**3. АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ**

Змн.

Арк.

№ докум.

Підпис

Дата

Арк.

НАУ 18 16 005 000 ПЗ

Виконав.

Добродєєв

Керівник.

Кривоносенко

Консульт.

Кривоносенко

Контрол.

Кривоносенко

Зав. каф.

Азарсков

**АНАЛІТИЧНЕ КОНСТРУЮВАННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ**

**КАНАЛУ ТАНГАЖУ ВЕРТОЛЬОТА**

**В РЕЖИМІ ВИСІННЯ**

Літ.

Аркушів

ІНО 151

**КУТОВОГО ПОЛОЖЕННЯ ВЕРТОЛЬОТА В РЕЖИМІ ВИСІННЯ**

В даному розділі виконується розглядання оптимальних структур системи стабілізації кута тангажу вертольота в режимі висіння. Виконана оцінка якості стабілізації, її порівняння із значеннями, яких необхідно досягти, визначені оптимальні структури і параметри проектованих систем, показана можливість реалізації синтезованих оптимальних структур регуляторів систем стабілізації, а також досліджена зміна параметрів оптимальної системи стабілізації в залежності від різних умов та ситуацій в польоті.

3.1. Синтез оптимальної структури регулятора в каналі тангажу

Постійне зростання в сучасних умовах вимог до рівнів якості (точності) процесів навігації і управління рухами автономних об’єктів різного призначення передбачає розробку таких нових підходів до вибору структур та параметрів систем управління рухом, які б у реальних експлуатаційних умовах забезпечували конкурентоздатні рівні показників якості.

Для максимізації ефективності та якості процесів орієнтації і стабілізації складних рухомих об’єктів необхідно обирати (синтезувати) оптимальні структури регуляторів їх рухів з урахуванням властивостей реальних експлуатаційних збурень та потрібних моделей динаміки контурів стабілізації таких складних об’єктів, яким є, наприклад, вертоліт з вантажною підвіскою у різних конфігураціях.

Постановки та успішні рішення задач синтезу оптимальних структур регуляторів виконують при проведенні тісно пов’язаних між собою етапів:

* визначення цілей та виду функціонала якості системи, яка створюється;
* визначення умов, при яких досягаються глобальні рубежі якості системи у реальних експлуатаційних режимах її дії;
* оцінювання динамічних властивостей збурюючих факторів;
* структурна ідентифікація моделей динаміки об’єкта стабілізації та задіяних у досліджуємому контурі стабілізації базових частин об’єкта в умовах, близьких до експлуатаційних;
* синтез оптимальних структур систем стабілізації досліджуваного об’єкта у реальних чи близьких до них динамічних умовах його функціонування.

При цьому потрібно також знати результати динамічної атестації [1] базових приладів управління, яка дозволяє отримати необхідні знання щодо моделей динаміки ланок, збурень і завад, близьких до натурних.

Як правило, ще до початку робіт, які направлені на здійснення кожного із перерахованих етапів і спрямовані на «жорстку» стабілізацію вертольота, необхідно розчленити етап створення конкурентоспроможних систем на стадії робіт, визначити зміст та послідовність здійснення цих стадій та скласти науково обґрунтовані алгоритми виконання кожної із них.

Нижче спочатку визначається зміст та алгоритми виконання набору базових стадій робіт, що спрямовані на ефективне здійснення етапу структурної ідентифікації [1,2] моделей динаміки вертольота із вантажною підвіскою та самої підвіски у режимі висіння, основних частин досліджуваних контурів стабілізації, векторів збурень та завад, які діють у контурах, за даними спеціальних натурних досліджень об’єкта стабілізації. Потім ставиться та алгоритмічно вирішується сумісна задача синтезу оптимальних структур систем стабілізації як вертольота, так і його вантажної підвіски.

Проведенню порахованих вище стадій робот з ідентифікації та синтезу повинні передувати такі обов’язкові роботи [1,2] як:

* постановка задачі, розробка методики та проведення за нею спеціальних натурних досліджень вертольота з вантажною підвіскою у режимі висіння з розширеною, у порівнянні зі штатною, системою бортових вимірювачів;

- постановка і реалізація задач зняття і фіксації векторів сигналів «вхід-вихід» вертольота та його вантажної підвіски;

- статистична обробка стохастичної інформації про вектори сигналів «вхід-вихід» об’єктів стабілізації, яка має бути зібраною у процесі натурних досліджень, та оцінювання за спеціальними алгоритмами обробки експериментальної інформації динамічних характеристик зазначених векторів сигналів.

Як результат проведених робіт має бути отримана первісна стохастична навігаційна інформація, необхідна для успішного виконання подальших стадій етапу ідентифікації моделей динаміки.

Вважається, що моделі динаміки систем вимірювань, що використовуються, штатні закони стабілізації вертольота, які реалізовані автопілотом, моделі динаміки пілота-оператора у контурі напівавтоматичної стабілізації вертольота вже відомі.

