоту з найбільшою близькістю, методики динамічної ідентифікації БВ на землі.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ДИНАМІЧНОЇ ІДЕНТИФІКАЦІЇ БОРТОВИХ ВИМІРЮВАЧІВ

Задачею дипломної роботи є необхідність розробки методик випробувань при динамічній ідентифікації основних датчиків параметрів польоту в умовах близьких до реальних ситуаційних. Відомо, що дисперсія випадкових відхилень трьох степеневих гіроскопів в умовах, близьких до експлуатаційних (при випадковому колюванні основи) на один порядок вище отриманої при стандартному тестовому сигналі – синусоїдне колювання основи, коли амплітуда колювання вибирається з умови енергетичної еквівалентності обох типів взаємодій. Це свідчить про важливість та актуальність такого типу випробувальних приладів.

Цю задачу необхідно вирішувати при потребі визначити збурені моделі динаміки як складних вимірювальних засобів, так і завод вимірювань, котрі виникають у таких засобах, коли вони використовуються на різних рухомих об'єктах при їх кутових і поступальних стохастичних просторових рухах. Динамічна ідентифікація виконується за допомогою різних засобів імітацій зазначених рухів, на яких розміщуються вимірювачі, що досліджуються. Справа в тому, що при зазначених рухах у блоках вимірювачів виникають додаткові динамічні перехресні зв'язки і можлива мінливість окремих параметрів блоків, а заводи вимірювань набувають специфічних динамічних характеристик, які обумовлюються характером рухів об'єкта. Теоретичною і практичною базою динамічної атестації є метод і алгоритми структурної ідентифікації.

На рис. 1.1 показана блочна схема засобів, що складають матеріальну базу процесу атестації. До схеми входять задатчик програмних рухів $r_0(t)$, блок оцінювання якості імітації, імітатор рухів, виходом якого є вектор реалізованих рухів $r(t)$. Сигнали $r(t)$ подаються на засіб, що атестується, а вектор їх оцінок $\hat{r}(t)$ спільно з вихідними сигналами $y(t)$ цього ж засобу поступає в систему ідентифікації.

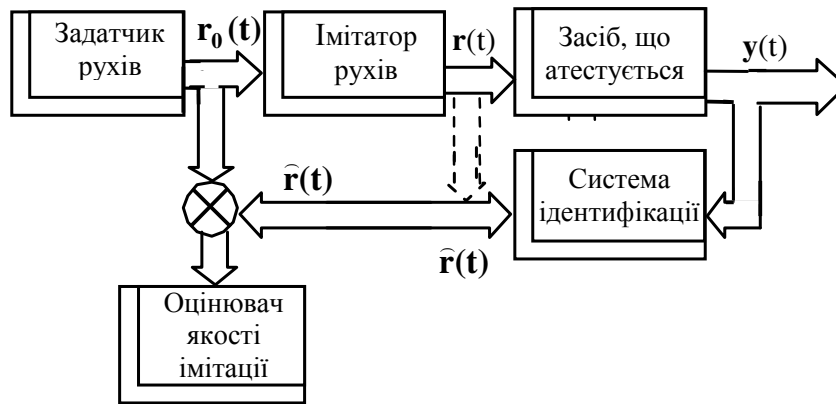


Рис.1.1 Структура, що пояснює задачу динамічної ідентифікації

Результати структурної ідентифікації моделей динаміки засобу, що атестується і завод вимірювань отримують за допомогою відповідного методу і алгоритмів структурної ідентифікації, які надані далі.

Проведення атестації приладів на випадковому сигналі можливо тільки при наявності спеціальних методик та технічних засобів (стенд – імітатор рухів). Матриця спектральних цільностей випадкових коливань стенду – імітатора повинна бути також еквівалентною спектральним цільностям кутових рухів ПС в одному з випробувальних режимів польоту.

Динамічна ідентифікація бортових вимірювачів ПС в наземних умовах повинна проводитися на стенді – імітаторі або стенді – генераторі просторових кутових рухів ПС в заданих умовах польоту, забезпечуючи найкращу по точності близькість до реального польоту. Найкраща близькість може бути досягнута в результаті таких робіт, як збір, обробка і сертифікація польотної інформації в зацікавлених режимах польоту, ідентифікація динаміки механічної частини моделюючого стенда, синтез оптимальних структур і послідуочого створення оптимальних систем управління рухом багатомірного стенда – генератора. Пропонується можливість імітації на стенді і вібраційної ситуації польоту за допомогою, наприклад, спеціальних систем створення вібрації. Для виконання етапів ідентифікації динаміки розімкнутого стенда – генератора і синтезу оптимального управління його рухом потрібно використовувати порівняно прості та зручні в інженерній практиці методи і алгоритми. На стендах генераторах повинні бути передбачені системи вилучення перешкод вимірювання і оцінку близькості до імітуючого руху, а також при

необхідності, системи перетворення координат вимірювальних векторів параметрів руху з однієї системи координат в іншу.

Для висновків доцільності динамічної атестації важливі наступні обставини. З перенесенням ПС ЦА на польоти по другій, а також, що особливо по третій категорії ІКАО і в зв'язку з цим висока ступінь автоматизації польотів визначає різке збільшення вимог до точності в навігації та управлінні польотом. В автоматичних режимах польотів ПС. Виявляється значна необхідність першочергового обліку так званих по степеневих відмов, визначених виходом ПС за допустимі коридори навколо програмних траєкторій польоту.

В таких відповідальних режимах (посадка, захід на посадку, злітання і т.д.) привести до аварійної ситуації.

Особливу складність мають задачі визначення завад вимірювального пристрою в режимах рухів стенда – генератора, близьких до експлуатаційних. Це пов'язано з деякими обставинами. Рух основи (стенду) повинен бути багатомірним стохастичним процесом, із заданими динамічними характеристиками, які встановлюються в процесі дійсних випробувань ПС. Відтворення з найбільшою точністю цих рухів на стенді забезпечується успішним виконанням ряду етапів створення оптимальної структури систем управління стендом, основним з яких є динамічне проектування систем управління стендом, основним з яких є динамічне проектування систем управління, які повинні створюватися з розрахунком динамічних характеристик стенду, як об'єкту управління, сигналів програмного руху, внутрішніх збурень стенду, завад вимірювачів парувальних стенду і т. д.

Також треба сказати, що засоби визначення динамічних характеристик вимірювачів та їх завад можуть служити однакові стенди – генератори, структура управління якими повинна відповідним чином перебудовуватися в залежності від характеру вирішуваних задач і відтворення режимів польоту. Вирішальні системи стенду – генератора повинні забезпечувати об'єм необхідної інформації без зупинок процесу випробувань.

1.4 Особливості динамічної атестації гіроскопічних приладів.

Для визначення характеру динамічної атестації гіроскопічних приладів з спочатку оцінимо деякі механізми впливів динамічних експлуатаційних чинників на точність таких вимірювачів.

Моменти сил тертя в опорах гіроскопу обертання ПС відносно центру мас і вібрація є головними збурювальними факторами, викликаними відхиленням авіаційних гіроприладів не можна безпосереднім чином компенсувати тертя в підвісі, динамічні характеристики якого в основному залежать від характеру кілець підшипників (тобто “качки” основи) вібрації на ПС і лінійних прискорень, викликаними рухами центру мас ПС по траєкторії польоту, викликає відхилення гіроскопа шляхом створення шкідливих моментів в гіросистемах на вісі підвісу.

Для середніх моментів тертя порівняно легко с компенсувати введенням відповідних моментів в гіросистеми чи сигналів в тракти обробки отриманої інформації. Для випадкового тертя може бути послаблене лише вводом спеціально вибраної системи кореляції, які виробляють відповідно управляючими моментами чи наступними відповідними отриманими фільтрами, обертається з розрахунком реальної динамічної обстановки польоту і характером вирішених задач. Вібрація основи може, по – перше, змінювати відхилення гіроскопу. По – друге вібрація викликає відхилення за рахунок чого виникнення моментів пружного дисбалансу в гіросистемі. В деяких експлуатаційних умовах таке відхилення може бути значним. Він безпосереднім чином вказаний з динамічними властивостями гіроскопа, як багато масової пружної системи і вібраційних взаємодій. Також, при динамічній атестації гіроприладів на стенді – генераторі просторової “качки” ПС необхідно моделювати і вібраційну обстановку, близьку до експлуатаційної.

Важливим моментом при ДА приладів являється і правильний облік впливів карданових підвісів стенду і гіросистеми, тобто правильне перенесення результатів вимірювань кутових рухів основи в абсолютну систему відліку і оцінка при цьому помилок вимірювань базується в першу чергу на вірній фізичній постановці цієї задачі. Відомо, що натуральних умовах гіроприладів вимірюють кутові відхилення від відповідних вісей інерційного тригранника не в його площинах, а відповідних площинах, тригранника, зв’язаного з ПС, тобто з кардановими похибками. Якщо при імітації просторового руху ПС за допомогою систем управління стендом – генератором отримати найбільш точне відтворення малих кутових рухів зв’язаного тригранника для гіроприладу динамічні умови,

зв'язані з обертаннями ПС, при стендових і натуральних випробуваннях будуть адекватні, а також і “уходи” гіросистеми в процесі імітації будуть близькими до експлуатаційних.

Але в теперішній час існують навігаційні алгоритми переліку інформації із зв'язаною системою відліку інформаційну тільки для дуже малих кутів Ейлера, тоді можна знехтувати послідовністю поворотів. Сама “качка” сучасного ПС з кутом в одиницю градусів не може рахуватися малою, так як помилки переліку мають такі ж само величини як і гіросистеми. Необхідний пошук більш точних алгоритмів переліку.

Викладемо деякі думки, облік яких дає змогу успішному проведенню динамічної атестації гіроскопічних вимірювачів:

- оскільки свої частоти трьох ступеневих гіроскопів на ступінь вище частотного діапазону робочих сигналів, можна ці приклади рахувати без інерційними. Динамічна атестація їх складається з отримання моделей завод при динамічних умовах, близьких до експлуатаційних.
- При динамічній атестації двоступеневих гіроприладів одержується оцінювання як динаміки самого приладу, так і завод вимірювань.
- Якщо при випробуваннях на гармонічні взаємодії але треба сказати, що “уходи” гіроприладів не є гармонічними, то в процесі динамічної атестації по результатам порівняння відповідних компонентів векторів реакцій стенду і гіроприладу можна безпосередньо оцінити “уходи” як заводи вимірювача.
- Динамічна атестація трьохступеневих гіроскопів при вузько смугастій випадковій “качці” основи можна виробити в першому приближеному при налазці схеми порівняння компонентів векторів реакцій стенду і приладу в режимі гармонічного завдання на частоті, який дорівнює середній частоті вузько смугастого випадкового процесу.
- Датчики кутових швидкостей, також треба атестувати при просторових рухах стенда – генератора, щоб спростити методику випробувань, для першого приближення проводить атестацію на однокомпонентному стенді – генераторі рухів.

РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНЕ ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДЛЯ СИСТЕМИ ВИМІРЮВАНЬ НАВІГАЦІЙНИХ СИГНАЛІВ

В даному розділі виконаємо аналітичний синтез оптимальної системи фільтрації при однакових вихідних даних, але різних функціоналах якості, що дозволить провести порівняльний аналіз міри робастності системи для різних варіантів синтезу в рамках дипломної роботи.

2.1. Вихідні дані рішення задачі

Для рішення задач синтезу й аналізу необхідно знати динамічні характеристики системи вимірів, збурювань та перешкод вимірів, що діють на систему. Моделі динамічних характеристик складаються за даними натурних і напівнатурних експериментів, з попереднього досвіду, а також з літературних джерел. Прийняті моделі уточнюються і коректуються з метою їхнього наближення до дійсності. Доцільно використовувати по можливості більш прості моделі, але такі, що найбільш точно відображають динамічні властивості ланок і сигналів. Як показує практика, при цьому ефективність результатів аналітичного конструювання істотно не знижується, а розрахунки спрощуються.

Динамічні характеристики системи вимірів. Під моделлю вимірників будемо розуміти динамічний оператор, що відображає перетворення вимірюваного процесу в електричний сигнал, і діючого на його виході аддитивного шуму з відомою спектральною щільністю (кореляційною функцією). Іншими словами, завдання моделі вимірника означає визначення виду передатної функції динамічного оператора і спектральної щільності шуму вимірів.

КАФЕДРА АКСУ				НАУ 20 08 80 000 ПЗ			
Виконав				АНАЛІТИЧНЕ ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ОПТИМАЛЬНОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ СИСТЕМИ ВИМІРЮВАНЬ НАВІГАЦІЙНИХ СИГНАЛІВ	Лит.	Аркуш	Аркушів
Керівник.	Кривоносенко						
Консульт.					151		
Н. Контр.	Кривоносенко						
Зав. Каф.	Тачиніна О.М.						

2.2. Базовий метод і алгоритми структурної ідентифікації моделей динаміки багатовимірних об'єктів і вектора збурень.

Для визначення моделей динаміки бортових вимірювачів (БВ) застосовують різні алгоритми параметричної і структурної ідентифікації. Далі надається опис спектрального алгоритма структурної ідентифікації БВ [15,16], який зручно застосовувати при оцінюванні динамічних характеристик багатовимірних БВ і їх перешкод в умовах, що наближуються до реальних експлуатаційних. Подаються обчислювальні алгоритми та опис особливостей первинної обробки експериментальних даних, які є вихідними для ідентифікації моделей БВ.

Етапи ідентифікації [1] є обов'язковою складовою частиною процесів динамічної атестації БВ. Вони включають прямі або опосередковані вимірювання вхідних і вихідних сигналів досліджуваного об'єкта під час його випробувань та власне процедуру ідентифікації, тобто визначення структури і параметрів моделей динаміки, а також перешкод вимірювачів. Для заданої структури моделі динаміки об'єкта оцінювання за результатами вимірювань вхідних і вихідних сигналів виконують методами параметричної ідентифікації [7].

Якщо структура моделі заздалегідь невідома, що, наприклад, має місце для блоків чутливих елементів БНС, потрібно застосовувати методи структурної

ідентифікації, які дозволяють визначити як структуру моделі динаміки, так і її параметри. Структурна ідентифікація потребує значних обсягів апріорної інформації про вхідні і вихідні сигнали динамічного об'єкта, а також спеціальних алгоритмів ідентифікації. Результати ідентифікації повинні являти собою найкращі оцінки структури і параметрів досліджуваного об'єкта. Отримана в результаті ідентифікації модель динаміки, перш за все, може розглядатись як спосіб досить гарного опису тих аспектів функціонування системи.

