

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

Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

д.т.н., професор Тачиніна О. М.

“ _____ ” _____ 2021р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ
“БАКАЛАВР”**

Тема: Робастна система управління інерціальною стабілізованою платформою

Виконавець: Назаренко Ілля Вадимович

Керівник: д.т.н., проф.. Сущенко Ольга Андріївна

Нормоконтролер: Дивнич Микола Полікарпович

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Навчально-науковий інститут аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

Спеціальність: 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

д.т.н., професор Тачиніна О. М.

“ _____ ” _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Назаренка Іллі Вадимовича

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

1.Тема дипломної роботи (проекту): Робастна система управління інерціальною стабілізованою платформою

затверджена наказом ректора від “” 2020 р. №

2.Термін виконання роботи (проекту):з по.

3.Вихідні дані до роботи (проекту): дослідження має теоретичний і практичний характер, виконане на основі аналізу літературних та Інтернет-джерел.

4.Зміст пояснювальної записки: Вступ;

Розділ 1: Загальні принципи ІСП;

Розділ 2: Особливості структури системи управління руху ІСП;

Розділ 3: Структурний синтез системи робастного управління інерціально стабілізованих платформ.

5.Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:
графіки, перехідних процесів кутової швидкості платформи із корисним навантаженням.

6. Календарний план-графік

| № п/п | Завдання | Термін виконання | Відмітка про виконання |
|----------|---|------------------|------------------------------|
| 1 | Огляд літературних джерел. | 20.01 | |
| 2 | Постановка задачі. | 20.01 | |
| 3 | Аналіз особливостей платформних систем стабілізації | 20.01 | |
| 4 | | 20.01 | |
| 5 | | 20.01 | |
| 6 | | 20.01 | |
| 7 | | 20.01 | |
| 8 | Оформлення пояснювальної записки. | 20.01 | |

8.Дата видачі завдання:

Керівник дипломної роботи _____

(підпис керівника)

Сущенко О.А.

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис випускника)

Назаренко І.В.

(П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Робастна система управління інерціальною стабілізованою платформою»: X сторінка, Хрисунки, X використаних джерел.

Робастний структурний синтез, інерціальна стабілізація, платформи з корисним навантаженням, рухомі об'єкти.

Об'єкт дослідження – проектування робастних інерціальних стабілізованих платформ.

Предмет дослідження – стабілізована платформа із корисним навантаженням.

Мета дипломної роботи – створення інерціальної платформи, спроможної забезпечити високу точність стабілізації корисного навантаження в умовах дії збурень.

Методи дослідження – методи теорії управління, теорії робастних систем, включаючи H_∞ -синтез, метод змішаної чутливості, метод формування контурів управління із заданими частотними характеристиками.

Отримані результати – процедура робастного структурного синтезу для платформи із корисним навантаженням (інформаційно-вимірювальними пристроями для рухомих об'єктів широкого класу, робастний регулятор із визначеними структурою та параметрами, результати моделювання синтезованої системи.

ЗМІСТ

| | |
|--|---|
| ВСТУП | 1 |
| РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ПРИНЦИПИ ІСП | 1 |
| 1.1 Поняття про інерціальну стабілізацію | 1 |
| 1.2 Поняття інерціальної стабілізованої платформи | 1 |
| 1.3 Принцип дії інерціальної стабілізованої платформи..... | 1 |
| Висновки до розділу 1 | 1 |
| РОЗДІЛ 2. ОСОБЛИВОСТІ СТРУКТУРИ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ РУХУ ІСП | 1 |
| 2.1 Класифікація структурних складових ІСП..... | 1 |
| 2.2 Загальна властивість регуляторів ІСП | 1 |
| 2.3 Основні причини похибок ІСП..... | 1 |
| 2.4 Огляд структурних складових | 1 |
| 2.4.1. Огляд на датчик кутової швидкості | 1 |
| 2.4.2. Вибір виконавчого механізму..... | 1 |
| 2.5. Вплив різної кількості осей підвісу на механізм платформи | 1 |
| Висновки до розділу 2 | 1 |
| РОЗДІЛ 3. СТРУКТУРНИЙ СИНТЕЗ СИСТЕМИ РОБАСТНОГО УПРАВЛІННЯ ІНЕРЦІАЛЬНО СТАБІЛІЗОВАНИХ ПЛАТФОРМ..... | 1 |
| 3.1 Проблематика робастного структурного синтезу..... | 1 |
| 3.2 Розв’язання проблематики робастного структурного синтезу..... | 1 |
| Висновки до розділу 3 | 1 |
| ВИСНОВКИ..... | 1 |
| СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ..... | 1 |
| ДОДАТКИ..... | 1 |

ВСТУП

Актуальність дослідження зумовлена необхідністю у вивченні процесу створення робастних систем управління літальними об'єктами. На сьогодні політ літальних апаратів зазвичай супроводжується впливом на нього певних збурень, причинами їх виникнення можуть бути різні фактори, проте однією з основних проблем є неможливість визначити істинні параметри об'єкту управління безпосередньо в момент польоту. Принципи використання інерціально стабілізованої платформи допомагають знайти вихід в розв'язанні задачі, коли нам необхідно побудувати систему управління впливу на результат дослідження якої буде максимально стійка до перешкод.

Мета дослідження: створення інерціальної платформи, спроможної забезпечити високу точність стабілізації корисного навантаження в умовах дії збурень.

Досягнення поставленої мети передбачає вирішення таких завдань:

1. Проаналізувати принципи інерціальної стабілізованої платформи.
2. Сформулювати особливості структури системи управління руху ІСП.
3. Провести структурний синтез системи робастного управління інерціально стабілізованих платформ.

Об'єкт дослідження: структурний синтез робастної системи стабілізації.

Предмет дослідження: процес проектування робастних інерціальних стабілізованих платформ.

Методи дослідження:

1. Структуралізм – для виявлення структурних взаємовідносин між частинами цілого.
2. Індукція – для дослідження інформаційного матеріалу за допомогою аналізу загальних висновків та знань на підставі пізнання окремо взятих фактів.
3. Дедукція – для дослідження конкретних відомостей про інфопродукти та самопіар в соціальних мережах.

4. Синтез – для об'єднання окремих сторін об'єкту в одне ціле.

5. Бібліографічно-описовий метод – для дослідження джерельної бази.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у дослідженні особливостей створення інерціальних стабілізованих платформ, а також процесу їх проектування.

Практичне значення отриманих результатів полягає в можливості застосування їх під час проектування механізмів різного типу.

Структура дипломної роботи. Дипломна робота складається зі вступу, трьох розділів з висновками до кожного з них, загальних висновків, списку використаних джерел (43 джерела), додатків. Загальний обсяг X сторінок, з них X сторінок основного тексту.

РОЗДІЛ 1

ЗАГАЛЬНІ ПРИНЦИПИ ІСП

1.1. Поняття про інерціальну стабілізацію

Використання платформних систем управління кутовим рухом та контролю об'єктів різного функціонування на підставі інформації отриманої від гіроскопічних пристроїв є характерним для всіх розвинених країн світу.

В залежності від ступеня повноти розрізняють часткову та повну стабілізацію. У випадку повної, стабілізація об'єкта здійснюється відносно трьох осей його обертання, при цьому методичних похибок немає. Часткова стабілізація в свою чергу здійснюється відносно однієї або двох осей, її точність обмежується методичними похибками [1].

Керування приводом системи що слідкує може бути:

- а) автоматичним;
- б) напівавтоматичним;
- в) ручним (за допомогою оператора).

Підвіс є важливим елементом платформної системи стабілізації. Їх розрізняють за кількістю осей, одновісні, двовісні, тривісні та багатовісні підвіси.

Одновісний підвіс може забезпечувати стабілізацію відносно головної осі, двовісний – стабілізацію в горизонтальній площині, тривісний – повну стабілізацію платформи.

При цьому деякі повороти можуть призвести до збігу осей або накладання рамок одна на одну, що зумовлює втрату одного ступеня свободи. Цей недолік усувається застосуванням чотиривісного підвісу. В такому випадку використовується ще одна карданова рамка, це дає змогу забезпечити стабілізацію по трьох осях.

| | | | | | | | | |
|------------------|-------------|-----------------|---------------|-------------|----------------------------------|---------------------|--------------|----------------|
| | | | | | НАУ 21.09.11.000 ПЗ | | | |
| Змн. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | ЗАГАЛЬНІ ПРИНЦИПИ ІСП | Літ. | Аркуш | Аркушіє |
| Виконав. | | Назаренко І.В. | | | | | 11 | 151 |
| Керівник | | Сущенко О.А. | | | | | | |
| Консульт. | | Сущенко О.А. | | | | | | |
| Контрол. | | Дивнич М.П. | | | | | | |
| Зав.каф. | | Тачиніна О.М. | | | | | | |
| | | | | | | ФАЕТ – 401гр | | |

Чотирирівний підвіс доречно використовувати в випадках великих поворотів відносно двох осей. Якщо значним є тільки один з трьох кутів повороту, то доцільне використання тривісного підвісу.

В залежності від орієнтації об'єкта відносно опорної системи координат розрізняють поворотні та нерухомі підвіси. Положення головної осі стабілізації залишається постійним щодо опорної системи координат для нерухомого підвісу. Для поворотного підвісу маємо можливість зміни осі стабілізації відносно її опорної системи координат [2].

Дивлячись на конструктивне виконання розрізняємо зовнішній і внутрішній підвіси. Якщо використовуємо зовнішній підвіс, платформа встановлюється в систему карданових рамок. Якщо використовуємо внутрішній підвіс платформа встановлюється із зовнішнього боку підвісу.

1.2. Поняття інерціальної стабілізованої платформи

Інерціальні стабілізовані платформи – основне визначення для платформних систем управління в інерціальному просторі. Використання даного терміну обумовлено великою кількістю сфер застосування подібних пристроїв і наявністю певних принципів і підходів до їх розробки. Сучасний термін інерціальних систем та інерціальних датчиків зазначається стандартом Інституту інженерів з електротехніки та електроніки [3].

Інерціальною стабілізованою платформою називають механізм, що використовується в управлінні інерціальною орієнтацією навантаження, яке на ній встановлюється [4].

В залежності від різних застосувань ІСП можуть змінюватися електромеханічні конструкції. Зважаючи на це, ІСП складається з:

- а) механічної конструкції;
- б) опор;
- в) двигунів.

В сукупності ці механізми створюють платформу з підвісом, для подальшого встановлення корисного навантаження.

Практичне застосування ІСП вимагає стабілізування корисного навантаження. Правильно спроектована ІСП має можливість забезпечити точним управлінням лінією візування ІВС незважаючи на необхідні маневри, випадковий рух і збурення.

Не зважаючи на напрямки використання та вимоги, що пред'являються, головним функцією ІСП є управління лінією деякого напрямку, наприклад, лінією візування чи віссю симетрії діаграми спрямованості або певної системи координат тощо. За винятком, ті застосування, в яких потрібно тільки попередити обертання стабілізованого об'єкта.

Інколи функцією ІСП є орієнтація лінії візування ІВС щодо попередньо обраного напрямку або деякої визначеної ділянки. В такому випадку обрану орієнтацію лінії візування можна визначити додатковим обладнанням без зворотного зв'язку з ціллю. Після того як ціль буде визначена система слідування забезпечує видачу певних команд, які цілеспрямовано керують ІСП [5].

До управління лінією візування пред'являються декілька важливих вимог. Початкова вимога пред'являється до похибки стеження, а друга – до розсіювання.

В загальному випадку вимоги до ІСП залежать від багатьох чинників, але усі вони визначаються характеристиками системи, яка стабілізується. За умови, коли головна мета функціонування ІСП є визначення чіткого зображення цілі, необхідно тримати це зображення в межах поля зору, що є властивим для оптичних прицілів.

Забезпечення високої якості зображення цілі та ділянки навколо неї є основною метою функціонування ІСП з оптичними ІВС. У зв'язку з цим виникає декілька проблем, такі як – облік руху об'єкта-носія, рух цілі та вплив навколишнього середовища.

Питання стеження за рухомим об'єктом полягає в наступному. Коли орієнтація поля зору оптичної системи є зафіксованою, то рухома ціль може вийти за його межі. В цьому випадку переносний рух, який обумовлений

можливими маневрами, може зумовити втрату цілі. Обертальний рух цілі також може призвести до похибок.

Рух об'єкту-носія також може спричинити похибки. Переносний рух носія може викликати вихід цілі з поля зору оптичної системи, якщо ІСП окремо не спрацьовують змін у відносному русі між рухомим об'єктом та ціллю. Обертальний рух об'єкта по осях крену, рискання і диференту може привести до виходу лінії візування з поля зору ІВС. Вібрація або рух носія з малими амплітудами також можуть призвести до спотворення зображення цілі [6].

Навколишнє середовище також впливає на якість стеження. Атмосферні умови, а саме – дим, погодні умови, пил чи затемнення через пагорби та дерева можуть привести до втрати цілі. Але процес стеження триватиме при умовах наявних методів обробки зображення при його виходу з поля зору.

Визначення положення цілі щодо попередньо визначеної системи координат є важливою метою функціонування ІСП. Якщо обрана система координат буде інерціальною, для визначення положення цілі нам буде необхідно використовувати інерціальну навігаційну систему або інерціальний вимірювальний блок.

Термінологія ІСП змінювалася в часі. Спочатку підвісом ІСП називалася сукупність кілець, що встановлені в підшипниках, і утворюють карданний підвіс. В даний час підвісом ІСП називають механізм, що здійснює керування і обертання лінії візування стабілізованого об'єкта. Термін гіроскопічний прилад раніше відносився до приладів з ротором, що швидко обертається. А зараз він використовується для позначення будь-якого приладу, що здатний вимірювати обертальний рух в інерціальному просторі [7].