Перша стадія робіт може бути пов’язаною з постановкою та вирішенням задач структурної ідентифікації, по-перше, самого вертольота як початкового об’єкта стабілізації (мал.3.7), динамічні характеристики якого використовуються у подальшому в усіх стабілізуючих контурах, які планується досліджувати; по-друге, із структурною ідентифікацією моделей динаміки штатного внутрішнього стабілізуючого контуру.

Вважається, що рух початкового об’єкта стабілізації (рис.3.1) можливо описати [2] системою звичайних диференційних лінійних рівнянь, які

перетворені за Фур'є і мають вид

, (3.1)

де  і  -- невідомі до проведення робіт по ідентифікації матриці розмірів  та  відповідно, усі елементи яких є поліномами аргументу ;  -- вимірний вектор вихідних реакцій об’єкта стабілізації, який являє собою -вимірний стаціонарний випадковий процес; -вимірний вектор сигналів управлінь, що являє собою-вимірний стаціонарний випадковий процес;  -- неконтрольований вектор збурень, що також являє собою -вимірний стаціонарний випадковий процес, який може бути представлений як

,

де  -- невідома матриця передаточних функцій формуючого фільтра,  -- Фур'є-образ  -вимірного вектора «білих» -корельованих шумів.

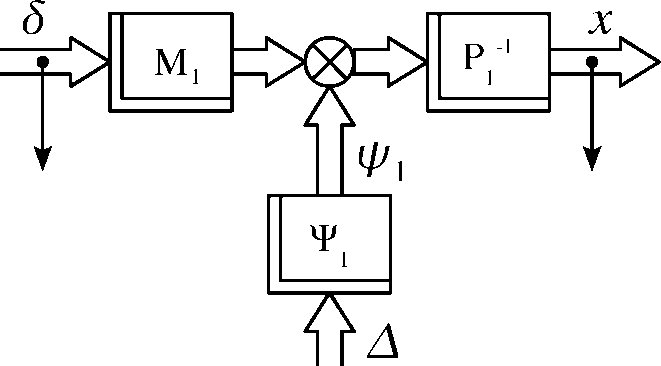


Рис.3.1. Структурна схема початкового об’єкта стабілізації.

Після відповідної обробки осцилограм векторів сигналів  і  можна отримати матриці спектральних та взаємних спектральних щільностей , ,  і , коли вважати матриці  і  рівними нулю. Отриманих моделей динаміки векторів  і  досить, щоб по відомому [2,3] алгоритму структурної ідентифікації визначити матриці передаточних функцій об’єкта  і , які задовільняють рівняння (3.19) у вигляді

. (3.2)

Для вирішення другої задачі на даній стадії робіт вважається, що крім рівняння руху об’єкта (2) відомі також матриця передаточних функцій системи вимірювань  розміру , матриця передаточних функцій штатного регулятора рухів внутрішнього контуру стабілізації вертольота , котра може також визначати і модель динаміки пілота при його діях у напівавтоматичному режимі стабілізації об’єкта, та динамічні характеристики -вимірного вектора завад вимірюваний , які отримані раніше на етапі динамічної атестації бортових вимірювачів та датчиків (завада  вважається некорельованою з управлінням  ).

Використовуючи теорему Вінера-Хінчина [1,2], можливо скласти за даними експерименту транспоновані матриці спектральних та взаємних спектральних щільностей векторів сигналів у досліджуваному контурі стабілізації.

Друга стадія робіт пов’язана з урахуванням стабілізуючого впливу руху вантажної підвіски на вже описаний об’єкт стабілізації. Вважається, що за результатами структурної ідентифікації тракту «», де  -- вектор вимірюваних сигналів руху характерної точки вантажної підвіски, визначені матриці спектральних щільностей  та  . Причому завада  некорельована з сигналами рухів досліджуваної точки підвіски, а матриця передаточних функцій самого тракту -- . Тоді можливо записати вираз

,

а також вектор вихідних реакцій нового стабілізованого контуру виду

 При виконанні багатьох відповідальних робіт (бойова підтримка, моніторинг поверхні землі, будівельно-монтажні роботи і т.д.) особливий інтерес викликає задача «жорсткої» стабілізації у просторі як самого вертольота, так

і одночасно деякої характерної точки його вантажної підвіски.

Оскільки необхідні для успішного вирішення задачі синтезу оптимальних структур систем стабілізації вертольота та одночасно точки його вантажної

підвіски моделі динаміки вже отримані на описаних вище стадіях етапу їх структурної ідентифікації, є можливість приступити безпосередньо до постановки та вирішення зазначеної вище задачі синтезу систем одночасної «жорсткої» стабілізації.