Надалі можливе уточнення отриманої моделі на підставі додаткової інформації про динамічні характеристики об'єктів-прототипів, характеристики впливів і перешкод, одержуваних під час експлуатації досліджуваних систем в штатних режимах, процесу функціонування, лабораторно-стендових випробувань.

З великого числа відомих алгоритмів ідентифікації для визначення структури і параметрів динамічної моделі багатовимірного БВ найбільш зручними для практичного застосування є спектральні алгоритми структурної ідентифікації [15]. Вони є зручними для інженерної практики в силу своєї інформативності і відносної простоти. Застосування таких алгоритмів істотно скорочує тривалість експериментів, необхідних для одержання вихідної інформації о моделях динаміки БВ. З їх допомогою можна також ідентифікувати модель динаміки діючих на БВ неконтрольованих збурень, без чого модель динаміки вимірювача не може вважатися повною.

В багатьох випадках під час ідентифікаційного експерименту неможливо ви-значити збурення, які діють на об'єкт. У цьому разі доцільно застосувати спектральний алгоритм [7], який дозволяє вирішувати задачу ідентифікації моделі динаміки багатовимірного об'єкта за даними лише одного експерименту. При використанні спектральних алгоритмів ідентифікації точність одержуваних моделей динаміки об'єкта істотно залежить від спроможності використовуваних моделей динаміки вхідних і вихідних сигналів і їх взаємних спектральних характеристик.

Розглянемо модифікований [8] алгоритм структурної ідентифікації багатовимірного об'єкта і його збурень. Ідентифікований об'єкт, тобто БВ на етапі випробувань встановлюють на динамічній платформі стенда, який робить випадкові рухи. Характеристики руху динамічної платформи повинні відповідати характеристикам реального збуреного крейсерського польоту ЛА, на якому мають застосовувати досліджуваний БВ. Протягом експерименту здійснюють синхронне вимірювання вхідних u і вихідних x сигналів БВ (рис 2.1). Збурення, що діють на БВ, безпосередньо не вимірюються, але враховуються, оскільки вони істотно впливають на результати ідентифікації.

Базові метод і алгоритм передбачають виконання наступних умов проведення випробувань та апріорних відомостей: для виміру доступні вектори вхідних u та вихідних x сигналів об'єкту O ; збурення ψ не контролюється; виміри проводяться „неідеально” і супроводжуються завадами; входи u не корельовано зі збуреннями ψ . Позначення, які прийняті на рис. 2.1, будуть визначені при розгляді варіантів задач ідентифікації.

Перший варіант задачі фактично є базовим та представляється у термінах роботи [21]. Припустимо, що рух об'єкта ідентифікації (рис. 2.1) описується системою звичайних диференціальних рівнянь з постійними коефіцієнтами, яка перетворена за Фур'є при нульових початкових умовах, типу

$$P x = M u + \psi, \quad (2.1)$$

де P і M – шукані поліноміальні матриці комплексного аргументу $s=j\omega$ розмірностей $n \times n$ і $n \times m$ відповідно; x – Фур'є образ n – вимірного вектора-стовпця вихідних реакцій об'єкта; u – Фур'є образ m – вимірного вектора-стовпця сигналів управління; ψ – Фур'є образ центрованого стаціонарного випадкового процесу з шуканою матрицею спектральних щільностей $S_{\psi\psi}$.

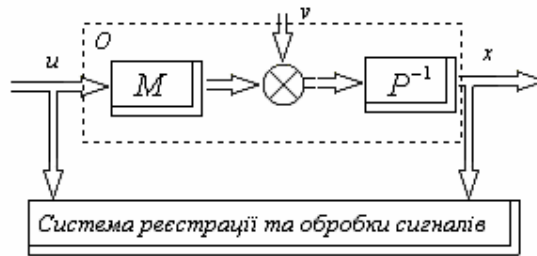


Рис. 2.1 Структурна схема об'єкту ідентифікації

Нехай вектори сигналів u та x теж центровані n - та m - вимірні стаціонарні випадкові процеси з визначеними в результаті обробки даних експерименту матрицями спек-тральних та взаємних спектральних щільностей S_{xx} , S_{uv} , S_{ux} і S_{xu} . Вважається за можливе також представлення вектора ψ як реакції деякого багатовимірного формуючого фільтру з шуканою матрицею передаточних функцій Ψ на n - вимірний вектор одиничних δ -корельованих „білих” шумів Δ , тобто

$$\psi = \Psi \Delta. \quad (2.2)$$

Якщо взяти до уваги вираз (2.59), то рівняння (2.58) можливо переписати як

$$x = P^{-1} M u + P^{-1} \Psi \Delta. \quad (2.3)$$

Позначимо шукану матрицю передаточних функцій об'єкта Φ

$$\Phi = (\Phi_{11} \quad \Phi_{12}) = (P^{-1} M \quad P^{-1} \Psi), \quad (2.4)$$

а також визначимо новий вектор вхідних сигналів

$$y = (u' \quad \Delta')'. \quad (2.5)$$

В такому разі рівняння (2.60) набуває вигляд

$$x = \Phi y. \quad (2.6)$$

Якщо у рівності (2.6) використовувати лише результати розшифровки і попередньої обробки (рис. 1.8) \hat{x} і \hat{u} , отримані в результаті статистичної обробки експериментальних даних, то вона вже не буде виконуватись точно. В такому випадку виникає вектор похибок

$$\varepsilon = \hat{x} - \Phi \hat{u},$$

де ε - n - вимірний вектор похибки, пов'язаної з „неідеальністю” вимірів та процесів оцінювання матриць спектральних щільностей, тобто вектор погрішності ідентифікації.

Необхідно знайти таку фізично реалізуєму блочну матрицю-рядок Φ , щоб дисперсія вектора похибок ідентифікації ε була мінімальною.

Нехай функціонал якості ідентифікації має вигляд:

$$J = \frac{1}{j} \int_{-j^\infty}^{j^\infty} \text{tr}\{S'_{\varepsilon\varepsilon} R\} ds, \quad (2.7)$$

де $S_{\varepsilon\varepsilon}$ – матриця спектральних щільностей похибки ε , що зв'язана з вихідними даними задачі співвідношеннями

$$S'_{zz} = S'_{xx} - S'_{yx} \Phi_* - \Phi S'_{xy} + \Phi S'_{yy} \Phi_*,$$

$$S'_{yx} = \begin{pmatrix} S'_{ux} & S'_{\Delta x} \end{pmatrix},$$

$$S'_{yy} = DD_* = \begin{bmatrix} S'_{uu} & O_{m \times n} \\ O_{n \times m} & S'_{\Delta\Delta} \end{bmatrix};$$

R – додатновизначена поліноміальна матриця розмірності $n \times n$; tr – символ операції знаходження сліду матриці [40]; „*” – знак ермітового спряження поліноміальної матриці [40]; $O_{n \times n}$ – нульова матриця розмірності $n \times n$; $S_{\Delta x}$ – матриця взаємних спектральних щільностей, яку знаходять на основі вінеровської факторизації [214] додаткового рівняння зв'язку

$$S_{x\Delta} S_{\Delta x} = S_{xx} - S_{xu} S_{uu}^{-1} S_{ux}.$$

Алгоритм вирішення поставленої задачі, обґрунтований у [22], дозволяє визначити шукану матрицю Φ , що доставляє мінімум функціоналу (2.65), за формулою

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

в якій R_0 – стійка частина результату факторизації праворуч [79, 214] вагової матриці R ($R = R_0 * R_0$); D – стійка частина результату факторизації ліворуч матриці (2.68); $K_0 + K_+$ – матриця передаточних функцій зі стійкими полюсами, що визначена в результаті сепарації [22, 106, 113] правої частини наступного рівняння

$$K_0 + K_+ + K_- = R_0 S'_{yx} D_*^{-1}, \quad (2.7)$$

причому K_0 – результат ділення поліномів-чисельників добутку матриць правої частини (2.7) на відповідні поліноми-знаменники; K_+ – матриця, елементи якої – правильні дроби з полюсами, розташованими у лівій півплощині (ЛПП) комплексної змінної; K_- – матриця, елементи якої – правильні дроби з полюсами, розташованими у правій півплощині (ППП) комплексної змінної.

Таким чином, знайдені матриці передаточних функції об'єкта ідентифікації від сигналу управління до виходу Φ_{11} та від збурення до виходу Φ_{12} . Якщо необхідно визначити поліноміальні матриці P , M та матрицю спектральних щільностей збурень $S_{\psi\psi}$, то, оскільки багатовимірною системою має велику кількість еквівалентних систем диференціальних рівнянь, одне з можливих рішень може бути знайдене в результаті виконання наступних операцій:

- лівостороннє видалення полюсів [4] з матриці передаточних функцій Φ_{11} та тим самим знаходження еквівалентної матриці P_e , а потім і M_e за формулою

$$M_e = P_e \Phi_{11}$$

- на основі знайденої матриці Φ_{12} з урахуванням рівнянь (2.59) та (2.61) транспонована матриця спектральних щільностей еквівалентних збурень $S_{\psi\psi}$ може бути записана як

$$S'_{\psi\psi} = P_e \Phi_{12} S'_{\Delta\Delta} \Phi_{12}^* P_e^*.$$

Другий варіант - спрощений алгоритм ідентифікації [21]. У цьому разі вважаємо, що оцінки реалізацій компонентів векторів u і x отримані в результаті оптимального оцінювання записів експериментальних даних. Отже, досить строго виконується рівняння (2.63), тому на основі теореми Вінера-Хінчина [65], виразу (2.60) та врахування умови некорельованості сигналів u і Δ можна записати наступні матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей для сигналів системи

$$S'_{xx} = P^{-1} M S'_{uu} M^* P^{-1} + P^{-1} \Psi S'_{\Delta\Delta} \Psi^* P^{-1}; \quad (2.8)$$

$$S'_{ux} = P^{-1} M S'_{uu}; \quad S'_{xu} = S'_{uu} M^* P^{-1}; \quad (2.9)$$

$$S'_{\psi x} = P^{-1} \Psi S'_{\Delta\Delta}; \quad S'_{x\psi} = S'_{\Delta\Delta} \Psi^* P^{-1}. \quad (2.10)$$

Зі співвідношень (2.10), знаючи матриці S'_{ux} , S'_{ux} і S'_{xu} як результати статистичної обробки експериментальних даних, можна знайти шукану матрицю передаточних функцій об'єкту від сигналів управління u до виходу x та ермітово спряжену до неї

$$P^{-1} M = S'_{ux} (S'_{uu})^{-1}; \quad M^* P^{-1} = (S'_{uu})^{-1} S'_{xu}. \quad (2.11)$$

Хоча матриця Ψ формуючого фільтра поки не визначена, з рівнянь (2.11) формально можна записати

$$P^{-1} \Psi = S'_{\psi x} (S'_{\Delta\Delta})^{-1}; \quad \Psi^* P^{-1} = (S'_{\Delta\Delta})^{-1} S'_{x\psi}.$$

Для знаходження матриць передаточних функцій об'єкта за збуренням тепер необхідно знайти матриці $S_{\psi x}$ і $S_{x\psi}$. Для цього підставимо вирази (2.77) і (2.78) у рівняння (2.74) і отримаємо

$$S'_{xx} = S'_{ux} (S'_{uu})^{-1} S'_{xu} + S'_{\psi x} (S'_{\Delta\Delta})^{-1} S'_{x\psi}.$$

Оскільки у співвідношенні (2.79) невідомі лише матриці $S_{\psi x}$ і $S_{x\psi}$ (матриця $S_{\Delta\Delta}$ одинична), то представимо його як

$$S'_{\psi x} \cdot S'_{x\psi} = S'_{xx} - S'_{ux} (S'_{uu})^{-1} S'_{xu}.$$

Права частина рівняння (2.80) повністю відома за результатами статистичної обробки експериментальних даних. В результаті вінеровської факторизації виразу (2.80) визначаються шукані матриці взаємних спектральних щільностей $S'_{\psi x}$ і $S'_{x\psi}$, після підстановки яких у (2.78) з'являється можливість однозначно розрахувати добутки матриць $P^{-1}\Psi$ і $(P^{-1}\Psi)^*$.

Знаходження поліноміальних матриць P , M лівої і правої частин системи диференційних рівнянь (2.58) та матриці спектральних щільностей збурень $S_{\psi\psi}$ не викликає складності по алгоритмам (2.72), (2.73) першого варіанту.

Третій варіант [21] задачі структурної ідентифікації виникає, якщо вважати корельованими вектори сигналів управління u та збурень ψ за умови, що збурення повністю контролюється при експерименті. Для успішного пошуку її рішення необхідно ввести до розгляду дві матриці взаємних спектральних щільностей $S_{\psi u}$ і $S_{u\psi}$, що характеризують такий зв'язок. В цьому разі, спектральна щільність вихідних реакцій S_{xx} визначається на основі теореми Вінера-Хінчина з урахуванням (2.59), (2.60) як

$$S'_{xx} = P^{-1}MS'_{uu}M_*P_*^{-1} + P^{-1}MS'_{\psi u}P_*^{-1} + P^{-1}S'_{u\psi}M_*P_*^{-1} + P^{-1}S'_{\psi\psi}P_*^{-1}, \quad (2.12)$$

а матриця взаємних спектральних щільностей S_{ux} у вигляді

$$S'_{ux} = P^{-1}MS'_{uu} + P^{-1}S'_{u\psi}. \quad (2.13)$$

Співвідношення (2.13) можна переписати наступним чином

$$P^{-1}S'_{u\psi} = S'_{ux} - P^{-1}MS'_{uu},$$

отже (2.81) спрощується до

$$S'_{xx} = -P^{-1}MS'_{uu}M_*P_*^{-1} + P^{-1}MS'_{xu} + S'_{ux}M_*P_*^{-1} + P^{-1}S'_{\psi\psi}P_*^{-1}. \quad (2.14)$$

При контрольованому в процесі експерименту векторі збурень ψ може бути визначена матриця взаємних спектральних щільностей між векторами ψ та x у вигляді

$$S'_{\psi x} = P^{-1}MS'_{\psi u} + P^{-1}S'_{\psi \psi}. \quad (2.15)$$

В результаті розв'язання системи матричних рівнянь, яку складають співвідношення (2.12), (2.15), відносно матриць P^{-1} і $P^{-1}M$ отримані наступні вирази для однозначного визначення даних матриць

$$P = \left[S'_{u\psi} (S'_{uu})^{-1} - S'_{\psi\psi} (S'_{\psi u})^{-1} \left[S'_{ux} (S'_{uu})^{-1} - S'_{\psi x} (S'_{\psi u})^{-1} \right] \right]^{-1},$$

$$P^{-1}M = \left[S'_{ux} (S'_{u\psi})^{-1} - S'_{\psi x} (S'_{\psi\psi})^{-1} \left[S'_{uu} (S'_{u\psi})^{-1} - S'_{\psi u} (S'_{\psi\psi})^{-1} \right] \right]^{-1}. \quad (2.16)$$

Аналіз трьох варіантів алгоритмів структурної ідентифікації, які реалізують базовий метод [22], показав, що вони мають декілька рис, які відрізняють їх від відомих:

- прозорість та простота фізичної оцінки та інтерпретації отриманих результатів;
- однозначність визначення таких важливих динамічних характеристик багатовимірного об'єкта як матриці передаточних функцій за сигналами управління та спектральних щільностей збурень;
- можливість використання при наявності взаємної кореляції між векторами u (сигналів управління) та ψ (вектора збурень).