1.3. Принцип дії інерціальної стабілізованої платформи

Призначенням звичайної інерціальної стабілізованої платформи є стабілізація осі візування ІВС, загалом включає електромеханічний вузол, що дає змогу забезпечити фізичний інтерфейс між рухомим об'єктом-носієм та ІВС; систему управління пристрою та додаткове обладнання, яке дозволяє вимірювання положення цілі щодо системи координат, яка пов'язана з ІСП.

У ході стабілізації повороти платформи з корисним навантаженням відбуваються за допомогою підвісу, який в свою чергу дозволяє змінювати положення ІВС відносно об'єкту-носія. Процес обертання підвісу може бути забезпеченим за допомогою двигуна з прямим приводом або двигуном, що пов'язаний із вузлом за допомогою зубчатої передачі або механічного зв'язку. У технічній зарубіжній літературі така стабілізація платформи називається стабілізацією маси, тому що при цьому повністю стабілізується корисне навантаження. В той самий час орієнтація лінії візування визначається кутом повороту підвісу. В тому випадку коли об'єкт-носіє здійснює кутовий рух, підвіс здійснює поворот в протилежному напрямку таким чином, щоб лінія візування залишалася статичною в інерціальному просторі. За допомогою чого, кутовий рух підвісу безпосередньо визначає напрямок лінії візування і розсіювання зображення [8].

При цьому, у випадку лінія візування ІВС залишається статичною відносно інерціальної системи координат, в той самий час коли платформа, на якій закріплена ІВС зазнає обертання. Принцип стабілізації маси базується на першому і другому законах Ньютона. Згідно з другим законом Ньютона:

$$M = J\alpha, \quad (1.1)$$

де M – крутний момент;

J – момент інерції твердого тіла.

Тому, щоб запобігти обертання в інерціальному просторі необхідно забезпечити рівність $M = 0$. Але в реальному використанні на реальний фізичний механізм діють моменти збурення, що в свою чергу викликає кутовий рух який не є бажаним або вібрації лінії візування. Також необхідно

забезпечувати обертання платформи відповідно до вхідних команд. Зазвичай, інерціальні вимірювачі кутової швидкості і положення встановлюються на об'єкті стабілізації, що дає змогу стабілізувати і виміряти осі візування ІВС в інерціальному просторі.

Типовий принцип стабілізації маси можемо показати на прикладі одновісного стабілізованого підвісу (рис. 1.1). Конструкція підвісу має забезпечити найменші значення моментів тертя та інших моментів що викликають збурення. Необхідно щоб механізм був збалансований відносно точки опори підвісу для мінімізації моменту невривноваженості.

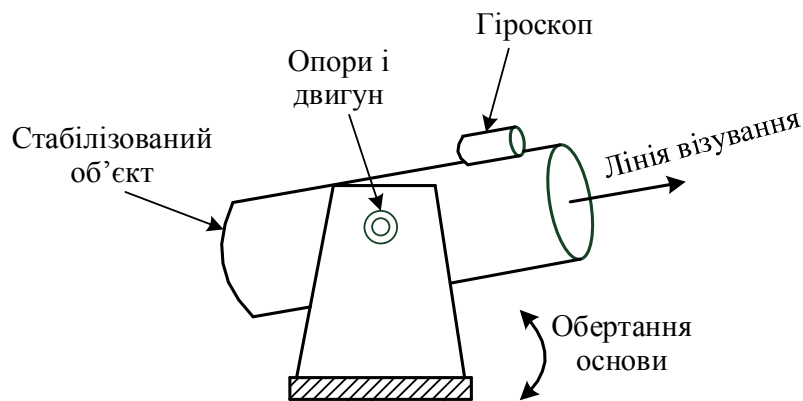


Рис. 1.1. Стабілізований підвіс з однією віссю

Оскільки реальні платформні системи не містять симетричних однорідних мас, що обертаються відносно однієї осі нам необхідно розглядати підвіс з трьома ортогональними осями. В такому випадку динаміка вказаної системи буде описуватися рівняннями Ейлера:

(1.2)

$$\begin{aligned}
 M_x &= \omega_x J_x + \omega_y \omega_z (J_z - J_y) - (\omega_y^2 - \omega_z^2) J_{yz} - (\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) J_{xz} + (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) J_{xy}; \\
 M_y &= \omega_y J_y + \omega_x \omega_z (J_x - J_z) - (\omega_z^2 - \omega_x^2) J_{xz} - (\omega_z \omega_y + \dot{\omega}_x) J_{xy} + (\omega_x \omega_y - \dot{\omega}_z) J_{xz}; \\
 M_z &= \omega_z J_z + \omega_x \omega_y (J_y - J_x) - (\omega_x^2 - \omega_y^2) J_{xy} - (\omega_x \omega_z + \dot{\omega}_y) J_{yz} + (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_x) J_{xz},
 \end{aligned}$$

де M_x, M_y, M_z – моменти, які діють на осях підвісу;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції кутових швидкостей платформи на її осі;

J_x, J_y, J_z – моменти інерції осей підвісу;

J_{yz}, J_{xz}, J_{xy} – відцентрові моменти інерції підвісу;

$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ – проекції кутових прискорень платформи на її осі.

На сьогодні існують декілька основних способів здійснення стабілізації маси, а саме: за допомогою безредуктивного приводу та за допомогою зубчатої передачі.

Для стабілізації маси з безредуктивним приводом необхідно використовувати двигуни з значним пусковим моментом. Такі двигуни інтегруються на осях підвісу без зубчатої передачі або ременів. Якість управління системи стабілізації з безредукторним приводом великий вплив спричиняє якість проектування електромеханічного обладнання для мінімізації збурень, що діють на ІСП [9].

На рис. 1.3. продемонстрований принцип дії одновісного підвісу системи стабілізації з безредукторним приводом. Двигун встановлюється на підвісі таким чином, щоб момент управління, що прикладається, змушував платформу з корисним навантаженням рухатися в напрямку інерціального простору з прискоренням:

$$J \frac{d^2 \theta_{\dot{\epsilon}}}{dt^2} = M_{\dot{\sigma}\dot{\delta}} + M_{\dot{\zeta}\dot{\alpha}}, \quad (1.3)$$

де J – сумарний момент інерції платформи з корисним навантаженням; $\theta_{\dot{\epsilon}}$ – кутове положення лінії візування ІВС;

$M_{\dot{\sigma}\dot{\delta}}$ – момент управління, яке створюється двигуном;

$M_{\dot{\zeta}\dot{\alpha}}$ – сукупність моментів збурень.

На підставі сигналу інерціального вимірювача формується основний зворотний зв'язок системи, вісь якого співпадає з лінією візування. В такому випадку інерціальний вимірювач безпосередньо буде вимірювати кутову швидкість лінії візування в інерціальному просторі [10].

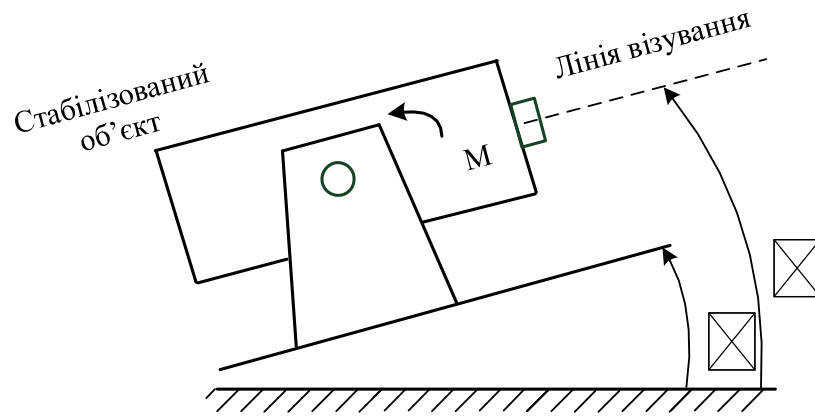


Рис. 1.2. Принцип дії одновісного підвісу системи стабілізації з використанням безредукторного приводу

Момент збурення $M_{\text{за}}$ представляє собою ідентичний момент, що характеризує дію всіх збурень, які спричиняють вплив на поведінку платформи в підвісі. До таких збурень можна віднести тертя в осях підвісу і пружних згинах електричних кабелів, такі явища як дисбаланс і вплив міжрамочних зв'язків підвісу, а також збурення що відбуваються в самому вимірювачі. Після того як ми застосували перетворення Лапласа вираз (1.4) може бути представлений у вигляді:

$$\theta_{\text{е}}(s) = (M_{\text{вд}} + M_{\text{за}}) / Js, \quad (1.4)$$

де s – оператор Лапласа.

Блок-схема системи стабілізації системи з безредукторним приводом показана на рис. 1.3.

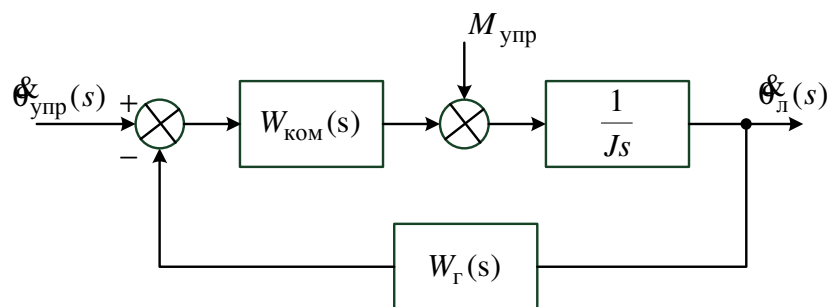


Рис. 1.3. Блок-схема системи стабілізації з безредукторним приводом: $\theta_{\text{оїд}}(s)$ – швидкість управління, $W_{\text{а}}(s)$ – передавальна функція гіроскопічного приладу; $W_{\text{єн}}(s)$ – передавальна функція двигуна

Система складається з гіроскопічного приладу, який вимірює кутову швидкість лінії візування, і комбінованого двигуна, який в свою чергу створює керуючий момент.

Відповідно до рис. 1.3. замкнута система управління положенням лінії візування визначається рівнянням:

$$\theta_{\text{є}}(s) = \frac{W_{\text{єн}}(s)/J}{s + W_{\text{єн}}(s)W_{\text{а}}(s)/J} \theta_{\text{оїд}}(s) + \frac{1/J}{s + W_{\text{єн}}(s)W_{\text{а}}(s)/J} T_{\text{çá}}, \quad (1.5)$$

У представлений функції (1.5) не враховано похибки гіроскопічного пристрою і двигуна, а також шуми електронних пристроїв.

Підвіс з безредукторним приводом максимально використовує переваги законів Ньютона. Робимо висновок, що редукторний привід передає рух основи об'єкта корисного навантаження. Тому, навіть за відсутності тертя, система має компенсувати рух, що зумовлений ривками, креном і диферентом об'єкта-носія. Незважаючи на цей недолік, використання зубчастої передачі необхідно, коли в підвісі використовуються підшипники великого діаметру. Окрім того, використання зубчастих передач дозволяє створити великі моменти управління в порівнянні з безредукторними приводами.

Блок-схема системи стабілізації з редукторним приводом показана на рис. 1.4. Інерціальний вимірювач дає можливість вимірювати швидкості лінії візування ІВС $\theta_{\text{є}}$. Динаміка системи стабілізації з редукторним приводом може бути описана системою рівнянь:

$$J_{\text{ä}} \frac{d^2\theta_{\text{ä}}}{dt^2} = T_{\text{оїд}} - rF + M_{\text{çá}}; \quad (1.6)$$

$$J_{\ddot{\theta}} \frac{d^2 \theta_{\ddot{\theta}}}{dt^2} = RF + M_{\zeta \dot{\alpha} 2}, \quad (1.7)$$

де $J_{\ddot{\theta}}$ – момент інерції двигуна;

$J_{\ddot{\theta}}$ – момент інерції платформи з корисним навантаженням;

$\theta_{\ddot{\theta}}$ – кут повороту двигуна;

F – сила взаємодії між сполученими зубчастими шестернями;

r – радіус шестерні двигуна, R – радіус шестерні, що прикріплена до підвісу. Момент збурення $M_{\zeta \dot{\alpha} 1}$ зумовлений тертям, згинами кабелів, відсутністю балансу і взаємодією з зовнішнім середовищем. Момент збурення $M_{\zeta \dot{\alpha} 2}$ зумовлений зубчастим з'єднанням, тертям в підшипниках і недоліками двигуна.