Для цього додатково необхідно ввести блочну матрицю передаточних функцій , що перетворює вектор реакцій вертольота  у вектор координат об’єкта , що стабілізуються, а також визначити склад останнього вектора як



Складена структурна схема не відрізняється від такої ж для контуру стабілізації в відомій задачі синтезу системи стабілізації стаціонарного лінійного динамічного об’єкта при вимірюванні його вихідних координат із завадами.

Як функціонал якості в таких задачах використовується вираз

е

де   і  -- вагові позитивно визначені матриці,   -- символ математичного очікування, причому



Як відомо [1,2], функціонал у подальшому необхідно записати як

е

де -- матриця передаточних функцій замкненої системи стабілізації від входу до виходу.

Задача синтезу полягає в тому, щоб вибором фізично-реалізуємої дробово-раціональної функції  доставити мінімум функціоналу. Задача мінімізації

вирішується за допомогою метода Вінера-Колмогорова.

Як відомо [1,2], алгоритм її вирішення складається у наступному:



де











Таким чином вирази (5)÷(7) дозволяють на основі початкової інформації безпосередньо визначати як оптимальні структуру так і параметри регулятора , яка у подальшому підлягає реалізації на базі сучасної обчислювальної техніки. Підстановка виразів (5)÷(6) в функціонал (4) дозволяє обчислити поверхні досяжної максимальної якості (точності) стабілізації об’єкта при різних варійованих конструктивних і експлуатаційних параметрах функцій, які використовуються як вхідна інформація в задачах синтезу.

3.2. Вихідні дані рішення задачі

В розділі 3.5 дипломної роботи описувалися необхідні формули і матриці для синтезу оптимальної системи стабілізації кута тангажу вертольота в режимі висіння. Розглядаючи частотні характеристики вертольота в режимі висіння в повздовжньому каналі, то можна записати передаточну функцію від входу до виходу у вигляді:



Її можна переписати у вигляді:

,

де , , а , і визначаються методами, які описані вище у дипломній роботі. Іноді буває зручніше використовувати інший вид:

.

У цьому випадку , , , .

Підставивши числові значення у формулу запишемо передавальну функцію:

,

або запишемо, підставивши числові значення коефіцієнтів:





По наявному вираженню для спектральної щільності вектора νв і по графіках нормованої спектральної щільності подовжньої складовий швидкості вітру призначимо наступну модель спектральної щільності швидкості вітру

 [м2/з],

де - середньоквадратичне значення швидкості вітру, - постійна часу, с. Зневажаючи динамікою вимірника, будемо враховувати лише

номінальне значення коефіцієнта передачі вимірника, тобто К(s)=const, і надалі К = 1 В/град.

Перешкоду ϕ у вимірнику будемо думати обмеженим «білим» шумом зі спектральною щільністю

 [У2/з]

де σϕ - середньоквадратичне значення сигналу перешкоди, У; Т4 – постійна часу перешкоди, з; Т4 = 0,1 с.

Тоді запишемо:

, де .

Таким чином, вихідні дані для розрахунків задані.

Маючи необхідні дані для проведення досліджень, була складена програма в пакеті MATLAB.

Структурна схема програмного комплексу показана на рис. 3.2. Програма складається з трьох етапів досліджень. На першому етапі складаємо матриці Р0 , М0 і матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей,

обчислити матрицю Г0 і виконуємо операцію її факторизації, робимо факторизацію матриці збурень D0 і визначаємо стійкі частини матриць (N0+N+). На другому етапі після визначення оптимальних структурі  визначаємо шукану матрицю оптимальних передаточних функцій системи стабілізації W0. На третьому етапі досліджень оцінюємо мінімальне значення показника якості системи.

Повний текст програми міститься в додатку 1 даної дипломної роботи. Таким чином, при заданих параметрах і за допомогою програми визначаємо структуру регулятора і мінімальне значення функціонала якості.



Рис 3.2 Структурна схема програмного комплексу

**3.3. Результати синтезу та аналізу оптимальної системи стабілізації**

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

Кожен варіант розрахунку закінчувався друком оптимальних

замкнутих передатних функцій Fuφ , Fхφ і передатної функції шуканого регулятора системи стабілізації W, а також мінімальних значень показника якості.

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

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

*Рис 3.3 Амплітудно частотні характеристики синтезованого регулятора*





*Рис 3.4 Амплітудно частотні характеристики замкнутої системи Fx(по відхиленню) та Fu(по управлінню)*

**

**





Для оцінювання якості стабілізації вертольота на заданій траєкторії руху по алгоритмах аналізу, розробленим у розділі 2 і розробленому програмному

забезпеченню, побудовані перехідні процеси в системі стабілізації кута тангажу при дії збурювань і перешкод у виді стандартних детермінованих функцій.

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

*Рис 3.5 Графік перехідних характеристик по куту тангажу в залежності від зміни *



*Рис 3.6 Графік перехідних характеристик по управлінню*



*Рис 3.7 Графік показників якості середньої потужності*



Повний перелік результатів у додатку Б даної дипломної роботи.

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