В той же час область застосування даних методів обмежена лише стійкими об'єктами ідентифікації, тому для вирішення визначеної у дисертації складної науково-технічної і організаційної проблеми держави виникає необхідність постановки спеціальної задачі структурної ідентифікації моделей динаміки багатовимірного об'єкта, що має нестійкі полюси, та вектора збурень, що діють в реальних умовах його функціонування.

Використовуючи алгоритм (2.16), за результатами вимірювань вхідних і вихідних сигналів ідентифікованого БВ можна оцінити як його моделі динаміки, так і моделі динаміки зовнішнього збурення, діючого на БВ в конкретних режимах роботи, що і є основним завданням досліджень.

3. РЕЗУЛЬТАТИ ІДЕНТИФІКАЦІЇ СТРУКТУРИ І ПАРАМЕТРІВ БВ

3.1 Загальні положення

Проекти методик динамічної ідентифікації основних бортових вимірювачів БВ призначені відображати результати метрологічних та наукових розробок, направлених на вирішення актуальної та складної науково – технічної проблеми авіації – оцінку в наземних умовах як динамічних характеристик основних БВ (гіроприлади, акселерометри) так і завад вимірювань, виникаючих на виходах цих приладів в експлуатаційних умовах роботи. Подальше удосконалення запропонованих і розробка їх на базі діючих методик дозволило б одержувати та накопичувати, а потім систематизувати знання про динамічні характеристики бортових вимірювачів і перешкод вимірювань в конкретних режимах польоту ПС, а потім використовувати цю базу даних при аналітичному конструюванні оптимальних авіаційних систем управління ЛА.

В методиках додається спроба науково обґрунтувати необхідність виконання ряду нових робіт при ідентифікації БВ і створення спеціальних технічних засобів динамічної і ідентифікації важливість її результатів для вирішення значних науково – технічних задач авіаційної техніки. Методики мають ціль визначити обговорення поданих ідей, що сприйняло б більш швидкому вирішенню наміченої цілі (проблеми).

2.2 Призначення задачі та ціль динамічної ідентифікації

Динамічна о ідентифікації сновних БВ ПС в наземних умовах – це визначення його динамічних моделей як самих вимірювачів, так і їх перешкод, що супроводжують вимірювання, в процесі наземних випробувань на засобах для відтворення найбільш точних динамічних умов польоту.

Пропонується можливість проведення таких випробувань в усіх режимах польоту і послідовне затвердження одержаних моделей вимірювачів

та їх перешкод, систематизація і сертифікація результатів динамічної ідентифікації в процесі тривалої експлуатації ПС.

Динамічними моделями вимірювачів вважають їх передаточні функції (матриці передаточних функцій для багатомірних вимірювачів), а динамічними моделями перешкод (похибок) вимірювань – спектральні та взаємно спектральні щільності (матриці спектральних щільностей).

2.3 Основні вимоги до засобів динамічної ідентифікації

Динамічна ідентифікація бортових вимірювачів ПС в наземних умовах повинна проводитися на стенді -імітаторі або стенді – генераторі просторових кутових рухів ПС в заданих умовах польоту, забезпечуючи найкращу по точності близькість до реального польоту. Найкраща близькість може бути досягнута в результаті таких робіт, як збір, обробка і сертифікація польотної інформації в зацікавлених режимах польоту, ідентифікація динаміки механічної частини моделюючого стенда, синтез оптимальних структур і послідуєчого створення оптимальних систем управління рухом багатомірного стенда – генератора. Пропонується можливість імітації на стенді і вібраційної ситуації польоту за допомогою, наприклад, спеціальних систем створення вібрації. Для виконання етапів ідентифікації динаміки розімкненого стенда – генератора і синтезу оптимального управління його рухом потрібно використовувати порівняно прості та зручні в інженерній практиці методи і алгоритми. На стендах генераторах повинні бути передбачені системи вилучення перешкод, сертифікація результатів динамічної ідентифікації в процесі тривалої експлуатації ПС.

Одержані результати динамічної ідентифікації моделей необхідні для ефективного вирішення таких актуальних і складних науково – технічних задач авіаційної техніки як оптимальне оцінювання стану і ідентифікації ПС та основних бортових комплексів навігації і управління, аналіз і синтез систем управління польотом, кібернетичних бортових та автоматичних комплексів різноманітного призначення, корекції систем управління ПС в процесі його тривалого експлуаційного періоду, побудування систем оперативного динамічного контролю якості управління льотних випробувань в умовах польотів ПС по 1 і 2 категоріям ІСАО і т.д.

На стендах генераторах повинні бути передбачені системи вилучення перешкод еволюцій ПС в реальному польоті. В розглянутому стенді вхідними сигналами є тестові сигнали (Р) генераторів шумів, а динамічною системою є замкнута система, яка складається з трьохступеневого стенду і його системи управління.

Динамічний експлуатаційний режим польоту, відтворений на стенді, представляє собою багатомірний стаціонарний випадковий процес, який характеризується матрицею спектральних щільностей вихідних сигналів (кутових коливань ПС). Як відомо, статистичні характеристики випадкового процесу на виході динамічних систем визначаються матрицею спектральних щільностей вхідних сигналів і матрицею частотних характеристик самої системи.

Отже, метрологічне забезпечення стенда – генератора механічних коливань для визначення динамічних характеристик випробувальних приладів повинно складатися з засобів оцінки близькості динаміки відтворювального режиму випробувань до експлуатаційного.

В якості нормуючих метрологічних характеристик треба вибирати:

- Спектральні щільності генераторів шумів, що є джерелом тестових сигналів
- Частотні характеристики механічної частини (відокремлених кілець) багатомірної динамічної системи.

Визначення спектральних щільностей сигналів генераторів шумів, а також вихідних сигналів можна виконати згідно вимог, визначення частотних характеристик замкнутої динамічної системи відомими методиками. При експериментальному одержанні даних, необхідних для розрахунків вище вказаних характеристик, використовуються повірені засоби вимірювання, а також метрологічно атестовані реєструючі прилади.

Для оцінки спектральних щільностей можуть бути використані промислові аналізатори частот інформаційних сигналів вітчизняного чи іноземного виробництва, а також оцінки можуть бути одержані експериментально після введення в дію стенда–генератора..

2.4. Динамічна ідентифікація гіроприладів

Динамічна атестація приладів в лабораторних умовах, найбільш наближених до експлуатаційних, повинна проводитись на динамічному стенді, який відтворює умови роботи приладів, близьких до експлуатаційних умов.

Реальні просторові кутові рухи ПС, які впливають на гіроскоп мають детерміновану і випадкову складову. На покази гіроприладу має вплив також просторова вібрація основи. Для зменшення впливу вібрації бортові прилади встановлюються, як правило, на системі амортизації.

Значний вплив на покази приладу має і лінійне прискорення ПС. В залежності від режимів роботи ПС експлуатаційні умови роботи бортових приладів змінюються, тому для проведення їх динамічної атестації необхідно відтворювати на засобах імітації експлуатаційні умови в випробувальних умовах польоту. Блок – схема лабораторного стенда для динамічної атестації гіроскопічних приладів приведена на мал. 2.1. Динамічний стенд, призначений для відтворення експлуатаційних умов, діючих на прилад в польоті, складається з платформи на карданному підвісі, системи управління, систем порівняння, формуючого фільтра. В деяких випадках для більш повної імітації динамічного оточення до складу стенду може бути введений вібратор, який буде створювати просторові вібраційні коливання.

Схема порівняння призначена для вилучення “уходів” гіроприладів шляхом віднімання вихідних сигналів стенда з сигналів гіроприладу.

Вихідні сигнали динамічного стенду і сигнали уходів гіроприладів подаються також на реєструючу апаратуру та аналогово – цифровий перетворювач(АЦП). Одержані, таким чином, числові масиви, або сигнали підлягають обробці на ЕОМ

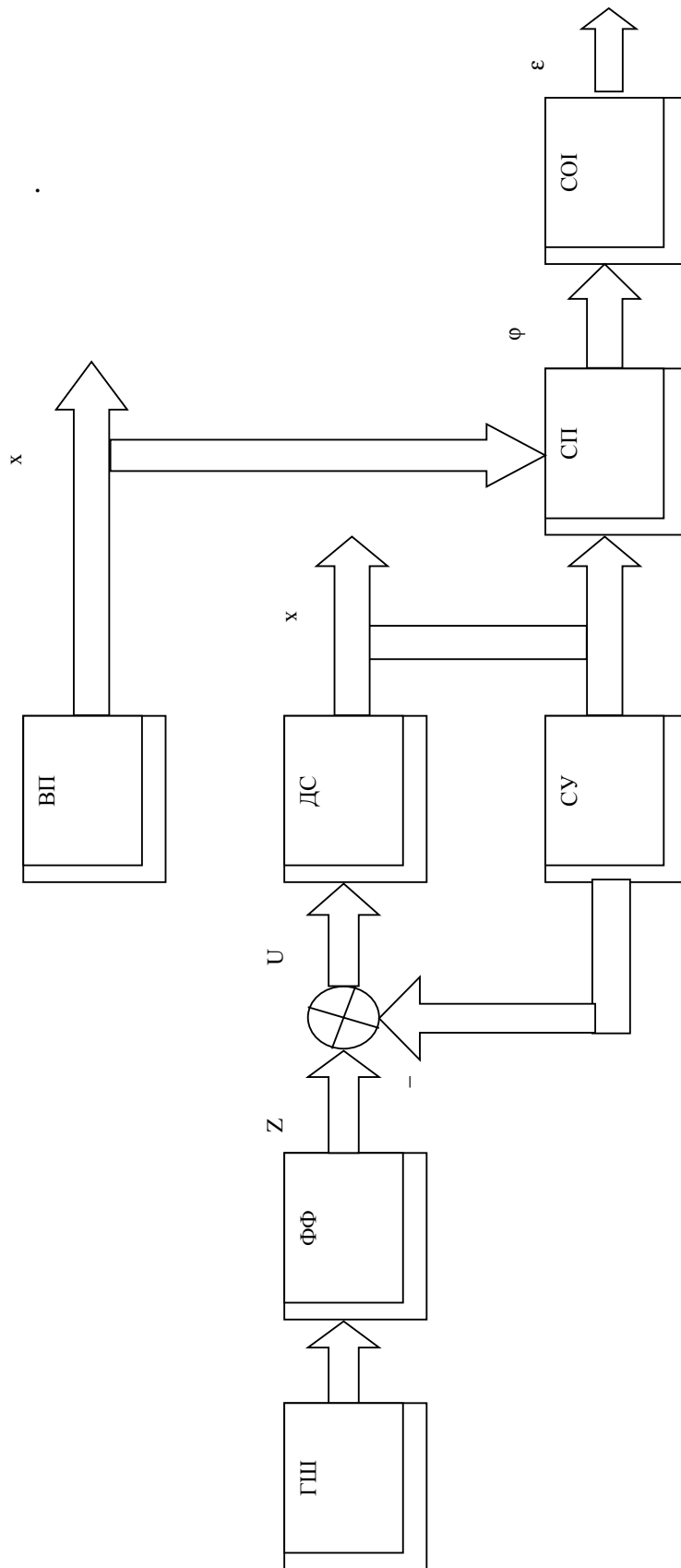


Рис.2.1 Структурна схема лабораторної установки для динамічної системи

ГШ — генератор шуму, ФФ — формуючий фільтр, ВП — випробувальний прилад, СУ — система управління, ДС — динамічний стенд, СП — система порівняння, СОІ — система обробки інформації.

Атестований прилад встановлюється на платформі трьохступінчатого стенду, так, щоб точка перетину осей координатного підвісу співпадала з центром обертання платформи стенду. Кріплення приладу на платформі

повинно бути аналогічним кріпленню на ПС. Для зменшення карданової похибки необхідно гіровертикаль встановити так, щоб направлення польоту було паралельно вісі зовнішнього кільця трьохступінчатого стенда. Для кутових гіроскопічних приладів до системи порівняння повинен вводитися сигнал з обчислювачем карданової похибки для компенсації помилок приладу (на блок схемі не показано) чи вона повинна враховуватися при майбутній обробці результатів експерименту.

При проведенні атестації приладів необхідно провести оцінку близькості експлуатаційних і імітуючих умов. Оцінка близькості може проводитися по порівнянню сигналів виходу стенда і формуючого фільтра.

При гармонійних рухах стенда визначення уходів випробуваних гіроприладів не зв'язано з великими труднощами. З припущеннями, що уход гіроскопічної системи в цьому випадку не мають гармонічного характеру, можливо відповідним вибором масштабу і зсувом фаз гармонічних сигналів виходу стенду домогтися за допомогою системи порівняння повного виключення гармонійних сигналів з виходу гіроприладу. Сигнали, які лишаються, формують вектор уходів гіроприладу чи гіроскопічної системи вимірювання. Слід відмітити, що ці уходи гіроприладів реєструються як неперервний в часі процес.

При випадковому характері руху стенд – генератор просторових рухів, процедура вилучення уходів гіроприладів істотно ускладнюється. В таких випадках для проведення етапу динамічної атестації необхідно використовувати оптимальні дослідження виходів стенду і випробуваного приладу. Структура таких досліджень може бути систематизована відомими методами оптимального оцінювання. Результат порівняння виходів оптимальних випробувань складають найкращу по точності оцінку вектора уходів гіроприладів, а методики обробки не відрізняються від описаного раніше.

Реалізація описаних у цьому пункті пропозицій служить основою для розробки діючих методик атестації трьохступінчатого гіроприладу на землі в умовах, близьких до польотних.