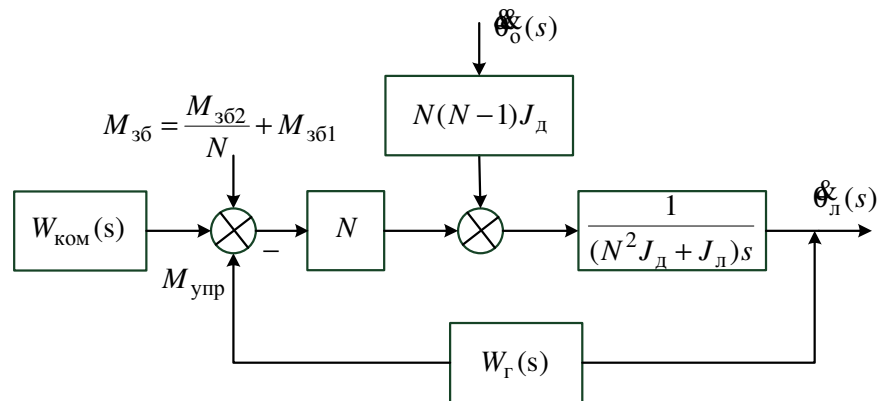


Рис. 1.4. Блок-схема системи стабілізації з редукторним приводом

Кінематичні співвідношення для схеми з редукторним приводом виводять кінематичний зв'язок між платформою з корисним навантаженням, двигуном і об'єктом-носієм

$$\theta_{\ddot{\theta}} = \theta_{\ddot{\theta} \text{ ф}} + \theta_{\ddot{\theta} \text{ і}}; \quad (1.8)$$

$$\theta_{\ddot{\theta}} = \theta_{\ddot{\theta} \text{ аф}} + \theta_{\ddot{\theta} \text{ і}}; \quad (1.9)$$

$$\theta_{\ddot{\theta} \text{ аф}} = N\theta_{\ddot{\theta} \text{ ф}}, \quad (1.10)$$

де $\theta_{\ddot{\theta} \text{ ф}}$ – орієнтація підвісу (і лінії візування відповідно) відносно об'єкта-носія, $\theta_{\ddot{\theta} \text{ аф}}$ – орієнтація осей двигуна щодо об'єкта-носія; $\theta_{\ddot{\theta} \text{ і}}$ – кут

нахилу основи відносно заданої системи відліку, наприклад, кут нахилу в площині горизонту. Рівняння (1.10) пов'язує кутове положення платформи з корисним навантаженням і двигуном відносно положення об'єкта, тут N – передавальне число R/r .

Після використання перетворення Лапласа до рівнянь (1.6), (1.7) і застосування кінематичних співвідношень (1.8) - (1.10) можна записати рівняння:

$$\Theta_{\tilde{e}}(s) = \frac{[NM_{\tilde{o}\tilde{i}\tilde{o}} + NM_{\tilde{c}\tilde{a}1} + M_{\tilde{c}\tilde{a}2} + N(N-1)J_{\tilde{a}}]\Theta_{\tilde{i}}(s)}{(N^2J_{\tilde{a}} + J_{\tilde{e}})s}, \quad (1.11)$$

яке є диференціальним рівнянням (1.5) для безредукторної системи. Кутова швидкість лінії візування визначається трьома складовими:

$$\begin{aligned} \Theta_{\tilde{e}}(s) = & \frac{W_{\tilde{e}\tilde{n}}(s)/J'}{s + W_{\tilde{e}\tilde{n}}(s)W_{\tilde{a}}(s)/J'} \Theta_{\tilde{o}\tilde{i}\tilde{o}}(s) + \frac{(N-1)J_{\tilde{a}}/J'}{s + W_{\tilde{e}\tilde{n}}(s)W_{\tilde{a}}(s)/J'} \Theta_{\tilde{i}}(s) + \\ & + \frac{1/J'}{s + W_{\tilde{e}\tilde{n}}(s)W_{\tilde{a}}(s)/J'} M_{\tilde{c}\tilde{a}} \end{aligned}, \quad (1.12)$$

де $J' = NJ_{\tilde{a}} + J_{\tilde{e}}/N$ і $M_{\tilde{c}\tilde{a}} = M_{\tilde{c}\tilde{a}1} + M_{\tilde{c}\tilde{a}2}/N$. Порівняльний аналіз виразів (1.3) і (1.12) показує, що схема з редукторним приводом має додаткові входи, а саме: - момент збурень $M_{\tilde{c}\tilde{a}}$ і кутове прискорення $\Theta_{\tilde{o}}$, обумовлене рухом платформи, який передається від об'єкта-носія. Тому основною різницею між системами з безредукторним і редукторним приводами можемо назвати наявність зв'язку з рухом основи, який проявляється в переміщенні лінії візування відповідно до руху основи. Система управління повинна компенсувати зв'язок зі швидкістю об'єкта-носія, а також момент збурення $M_{\tilde{c}\tilde{a}}$.

Висновки до розділу 1

Було проаналізовано поняття інерціальної стабілізації. Були розглянуті причини виникнення похибок та варіанти їх мінімізації. Відповідно до особливостей платформних систем стабілізації був проведений порівняльний

аналіз схеми з редукторним приводом. Завдяки чому, відобразили різницю між системами з редукторним та безредукторним приводами.

РОЗДІЛ 2

ОСОБЛИВОСТІ СТРУКТУРИ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ РУХУ ІСП

2.1. Класифікація структурних складових ІСП

Характеристики ІСП значною мірою визначаються за складом їх приладів. Основні елементи можна виділити наступні:

- а) гіроскопічні пристрої;
- б) виконавчі приводи;
- в) контролери [11].

Гіроскопічні прилади випускають в залежності від габаритів, вартості, основних параметрів та функціоналу. До особливо критичних параметрів в гіроскопічних приладах відносять рівень шуму та смугу пропускання [12]. Тому необхідно обирати гіроскопічний прилад з доволі широкою смугою пропускання у випадках з важливими прикладними застосуваннями.

У випадках із стабілізацією платформ види гіроскопічних приладів можуть бути застосовані різні. На сьогодні використовують електромеханічні інерціальні вимірювачі кутової швидкості через їх високі точнісні та динамічні характеристики і низькі шуми. Поширення набувають волоконно-оптичні швидкісні гіроскопи через їх високі точнісні характеристики і більший ресурс роботи в порівнянні з електромеханічними гіроскопами.

Якщо розглядати кільцеві лазерні гіроскопи, що широко використовують в інерціальній навігації через те, що вони рідко демонструють відхилення, то їх не часто використовують для стабілізації платформ з корисним навантаженням через великий розмір і шуми квантування.

| | | | | | | | | |
|------------------|-------------|-----------------|---------------|-------------|---|-------------|-------------|----------------|
| | | | | | <i>НАУ 21.09.11.000 ПЗ</i> | | | |
| <i>Змн.</i> | <i>Арк.</i> | <i>№ докум.</i> | <i>Підпис</i> | <i>Дата</i> | | | | |
| <i>Виконав.</i> | | Назаренко І.В. | | | ОСОБЛИВОСТІ СТРУКТУРИ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ РУХУ ІСП | <i>Лім.</i> | <i>Арк.</i> | <i>Аркушів</i> |
| <i>Керівник</i> | | Сущенко | | | | | 23 | |
| <i>Консульт.</i> | | Сущенко О.А. | | | | 21 | | |
| <i>Контрол.</i> | | Дивнич М.П. | | | | ФАЕТ-401ГР | | |
| <i>Зав.каф.</i> | | Тачиніна О.М | | | | | | |

Для середньої і низької точності використовують інерціальні вимірювачі кутової швидкості, в основу яких входять MEMS-технології. Перевагами таких гіроскопів є малі габарити і нижча вартість.

Найважливішими характеристиками акселерометрів, що використовують для систем стабілізації платформ з корисним навантаженням, є:

- а) точність;
- б) діапазон вимірювань;
- в) стійкість до зовнішніх впливів [13].

Критичними параметрами, що впливають на вибір підвісу для платформи, є тертя та жорсткість несучої конструкції. Доволі часто трапляється, що жорсткий підвіс обумовлює найбільше тертя, тому ці вимоги є взаємо-суперечливими. Нині в інерціальних стабілізованих платформах поширеними є кулькопідшипникові опори, які не рідко встановлюють разом з попереднім натягом, аби усунути можливість їх переміщення.

Попередня обробка впливає на зчеплення і допомагає усунути збільшення тертя через вплив високих температур. При низькій швидкості підвісу можна використовувати шарніри або цапфи. Для системи, де вагомою вимогою є точність, застосовують рідинні підвіси. В залежності від вимог наявності вільного місця та тертя, можуть бути використані магнітні підвіси і газові підшипники, але дані пристрої є доволі складними в установці і проблематичними в досягненні потрібної жорсткості підвісу.

Інерціальні стабілізовані платформи потребують використання виконавчих механізмів, які забезпечують необхідну швидкості без надмірного зчеплення і гістерезису. Виконавчий механізм має розвивати момент, який може забезпечувати зниження моментів збурення і появу вхідних команд із забезпечення необхідного руху підвісу та лінії візування. Також механізм має подавати реакцію на високочастотні шуми без насичення і збільшеного передавального числа. Найчастіше, кутова швидкість інерціальної стабілізованої платформи не повинна перевищувати 100 град/с,

отже в процесі конструювання зубчастої передачі дозволено зменшити розміри та вагу виконавчого механізму за допомогою дотримання вимог до моментів збурення і управління. Системи з малим кутовим переміщенням іноді використовують сталеві стрічки, тому що це дозволяє забезпечити потрібне передавальне число, коли відсутні люфти та похибки.

В цілому, застосування зубчастих передач в інерціальних стабілізованих платформах супроводжується певними недоліками. Незалежно від механізму, що використовують для утворення бажаного передавального числа, у виконавчому механізмі реактивний момент з зубчастої передачею являє собою момент збурення, що може погіршувати систему стабілізації. Окрім цього, в багатьох випадках зубчата передача завдає додаткового тертя і резонансу в системі. Тому краще надати перевагу безредукторним виконавчим механізмам, якщо це дозволено вимогами до системи [14].

До найбільш розповсюджених безредукторних виконавчих механізмів відносять високомоментні електродвигуни постійного струму, які мають постійний магнітопривід та спроможні розвивати великі моменти на малих швидкостях. Електроприводи з лінійною обмоткою є підходящими для використання з незначним обертанням, адже вони елементарні в управлінні, фактично без зубчастого зчеплення і відзначаються малою постійною часу.

В цілому, виконавчі механізми можуть використовувати наступні електродвигуни:

- а) електродвигуни змінного струму;
- б) електродвигуни постійного струму;
- в) гідравлічні виконавчі механізми;
- г) пневматичні виконавчі механізми.

За винятком інерційних вимірювачів в інерціальних системах стабілізації також використовуються датчики кутів відносного руху, що прилаштовують в осях підвісу. Ці вимірювання потрібні аби визначити розташування підвісу порівняно з рухомим об'єктом [15].

Системи, що мають прямий зв'язок з датчиками відносного руху, можуть бути допоміжними в процесі стабілізації.

До основних характеристик таких датчиків відносять точність і роздільну здатність, яким надається перевага порівняно з компромісними вимогами – розміру і маси. Точність – для керування положенням лінії візування, якщо система використовується в режимі стеження за орієнтиром. Роздільна здатність – для утримання лінії візування в стабільному положенні.

На точність датчиків кутів може впливати ексцентриситет установки та інших механічних впливів, а на роздільну здатність впливає особливість датчиків, електронних перетворювачів і шумів. Слід розуміти, що більш точні вимірювання легше забезпечуються для малих кутів. При вимірюванні кутів, що більші за декілька градусів, зачасту використовують індукційні датчики, зокрема, багатообмоткові СКОТ і індуктосини, тому що вони надійні і точні. Багатообмоткові датчики можуть вдаватися до усереднення через вплив ексцентриситету. Ці датчики мають доволі високу роздільну здатність, що обмежена рівнем сигналів і аналогово-цифровим перетворенням [16].

Нині стають розповсюдженими кодові датчики збільшення кутового положення, що постачають роздільну можливість частки мікро рад через інтерполяцію сигналу аналогового детектора. Ці пристрої набагато менші порівняно з індукційними, при цьому отримання точності потребує спеціальної установки.

Кодові датчики мають кращі динамічні характеристики на відміну від індукційних датчиків, в яких смуга пропускання обмежується десятою частиною частоти збудження. Для дотримання вимог точності варто здійснити калібрування.

Динамічні властивості конструкції виокремлюються властивостями корисного навантаження, підвісу та платформи. Об'єкти стабілізації, як правило, складні як геометрично, так і конструктивно.

Є три основні фактори ознак конструкції, що впливають на функціонування платформи.

Перший фактор – вірогідність зсув лінії візування через вигин платформи з корисним навантаженням, що встановлене в підвісі, як це показано на рис. 2.1.

Зміщення лінії візування може відбуватися через вібрацію платформи, що діє на підвіс реакцією на крутильні моменти через вплив виконавчого механізму.

Слід зауважити, що зсув лінії візування, що відбувся внаслідок вигину елементів конструкції, може не сприйматися гіроскопічними пристроями [17].

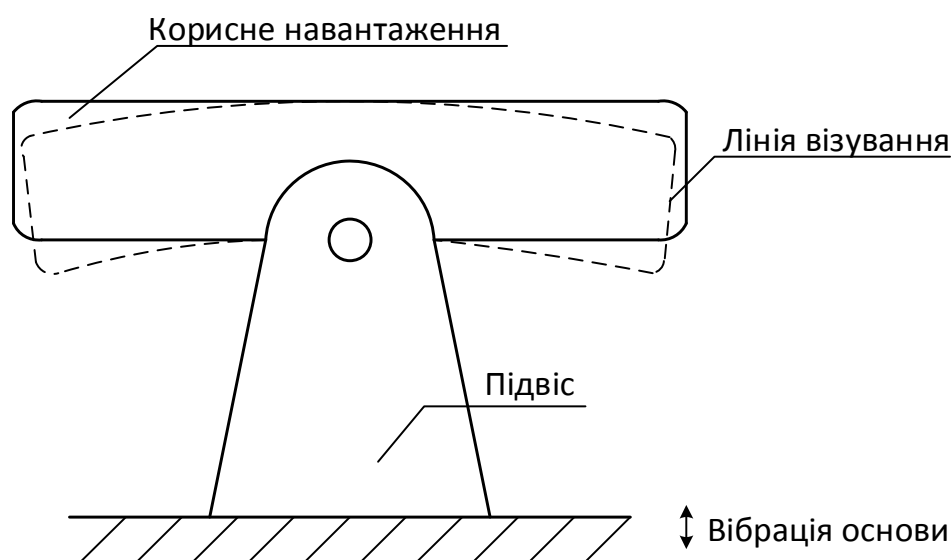


Рис. 2.1. Зсув лінії візування внаслідок вигинів платформи з корисним навантаженням

Аби ослабити рух лінії візування через вигини елементів конструкції, першочергово необхідно підвищити жорсткість. Проте, через конструктивні обмеження, це може не допомогти. Через це варто застосовувати і інші варіанти вирішення даної проблеми.

В окремих системах, аби виміряти та компенсувати рух лінії візування, використовують або електронні автоколіматори, або дзеркала, які швидко

відхиляються. У випадку, коли основним осередком вібрації є виконавчі механізми слідкуючої системи, можуть використовувати прецизійні маховики, що запобігають впливу виконавчого механізму на властивості конструкції.

Якщо вібрація основи є головним збурюючим впливом, в такому випадку використовується активні або пасивні системи віброзахисту.

Другий фактор – вплив окремих елементів в конструкції на систему стабілізації платформи [18].

Даний взаємозв'язок можна описати передавальною функцією входу виконавчого механізму та виходу об'єкта, який стабілізує. Належна схема представлена на рис. 2.2.

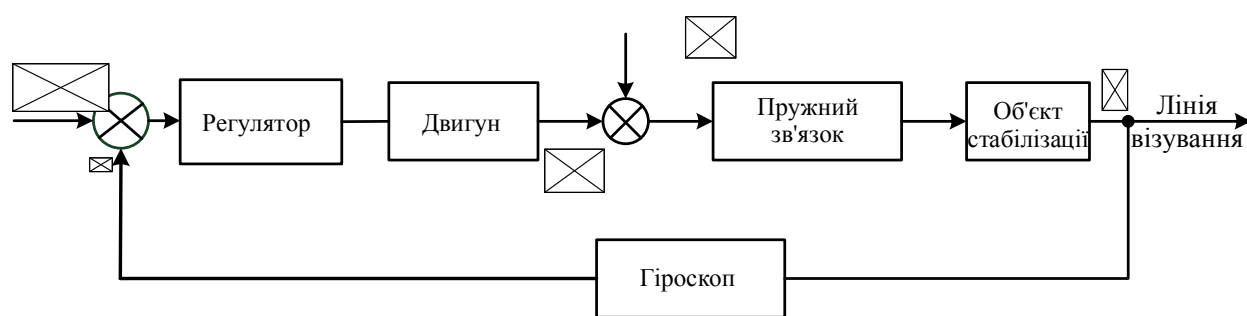


Рис. 2.2. Структурна схема системи стабілізації з урахуванням пружного зв'язку

Найбільш розповсюдженим підходом у вирішенні даної проблеми можна виділити зростання жорсткості конструкції. Але оскільки не завжди є можливість забезпечити потрібну жорсткість, в деяких випадках варто використати один чи більше вузькосмуговий для зниження коефіцієнту підсилення контуру в зоні резонансу [19].

Третій фактор – пружна деформація через установку системи. Цей фактор обумовлений зв'язком основи, на якій вона встановлюється інерціальна стабілізована платформа. На рис. 2.3. представлено взаємодію елементів підвісу та основи, на якій його встановили.

Даний зв'язок може виникнути у разі, якщо платформу встановити на пружних елементах або віброізоляційних прокладках. До методів елімінації даного фактору включають зростання жорсткості встановлених елементів та застосування додаткової маси в конструкціях підвісу і вузькосмугових фільтрів слідкуючої системи [20].

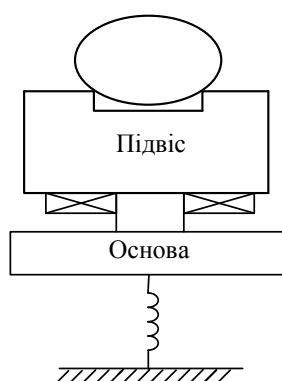


Рис. 2.3. Пружна деформація внаслідок установки системи

2.2. Загальна властивість регуляторів ІСП

Проектування контуру управління ІСП широкого класу має забезпечувати деякі вимоги. Контур має бути стійким, спроможний приймати команди стеження і компенсувати збурення, що може впливати на розташування лінії візування [21].

Порівняльний аналіз характеристик регуляторів, які частіше всього використовують в контурах управління ІСП, представлений в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Класичні регулятори ІСП

| Тип регулятора | Складність проектування | Здатність сприймати команди | Компенсація збурень |
|----------------------------|-------------------------|-----------------------------|----------------------------------|
| Пропорційний (P) регулятор | Простий в проектуванні | Прийнятна | Добре в низькочастотних областях |
| Пропорційно- | Більш | Прийнятна | Добре в |

| | | | |
|--|----------------------|---|--|
| інтегральний (PI) регулятор | складний | | низькочастотних областях |
| Пропорційно- інтегрований з диференціюванням | Найбільш складний | Прийнятна, але має схильність до коливань | Найкраще в низькочастотній області |

Основною функцією швидкісного контуру є компенсація збурення. Дослідження встановили, що для розглянутих регуляторів з високими частотами поза смугою пропускання, частотні характеристики контуру виявляються та характеризуються власними характеристиками механізму підвісу [22].

PI- та PID-регулятори є найбільш розповсюдженими, тому що P-регулятори не мають можливості забезпечити потрібний рівень усунення низькочастотних збурень. PID-регулятори забезпечують найкращим рівнем усунення низькочастотних завад, але при цьому мають потяг до коливань в момент передачі сигналу управління. Також при використанні PID-регуляторів варто зважати на механічні резонанси.

Здебільшого, PI- і PID-регулятори відповідають вимогам, що представляють широкому класу високоточних контурів стабілізації. Інші типи регуляторів використовують в залежності від точних вимог і області застосування. Інколи може бути використане адаптивне управління, а в деяких випадках можуть бути використані регулятори з прямим зв'язком як альтернативний варіант [23].

2.3. Основні причини похибок ІСП

Моменти збурення ІСП обумовлюються різними причинами, але сумарний вплив на них може описуватись еквівалентним моментом збурення M_{ca} , що полегшує математичне моделювання ІСП. Джерела похибок ІСП поділено на три групи та представлено на рис. 2.4.

Моменти, виявлені внаслідок сухого тертя, є важливим збуренням, що діє на електромеханічні конструкції. Причини виникнення тертя можуть бути наступними:

- а) поверхнева взаємодія в опорах підвісу;
- б) наявність екранів електромагнітного впливу і впливу довкілля;
- в) зв'язок щіток в двигунах [24].

Збурення також може виникнути через пружні моменти, обумовлені стисненням, вигинами або розтягуванням кабелів між об'єктом-носієм і корисним навантаженням.

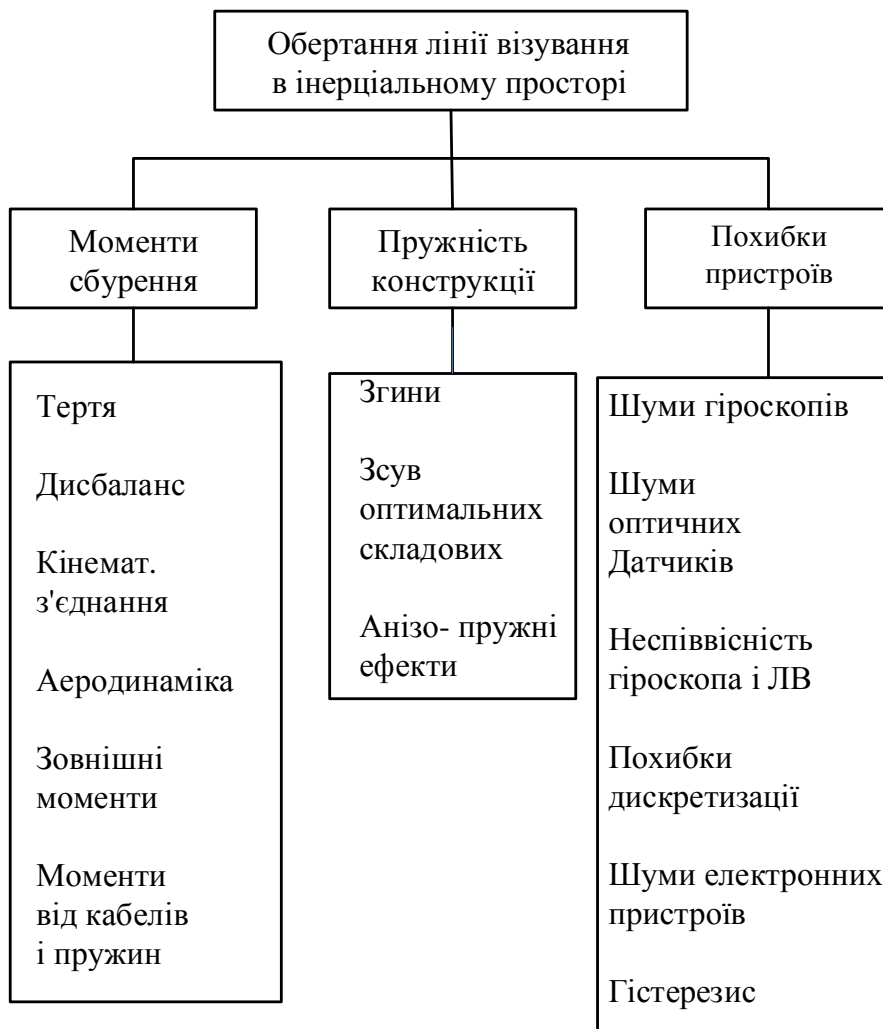


Рис. 2.4. Джерела похибок системи, що стабілізується

Моменти відсутності врівноваження проявляються в «тремтінні» ліній візування. Це обумовлюється відмінністю осі обертання підвісу і центру

тяжіння корисного навантаження. Лінійна вібрація створює момент збурення на плече центру тяжіння.

Збурення, що обумовлюються кінематичним зв'язком підвісу з об'єктом-носієм, відбуваються через кутовий рух останнього. Внутрішні збурення обумовлені шумом виконавчих механізмів, електронних і гіроскопічних пристроїв і можуть бути представлені у вигляді еквівалентних моментів.

Структурні вигини можуть виникнути через деформації корисного навантаження або підвісу під дією зовнішніх збурень чи вібрацій.

Загалом, «тремтіння» через структурні вигини вимірюють гіроскопічним приладом і зменшують за допомогою відповідного впливу моменту управління [25].

Зміни температури також впливають на збурення, наприклад, моменти тертя або моменти при взаємодії з внутрішніми рамками підвісу. В результаті інею може змінитися баланс підвісу, що призведе до посилення вібрацій

2.4. Огляд структурних складових

2.4.1. Огляд на датчик кутової швидкості

Нині системи стабілізації досліджуваного типу часто використовують інерціальні вимірювачі кутової швидкості, які побудовані за волоконно-оптичною технологією.

Переваги таких вимірювачів виділяємо наступні:

- а) відсутність рухомих частин;
- б) малий час готовності;
- в) висока чутливість;
- г) висока точність [26].

Проте ці вимірювачі характеризуються великими габаритами, що пов'язано з використанням приймально-передавальних пристроїв та їх вищою вартістю.

Слід зазначити, що вимірювачі даного типу характеризуються високою ударостійкістю. Їх характеристики мають певний розкид, що зумовлений відхиленнями умов при виробництві, яких неможливо уникнути.

Також можна сказати, що деякі в сучасних датчиках містяться вбудовані засоби, які покращують характеристики.

Характеристики вимірювачів кутової швидкості різного типу описані в табл. 2.2.

Таблиця 2.2

Параметри вимірювачів кутових швидкостей

| Тип вимірювача | Тип технології | Виробник | Діапазон вимірювання, град/с | Смуга пропускання, Гц | Стійкість до ударів, g |
|----------------|--------------------|--------------------------------|------------------------------|-----------------------|------------------------|
| ГТ-46 | Електро-механічний | КЗА, Україна | 50 | 40 | 150 |
| G20-075-100 | Вібраційний MEMS | Gladiator Technologies, США | 75 | 100 | 500 |
| MAG16 | Вібраційний MEMS | Northrop Grumman, США | 150 | 400 | інформація відсутня |
| ВГ910Ф | Волоконно-оптичний | Фізоптика, Російська Федерація | 150 | 450 | 90 |
| КВГ | Вібраційний | КЗА, Україна | 400 | 100 | 400 |

Одним з провідних напрямків в сучасному приладобудуванні є застосування інерціальних вимірювачів кутової швидкості, що побудовані за MEMS-технологією.

Такі датчики широко застосовуються в різних сферах, зокрема, в стабілізації платформ з встановленими на них інформаційно-вимірювальними пристроями. Вони характеризуються підвищеними

точнісними характеристиками, поліпшеними експлуатаційними властивостями, зниженою варістю і вдосконаленою технологією датчиків.

В табл. 2.3. представлено порівняльний аналіз параметрів вібраційного гіроскопа з металевим резонатором «Quaroson» компанії SAGEM (Франція), вібраційного MEMS-гіроскопа ADIS-16136 компанії Analog Devices (США) та КВГ розробки ПАТ «НВО «Київський завод автоматики».