2.7 Динамічна ідентифікація датчиків кутових швидкостей

Динамічна атестація датчиків кутових швидкостей включає експериментальне визначення динамічних характеристик, як самого вимірювача, так і перешкоди вимірювань, в умовах близьких до експлуатаційних. Динамічна характеристика приладів типу ЛАЧХ і ЛФЧХ рекомендується ДСТУ 8.256-77. Представляється доцільним визначити характеристики вимірювачів з погляду їх передаточних функцій. При цьому необхідно знати не тільки вигляд передаточної функції і значення всіх її коефіцієнтів, але й визначити їх показники точності. При цьому необхідно враховувати значення помилок значень помилок, внесених в експеримент вимірювальної апаратури.

Вважаємо, що перешкоди вимірювача, визначені в умовах близьких до експлуатаційних, можливо описати апаратом спектральних щільностей.

Розглянемо рішення задачі структурної ідентифікації з використанням приведенного алгоритму. Нехай необхідно виконати ідентифікацію одновимірного бортового вимірювача за результатами ідентифікаційного експерименту. В процесі експерименту виміряні значення вхідного u і вихідного x сигналів (етап 1), за якими обчислені спектральні і взаємні спектральні щільності у вигляді числових масивів (етап 2). Отримані числові дані апроксимовані такими аналітичними виразами (для спільності рішення числові дані позначені літерами): спектральна щільність вхідного сигналу

$$S_{uu} = \frac{\sigma_u^2}{-\pi s^2}, \text{ де } \sigma_u^2 - \text{дисперсія вхідного сигналу};$$

$$S_{xx} = \frac{\sigma_u^2}{\pi} \left| \frac{s\beta + m}{(s + \alpha)s} \right|^2$$

спектральна щільність вихідного сигналу

$$\beta = \frac{\sigma_\psi}{\sigma_u}$$

де σ_ψ / σ_u – відношення шум/ сигнал;

$$S_{ux} = \frac{\sigma_u^2 m}{-\pi s^2 (s + \alpha)}$$

взаємна спектральна щільність сигналів

Таким чином, маємо результати виконання етапів 1) і 2) спектрального алгоритму ідентифікації. Подальша нумерація відповідає нумерації зазначених раніше етапів алгоритму.

3). Підставляючи початкові дані – значення спектральної щільності – в рівняння зв'язку (3.11), маємо

$$\begin{aligned} S_{x\Delta} S_{\Delta x} &= \frac{\sigma_u^2}{\pi} \left| \frac{s\beta + m}{(s+\alpha)s} \right|^2 - \frac{\sigma_u^2}{-\pi s^2} \cdot \frac{m}{(-s+\alpha)} \cdot \frac{-\pi s^2}{\sigma_u^2} \cdot \frac{\sigma_u^2}{-\pi s^2} \cdot \frac{m}{(s+\alpha)} \\ &= \frac{\sigma_u^2}{\pi} \left| \frac{\beta}{(s+\alpha)} \right|^2. \end{aligned}$$

Розкладаючи на комплексно спряжені множники, отримаємо спектральні щільності

$$S_{x\Delta} = \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \frac{\beta}{(-s+\alpha)}.$$

$$S_{\Delta x} = \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \frac{\beta}{(s+\alpha)}.$$

4) Знайдемо матриці

$$\mathbf{S}'_{yy} = \begin{bmatrix} S'_{uu} & 0 \\ 0 & S'_{\Delta\Delta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u^2}{-\pi s^2} & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S}'_{yx} = \begin{bmatrix} S'_{ux} \\ S'_{\Delta x} \end{bmatrix};$$

5) Знайдемо матриці \mathbf{D} , \mathbf{D}_* , а також \mathbf{D}^{-1} , \mathbf{D}_*^{-1} . Спочатку знайдемо

$$\mathbf{D}\mathbf{D}_* = \mathbf{S}'_{yy} = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u^2}{-\pi s^2} & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Отриману матрицю розкладемо на дві ермітово спряжені,

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}s} & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{D}_* = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}(-s)} & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Відповідні обернені матриці

$$\mathbf{D}^{-1} = \begin{bmatrix} \sqrt{\pi}s & 0 \\ \frac{\sigma_u}{0} & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D}_*^{-1} = \begin{bmatrix} \sqrt{\pi}(-s) & 0 \\ \frac{\sigma_u}{0} & 1 \end{bmatrix}.$$

6) Використовуючи знайдені значення, обчислимо матрицю

$$N = \Gamma S'_{xy} D_*^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u^2}{-\pi s^2} \cdot \frac{m}{(s+\alpha)}, & \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \cdot \frac{\beta}{(s+\alpha)} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sqrt{\pi}(-s) & 0 \\ \sigma_u & 1 \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi s}} \cdot \frac{m}{(s+\alpha)}, & \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \cdot \frac{\beta}{(s+\alpha)} \end{bmatrix}.$$

7) Відповідно до алгоритму необхідно виконати сепарацію отриманої матриці. Проте отримана матриця не містить полюсів (коренів знаменника) у ППП, тому сепарація матриці не потрібна, отже

$$N_+ = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi s}} \cdot \frac{m}{(s+\alpha)}, & \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \cdot \frac{\beta}{(s+\alpha)} \end{bmatrix}.$$

8) Визначимо блочну матрицю Φ

$$\Phi = N_+ D^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi s}} \cdot \frac{m}{s+\alpha}, & \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \cdot \frac{\beta}{s+\alpha} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sqrt{\pi s} & 0 \\ \sigma_u & 1 \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{m}{s+\alpha}, & \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \cdot \frac{\beta}{s+\alpha} \end{bmatrix}.$$

9) З отриманої блочної матриці можна визначити передавальну функцію вимірювача

$$K = \frac{m}{s+\alpha},$$

і дробово-раціональну функцію

$$P^{-1} = \frac{1}{s+\alpha}, \quad P = s+\alpha.$$

Отриману передавальну функцію вимірювача можна подати в стандартному вигляді передавальної функції аперіодичної ланки

$$K = \frac{k}{Ts+1}, \quad \text{де} \quad T = \frac{1}{\alpha}, \quad k = \frac{m}{\alpha}.$$

10) Визначимо спектральну щільність перешкод

$$S'_{\psi\psi} = P W W_* P_* = (s+\alpha) \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \cdot \frac{\beta}{(s+\alpha)} \cdot \frac{\sigma_u}{\sqrt{\pi}} \cdot \frac{\beta}{(-s+\alpha)} \cdot (-s+\alpha) = \frac{\sigma_u^2}{\pi}$$

Як видно з результату, перешкоди вимірювача являють собою білий шум.

Методика визначення передаточних функцій ДКШ (ДУС)

Відомо, що передаточну функцію ДКШ по кутовій координаті можемо уявити так:

$$W(p) = \frac{K * p}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}$$

2.1)

Де K – коефіцієнт передачі;

T – постійна часу, с;

ξ - коефіцієнт демпфірування;

p – оператор Лапласа.

Моделі (1.1) відповідають наступним амплітудним і фазовим частотним характеристикам:

$$A = \frac{K\omega}{\sqrt{(1 - T^2\omega^2)^2 + (2\xi T\omega)^2}}$$

2.2)

$$y = \arctg \frac{1 - T^2\omega^2}{2\xi T\omega}$$

2.3)

Експериментальне визначення числових значень K , T , ξ зводяться до наступного.

Встановив випробувальний прилад на платформу стенда генератора механічних коливань, задаємо гармонічне коливання з частотою ω_1 . Далі вимірюємо відомими методами значення амплітуди кута, кутової швидкості і фазового зсуву y_1 . За отриманими експериментальними даними визначаємо коефіцієнт передачі ДКШ на частоті $A_1=f(\omega_1)$. Аналогічно проводять експеримент на наступній частоті ω_2 і отримують значення A_2 і y_2 . Маючи ці дані і користуючись формулою (1.3) запишемо:

$$\operatorname{tg} y_1 = \frac{1 - T^2 \omega_1^2}{2\xi T \omega_1}$$

(

2.4)

$$\operatorname{tg} y_2 = \frac{1 - T^2 \omega_2^2}{2\xi T \omega_2}$$

(

2.5)

З виразів (1.5) та (1.4) отримуємо:

$$T = \sqrt{\frac{\frac{\operatorname{tg} y_1}{\omega_2} - \frac{\operatorname{tg} y_2}{\omega_1}}{\omega_2 \operatorname{tg} y_1 - \omega_1 \operatorname{tg} y_2}}$$

(

2.6)

Користуючись отриманим значенням визначимо:

$$\xi = \frac{1 - T^2 \omega_i^2}{2T \omega_i \operatorname{tg} y_i}$$

(

2.7)

де $i = 1$ чи 2 .

Вибір значення i для обчислень визначається міркуванням приведеним вище.

Таким чином, отримаємо експериментальні дані тільки на двох частотах ω_1 і ω_2 і виконавши розрахунки по формулам (2.6÷2.7) отримаємо коефіцієнти бажаної передаточної функції ДКШ по основному каналу.

Розрахунок похибок визначається коефіцієнтом K , T , ξ знайденим, виходячи з наступних міркувань.

Нехай вихідні дані, одержані в результаті експерименту, мають похибки ΔA , $\Delta \varphi$, $\Delta \omega$. Міркування по процедурі їх визначення будуть визначатися нижче. Тоді, по відомому алгоритму обчислимо потрібний параметр $X = f(x, y, z)$ отримаємо вираз для визначення похибки цього параметру як:

$$\Delta X = \frac{\partial f}{\partial x} \Delta X + \frac{\partial f}{\partial y} \Delta Y + \frac{\partial f}{\partial z} \Delta Z$$

(

2.9)

Користуючись (1.9) одержимо:

$\Delta T =$

$$\frac{T \operatorname{tg} \varphi_2 \left(n - \frac{1}{n} \right)}{2 \cos^2 \varphi_1 (\operatorname{tg} \varphi_1 - n \operatorname{tg} \varphi_2) \left(\operatorname{tg} \varphi_1 - \frac{1}{n} \operatorname{tg} \varphi_2 \right)} \Delta \varphi_1 - \frac{T \operatorname{tg} \varphi_1 \left(n - \frac{1}{n} \right)}{2 \cos^2 \varphi_2 (\operatorname{tg} \varphi_1 n \operatorname{tg} \varphi_2) \left(\operatorname{tg} \varphi_1 - \frac{1}{n} \operatorname{tg} \varphi_2 \right)} \Delta \varphi_2 + C$$

(

2.10)

$$\Delta\xi = \left(\frac{\xi}{T} - \frac{1}{T^2 \omega_i \operatorname{tg} \varphi_i} \right) \Delta T + \left(\frac{\xi}{\omega_i} \Delta \omega_i - \frac{1}{T \omega_i \operatorname{tg} \varphi_2} \right) \Delta \omega_1$$

2.11)

$$\Delta K = \frac{K}{A_i} \Delta A_i + \frac{A_i^2}{K} \frac{T^4 \omega_i^4 - 1}{\omega_i^3} \Delta \omega_i + \frac{A_i^2}{K} \Delta T^2 \xi \Delta \xi_i$$

2.12)

В наведених формулах $n = \frac{\omega_1}{\omega_2}, i = 1$ чи 2 , вибір номеру i визначається мінімумом похибки вихідних даних при розрахунку ξ і K .

3
начення похибок $\Delta \omega_1, \Delta \omega_2$ визначаються класом точності використаного задаючого генератора. Похибки $\Delta A_i, \Delta \varphi_i$ зумовлені процедурою експерименту і використаної апаратури. Оптимальним з точки зору точності і витрат засобів і часу на експеримент представляє наступну ситуацію. Використаний датчик кута, підлягає метрологічній атестації і установлює його коефіцієнти передачі K і похибку ΔK . Потім проводять описаний вище експеримент на стенді-генераторі механічних коливань, реєструють вхідні і вихідні сигнали на цифровому магнітному реєстраторі (наприклад К-60-42) або на ЕОМі. Отримані дані підлягають математичній обробці на ЕОМ по наступним параметрам:

$$A_i = \frac{U_\alpha K}{U_\alpha \omega_i}$$

2.13)

$$\Delta A_i = \frac{U_{\dot{\alpha}}}{U_{\alpha} \omega_i} \Delta K - \frac{U_{\alpha} K}{U_{\alpha} \omega_i^2}$$

(

1.14)

$$\varphi_i = 360 \omega_i t$$

(1.15)

$$\Delta \varphi_i = 360(\omega_i \Delta t + \Delta \omega_i t)$$

(

1.16)

де $i = 1$ чи 2

A_i — коефіцієнт передачі ДКШ на i -тій частоті, В/град.; $U_{\dot{\alpha}}$ — амплітудне значення напруги датчика кута, В; K — статистичний коефіцієнт передачі датчика кута, В/град.; ω_i — частота, при якій проводиться експеримент; ΔK — допустима абсолютна похибка статистичного коефіцієнта датчика кута, визначена при метрологічній атестації; ΔA_i — похибка визначення коефіцієнта передачі ДКШ на i -тій частоті, В/град.; t — часовий зсув між амплітудними значеннями $U_{\dot{\alpha}}$ і U_{α} , с; Δt — похибка визначення t , с. Розрахунок за формулами в цьому випадку також ведеться на ЕОМ.

При необхідності розділення деяких похибок на систематичну та випадкову складову можна провести відповідне розділення вихідних даних. Значення систематичних та випадкових складових для ω можливо отримати тільки з паспортних даних використаного заданого генератора. Значення ΔA_i можна розділити на систематичну та випадкову складові; визначаючи $U_{\dot{\alpha}}$ і U_{α} , Δt в кожній напівперіод отриманої реалізації і обчисливши середнє значення A_{ij} і φ_{ij} (j — кількість використаних напівперіодів) і їх середньоквадратичне відхилення (СКВ). В цьому випадку середнє значення прийняти за систематичну похибку визначення A_i , φ_i і їх СКВ — за випадкову. Ймовірність систематичної похибки і закон розподілу випадкової похибки визначається після

обробки експериментальних даних. Отримані числові значення підставляються в формули (1.10 – 1.12) окремо і обчислюються складові похибки T , ξ , K . Значення ймовірностей і закону розподілу випадкової складової похибки при цьому зберігається, тобто залежить від вихідних даних.

Методика визначення спектральної щільності шумів ДКШ

Спектральна щільність шумів на виході ДКШ є параметром, який оцінює ступінь зміни реакції приладу на корисний сигнал від збурених взаємодій. Розглянемо коротко найбільш істотні причини виникнення шуму на виході приладу (Рис.2.2).

Прийнято розглядати просторові кутові рухи повітряного судна відносно його центру мас як випадковий процес. Але за рахунок розміщення ДКШ не в центрі мас, а також за рахунок того, що ПС не є абсолютно жорсткою конструкцією, кутові рухи місця установки датчика не будуть точно відповідати кутовому руху центра мас.