Порівняльна таблиця параметрів КВГ (Україна) і гіроскопів
Analog Devices (США) і SAGEM (Франція)

| Параметр | ADIS16136 | Quarason | КВГ |
|--|------------------------|------------------------|-----------------------|
| Діапазон, град/с | ±400,±250, ±100 | ±250 | ±400,±200, ±150 |
| Чутливість МК до температури, %/°C (1σ) | ±0.0035 | ±0.004 | ±0.0026 |
| Нелінійність МК, % | 0.01 | - | 0.01-0.03 |
| Повтор. зміщення нуля, °/с | ±0.15 | - | ±0.03 |
| Чутливість нуля до температури, (°/с)/°C (1σ) | ±1.25*10 ⁻³ | ±2.2*10 ⁻³ | ±1.7*10 ⁻⁴ |
| Стабільність зміщення нуля, °/с | 10 ⁻³ | (3-6)*10 ⁻³ | <3*10 ⁻⁴ |
| Випадкове відхилення (шум), °/√год | 0.167 | 0.3 | 0.003-0.01 |
| Щільність шуму, (1σ), °/с/√Гц | 0.00375 | - | 0.00187 |
| Смуга пропускання, Гц | 350 | 100 | 100 |
| Діапазон робочих температур, °C | -40 +85 | -40 +85 | -40 +75 |
| Потужність споживання, Вт | 0.6 | 1.0 | 2.5 |
| Середній наробіток на відмову, г | - | 500000 | 500000 |
| Удароміцність, g | 2000, - | - | 400, 2 мс |
| Формат вихідного сигналу | SPI | - | RS-485,422 |

Після огляду на порівняльний аналіз, можна зробити висновок, що майже всі основні параметри КВГ перевищують параметри ADIS-16136. Тільки смуга пропускання і потужність споживання ADIS-16136 переважають відповідні параметри КВГ, проте це не критично для даного застосування, оскільки смуга пропускання в системі стабілізації вирізняється інерційністю платформи і затримкою в реакції двигуна. Потужність споживання КВГ 2.5 Вт в даному застосуванні також не критична [27].

Також варто зазначити, у КВГ військове призначення. Параметри КВГ розробки ПАТ «НВО «Київський завод автоматики» є кращими за відповідні параметри вібраційного гіроскопа з металевим резонатором «Quarason».

Зовнішній вигляд КВГ представлений на рис. 2.5.

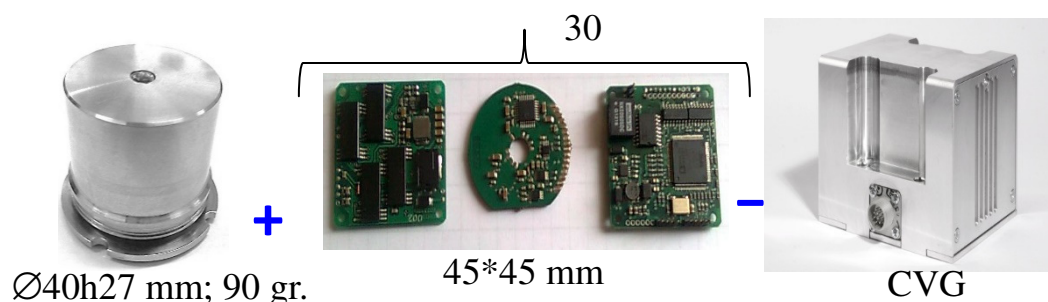


Рис. 2.5. Компоненти КВГ

2.4.2. Вибір виконавчого механізму

Під час вибору виконавчого механізму необхідно звернути увагу на встановлене значення моменту, швидкість приводу і прискорення.

Прикладом безредукторного виконавчого механізму можна визнати безконтактний електропривід постійного струму, що розроблений ПАТ «Науково-дослідницький інститут електромеханічних приладів» МБЕППС-К.

Параметри електроприводу представлені в табл. 2.4.

Таблиця 2.4

Параметри електроприводу МБЕППС-К

| Найменування параметру | Значення |
|--------------------------------|-----------------------|
| Номінальна напруга | 24 В |
| Частота обертів холостого ходу | $1000 \pm 10\%$ об/хв |
| Номінальний момент | 2 Нм |
| Номінальна частота обертів | $800 \pm 10\%$ об/хв |
| Номінальний струм | 10 А |
| Номінальна потужність | 160 Вт |
| Електромеханічна постійна | 5 мс |
| Маса | 7,2 кг |

Як альтернативний варіант, що забезпечує певний запас по потужності, можна запропонувати високомоментний колекторний електродвигун

постійного струму зі збудженням від постійних магнітів ДПМ-1,6-110-Д09. Такі двигуни створюються з вбудованим терморезистором, що дає змогу подавати сигнал в ланцюг управління для відключення двигуна при недопустимих для ізоляції перегрівих.

До особливостей двигуна можна віднести:

а) рівномірне обертання в діапазоні регулювання 1: 10000 що є достатньо високим;

б) значна динаміка на перехідних режимах, що обумовлена значною кратністю відносини крутного моменту до моменту інерції;

в) двигуни в яких є можливість працювати з високою швидкістю в діапазоні прискорених подач, та робота в важких режимах в діапазоні малих швидкостей [28].

Характеристики електродвигуна зазначені в табл. 2.5.

Таблиця 2.5

Параметри електроприводу ДПМ-1,6-110-Д09

| Найменування параметру | Значення |
|--|-------------|
| Крутизна вихідної напруги | 15 мВ/об/хв |
| Частота обертів | 1500 об/хв |
| Номінальний активний опір навантаження | 2.5 кОм |
| Максимальний пусковий струм | 28 А |
| Напруга живлення, В | 110 В |
| Номінальний обертальний момент | 1,6 Нм |
| Струм | 4,5 А |
| Номінальна частота обертання | 1500 об/хв |
| Маса | 18 кг |
| Корисна потужність | 250 Вт |

2.5. Вплив на механізм платформи в залежності від різної кількості осей підвісу

Одновісні підвіси використовуються в прикладних застосуваннях достатньо нечасто. У багатьох випадках необхідно використовувати одразу дві ортогональні стабілізовані осі або більше. Таким чином у нас є можливість нейтралізувати рух основи і визначити напрямок на ціль. Зазвичай використовуючи прикладні застосування необхідно управляти рухом лише двох осей, ортогональних до лінії візування. Використовують такий підхід для більшості застосувань з використанням променя, систем озброєння і великої кількості систем формування зображень. Але, в тому випадку, коли якість зображення особливо важлива, або має місце інтенсивне обертання відносно поля зору, необхідно виконувати управління також відносно третьої осі.

Коли постає питання про необхідну кількість підвісів, маємо розуміти що це також вимагає компромісу між вимогами до характеристик системи і додатковими розмірами, масою, вартістю. Для максимальної продуктивності роботи приймається рішення використання максимальної кількості підвісів. Проте кінематичний зв'язок і накладання рамок підвісу можуть впливати на те наскільки вона придатна для використання і характеристики багатовісного підвісу. Найприйнятнішим для більшості використань є двовісний підвіс, тому як дві ортогональні осі створюють між собою мінімум, необхідний для визначення напрямку в тривимірному просторі [29].

Кінематичні властивості та їх аналіз багатовісного підвісу здійснюється на підставі кінематичного рівняння Ейлера

$$V = Ev, \quad (2.1)$$

де v , V – вектори кінематичних параметрів в першій і другій системі координат відповідно, E – матриця Ейлера, тобто матриця направляючих косинусів. Для класичних поворотів на кути крену, диференту, ристання обертання відносно осей X , Y , Z можуть бути оформлені наступним чином:

$$E_X(\varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix}; E_Y(\vartheta) = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & 0 & -\sin \vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \vartheta & 0 & \cos \vartheta \end{bmatrix}; \quad (2.2)$$

$$E_Z(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Процес перетворення може бути розглянутий на прикладі двовісного підвісу, встановленого на ЛА, який здійснює повороти на кути крену, диференту, ристання. Як показано на рис. 2.7, вісь підвісу X збігається з аналогічною віссю ЛА.

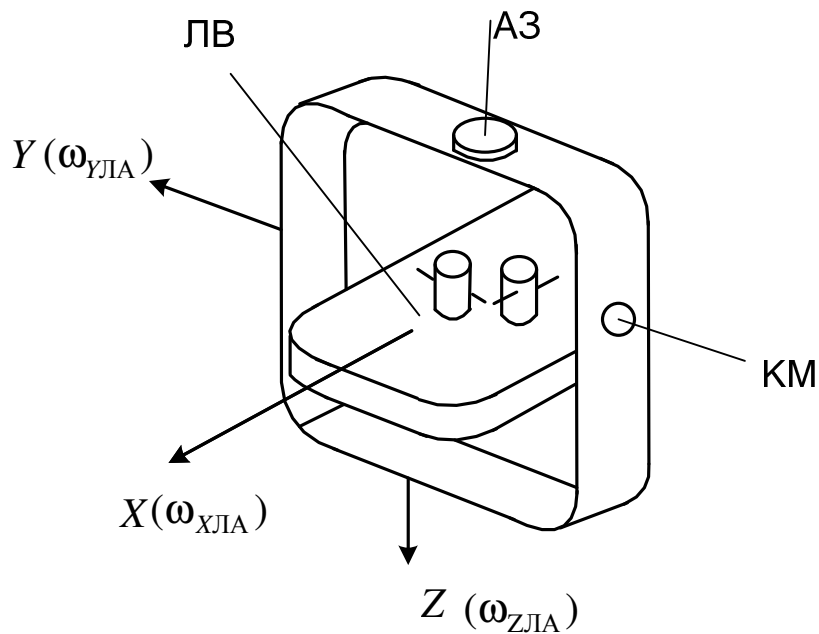


Рис. 2.7. Двовісний підвіс

Представлений вище підхід дозволяє визначити кутові швидкості кожної рамки підвісу в інерціальному просторі, необхідні для незмінної орієнтації лінії візування за умови наявності кутових швидкостей $\omega_{x\dot{E}\dot{A}}$, $\omega_{y\dot{E}\dot{A}}$, $\omega_{z\dot{E}\dot{A}}$ ЛА відносно осей X, Y, Z . У цьому випадку положення лінії візування залишається незмінним при відсутності обертального руху відносно осей, перпендикулярних лінії візування. Кутовий рух лінії візування

відносно третьої осі X не може бути компенсовано за рахунок використання двовісного підвісу.

Кінематичне рівняння Ейлера для зовнішньої рамки підвісу набуває вигляду

$$\begin{bmatrix} \omega_{X_\zeta} \\ \omega_{Y_\zeta} \\ \omega_{Z_\zeta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \\ \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \\ \omega_{Z_{\dot{E}\dot{A}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi + \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi \\ -\omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi + \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi \\ \omega_{Z_{\dot{E}\dot{A}}} + \psi \end{bmatrix}, \quad (2.3)$$

де відносна швидкість рамки підвісу ψ додається до кутової швидкості рухомого об'єкту, тобто до переносної швидкості рамки підвісу. Відповідно кутові швидкості внутрішнього підвісу можуть бути представлені таким чином

$$\begin{bmatrix} \omega_{X_{\dot{A}}} \\ \omega_{Y_{\dot{A}}} \\ \omega_{Z_{\dot{A}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & 0 & -\sin \vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \vartheta & 0 & \cos \vartheta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{X_\zeta} \\ \omega_{Y_\zeta} + \psi \\ \omega_{Z_\zeta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta (\omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi + \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi) - \sin \vartheta (\omega_{Z_{\dot{E}\dot{A}}} + \psi) \\ -\omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi + \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi + \psi \\ \sin \vartheta (\omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi + \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi) + \cos \vartheta (\omega_{Z_{\dot{E}\dot{A}}} + \psi) \end{bmatrix}. \quad (2.4)$$

Для того щоб стабілізувати внутрішню рамку лінії візування відносно осей Y, Z необхідно зберігти нульові значення кутової швидкості в інерціальному просторі $\omega_{X_{\dot{A}}}, \omega_{Y_{\dot{A}}}, \omega_{Z_{\dot{A}}}$. Що впливає з виразу (2.3), для цього необхідно, щоб відносна кутова швидкість підвісу визначалися виразами

$$\psi = \omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi - \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi; \quad (2.5)$$

$$\psi = -\tan \vartheta (\omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi + \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi) - \omega_{Z_{\dot{E}\dot{A}}}. \quad (2.6)$$

При підстановці виразів для відносних кутових швидкостей підвісу в співвідношення (2.3), (2.4) витікає, що положення лінії візування в просторі залишається статичним, коли кутові швидкості внутрішньої і зовнішньої рамок підвісу будуть визначатися виразами

$$\omega_{Y_{\dot{A}}}; \quad (2.7)$$

$$\omega_{Z_\zeta} = \omega_{Z_{\dot{E}\dot{A}}} + \psi = -\tan \vartheta (\omega_{X_{\dot{E}\dot{A}}} \cos \psi + \omega_{Y_{\dot{E}\dot{A}}} \sin \psi). \quad (2.8)$$

З рівнянь (2.7), (2.8) приходимо до висновку, що внутрішня рамка підвісу не вимагає переміщення в просторі. При цьому зовнішня рамка

підвісу має набувати обертання з кутовою швидкістю, яка визначається виразом (2.8). Отримана швидкість збільшується зі збільшенням тангенса кута нахилу внутрішньої рамки підвісу, в той час це може призвести до втрати керованості або накладання чи складання рамок підвісу, якщо кут нахилу внутрішньої рамки підвісу ϑ наближається до 90° . Для кутів, що менші за 90° , підвіс буде керованим, але при умові створення двигуном необхідного моменту управління. Варто зазначити, що кінематичний зв'язок може погіршити якість стабілізації, так як будь-яке прискорення в інерціальному просторі має той же вплив на видимий рух лінії візування у вигляді момента збурення. Інакше кажучи, двигун зовнішньої рамки підвісу може забезпечити моменти управління, які дозволяють уникнути повної втрати керованості, але за рахунок кінематичного зв'язку ці моменти будуть діяти як момент збурення і викликати небажаний рух лінії візування [30].