В процесі роботи на борту на датчик впливає також взаємодія вібрації, яка виникла при роботі силової установки і різноманітних приладів. Для зменшення впливу вібрації датчики встановлюються на амортизатори чи пружини.

Статичний коефіцієнт передачі, не є постійною величиною, а домножується на косинус кута повороту рамки гіроскопа, змінюючи сигнал. Ця ж обставина призводить до так званого перехресного зв'язку, тобто проникнення сигналів від обертання ДКШ навколо вісі перпендикулярній до вимірюваної (за напрямом вихідного положення вектора кінетичного моменту).

При обертанні ДКШ навколо вісі повороту рамки гіроскопа також виникає зміна вихідного сигналу. Ця зміна пропорційна кутовому прискоренню збурення.

Розглянемо, що інтенсивність і характер шумів на виході приладу істотно залежить від характеристик збурювальних взаємодій. Звідси виходять вимоги до досліджуваного сигналу при атестації приладу. Оцінити ступінь скривлення корисного сигналу від кожної з багатьох причин, ймовірно, неможливо. Представляється доцільним ввести якусь інтегральну, узагальнену оцінку шуму.

Такою характеристикою може бути матриця спектральних щільностей кутових рухів ПС отриманих в експлуатаційних умовах. Оскільки частоти цих кутових рухів як мінімум на один або два порядки нижче частоти вібраційних збурювань, в першому приближенні можна рахувати, що вібраційні збурення не проходять через ДКШ і їх систему амортизації.

Виходячи з вказаного вище пропонується наступна оцінка впливу перешкод.

Досліджуваний прилад встановлюється на трьохкомпонентний поворотний стенд, відтворюючий просторовий кутовий рух, матриця спектральних щільностей якого близька до матриці спектральних щільностей реального кутового руху ПС.

Для прикладу можна навести матрицю спектральних щільностей кутових рухів транспортного літака, отриманих в експериментальних умовах. На вісь стенду, уздовж якого орієнтують вимірювальну вісь ДКШ (наприклад ψ), встановлюють вірцевий датчик кута (ВДК). Кільце ММДКШ представляє собою математичну модель ДКШ. Цю математичну операцію виконати у вигляді аналогового пристрою з передаточною функцією (2.1). Але, оскільки в будь-якому випадку для обчислень спектральних щільностей перешкод необхідно скористатися обробкою сигналів на ЕОМ, доцільно розміщувати математичну модель в цифровій формі.

Для цього можна користуватися алгоритмом цифрової фільтрації на основі високошвидкісної розгортки. В цих алгоритмах замість фільтрів Кайзера, Хеннінга та інших треба вкласти частотну характеристику ДКШ

$W(\omega_k)$, обчислену на дискретних даних частот $\omega_k = \frac{2\pi}{T} K$, T — тривалість реалізації, використовуючи вхід в програму фільтрації через “довільний” фільтр. При цифровій обробці сигнал з ВДК та досліджуваного приладу через АЦП вводять в ЕОМ. Часовий ряд U_m^* , відповідний сигналу ВДК після цифрової фільтрації, віднімають з часового ряду U_ϕ^* , відповідно сигналу

ДКШ. Різниця сигналів U_{ω}^* представляє собою шум ДКШ, що характеризує конкретну ситуацію. Спектральна щільність цього сигналу обчислюється за алгоритмами спектрального аналізу (АСА). Отримані характеристики являються оцінкою реакції приладу на шкідливі збурювання. Похибка визначення цієї оцінки залежить від похибки моделей, а також від похибок обчислювань різниці сигналу і точності обчислення самої спектральної щільності. Також при зміні характеристик вхідного сигналу, змінюється спектральна щільність шуму ДКШ і його точність.

2.8. Методика калібрування блока БДКШ

Записування вихідних сигналів БДКШ здійснюється через блок зв'язку з ПЕОМ у вигляді масиву значень напруг. Для того щоб визначити величину імітованих умовних швидкостей необхідно знати коефіцієнт передачі каналу реєстрації сигналів умовних швидкостей.

Для калібрування каналів кожного датчика кутової швидкості використовується динамічний стенд, платформам якого по черзі задавались синусоїдальні коливання. Вхідний сигнал задавався за допомогою генератора сигналів спеціальної (синусоїдальної) форми Г6-28. Експеримент проводився для трьох значень частот коливання f : 0,2; 0,4 і 0,6 Гц. Амплітуду вхідного сигналу підбирали так, щоб платформа здійснювала коливання амплітудою 2 град. При цьому кут повороту кожної платформи визначається як

$$\psi = A \cdot \sin 2\pi f \Delta t,$$

де A – амплітуда коливань; f – частота коливань.

Похідна кутових рухів, яка як було показано вище, дорівнює кутовій швидкості, запишемо у вигляді:

$$\dot{\psi} = -2\pi A f \cos 2\pi f \Delta t = -\omega_{\max} \cos 2\pi f \Delta t,$$

де ω_{\max} -- амплітуда кутової швидкості руху, $\frac{\text{град}}{c}$.

Крутизну каналу датчика кутової швидкості визначимо у вигляді:

$$K = \frac{U_{\max}}{\omega_{\max}} \left[\frac{B \cdot c}{\text{град}} \right],$$

де U_{\max} -- амплітудне значення сигналу ДКШа, що реєструється, В.

Фрагменти осцилограм для визначення градуїзованих характеристик вимірювального каналу блока ДКШ. Характеристики двох датчиків практично співпали і близькі до лінійних. Характеристика третього датчика відрізняється не суттєво.

Таким чином, крутизну кожного датчика блока ДКШ можна прийняти (як середньоарифметичне) рівною

$$K = 0.2 \frac{V \cdot c}{град}$$

Значення цього коефіцієнту використовується в подальших розрахунках. Експеримент дозволив також визначити граничне мінімальне значення кутової швидкості, яке можна відрізнити на фоні шумів. Так як середній рівень шумів дорівнює $0,15V$ то мінімальне значення кутової швидкості дорівнює $0,5 \frac{град}{c}$.

Таким чином, так як частота власних коливань ДКШ дорівнює 75 Гц, то у робочому частотному діапазоні ДКШ можна вважати безінерціальною ланкою і використовувати для будь-яких рухомих об'єктів, де мінімальні кутові швидкості дорівнюють $0,5 \frac{град}{c}$.

Основні результати випробувань

Мета проведених випробувань — отримання вихідної інформації для вирішення задачі ідентифікації моделей динаміки БДКШ. Використаний алгоритм структурної ідентифікації по результатам “вхід-вихід” дозволяє визначити моделі динаміки блока датчиків як багатомірного об'єкта, а також вектора його завад, приведених на вихід об'єкта.

Отриманням моделі у вигляді матриць частотних характеристик вимірювача і матриць спектральних і взаємоспектральних щільностей його сигналів і завад відповідають тим динамічним умовам, в яких проводиться експеримент.

Вхідний вплив, відповідний реальному обуреному польоту, як було обумовлено вище, імітувались за допомогою динамічного стенду.

Осцилограми кутових рухів стенда сигналів БДКШ — кутових швидкостей в точці кріплення датчиків розраховувались за відомою методикою.

Швидкості руху блоку датчиків, закріплених на платформі стенду в горизонтальній системі координат з центром O , який знаходиться в точці перетину осей трьох платформ визначається співвідношенням:

$$\bar{V} = \bar{V}_0 + \bar{\omega}\rho$$

Враховуючи такі кути повороту і незначний зсув точки кріплення БДКШ від точки перетину осей платформ, програмний вектор кутових швидкостей в місці розташування БДКШ дорівнює:

$$\bar{\omega}_p = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma + \psi \sin \vartheta \\ \psi \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma \\ \dot{\vartheta} \cos \gamma - \psi \cos \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix},$$

де γ, ψ, ϑ — кути повороту платформ. h

Таким чином, в першому наближенні можна вважати програмні сигнали кутових швидкостей руху блока рівними похідним кутових рухів.

Внаслідок певної обробки векторів вихідних сигналів БДКШ ω_i і розрахункових програмних кутових швидкостей ω_p за допомогою пакета програм отримані матриці спектральних і взаємоспектральних щільностей вхідних і вихідних векторів сигналів кутового руху.

При синтезі оптимальної структури спостерігача в БІНС необхідні спектральні моделі вхідних взаємодій БДКШ. Після апроксимації матриці спектральних і взаємоспектральних щільностей вхідних (розрахункових) сигналів отримані їх моделі, які приведені в Таблиці 3.1.

Масиви значень елементів спектральних матриць безпосередньо використовувались як вихідні дані програми ідентифікації IDENT, яка дозволяє визначити матрицю характеристик БДКШ і завад, виникаючих в імітованих динамічних умовах і приведених до виходу. На Рис3.1 позначено:

ω_p — вектор програмних (вхідних) сигналів; ω — вектор вихідних сигналів БДКШ, φ — вектор завад.

Графічне уявлення елементів матриць частотних характеристик БДКШ показані на Рис.3.2. Графіки елементів матриць спектральних і взаємоспектральних щільностей завад приведені на Рис.3.2

Таблиця 3.1 Матриця спектральних і взаємоспектральних щільностей

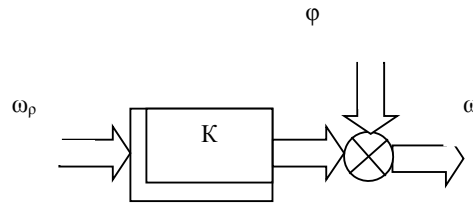


Рис.3.1 Структурна схема БДКШ

вхідних впливів БДКШ.

$$\begin{bmatrix} \left| \frac{0,49 \cdot 10^{-3} (2,32S + 1)}{2,07S^2 + 1,73S + 1} \right|^2 & \frac{10^{-3} (-2,32S + 1)(0,673S + 1) \cdot 0,116}{(2,07S^2 - 1,73S + 1)(1,42S^2 + 1,92S + 1)} & \frac{0,0361(4,11S + 1)(-2,32S + 1) \cdot 10^{-3}}{(0,63S^2 + 1,27S + 1)(2,07S^2 - 1,73S + 1)} \\ \frac{10^{-3} (2,32S + 1)(-0,673S + 1) \cdot 0,116}{(2,07S^2 + 1,73S + 1)(1,42S^2 - 1,92S + 1)} & \left| \frac{10^{-3} (0,673S + 1)}{1,42S^2 + 1,92S + 1} \right|^2 & \frac{0,038(4,11S + 1)(-0,673S + 1) \cdot 10^{-3}}{(0,63S^2 + 1,27S + 1)(1,42S^2 - 1,92S + 1)} \\ \frac{0,0361(-4,11S + 1)(2,32S + 1) \cdot 10^{-3}}{(0,63S^2 - 1,27S + 1)(2,07S^2 + 1,73S + 1)} & \frac{0,038(-4,11S + 1)(0,673S + 1) \cdot 10^{-3}}{(0,63S^2 - 1,27S + 1)(1,42S^2 + 1,92S + 1)} & \left| \frac{0,2 \cdot (4,11S + 1) 10^{-3}}{1,42S^2 + 1,92S + 1} \right|^2 \end{bmatrix}$$

Для визначення динамічних характеристик уходів гіроприладів на рухомій основі виконується запис ансамблю реалізації (осцилограми) безперервного в часі “чистого” уходу вимірювача. Так як уходи курсових приладів носять нестационарний випадковий характер, а їх аналіз базується на основних положеннях теорії нестационарних випадкових функцій, застосовується метод розрахунків матриці кореляційних функцій по ансамблю реалізацій одного й того ж випадкового процесу.

Методика визначення статистичних характеристик нестационарного процесу представляє собою використання результатів, отриманих при багатократних записах уходів одного і того ж гіроприладу з наступним усередненням статистичних характеристик по перерізам отриманих n -реалізацій. Для визначення оцінок математичного очікування $m_x(t)$, дисперсії $D_x(t)$ і кореляційної функції $K_{xx}(t, t_1)$ ансамбль n -реалізацій випадкового процесу розбивається на m -перерізів, інтервал між якими вибирається таким чином, щоб описати змінність випадкового процесу. Для отримання

задовільної точності достатньо, щоб на участку реалізації, що змінюється з більш високою частотою, вклалося не менш $5 \div 6$ перерізів.

Далі визначається оцінка наступних статистичних характеристик:

$$m_x(t) = \frac{1}{n} \sum_{v=1}^n x_v(t)$$

$$D_x(t) = \frac{1}{n-1} \sum_{v=1}^n (x_v(t) - m_x(t))^2,$$

де $m_x(t)$ — математичне очікування по перерізу ансамблю реалізації;
 $D_x(t)$ — дисперсія; $x_v(t)$ — значення реалізації випадкових функції по одному перерізу.

Якщо статистичні характеристики змінюються від перерізу до перерізу незначно, то випадковий процес вважається як стаціонарний, якщо дисперсія істотно збільшується, то випадковий процес – нестаціонарний. В цьому випадку визначають кореляційний момент для перерізу в дискретні моменти часу:

$$K_{xx}(t, t_1) = \frac{1}{n-1} \sum_{v=1}^n [x_v(t) - m_x^{(t)}][x_v(t_1) - m_x^{(t_1)}] = \frac{1}{n-1} \sum_{v=1}^n \dot{x}_v(t) \cdot \dot{x}_v(t_1),$$

де $\dot{x}_v(t)$ — центроване значення реалізації.

Поєднання значень оцінок реалізації кореляційних моментів всіх перерізів $K_x(t_i, t_j)$ дозволять розглянути її як кореляційну матрицю випадкового процесу. Так як для визначення статистичних кореляційних моментів, які відповідають двом заданим перерізам, перемножуються числа, які стоять в відповідних стовпцях, їх алгебраїчно складаються і результат ділять на $n - 1$, тобто елементи кореляційної матриці обчислюються так:

$$K_{xx}(t_i, t_j) = \frac{1}{n-1} \sum_{v=1}^n [x_v(t_i) - m_x(t_i)][x_v(t_j) - m_x(t_j)] = \frac{1}{n-1} \sum_{v=1}^n \dot{x}_v(t_i) \cdot \dot{x}_v(t_j),$$

де $i, j = 1; \bar{n}$

На основній діаграмі кореляційної функції стоять оцінки дисперсії для різних перерізів. Щоб отримати значення кореляційної функції всі елементи діляться на множину відповідних середніх квадратичних відхилень:

$$\rho_x(t_i, t_j) = \frac{K_x(t_i, t_j)}{\sigma_x(t_i)\sigma_x(t_j)}$$

Якщо випадкова функція стаціонарна, то значення нормованих кореляційних моментів залежать тільки від різниці часових перерізів $\tau = t_2 - t_1$.