За умови що кут ϑ буде наближатися до 90° , вісь обертання з встановленим на ній двигуном стабілізації буде збігатися з лінією візування ставати ортогональною відносно осі чутливості гіроскопічного пристрою. Тому рух лінії візування більше не може сприйматися цією віссю, і двигун не буде створювати момент корекції.

Для того щоб уникнути зміни коефіцієнта підсилення системи управління можемо за допомогою корекції по секансу [31]. Структурна схема управління двовісним підвісом з такою корекцією зображена на рис. 2.8.

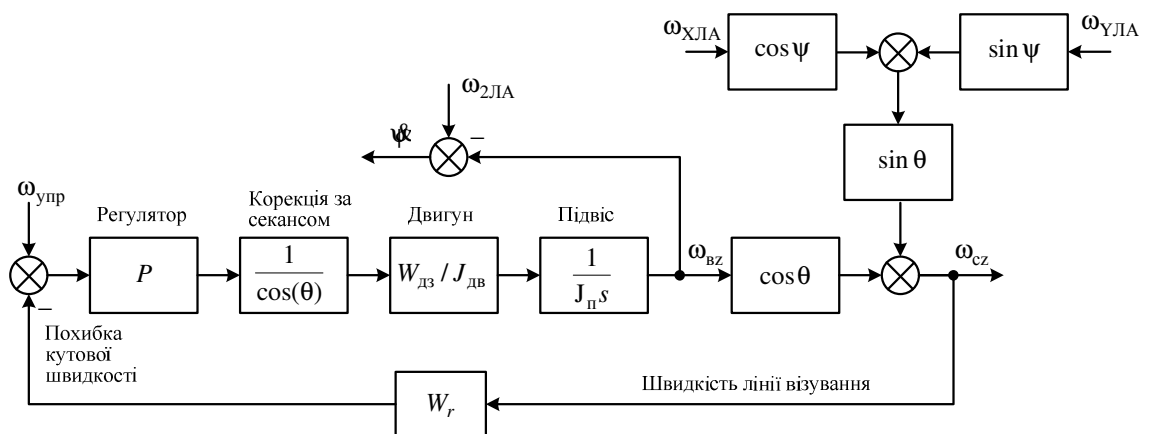


Рис. 2.8. Структурна схема управління двовісним підвісом із корекцією за секансом

Задля протидії кінематичного зв'язку може бути використаний прямозв'язний підхід. Але загальноприйнятим підходом до вирішення проблеми кінематичного зв'язку і складання рамок підвісу є використання додаткової рамки підвісу.

Висновки до розділу 2

Була розібрана класифікація структурних складових інерціальної стабілізованої платформи. Виявивши та проаналізувавши основні похибки ІСП підібрали структурні складові такі як датчик кутової швидкості та виконавчий механізм, що необхідні для подальшої роботи. Проаналізований вплив кількості осей підвісу на механізм платформи.

РОЗДІЛ 3

СТРУКТУРНИЙ СИНТЕЗ СИСТЕМИ РОБАСТНОГО УПРАВЛІННЯ ІНЕРЦІАЛЬНО СТАБІЛІЗОВАНИХ ПЛАТФОРМ

3.1. Проблематика робастного структурного синтезу

Сучасним підходом до проектування перспективних систем інерціально стабілізованих платформ передбачається використання структурного синтезу, тобто визначення як структури, так і параметрів системи. Спроекована система, має набувати властивості як робастності, так і точності стабілізації одночасно, найбільш раціональним засобом для вирішення цієї проблеми є використання H_∞ -синтезу, тобто робастної структурної оптимізації, яка забезпечує проектування в умовах невизначеності [32].

Система рівнянь для визначення вихідних сигналів для даної а саме: сигналу y , сигналу управління u та сигналу похибки e можуть бути складені на підставі передавальних функцій збурення G_d , регулятора K , об'єкта управління G_u та вхідних сигналів, тобто командного сигналу r , сигналу збурення d та сигналу похибки вимірювання n :

$$y = G_u K (I + G_u K)^{-1} r + (I + G_u K)^{-1} G_d d - G_u K (I + G_u K)^{-1} n; \quad (3.1)$$

$$u = K (I + G_u K)^{-1} r - K (I + G_u K)^{-1} G_d d - K (I + G_u K)^{-1} n;$$

$$e = (I + G_u K)^{-1} r - (I + G_u K)^{-1} d - (I + G_u K)^{-1} n.$$

У загальному вигляді формування цілей проектування систем управління широкого класу може бути розглянуто на прикладі системи, яка представлена на рис. 3.1.

| | | | | | | | | |
|------------------|----------------------|-----------------|---------------|-------------|--|---------------------|-------------|----------------|
| | | | | | НАУ 21.09.11.000 ПЗ | | | |
| | | | | | | | | |
| Змн. | Арк. | № докум. | Підпис | Дата | | | | |
| Виконав. | Назаренко | | | | Структурний синтез системи робастного управління ІСП | Літ. | Арк. | Аркушів |
| Керівник | Суцценко | | | | | | 47 | |
| Консульт. | Суцценко О.А. | | | | | ФАЕТ – 401гр | | |
| Контрол. | Дивнич М.П. | | | | | | | |
| Зав.каф. | Тачиніна О.М | | | | | | | |

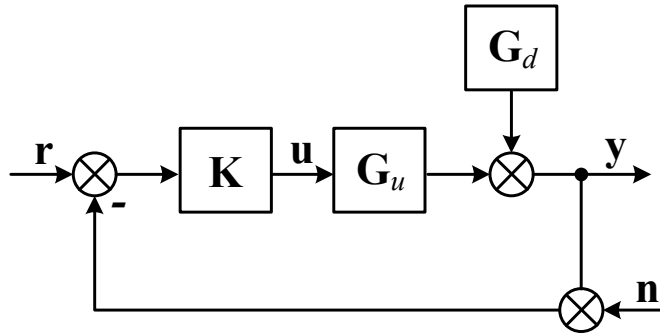


Рис. 3.1. Структурна схема узагальноної системи управління

Щоб оцінити характеристики системи зручно використовувати матричні передавальні функції від командного сигналу \mathbf{r} до сигналів похибки, управління, виходу \mathbf{e} , \mathbf{u} , \mathbf{y} :

$$\begin{aligned} \mathbf{S}(j\omega) &\stackrel{\text{def}}{=} (\mathbf{I} + \mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega))^{-1}, \\ \mathbf{R}(j\omega) &\stackrel{\text{def}}{=} \mathbf{K}(j\omega)(\mathbf{I} + \mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega))^{-1}, \\ \mathbf{T}(j\omega) &\stackrel{\text{def}}{=} \mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega)(\mathbf{I} + \mathbf{G}_u(j\omega)\mathbf{K}(j\omega))^{-1}. \end{aligned} \quad (3.2)$$

Функцією чутливості називається матрична передавальна функція $\mathbf{S}(j\omega)$ від командного сигналу \mathbf{r} до сигналу похибки \mathbf{e} . В той час комплементарна функція чутливості це матрично передавальна функція $\mathbf{T}(j\omega)$ від командного сигналу управління \mathbf{r} до сигналу виходу \mathbf{y} . Підсумовуючи визначення $\mathbf{S}(j\omega)$ та $\mathbf{T}(j\omega)$ виходить, що $\mathbf{S}(j\omega) + \mathbf{T}(j\omega) = \mathbf{I}$. Функцією чутливості за управлінням називається матрична передавальна функція $\mathbf{R}(j\omega)$ від командного сигналу \mathbf{r} до сигналу управління \mathbf{u} [33].

При одночасному використанні цих трьох функцій чутливості отримуємо засіб досягнення компромісу між точністю, робастністю та витратами на управління.

Враховуючи передавальні функції (3.2) вирази для сигналів узагальноної системи управління (3.1) набувають вигляду

$$\mathbf{y} = \mathbf{T}(j\omega)\mathbf{r} + \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{d} - \mathbf{T}(j\omega)\mathbf{n};$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{R}(j\omega)\mathbf{r} - \mathbf{R}(j\omega)\mathbf{d} - \mathbf{R}(j\omega)\mathbf{n}\omega; \quad (3.3)$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{r} - \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{d} - \mathbf{S}(j\omega)\mathbf{n}.$$

Виходячи з поняття функції чутливості, чутливості за управлінням та комплементарної чутливості (3.2), необхідно мінімізувати H_∞ -норму отриманих матриць чутливості [34]:

$$\|(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1}\|_\infty = \|\mathbf{S}\|_\infty \text{ – забезпечує якість стеження};$$

$$\|(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1}\|_\infty = \|\mathbf{S}\|_\infty \text{ – придушує збурення};$$

$$\|\mathbf{G}\mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1}\|_\infty = \|\mathbf{T}\|_\infty \text{ – придушує перешкоди вимірювань};$$

$$\|\mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1}\|_\infty = \|\mathbf{R}\|_\infty \text{ – зменшує енерговитрати на управління};$$

$\|\mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1}\|_\infty = \|\mathbf{R}\|_\infty$ – забезпечує робастну стійкість за умови дії адитивних збурень;

$\|\mathbf{G}\mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1}\|_\infty = \|\mathbf{T}\|_\infty$ – забезпечує робастну стійкість за умови дії мультиплікативних збурень.

Вимоги що наведені вище сформульовані щодо передавальних функцій замкнутих систем. Вони суперечать одна одній і не можуть бути забезпечені одночасно. В той же час пошук оптимального регулятора виконується на множині регуляторів, що може забезпечити внутрішню стійкість системи. Це є найбільш поширений підхід у процедурах H_∞ -синтезу. Також він використовується у методі змішаної чутливості [35].

За тієї умови, якщо ми не враховуємо збурення на структурній схемі рис. 3.1, то вираз для критерію оптимізації та відповідно постановка задачі оптимізації набувають вигляду:

$$\mathbf{K}_{\text{opt}} = \arg \inf_{\mathbf{K} \in \mathbf{K}_{\text{ad}}} J(\mathbf{G}, \mathbf{K}), \quad J(\mathbf{G}, \mathbf{K}) = \left\| \begin{bmatrix} (\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1} \\ \mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1} \\ \mathbf{G}\mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{K})^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty. \quad (3.4)$$

Для розгляду проблеми H_∞ -синтезу розглядаємо систему, структурна схема якої представлена на рис. 3.2.

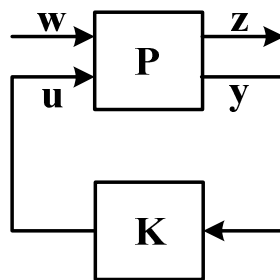


Рис. 3.2. Постановка проблеми H_∞ -синтезу

3.2. Розв'язання проблематики робастного структурного синтезу

Складовими системи є об'єкту управління та регулятора із матричними передавальними функціями $P(s)$, $K(s)$, які в свою чергу є дробово-раціональними і правильними. Об'єкт управління представляє собою систему з двома входами w , u та виходами z , y . Вхідний вектор w у зазвичай складається зі збурень, перешкод вимірювань та командних сигналів. Вхідний вектор u представляє собою сигнали управління. Вихідний вектор z має змогу визначити якість процесів управління, наприклад він може бути у вигляді похибки відпрацювання командного сигналу, яка за ідеальних умов дорівнює нулю. Вихідний вектор y представлений вектором зі спостережуваними сигналами, які можуть використовуватись для організації зворотних зв'язків [36].

Система управління, що зображена на рис. 3.2, може бути описана у просторі станів таким чином:

$$\begin{aligned}
 \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_1\mathbf{w}(t) + \mathbf{B}_2\mathbf{u}(t); \\
 \mathbf{z}(t) &= \mathbf{C}_1\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_{11}\mathbf{w}(t) + \mathbf{D}_{12}\mathbf{u}(t); \\
 \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}_2\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_{21}\mathbf{w}(t) + \mathbf{D}_{22}\mathbf{u}(t); \\
 \mathbf{u}(t) &= \mathbf{K}\mathbf{y}(t).
 \end{aligned}
 \tag{3.5}$$

Математична модель (3.5) може бути зображена матричною формою:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}(t) \\ \mathbf{z}(t) \\ \mathbf{y}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B}_1 & \mathbf{B}_2 \\ \mathbf{C}_1 & \mathbf{D}_{11} & \mathbf{D}_{12} \\ \mathbf{C}_2 & \mathbf{D}_{21} & \mathbf{D}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ \mathbf{w}(t) \\ \mathbf{u}(t) \end{bmatrix}.
 \tag{3.6}$$

Якщо представити передавальну функцію об'єкта управління у вигляді

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{11} & \mathbf{P}_{12} \\ \mathbf{P}_{21} & \mathbf{P}_{22} \end{bmatrix}, \quad (3.7)$$

то можна записати:

$$\mathbf{z} = [\mathbf{P}_{11} + \mathbf{P}_{12}\mathbf{K}(\mathbf{I} - \mathbf{P}_{22}\mathbf{K})^{-1}\mathbf{P}_{21}] \mathbf{w},$$

де $\mathbf{T}_w^z = \mathbf{P}_{11} + \mathbf{P}_{12}\mathbf{K}(\mathbf{I} - \mathbf{P}_{22}\mathbf{K})^{-1}\mathbf{P}_{21}$ – передавальна функція замкнутої системи від входу \mathbf{w} до виходу \mathbf{z} .

Головною метою H_∞ -оптимізації є синтез такого регулятора $\mathbf{K}(s)$, який зможе мінімізувати норму $\|\mathbf{T}_w^z\|_\infty$ замкнутої передавальної функції \mathbf{T}_w^z , де

$$\mathbf{T}_w^z = \begin{bmatrix} (\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \\ \mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \\ \mathbf{GK}(\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{S} \\ \mathbf{R} \\ \mathbf{T} \end{bmatrix} - \text{є функцією методу змішаної чутливості.}$$

Здійснення вибору оптимального регулятора відбувається на множині усіх регуляторів, що роблять замкнуту систему \mathbf{T}_w^z внутрішньо стійкою, тобто на множині стабілізувальних або регуляторів що є допустимими [37, 38].

Верхню границю максимального сингулярного числа матриці передавальних функцій замкнутої системи описує H_∞ -норма, яка фактично є комплементарною функцією чутливості [38]. Що стосується чисельного значення, то H_∞ -норма може представляти собою як максимальне значення амплітудно-частотної характеристики передавальної функції замкнутої системи.

Стандартно H_∞ -норма обчислюється за допомогою просторі станів як найменше значення γ , для якого гамільтонова матриця \mathbf{H} не може мати власних чисел на уявних осях [39].

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} + \mathbf{BR}^{-1}\mathbf{D}^T\mathbf{C} & \mathbf{BR}^{-1}\mathbf{B}^T \\ -\mathbf{C}^T(\mathbf{I} + \mathbf{DR}^{-1}\mathbf{D}^T)\mathbf{C} & -(\mathbf{A} + \mathbf{BR}^{-1}\mathbf{D}^T\mathbf{C})^T \end{bmatrix},$$

де $\mathbf{R} = \gamma^2 \mathbf{I} - \mathbf{D}^T \mathbf{D}$. Пошук γ здійснюється ітеративним методом.

Багатократне використання H_∞ -норми у задачах робастного управління пояснюється тим, що вона добре показує неструктуровану невизначеність та водночас має властивості мультиплікативності [40]:

$$\|A \cdot B\|_\infty \leq \|A\|_\infty \|B\|_\infty.$$

Ход розв'язку задачі H_∞ -синтезу оснований на рішеннях спеціальних рівнянь Ріккати, при цьому для опису у просторі станів (3.6) мають виконуватись певні умови [40]:

1. Пара матриць \mathbf{A}, \mathbf{B}_1 має бути стабілізованою, а пара матриць \mathbf{A}, \mathbf{C}_1 – детектованою.

2. Пара матриць \mathbf{A}, \mathbf{B}_2 має бути стабілізованою, а пара матриць \mathbf{A}, \mathbf{C}_2 – детектованою.

3. $\mathbf{D}_{12}^T [\mathbf{C}_1 \quad \mathbf{D}_{12}] = [\mathbf{0} \quad \mathbf{I}]$.

4. $\begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \\ \mathbf{D}_{21} \end{bmatrix} \mathbf{D}_{21}^T = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix}$.

Іншими словами ці умови описуються так [30]. Умови 1 і 2 забезпечують відсутність на уявній осі власних значень матриць Гамільтона, що задовільняють умови рівняння Ріккати за управлінням та спостереженням, тобто що вони належать до області визначення оператора Ріккати $\text{dom}(\text{Ric})$. Умова 3 означає що сигнали є ортогональними $\mathbf{C}_1 \mathbf{x}(t)$ і $\mathbf{D}_{12} \mathbf{u}(t)$. Відносно H_2 -проблеми ця умова показує, що вагова матриця управлінь у нормі вектора $\mathbf{z}(t) = \mathbf{C}_1 \mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_{12} \mathbf{u}(t)$ є одиничною, і на цю норму не можуть впливати складові $\mathbf{z}(t)$ від вектора стану $\mathbf{x}(t)$ і вектора управлінь $\mathbf{u}(t)$. Умова 4 показує про ортогональність сигналів $\mathbf{B}_1 \mathbf{w}(t)$ і $\mathbf{D}_{21} \mathbf{w}(t)$. Тому, умови 3, 4 є звичайними для H_2 проблеми і підходять на випадок H_∞ -синтезу.

В нашій постановці задачі під об'єктом управління розуміємо сукупність пристроїв та приладів, тобто власне об'єкта управління, виконавчого механізму, вимірювальної системи та деяких допоміжних

пристроїв, що складають реальну систему та дають змогу на функціонування системи в реальних умовах експлуатації.

H_∞ -підхід вперше був запропонований Зеймсом до проектування систем управління [41]. Підхід дозволяв забезпечувати робастну якість та стабілізацію проєктованих систем. З його особливостей можна відокремити те, що проблема проектування формулюється може бути представлена як проблема математичної оптимізації, що в свою чергу спрямована на пошук оптимального регулятора. Простота його застосування є перевагою цього підходу для багатовимірних систем з перехресними зв'язками між каналами та дає можливість синтезу системи із бажаними амплітудно-частотними характеристиками. Проте недоліками підходу можемо назвати математичну складність та вирішальний вплив адекватності математичного опису системи та евристичного вибору вагових передавальних функцій на позитивне розв'язання проблеми проектування [42].

На момент створення процедур синтезу систем інерціальної стабілізації платформ, зручним та правильним рішенням було б здійснювати пошук субоптимального регулятора, для якого H_∞ -норма передавальної функції замкнутої системи має не перевищувала б деяке задане позитивне число γ :

$$\mathbf{T}_w^z = \begin{bmatrix} (\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \\ \mathbf{K}(\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \\ \mathbf{GK}(\mathbf{I} + \mathbf{GK})^{-1} \end{bmatrix} < \gamma.$$

Створюючи алгоритми синтезу системи наведення та стабілізації наземного призначення може бути здійснено за допомогою методу змішаної чутливості, що заснований на постановці проблеми робастної стабілізації, формуванні частотних характеристик системи за допомогою введення вагових передавальних функцій та використанні стандартної процедури H_∞ -синтезу.

В пакетах Robust Control синтез H_∞ -регулятора такий підхід можна реалізувати за допомогою функцій *augtf*, *hinft*, які забезпечують створення

моделі розширеної системи у просторі станів та завершення процедури H_∞ -синтезу. Результатом структурного синтезу робастної системи наведення та стабілізації методом змішаної чутливості отримуємо дискретний ($T_s=0,0025$ с) регулятор, який описується у просторі станів такими матрицями.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0,736 & -0,38 & -0,006 & -0,007 & 0,001 & 0,005 & 0,002 & -0,001 & -0,053 \\ -0,379 & 0,453 & 0,007 & 0,008 & 0,01 & 0,012 & 0,002 & 0,001 & -0,037 \\ -0,006 & 0,004 & 0,987 & -0,027 & -0,019 & -0,0004 & -0,004 & -0,0005 & -0,011 \\ -0,027 & 0,017 & -0,013 & 0,919 & -0,101 & 0,008 & -0,016 & 0,01 & 0,263 \\ 0,02 & -0,013 & 0,011 & 0,035 & 0,776 & -0,193 & 0,076 & 0,007 & 0,263 \\ -0,015 & 0,01 & -0,004 & 0,02 & 0,143 & 0,756 & -0,131 & 0,005 & -0,194 \\ 0,054 & -0,035 & 0,03 & 0,086 & 0,0003 & 0,091 & 0,795 & 0,017 & 0,679 \\ 0,00007 & -0,00005 & 0,00006 & 0,0002 & 0,0004 & 0,0006 & 0,0022 & 0,6 & -0,021 \\ 0,086 & -0,055 & 0,048 & 0,135 & -0,028 & 0,036 & -0,026 & 0,004 & 0,066 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}^T = [-5,225 \quad 3,69 \quad 8,026 \quad 21,77 \quad -17,02 \quad 12,59 \quad -45,26 \quad -0,06 \quad -71,66]; \quad \mathbf{D} = 0,578;$$

$$\mathbf{C} = [-0,001 \quad 0,0009 \quad 0,00005 \quad -0,0003 \quad -0,0001 \quad 0,0003 \quad 0,0003 \quad -0,0002 \quad -0,0086]$$

H_2 та H_∞ -норми отриманої синтезованої системи складають $H_2 = 0,526$ та $H_\infty = 0,258$ відповідно.

Результатом робастного структурного синтезу системи наведення та стабілізації на прикладі вертикального каналу зображується на рис. 3.3 – 3.8.