Тоді всі елементи, які знаходяться на діагоналі, паралельні головній, не набагато відрізняються один від одного. Щоб побудувати нормуючу кореляційну функцію, визначають значення елементів діагоналей, які від

одному часовому зсуву τ . По мірі віддалення від діагоналі число її елементів зменшується.

По усередненим значенням будують нормовану кореляційну функцію $\bar{\rho}_x(\tau)$. Нормуюча спектральна щільність випадкового процесу визначається як перетворення Фур'є нормуючої кореляційної функції.

3.3 Деякі питання динамічної атестації акселерометрів

Акселерометри — датчики прискорень, призначенні для вимірювання уявного прискорення ПС, яке викликане дією на центр мас всіх сил, окрім гравітаційних. В залежності від вигляду вимірюваного прискорення акселерометри поділяють на лінійні та кутові. Акселерометр вимірює лише одну складову — проекцію уявного прискорення на вісь вибраної системи координат, тобто для визначення повного вектора уявного прискорення центру мас ПС необхідно мати три акселерометри, вісі чутливості яких орієнтовані вздовж відповідних вісей системи координат.

Загальними причинами виникнення похибок акселерометрів можуть бути:

- вплив перехресних зв'язків між каналами вимірювань;
- вплив зміни параметрів конструкції і електронних схем вимірювальних ланцюгів;
- динамічні похибки при вимірюванні корисного сигналу;
- збуджені сили, діючі на інерційне тіло;
- кутові рухи корпусу акселерометра.

Характер появи похибок залежить від способу технічної реалізації конструкції і кінематики підвісу інерційного тіла. Інструментальна похибка виникає через сили тертя і люфтів в опорах і направляючих, гістерезису і пружності післядії вимірюваної пружини, зміни модуля пружності пружини при зміні навколишньої температури, нерівномірності характеристики перетворювача переміщень при зміні навколишньої температури та режимів електричного живлення та інші.

Точність акселерометра визначається певним чином величиною розсіювання похибок відносно середнього значення. Мірою розсіювання є середньоквадратичне відхилення похибки, величина якої в значній мірі залежить від відношення між силами тертя в опорах і направляючих та інерційних силах, розвиненими масою при її русі з прискоренням. В зв'язку з цим одним з відповідальних елементів конструкції є підвіс рухомої системи акселерометру, що забезпечує необхідний ступінь свободи інерційній масі. Конструкція також повинна забезпечувати зведення до мінімуму бокових прискорень, які спрямовані перпендикулярно вимірюваній вісі.

В інерційних навігаційних системах (ІНС) акселерометри використовують в якості датчиків, їх динамічні похибки є однією з причин появи систематичної складової похибки ІНС. Ця похибка є результатом вимірювання і визначається по вихідному сигналу через статичні характеристики акселерометрів, в той час як в динамічному режимі (який є основним режимом роботи акселерометрів на борту ПС) сигнали на вході та виході зв'язані динамічною характеристикою. Динамічна похибка акселерометра визначається його динамічними характеристиками і характером зміни вимірюваної величини.

Динамічні властивості акселерометра можуть бути описані певними динамічними характеристиками. Однією з найбільш часто використовуюваною динамічною характеристикою акселерометра є передаточна функція:

$$W(S) = \frac{K}{T^2 S^2 + 2TS\xi + 1}.$$

Параметрами польоту ПС, визначеними за допомогою акселерометрів, тобто прискорення є корельовані випадкові послідовності, перерізи яких

зв'язані між собою імовірною залежністю. Інформацію про значення параметру польоту реєструють в деякі моменти часу, а результат вимірювання в інші моменти часу. Додаткова інформація тим більша, чим тісніша кореляція між перерізами вимірюваної послідовності. Використання цієї випадкової інформації дозволяє отримати при вимірюванні параметрів польоту, більш точні оцінки з врахуванням кореляції.

В випадку використання трьох акселерометрів, орієнтованих на трьох вісях координат, вихідні сигнали акселерометру складають векторну випадкову послідовність. Її складові корельовані між собою, тому вимірювання зв'язано з появою додаткової інформації. Використання цієї інформації дозволяє отримати оцінку більш точну, ніж оцінки обчислені за результатами вимірюваного сигналу окремо взятого акселерометру.

Таким чином, для визначення оптимальних параметрів польоту ПС і оптимізації оцінок руху літака за допомогою ІНС необхідно знати імовірні характеристики руху ПС в умовах збуреного польоту, динамічні характеристики акселерометрів, і характеристики їх перешкод.

Питання оцінки імовірних характеристик руху ПС в цьому розділі не розглядається, а динамічні характеристики окремих акселерометрів можуть бути отримані експериментально при їх метрологічній атестації.

ДА акселерометрів повинна розглядатися як основна частина процесу метрологічної атестації цих вимірювачів. Динамічна метрологічна атестація представляє собою експериментальне дослідження акселерометрів, ціллю якої є узагальнення оцінок метрологічних характеристик (МХ) даного екземпляра акселерометру в робочих умовах експлуатації. На основі проведених досліджень повинен видаватись документ, який засвідчує МХ, встановлені в процесі експлуатації і висновок про використання даного приладу в експлуатації.

З розрахунком викладених цілей динамічної атестації акселерометрів мають на увазі наступний перелік МХ акселерометрів, визначених експериментально в результаті атестації:

1. Градуйована характеристика акселерометра (статична характеристика).

2. Характеристика систематичної складової похибки акселерометру верхня Δ_{CB} і нижня Δ_{CH} границі невиключеної складової систематичної похибки акселерометра та ймовірність $P_{\Delta_{CB}}$ чи нижня $P_{\Delta_{CH}}$ її можливих значень, з якою складова систематичної похибки акселерометру знаходяться в границях Δ_{CB} і Δ_{CH} .
3. Характеристика випадкової похибки акселерометра: спектральна щільність $S_{\Delta}(\omega)$, випадкові складові похибки з указаних довірчих границях цієї функції і відповідних їй довірчих ймовірностей PS .
4. Варіація вихідного сигналу акселерометра, довірчі границі її визначення і відповідні їм ймовірності.
5. Вихідний імпеданс $Z_{вих}$ електричної схеми акселерометра і похибка його
6. Динамічна характеристика акселерометра — передаточна функція і похибка її експериментального визначення.
7. Функція впливу вихідного сигналу акселерометра і похибка її експериментального визначення.
8. Функція розподілу (щільність розподілу) випадкових складових похибок акселерометрів і рівень значимості, для якого перевіряється гіпотеза про закон розподілу.

У випадку динамічної атестації багатомірного вимірювача, складеного з трьох акселерометрів, визначається матриця передаточної функції, та матриці спектральної і взаємоспектральної щільності перешкод (похибок) вимірювача.

В наш час промисловість не випускає взірцеві засоби вимірювань, які можуть забезпечити необхідну точність визначення динамічних характеристик акселерометрів та їх перешкод в умовах заданих впливів, близьких до експлуатаційних. Враховуючи ці обставини, була розроблена структурна схема стенда-генератора, здатна створити реальні польотні умови руху для визначення вказаних динамічних характеристик. При визначенні характеристик вимірювачів та їх перешкод виникає необхідність в оптимальному дослідженні (оцінюванні) стану вимірювача при стохастичних впливах. Для оцінювання стану об'єкта з ціллю простоти технічної реалізації використовується метод оптимального оцінювання.

Принциповим допущенням для використаного метода є стаціонарність діючого на вимірювач збурення, так як задача вирішується в частотній області і вихідними характеристиками розглянутого векторного випадкового процесу є спектральні щільності. При стаціонарному характері вимірюваної величини і перешкод вимірювача, шукається системи з постійними коефіцієнтами.

РЕЗУЛЬТАТИ ДИНАМІЧНОЇ АТЕСТАЦІЇ БЛОКІВ КУТОВИХ ШВИДКОСТЕЙ ТА ПРИСКОРЕНЬ

Результати вимірювань, які виконувались на борту рухомих об'єктів за допомогою БІНС, є результат інформації, взятої з чутливих елементів в процесі руху у зв'язних системах відліку, а потрібну інформацію найчастіше необхідно мати в горизонтальній системі відліку, певним чином зв'язану з програмою проекторного руху. При цьому необхідно враховувати наступні фактори: "неідеальність" блоків чутливих елементів і існуючу залежність завад вимірювань від реального характеру збуреного руху об'єкту. Практичне незнання реальних моделей динаміки, як самих блоків чутливих елементів, так і векторів завад вимірювань, недосконалість використаної бортової обчислювальної бази; недостатнє знання статистичних характеристик, з яких визначається характер реальних збурених рухів об'єктів і т.д. приводить до виникнення похибок. Основними шляхами визначення моделей динаміки БВ і їх завад в реальних збурених режимах руху об'єктів є проведення етапів динамічної атестації БВ на спеціальних стенда, здатних з максимальною близькістю імітувати просторово стохастичні збуренні рухи об'єктів.

На прикладі атестації моделей динаміки блоків чутливих елементів БІНС на трьохступеновому стенді-генераторі кутових збурювальних рухів об'єкту (на прикладі транспортного літака) обговоримо головні моменти методики динамічної атестації і отримані при цьому результати. Для імітації на динамічному стенді збурених кутових рухів транспортного літака використовуються управляючі сигнали, які є центрованими випадковими стаціонарними процесами з відомими спектральними щільностями, які описують збурені кутові рухи ПС, близькі до реальних в крейсерському польоті.

Імітація кутових швидкостей. Використана конструкція випробувального стенду також підходить під імітацію кутових рухів ПС. Досліджуваний блок датчиків

кутової швидкості (БДКШ) складається з трьох датчиків, чутливі вісі якого орієнтовані в трьох взаємоперпендикулярних напрямках

БДКШ закріплений в центрі динамічної платформи стенда, по осям якого виконується обертання платформи по курсу, крену та тангажу.

Вектор кутових швидкостей — вихідний сигнал БДКШ, який є необхідним для вирішення задачі ідентифікації, визначається розрахунковим шляхом.

Ідентифікація моделей динаміки блоків чутливих елементів БВ проводилась по відомому спектральному алгоритму структурної ідентифікації динамічного об'єкта.

Під ідентифікацією розуміють визначення характеристик вимірювача і його завад по результатам випробувань вхідних і вихідних сигналів. Методика експериментального дослідження БДКШ на динамічному стенді показана на рис.4.1 складається з наступного.

Досліджуваний БДКШ закріплюється безпосередньо на динамічній платформі П. Платформа встановлена в карданному підвісі, здійснює кутові рухи відносно трьох взаємоперпендикулярних осей. Платформа приводиться до руху трьома реверсивними двигунами (РД), по одному на кожній вісі. Вихідний сигнал платформи є вектором кутів повороту $\theta' \approx (\psi, \nu, \gamma)$. Кутові рухи стенда за допомогою потенціометричних перетворювачів кута перетворюються на електричні сигнали постійного струму, які поступають в систему управління і БЗ. Глибина жорсткого зворотного зв'язку була підібрана так, щоб забезпечити потрібну смугу пропускання частот для передачі програмних сигналів, які визначають рух платформи стенду. Програмний сигнал управління стендом складається з широкосмугового шумового сигналу ("білий шум") після пропускання його через формуючі фільтри подається в ПЕОМ. Потрібні передаточні функції формуючих фільтрів визначаються заданими динамічними характеристиками. Генератори шуму (ГШ) і формуючі фільтри Ф реалізовані у вигляді відповідних програм для ЕОМ. Для забезпечення можливості калібрування каналів стенду додатково використовується генератор стандартних сигналів (ГС). Блок зв'язку перетворює цифрові сигнали, які формуються на ЕОМ, в аналогову напругу постійного струму.

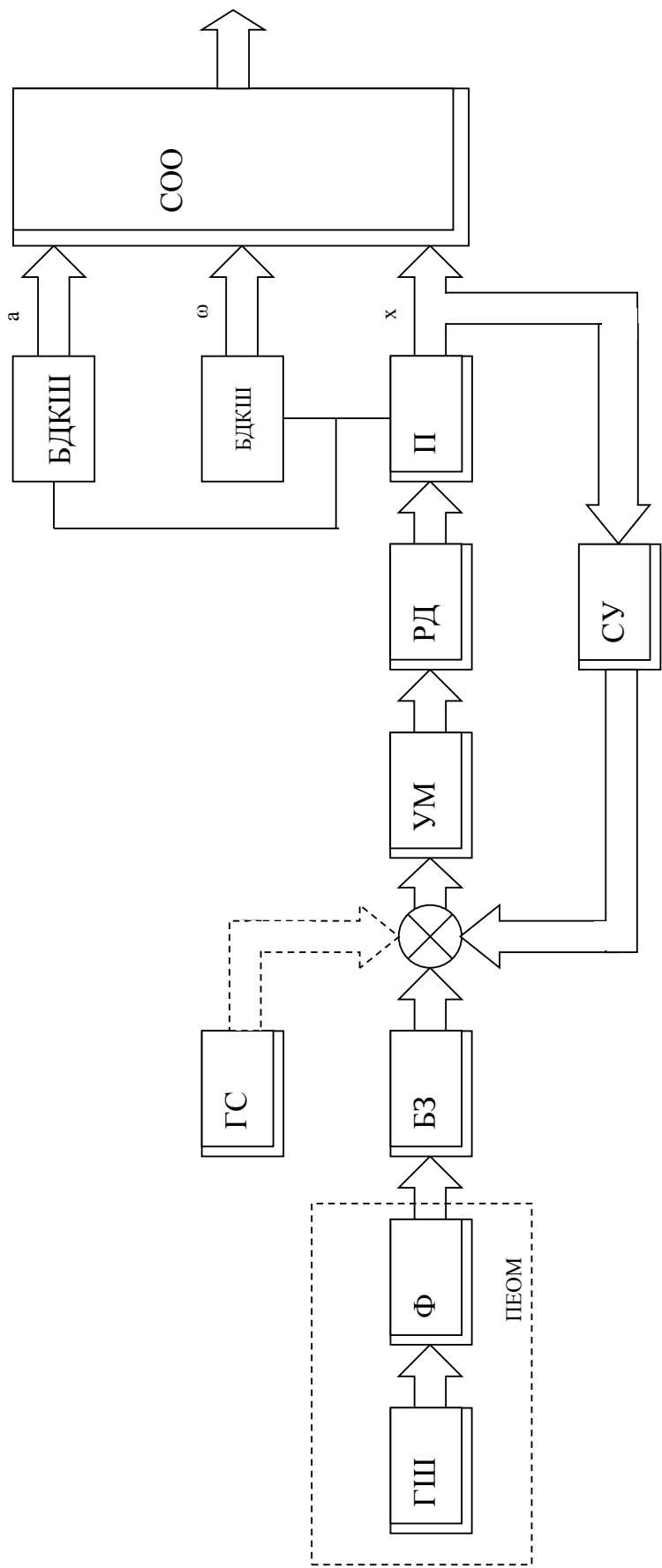


Рис.4.1

В експерименті реєструються тільки кутові рухи платформи, зняті з датчиків зворотних зв'язків. Тому кутові швидкості розраховуються за допомогою спеціальної програми, реалізованої алгоритмом точного диференціювання. Так як канали реєстрації блоку зв'язку мають свої

високочастотні шуми, то сигнали кутових рухів перед диференціюванням з ціллю очистки пропускаються через цифровий фільтр низьких частот другого порядку.

Алгоритм структурної ідентифікації дозволяє по експериментальним даним “вхід-вихід” визначити моделі динаміки (матриці передаточних функцій) досліджуваних блоків чутливих елементів БІНС і одночасно матриці спектральних щільностей завад, які виникають на виходах блоків в умовах близьких до крейсерського збурення руху.

Основними результатами експериментальних досліджень, після апроксимації аналітичними виразами графічної інформації, є матриці передаточних функцій, отримані для випадку вирішення на ЕОМ задачі ідентифікації моделей динаміки БДКШ. Ці результати показані (рис.4.2, рис.4.3).

Матриця передаточної функції досліджуваного БДКШ, використовується для вимірювання збурень кутових рухів у зв'язаній з платформою стенду системі координат O_{xyz} (платформа імітує збурення кутових рухів ПС), і може бути представлена у наступному загальному вигляді (конкретні цифрові значення збережені для можливості оцінок величини перехресних зв'язків в моделях).

Результуюча матриця передаточних функцій:

$$K_{\omega} = K_0 \begin{bmatrix} 1,0 & 0,06 & 0,07 \\ 0,06 & 1,0 & 0,09 \\ 0,07 & 0,09 & 1,0 \end{bmatrix} \cdot e^{-\tau_0 S},$$

де K_0 — коефіцієнт передачі ланки “ДКШ-навігаційний вимірювач”;

τ_0 — часове запізнення, визначене особливостями використання каналів зв'язку.

Матриця спектральних щільностей вектора завад на виході БДКШ в досліджуваному режимі об'єкта може бути

$$S_{\psi_0 \psi_0}^{\omega} = 10^{-5} \begin{bmatrix} 1 & \frac{0,4}{|\tau S + 1|^2} & \frac{0,1}{|\tau S + 1|^2} \\ \frac{0,4}{|\tau S + 1|^2} & 1 & \frac{0,1}{|\tau S + 1|^2} \\ \frac{0,1}{|\tau S + 1|^2} & \frac{0,1}{|\tau S + 1|^2} & 2 \end{bmatrix} \cdot e^{-\tau_0 S}$$

де τ_0 — постійна часу, визначена особливостями використаних каналів зв'язку.

Аналізуючи моделі динаміки можна зробити наступні висновки:

- а) атестований БДКШ в досліджуваних режимах має істотні перехресні зв'язки між каналами вимірювання;
- б) компоненти вектора вихідних завад БДКШ сильно корельовані між собою;
- в) при визначенні високоточних алгоритмів обробки інформації БІНС необхідно враховувати для вихідних завад блока, також і перехресні зв'язки в моделях динаміки блоку;
- г) на характер моделей динаміки об'єкта істотно впливає недосконалість використаних каналів зв'язку і обчислюваних сіток, однак можливе парирування його негативного впливу при будіванні алгоритмів обробки навігаційної інформації.

Після апроксимації графічної інформації, отримані в результаті вирішення задачі ідентифікації БДКШ, встановлено наступні типові моделі вказаного блоку.

Матриця передаточних функцій атестованого блоку у випадку вимірювання в системі координат O_{xyz} :

$$K_w = \begin{bmatrix} 1,2K_1 & 0,01\sqrt{K_1K_2} & 0,02\sqrt{K_1K_3} \\ 0,05\sqrt{K_1K_2} & 0,8K_2 & 0,04\sqrt{K_1K_3} \\ 0,03\sqrt{K_1K_3} & 0,05\sqrt{K_2K_3} & 0,3K_3 \end{bmatrix} \cdot e^{-\tau_0 S},$$

де K_i — коефіцієнт передачі (крутизни) вимірюваних трактів в кільці “БДКШ-навігаційний обчислювач”.

Матрицю спектральних щільностей вихідних завад БДЛП в досліджуваних режимах:

$$S_{\psi_0 \psi_0}^w = \begin{bmatrix} 6 & 3 & 2 \\ 3 & 4 & 2 \\ 2 & 2 & 1 \end{bmatrix} \cdot \frac{0,01}{[\tau_1^2 S^2 + 2 \cdot 0,25 \tau_1 S + 1]^2}, [B^2 \cdot c]$$

де τ_1 — постійна часу, визначена каналом зв'язку.

Як і у випадку БДКШ, моделі БДЛП відображають наявність сильних перехресних зв'язків і кореляції між собою і компонентами вимірювань. Акселерометри мають істотну відмінність параметрів. Завади на виході БДЛП більш інтенсивні, ніж завади БДКШ. Безумовно всі вказані моменти повинні бути занесені при послідуєчому виборі алгоритмів обробки інформації.

Таким чином, при використанні результатів, отриманих при роботі одної методики динамічної атестації блоків чутливих елементів БНС і разом з оптимальними алгоритмами обробки навігаційної інформації дозволяє підвищити точність вимірювальних стохастичних збурених параметрів руху об'єкта на порядок.

Задача структурної ідентифікації моделей динаміки стійкої частини СТ полягає у тому, щоб за відомими матрицями спектральних щільностей S_{uu} сигналів управління приводами рулів (3.6), вектору вихідних координат об'єкта 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, $S_{\psi l \psi l}$ (рис. 2.12), поліноміальні матриці M_l і P_l , однієї з еквівалентних систем лінійних диференціальних рівнянь руху стійкої частини об'єкта у маршовому режимі класу (2.58)

$$P_l \tilde{x}_0 = M_l \tilde{u}_0 + \psi \quad (3.10)$$

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 ; $N_{10} + N_{1+}$ - результат сепарації наступного добутку дробово-раціональних матриць

$$N = N_{10} + N_{1+} + N_{1-} = A_0 S'_{ux} D_{u^*}^{-1}; \quad (3.13)$$

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

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

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 скрип-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

$$d_u = \begin{bmatrix} 0.28454 (s+0.4257) (s^2 - 0.4016s + 0.3539) & -0.97305 (s+0.1297) (s^2 + 0.6719s + 0.7302) \\ 1.5025 (s+2.569) (s+0.2323) (s^2 + 0.7447s + 0.9541) & 1.4912 (s+0.5864) (s^2 + 0.4911s + 0.4006) \\ 0.022423 (s+0.25) (s^2 - 7.224s + 22.1) & -0.082291 (s-3.076) (s-0.331) (s+0.25) \\ \\ 0.010529 (s+6.698) (s+1.496) & \\ 0.074976 (s-1.906) (s^2 + 1.077s + 0.2915) & \\ -0.1879 (s+7.21) (s+1.135) (s+0.25) & \end{bmatrix}. \quad (3.19)$$

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

$$d_u^{-1} = \frac{1}{|d_u|} \cdot \begin{bmatrix} 0.99751 (s+7.567) (s+1.098) (s+0.5868) & 0.66554 (s+7.21) (s+1.127) (s+0.25) (s+0.1437) \\ (s+0.25) (s^2 + 0.4777s + 0.4058) z_1 & (s^2 + 0.6701s + 0.705) z_2 \\ -1.0277 (s+7.242) (s+2.509) (s+1.155) (s+0.25) & 0.19462 (s+7.211) (s+1.098) (s+0.6153) (s+0.25) \\ (s+0.2299) (s^2 + 0.7611s + 0.9508) z_1 & (s^2 - 0.55s + 0.4539) z_2 \\ 0.45009 (s+3.184) (s-0.8555) (s-2.893) & -0.0058124 (s+43.12) (s-5.784) (s+0.25) \\ (s+0.3587) (s+0.25) (s^2 + 0.6157s + 0.7017) z_1 & (s+0.1168) (s^2 + 0.7098s + 0.9041) z_2 \\ \\ 0.26557 (s+0.8264) (s+0.5927) (s^2 + 0.4176s + 0.508) & \\ 0.020072 (s-40.13) (s+0.234) (s^2 + 2.474s + 1.807) & \\ (s^2 + 0.6264s + 0.9843) z_3 & \\ -5.3221 (s+2.887) (s^2 + 0.3758s + 0.03612) (s^2 + 0.8689s + 0.7689) & \\ (s^2 + 0.5061s + 0.8006) z_3 & \end{bmatrix},$$

$|d_u|$ - нормований поліном визначник матриці d_u

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

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.

Перевірка точності обертання поліноміальної матриці d_u , також здійснена на основі алгоритмів верифікації (2.282), (2.283) та (2.284)-(2.286). При цьому у відповідності з правилами, визначеними таблицею табл. 2.1 істинна матриця прийнята у вигляді $A = E_3$, а перевірна розрахована з наступної формули $B = d_u \cdot d_u^{-1}$. Показники точності обертання дорівнюють $\varepsilon_r=2.34 \cdot 10^{-14}$, а $\varepsilon_k=2.07 \cdot 10^{-14}$, що свідчить про високу якість отримання результату (3.20).

Використання сценарію SI_K з вихідними даними (3.9), (3.20) та сепарація отриманого результату на основі алгоритму з підпункту п.п. 2.4.2.2. дозволили знайти дробово-раціональну матрицю зі стійкими полюсами $N_{I_0+N_{I_+}}$.

Вибір остаточного вигляду результату сепарації, був здійснений за наслідками порівняння роботи трьох обчислювальних алгоритмів сепарації: на основі лишків [182, 183], на основі методу невідомих коефіцієнтів [113] і на основі матричної знакової функції (2.249)-(2.255). В якості критерію вибору матриці $N_{I_0+N_{I_+}}$ застосовано рівень максимальної відносної погрішності відтворення коефіцієнтів поліномів чисельників вихідної матриці N ε_r зі співвідношення (2.282). При цьому в якості істинної матриці було прийнято результат виконання алгоритму (3.13) – матрицю N , а в якості перевіркової – суму відповідним чином знайдених матриць $N_{i_0}, N_{i_+}, N_{i_-}$.

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 СКО 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 сігнум-функції
ε_{Γ}	$2.51 \cdot 10^{-10}$	$1.14 \cdot 10^{-9}$	$7.34 \cdot 10^{-11}$

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 до вигляду

$$\Phi_{11} = \begin{bmatrix} \frac{40.0124 (s+2.5) (s^2 + 0.3951s + 2.264)}{(s^2 + 0.502s + 0.788) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{9.49 (s-0.1975) (s+9.829)}{(s^2 + 0.6443s + 3.942)} & \frac{-77.7412 (s+1.9) (s-0.3)}{(s^2 + 0.9s + 0.81)} \\ \frac{-8.4234 s (s-0.4669)}{(s+9.2)} & \frac{-8.8678 (s+0.04555) (s-0.04555) (s+7.829)}{(s^2 + 0.3923s + 0.04467) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{-44.194 (s-0.06258) (s^2 - 1.437s + 1.848)}{(s^2 + 0.3923s + 0.04467) (s^2 + 8.1s + 81)} \\ 7.53 (s+5) (s^2 + 0.68s + 5.05) & \frac{-11.4 (s+0.57) (s^2 + 0.063s + 0.21) (s^2 + 1.7s + 25.1)}{(s^2 + 0.152s + 0.0361) (s^2 + 0.28s + 1.96) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{66.386 (s+2) (s^2 - 0.6863s + 8.053)}{(s^2 + 0.8784s + 0.7423) (s^2 + 8.1s + 81)} \\ 29.8 s (s^2 + 0.8862s + 4.054) & \frac{16.4 (s+2.5) (s+3.5) (s^2 - 0.75s + 0.7)}{(s+0.25) (s^2 + 0.72s + 1.76) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{-25.915 (s-5.185) (s+0.4)}{(s^2 - 0.4375s + 8.248)} \\ \frac{-33.97 (s^2 + 0.99s + 0.6721)}{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{1.68 (s-7.7) (s^2 - 1.4s + 12.25)}{(s^2 + 0.28s + 1.96) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{-6.042 (s+2.5) (s+1.8)}{(s^2 + 0.8375s + 8.248)} \\ 3.7 (s^2 + 0.3331s + 4.128) & \frac{-6.5 (s+0.57) (s^2 + 1.27s + 12)}{(s^2 + 0.502s + 0.788) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{25.5 (s^2 + 0.91s + 0.6069)}{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)} \\ \frac{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)}{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)}{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)} & \frac{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)}{(s+0.1) (s^2 + 8.1s + 81)} \end{bmatrix}. \quad (3.23)$$

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

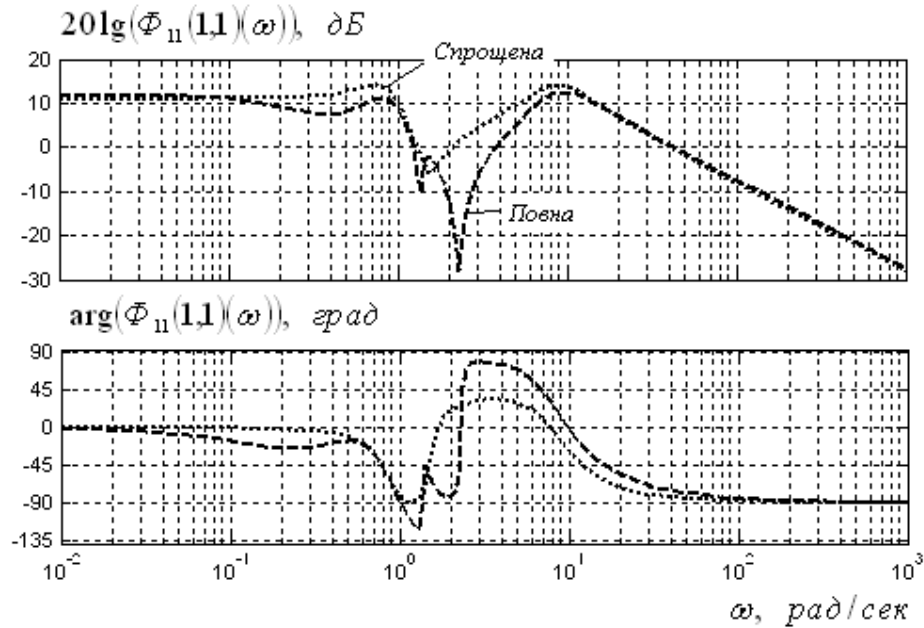


Рис. 3.17 ЛЧХ елемента (1,1) матриці Φ_{11}

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

Якщо прийняти до уваги таку особливість конструкції СТ, як слабка ефективність управління положенням тіла торпеди класу, що розглядається, у порожнині каверни, то матриця (3.23) може бути піддана редукуванню методом типових логарифмічних частотних характеристик, а отримана при цьому матрична передаточна функція стійкої частини об'єкта W_{obl} у відповідності з рівнянням (3.21) представляється у вигляді.