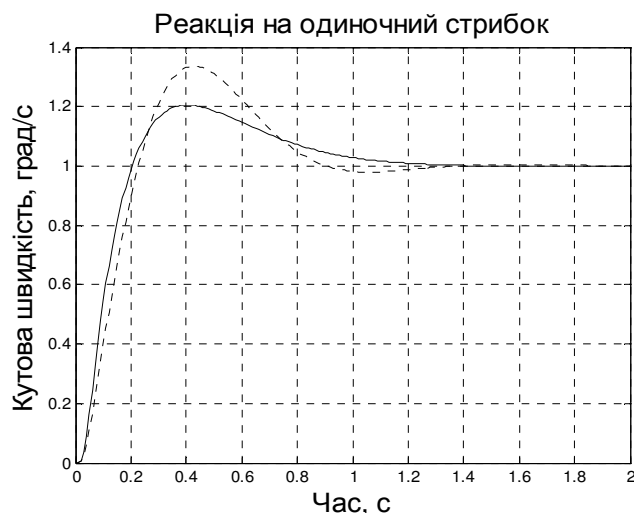


Рис. 3.3. Реакція системи що була синтезована на одиничний стрибок

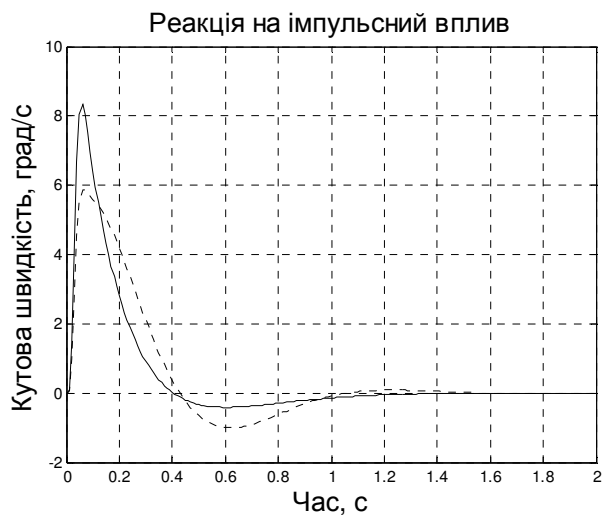


Рис.3.4. Реакція системи що була синтезована на імпульсний сигнал

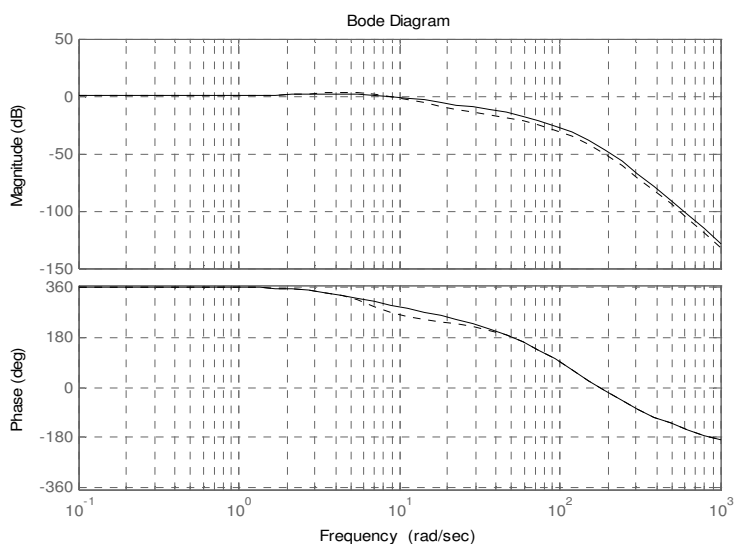


Рис. 3.5. ЛАЧХ замкнутої системи

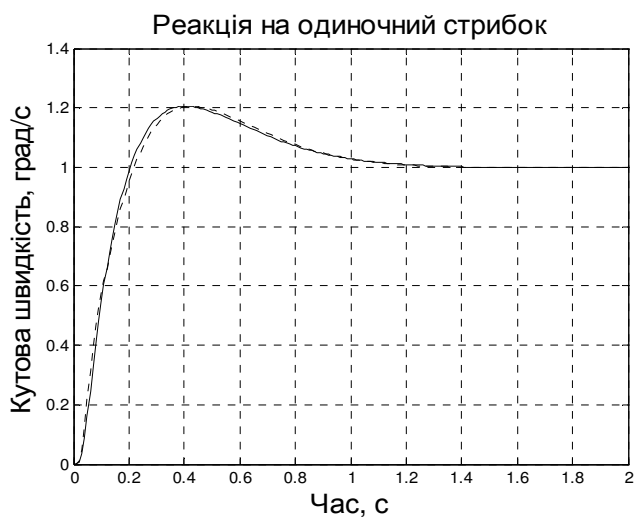


Рис. 3.6. Реакція системи що була синтезована на одиничний стрибок

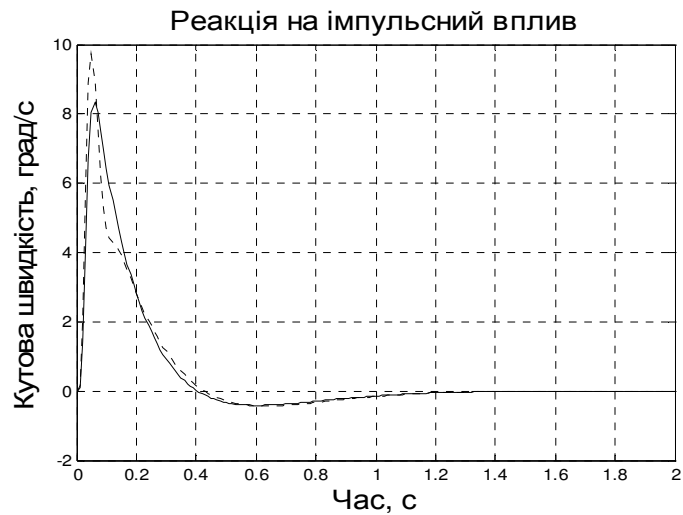


Рис.3.7. Реакція системи що була синтезована на імпульсний сигнал

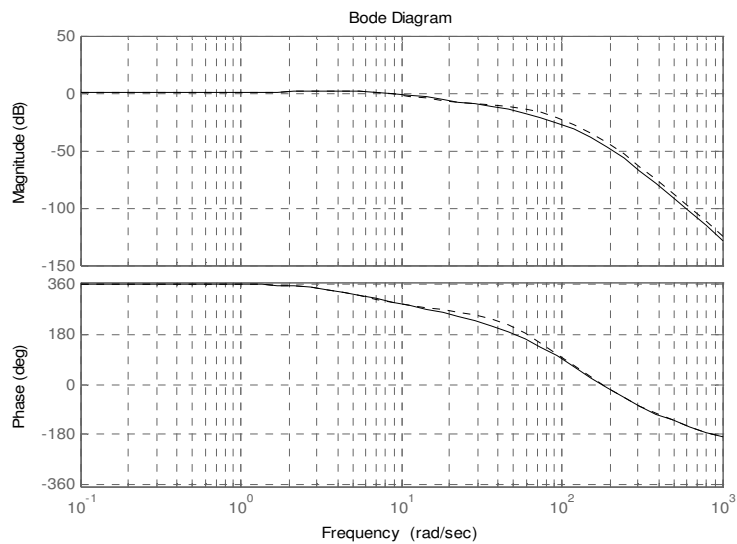


Рис. 3.8. ЛАЧХ замкнутої системи

На рис. 3.3. – 3.5. зображено реакції номінальної та збуреної системи на стрибкоподібний (1 град/с) та імпульсний сигнал, а також логарифмічні амплітудна та фазова частотні характеристики номінальної системи. Характеристики номінальної системи показано суцільною лінією, а характеристика збуреної системи – пунктирною лінією. В той же час розглядалось параметричне збурення, а саме: збільшення моменту інерції об'єкта стабілізації у 1,5 рази.

На рис. 3.6. – 3.8. проілюстровано ті самі характеристики, але за умови параметричного збурення за жорсткістю пружного зв'язку. Так само зі збільшенням у 1,5 рази.

Процедура синтезу складається з декількох кроків, найбільш значними з яких є складання лінеаризованого математичного опису, вибір вагових передавальних функцій, що формують частотні характеристики системи, представлення моделі у просторі станів, використання стандартної процедури H_∞ -синтезу, перевірка на функціонування синтезованої системи за допомогою нелінійної моделі та при необхідності в разі незадовільних умов повторення процедури синтезу.

Можна зазначити, що для даної процедури синтезу параметрами, що здатні впливати на процес структурної робастної оптимізації та його результати, є вагові передавальні функції, які використовують для формування бажаних частотних характеристик системи [43].

З особливостей процедури синтезу відносимо необхідність проведення мінімальної реалізації, оскільки досліджувана система є збалансованою реалізацією і в той самий час астатичною. Для проведення синтезу було обрано вагові передавальні функції $W_1 = \frac{1}{s^2}$, $W_2 = 0,04$, $W_3 = \frac{s}{s + 200}$.

$$W_1 = \frac{1}{s^2}, W_2 = 0,04, W_3 = \frac{s}{s + 200}.$$

Висновки до розділу 3

1. Було проведено аналіз сучасних підходів до структурного синтезу робастних систем, також проаналізовано проблему H_∞ -синтезу та особливості її розв'язання.

2. Проведено прикладну реалізацію розроблених методів структурного робастного синтезу з врахуванням зовнішніх координатних збурень та визначили структуру та параметри робастного регулятора із двома ступенями вільності для системи стабілізації та наведення наземного призначення для

двох випадків формування розширеного об'єкта стабілізації, а саме за допомогою пост- та пре-компенсаторів та вагових передавальних функцій.

3. Було проведено моделювання синтезованих систем із метою отримання їх характеристик та встановлення їх відповідності вимогам ТЗ.

ВИСНОВКИ

На сьогодні політ літальних апаратів зазвичай супроводжується впливом на нього певних збурень, причинами їх виникнення можуть бути різні фактори, проте однією з основних проблем є неможливість визначити реальні параметри об'єкту управління безпосередньо в момент польоту.

В ході роботи було показано, що інерціальні стабілізовані платформи (ІСП) знаходять в даний час дійсно широке застосування для стабілізації стану різних інформаційно-вимірювальних систем (ІВС) на рухомій основі.

Був проведений аналіз сучасних підходів до структурного синтезу робастних систем, та проаналізовано проблему H_∞ -синтезу та особливості її розв'язання.

Були розглянуті складові інерціальної стабілізованої платформи, проаналізувавши можливі причини похибок були підібрані необхідні структурні складові, такі як датчик кутової швидкості та виконавчий механізм.

Були розроблені алгоритми структурного робастного синтезу систем стабілізації із двома ступенями вільності, з критеріями оптимізації яких було введено функції чутливості за зовнішніми координатними збуреннями. Знайдено вирази для критеріїв оптимізації та особливості формування розширеного об'єкта стабілізації для обох випадків, а саме використання пре- та пост-компенсаторів та вагових передавальних функцій.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. M.K. Masten, H.R. Sebesta. Line of Sight Stabilization/ Tracking Systems: an Overview. Proc. of the IEEE Conf. on American Control, Minneapolis, MN, USA, 1987.- pp. 1477 – 1482.J.M.
2. Hilkert. Inertially Stabilized Platform Technology. IEEE Control Systems Magazine, Vol. 26, No. 1, 2008.- pp. 26-46.
3. M.K. Masten. Inertially Stabilized Platforms for Optical Systems. In the same issue.- pp. 47-64.
4. H. G. Wang and T.C. Williams. Strategical Inertial Navigation Systems. In the same issue.- pp. 65-85.
5. J. Debruin. Control Systems for Mobile Satcom Antennas. In the same issue.- pp. 65-85.
6. Динамика системы–шина–автомобиль–водитель / Под. ред. А.А. Хачатурова. – М.: Машиностроение, 1976. – 536 с.
7. Сущенко О.А. Математична модель рухомого наземного об'єкта в контурах вертикального та горизонтального наведення / О.А. Сущенко, Р.А. Сайфетдінов // Вісник Національного авіаційного університету. – 2007. – №2. – С. 146 – 151.
8. Туник А.А. Робастная оптимизация систем управления инерциальными стабилизированными платформами для подвижных объектов /А.А. Туник, О.А. Сущенко // Интеллектуальні системи прийняття рішень та проблеми обчислювального інтелекту (ISDMCG 2012): міжнародна наукова конференція, 19–23 травня 2012р.: зб. доп. – Херсон: ХНТУ, 2012. – Т. 2.– С. 374 – 377.
9. Бабаев А.А. Стабилизация оптических приборов / А.А. Бабаев. – Л.: Машиностроение, 1975. – 211 с.
10. Кочергин В.В. Следящие системы с двигателем постоянного тока / В.В. Кочергин. – Л.: Энергоатомиздат, 1988. – 168 с.

11. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании / С.С. Ривкин. – М.: Наука, 1978. – 320 с.
12. В.Н.Азарсков, Л.Н. Блохин, Л.С. Житецкий. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации: монография. – Киев: НАУ, 2006. – 440 с.
13. A. Singh, R. Takhur, S. Chatterjee. Design and Optimal Control of Line of Sight Stabilization of Moving Target. IOSR- JEEE, Vol. 9, No. 5, 2014. – pp. 27-32.
14. H.-P. Lee, I.-E. Yoo. Robust Control Design for a Two-axis Gimbaled Stabilization System. IEEEAC paper # 1010, Version 3, December 31, 2007.- 7 p.
15. Wie B. Experimental demonstration of a classical approach to flexible structure control / B. Wie // AIAA J. Guid. Control Dyn. – 1992. – No.6. –Vol. 15. – P. 1327-1333.
16. Balas G. Control design for variations in structural natural frequencies / G. Balas, P. Young // AIAA J. Guid. Control Dyn. – 1995. – No.2. – Vol.18. – P. 325-332.
17. В.В. Чиковани «Украинский вибрационный гироскоп для систем стабилизации и ориентации».- Науково-техн. конф. Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху», CNS/ATM, тези доповідей, Київ, 17-19 листопада 2014, стор.148.
18. V.V. Chikovani “Trends of Ukrainian all digital Coriolis vibratory gyroscopes development” ”.- IEEE Proc. Intern. Conf. on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC), NAU, Kyiv, Ukraine, Oct.14-17, 2014, pp.25-28.
19. Чиковани В.В., Цирук В.Г., Маляров С.П., Кохан Ю.В. "Система стабилизации амплитуды колебаний резонатора кориолисового вибрационного гироскопа".- Вісник інженерної академії України, випуск 1, 2013 р., стор. 20-25.

20. В.В. Чиковани, С.П. Маляров «Методика и расчет среднего времени наработки на отказ по результатам испытаний кориолисового вибрационного гироскопа».- Військового –технічний збірник, Л.: Академія сухопутних військ ім. П. Сагайдачного №2 (5), 2011, стор.119-124.
21. V.V. Chikovani “Fiber optic gyro versus Coriolis vibratory one”. - Військового-технічний збірник.-Л.: Академія сухопутних військ ім. П. Сагайдачного, №1 (10), 2014 р. стор.78-82.
22. V.V. Chikovani “Performance parameters comparison of ring laser, Coriolis vibratory and fiber-optic gyros based on Allan variance analysis”.- IEEE 2-nd Int. Conf. Proc. “Actual problems of unmanned air vehicles development”, Oct.15-17, NAU, Kyiv, Ukraine, 2013, pp. 153-156.
23. Яловенко А. В. Судовые гироскопические приборы / А.В. Яловенко, М.М. Богданович. – Л.: Судостроение, 1990. – 224 с.
24. Сущенко О.А.Особливості лінеаризації системи стабілізації рухомого наземного об’єкта / О.А. Сущенко // Електроніка та системи управління. –2008. – №1(15). – С. 62–66.
25. GG5200 two axis MEMS gyro. Режим доступа: http://wikis.controltheorypro.com/index.php?title=MEMS_Gyros.
26. Семенов В.А., Гайдук А.Р., Гелозе Ю.А. Математическая модель моментного электропривода /Известия ЮФУ. Технические науки. Моделирование сложных систем. – С. 251–257.
27. Бесекерский В.А. Теория систем автоматического управления / В.А. Бесекерский, Е.П. Попов. – М.: Наука. – 2004. – 747 с.
28. Сущенко О.А. Робастна параметрична оптимізація систем стабілізації наземних рухомих об’єктів / О.А. Сущенко // Вісник Національного авіаційного університету. – 2008. – №4.– С. 26 – 32.
29. Сущенко О.А. Робастна параметрична оптимізація дискретної системи стабілізації наземного рухомого об’єкта / О.А. Сущенко // Вісник Національного авіаційного університету. – 2009. – №2.– С. 60 – 65.

30. Демидович Б.П. Лекции по математической теории устойчивости / Б.П. Демидович. – М.: МГУ, 1998. – 342 с.
31. Сущенко О.А. Порівняльний аналіз засобів MATLAB для дослідження складних динамічних систем / О.А. Сущенко // Електроніка та системи управління. – 2005 .–№2 .– С. 124-127.
32. Сущенко О.А. Моделювання інформаційно-вимірювальних систем, призначених для управління рухомими об'єктами / О.А. Сущенко //Електроніка та системи управління. – 2006. – №1 (7). – С.27–30.
33. Landau I., Zito G. Digital control systems. Design identification and implementation. – London.: Springer-Verlag, 2006. – 484 p.
34. О.И. Михайлов, И.М. Козлов, Ф.С. Гергель. Авиационные приборы. М.: Машиностроение, 1977. – 416 с.
35. Техническое описание ГТ-46 разработки Киевского завод автоматизи.
36. Проектирование контура стабилизации и наведения оптико-электронной системы сопровождения. Режим электронного доступа www.scribtub.com/limba/rusa/1612114106.php
37. ENG1 5951 Mechatronics II: DC Servomotor Modeling
38. K.L.Narayan, K.M.Rao, M.M.Sarcar. Computer Aided Design and Manufacturing. Prentice – Hall of India. New Delhi, 2008. – 698 p.
39. V.Hildermann, T.Baghai. Avionics Certification – Complete Guide to DO-178 (Software), DO-178C (Update), DO-254 (Hardware). – Avionics Communication Inc., 2013. – 244 p.
40. Вибрации в технике. Справочник в 6-ти томах/ Под. ред. В.Н. Челомея. - М., «Машиностроение». 1981.-Том 6. Защита от вибраций и ударов/ Под ред. К.В. Фролова. 1981. 456 с.
41. I.Landau, G.Zito. Digital Control Systems Design, Identification and Implementation. – London: Springer. – 1984.

42. Sushchenko O.A. Design of robust two-axis systems for stabilization and tracking of information-measuring devices / O.A. Sushchenko // Proceedings of the National Aviation University. – 2014. – №1.– P. 31–37.

43. Airplane of Airbus A380. Ecological descriptions. Airline of «Emireyts», 2012.