$$W_{obl} = \begin{bmatrix} \frac{1.4128 (s+2.17)}{(s^2 + 0.502s + 0.788)} & \frac{2.9254 (s-0.26) (s+1.179)}{(s+1.14)(s^2+0.502s+0.79)} & \frac{-2.35 (s-2.17) (s+0.0965)}{(s+0.1)(s^2+0.502s+0.788)} \\ 0.4624 s & -0.18238 (s-0.0091) & -1.1518 (s-0.06) \\ \frac{(s^2 + 0.3923s + 0.0447)}{0.96599 (s+2.43)} & \frac{(s^2 + 0.3923s + 0.0447)}{-1.5771 (s+2.88)} & \frac{(s^2 + 0.3923s + 0.0447)}{6.0001 (s+2.2)} \\ \frac{(s^2 + 0.8784s + 0.7423)}{1.5849 s} & \frac{(s^2 + 0.28s + 1.96)}{0.831 (s+2.41) (s+0.595)} & \frac{(s^2 + 0.8784s + 0.7423)}{4.441 (s-3.7) (s-0.331)} \\ \frac{(s+0.25) (s+0.1)}{-0.27102} & \frac{(s+0.25)(s^2+0.72s + 1.76)}{-0.1} & \frac{(s+0.1) (s^2 + 0.72s + 1.76)}{-1.4125} \\ (s+0.1) & (s+0.1) & (s+0.1) \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

$$\begin{array}{ccc} 0.18836 & -0.82536 (s+0.659) & 0.19033 \\ \hline (s+0.1) & (s^2 + 0.502s + 0.788) & (s+0.1) \end{array}$$

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 , $z_5 = s^2 + 1.64s + 10.24$; $z_6 = s + 0.25$;

$$S_{\psi_{11}} = \begin{bmatrix} \frac{10.06 (s+2.114)(s+1.138)(s^2 + 5.32s + 14.44)^2}{(s+0.8449) (s^2 + 0.502s + 0.788)^2} & \frac{1.9243 (s+1.138) (s+2.72) (s^2 + 5.32s + 14.44)}{(s+0.3858) (-s+0.8449) (s^2 - 0.3923s + 0.04467) (s^2 + 0.502s + 0.788)} \\ \frac{1.9243 (-s+1.138) (-s+2.72) (s^2 - 5.32s + 14.44)}{(-s+0.3858) (s+0.8449) (s^2 + 0.3923s + 0.04467) (s^2 - 0.502s + 0.788)} & \frac{3.9003ls+1.148l^2}{l(s+0.3858) (s^2 + 0.3923s + 0.04467)^2} \\ \frac{-2.1894 (-s+0.2243) (-s+1.138) (s+0.9898) (s+4.45) (s^2 - 5.32s + 14.44)}{(s+0.8449) (s^2 + 0.152s + 0.0361) (s^2 - 0.502s + 0.788)} & \frac{0.0321 (s+4.45) (-s+7.45) (s^2 + 1.653s + 2.029)}{(s+0.3858) (s^2 - 0.3923s + 0.04467) (s^2 + 0.152s + 0.0361)} \end{bmatrix}, \quad (3.26)$$

$$S_{\psi_{12}} = \begin{bmatrix} \frac{-2.1894 (s+0.2243) (s+1.138) (-s+0.9898) (-s+4.45) (s^2 + 5.32s + 14.44)}{(-s+0.8449) (s^2 - 0.152s + 0.0361) (s^2 + 0.502s + 0.788)} & \frac{0.0321 (-s+4.45) (s+7.45) (s^2 - 1.653s + 2.029)}{(-s+0.3858) (s^2 + 0.3923s + 0.04467) (s^2 - 0.152s + 0.0361)} \\ \frac{6.7476 l(s+1.774) (s+4.45)^2}{ls^2 + 0.152s + 0.0361l^2} & \end{bmatrix}$$

$$S_{\psi_{12}} = \begin{bmatrix} \frac{0.00027515 l(s+0.4662) (s+2.39) (s+10.7)^2}{l(s+0.5) (s^2 + 0.068s + 0.4624)^2} & \frac{6.7571e-005 ls+2.39l^2 (-s+1.333) (-s+25.8)}{(-s+0.1) (s+0.5) (s+7) (s^2 + 0.068s + 0.4624)} \\ \frac{6.7571e-005 ls+2.39l^2 (s+1.333) (s+25.8)}{(s+0.1) (-s+0.5) (-s+7) (s^2 - 0.068s + 0.4624)} & \frac{4.2067e-007 l(s+0.5464) (s+2.39) (s+25.8)^2}{l(s+0.1) (s^2 + 0.068s + 0.4624)^2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{array}{c}
0 \\
\frac{-0.00089998 (-s+25.8) (-s+5.34) (-s+2.39)}{(-s+0.1) (s+4.31) (s^2 + 1.806s + 18.49)} \\
0 \\
\frac{-0.00089998 (s+25.8) (-s+5.34) (s+2.39)}{(s+0.1) (-s+4.31) (s^2 - 1.806s + 18.49)} \\
\frac{3.2566 l(s+3.787) (s+5.34)^2}{l(s+4.31) (s^2 + 1.806s + 18.49)^2}
\end{array} \cdot \quad (3.27)$$

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

$$S'_{\psi_1\psi_1} = \begin{bmatrix} |z_5|^{-2} \cdot S_{\psi_{11}} & O_3 \\ O_3 & |z_6|^{-2} S_{\psi_{12}} \end{bmatrix}$$

$$S_{\psi_{12}} = \begin{array}{c}
\frac{2.7426e-005 ls+0.4662l^2}{l(s+0.5) (s+0.25) (s^2 + 0.068s + 0.4624)^2} \\
\frac{-1.5178e-006 (-s+1.333)}{(s+0.5)ls+0.25l^2(-s+0.1)(s+7)(s^2+0.068s+0.4624)} \\
\frac{-1.5178e-006 (s+1.333)}{2.4378e-007 ls+0.5464l^2} \\
\frac{(-s+0.5) ls+0.25l^2 (s+0.1) (-s+7) (s^2 - 0.068s + 0.4624)}{l(s+0.25) (s+0.1) (s^2 + 0.068s + 0.4624)^2} \\
0 \\
\frac{4.5167e-005}{(-s+0.1) ls+0.25l^2(s+4.31) (s^2+1.806s + 18.49)} \\
0 \\
\frac{4.5167e-005}{(s+0.1) ls+0.25l^2(-s+4.31) (s^2 - 1.806s + 18.49)} \\
\frac{0.014154 ls+3.787l^2}{l(s+4.31) (s+0.25) (s^2 + 1.806s + 18.49)^2}
\end{array} \cdot \quad (3.29)$$

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.

На третьому етапі структурної ідентифікації в результаті виконання сценарію SI_MP (табл. 2.2), який реалізує обчислення за алгоритмами (2.72), (3.15), (3.16), на основі вихідних даних про динаміку стійкої частини СКО (3.22) визначені поліноміальні матриці M_I та P_I у вигляді

$$\begin{bmatrix} 15.75 s^3 + 53.69 s^2 + 44.12 s + 3.89 & 32.62 s^3 + 33.24 s^2 - 7.002 s - 1 & -26.17 s^3 + 24.49 s^2 + 67.24 s + 6.237 \end{bmatrix}$$

$10.36 s$	$-4.086 s + 0.03718$	$-25.8 s + 1.548$
$0.664 s^3 + 1.799 s^2 + 1.753 s + 3.162$	$-1.084 s^3 - 4.074 s^2 - 3.547 s - 2.317$	$4.124 s^3 + 10.23 s^2 + 10.62 s + 17.78$
$36.02 s^3 + 25.93 s^2 + 63.4 s$	$18.9 s^3 + 58.69 s^2 + 32.78 s + 2.71$	$100.9 s^3 - 381.6 s^2 + 21.9 s + 30.9$
-2.71	-1	-14.13
$2.39 s^2 + 1.2 s + 1.884$	$-10.47 s^2 - 7.95 s - 0.6902$	$2.415 s^2 + 1.21 s + 1.903$

Підстановка виразів (3.29) і (3.31) у алгоритм (3.17) дозволила знайти транспоновану матрицю спектральних щільностей збурень, вектор ψ яких входить до правої частини системи диференційних рівнянь (3.10), у вигляді

$$S'_{\psi\psi} = \text{diag}[S_{\psi 1} \quad S_{\psi 2}], \quad (3.32)$$

де $S_{\psi 1}$ - матриця спектральних щільностей кутових збурень розміру 3×3 така, що

$$S_{\psi 1} = \begin{bmatrix} \frac{0.51486 (s+1.138) (s+2.114)^2}{(s+0.8449) (s^2 + 1.64s + 10.24)^2} & \frac{0.12032 (s+2.72) (s+1.138)}{(-s+0.8449) (s+0.3858) (s^2 + 1.64s + 10.24)^2} \\ \frac{0.12032 (-s+2.72) (-s+1.138)}{(s+0.8449) (-s+0.3858) (s^2 + 1.64s + 10.24)^2} & \frac{0.29792 (s+1.148)^2}{(s+0.3858) (s^2 + 1.64s + 10.24)^2} \\ \frac{-0.75379 (s+0.9898) (-s+1.138) (-s+0.2243)}{(s+0.8449) (s^2 + 1.92s + 10.24)^2} & \frac{0.1007 (s^2 + 1.653s + 2.029)}{(s+0.3858) (s^2 + 1.64s + 10.24)^2} \end{bmatrix}, \quad (3.33)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{-0.75379 (-s+0.9898) (s+1.138) (s+0.2243)}{(-s+0.8449) (s^2 + 1.92s + 10.24)^2} \\ \frac{0.1007 (s^2 - 1.653s + 2.029)}{(-s+0.3858) (s^2 + 1.64s + 10.24)^2} \\ \frac{15.6274 (s+1.774)^2}{(s^2 + 1.92s + 10.24)^2} \end{bmatrix},$$

$S_{\psi 2}$ – матриця спектральних щільностей збурень за лінійними координатами центру мас СКО, також розміру 3×3 :

$$S_{\psi 2} = \begin{bmatrix} \frac{0.0017552 (s+0.4662)^2}{(s^2 + 0.068s + 0.4624)^2} & \frac{0.00048568 (-s+1.333)}{(s+7) (s^2 + 0.068s + 0.4624)} \\ \frac{0.00048568 (s+1.333)}{(-s+7) (s^2 - 0.068s + 0.4624)} & \frac{0.00039005 (s+0.5464)^2}{(s^2 + 0.068s + 0.4624)^2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{array}{r}
 0 \\
 0 \\
 0.0016768 \\
 \hline
 s^2 - 1.806s + 18.49 \\
 0.012193 \text{ } |s+3.787|^2 \\
 \hline
 |s^2 + 1.806s + 18.49|^2
 \end{array}
 \left. \vphantom{\begin{array}{r} 0 \\ 0 \\ 0.0016768 \\ \hline s^2 - 1.806s + 18.49 \\ 0.012193 |s+3.787|^2 \\ \hline |s^2 + 1.806s + 18.49|^2 \end{array}} \right\} \begin{array}{l} 0.0016768 \\ \hline s^2 + 1.806s + 18.49 \end{array} \quad (3.34)$$

Таким чином, поставлена та вирішена задача структурної ідентифікації моделей динаміки стійкої частини СКО у маршовому режимі за даними натурних випробувань вирішена. Отримані матриці (3.22), (3.30)-(3.34), необхідні для виконання наступного етапу стадії 1А - визначення структури та параметрів моделей динаміки нестійкого багатовимірною об'єкта за даними натурних випробувань його прототипу.

ВИСНОВОК

В даній дипломній роботі розроблені та проаналізовані деякі нові перспективні підходи до оптимізації різноманітних високоточних бортових вимірювальних засобів об'єктів, розроблені методики і алгоритм створення випробувальних засобів, які моделюють реальну динамічну обстановку польоту з найбільшою близькістю до тієї, що є в польоті, а також методики динамічної атестації БВ на землі.

За результатами динамічної атестації БДЛП були отримані математична модель блока датчиків у вигляді матриці передаточної функції розмірністю 3×3 та математична модель його завад у вигляді матриці спектральних та взаємодіючих щільностей розмірністю 3×3. Також була розроблена методика калібрування БДЛП у динамічних умовах.

Таким чином, динамічна атестація датчиків навігаційних сигналів повинна проводитись як основна частина процесу метрологічної атестації бортових вимірювачів, метою якої є отримання оцінок метрологічних характеристик датчиків в робочих умовах експлуатації.

Список використаних джерел

1. Евланов Л.Т. Контроль динамических систем. - М.: Наука, 1972. - 424 с
2. Алиев Ф.А. Ларин В.Б., Науменко К.И., Сунцев В.Н. Оптимизация линейных инвариантных во времени систем управления. - К.: Наук. Думка 1978.-327с,
3. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. - М. : Наука, 1966. - 992 с.
4. Блохин Л.Н., Туник А.А. Оптимизация точности систем автоматически управления полетом. - К. : КИИГА, 1982. - 52 с.
5. Блохин Л.Н., Кривоносенко А.П. Синтез оптимальной непроизвольной структуры двухконтурной системы стабилизации программного движет многомерного динамического объекта. В кн.: сб. наутч. тр. "Моделирование полета ВС гражданской авиации". - Киев, КИИГА, 1986.- с. 80-84
6. Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере.- М.Машиностроение, 1969. - 256 с.
7. Евланов Л.Г. Контроль динамических систем. - М.: Наука, 1972. - 424 с
8. Красовский А.А. Аналитическое конструирование контуров управления летательными аппаратами. - М.: Машиностроение, 1969, - 240 с.
9. Ньютон Дж. К., Гулд Л.А., Кайзер ДЖ. Ф. Теория Линейных следящих систем. - М.: Наука, 1961. - 407 с.
10. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании. - М.; Наука, 1978. - 320 с.
11. Свешников А.А. Прикладные методы теории случайных функций, - М. Наука, 1968. - 463 с.