

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

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Доктор технічних наук
професор

Синеглазов В. М.

“ _____ ” _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ

“БАКАЛАВР”

Тема: АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ ТА
СТАБІЛІЗАЦІЇ МАЛОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

Виконавець:

Цьоба А.О.

Керівник: професор

Аблесімов О. К.

Нормоконтролер: доцент

Тупіцин М.Ф.

Київ – 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітньо-кваліфікаційний рівень бакалавр

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

ДТН, професор

Синеглазов

В.М.

“ _____ ” _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студенту

Цьоба Артуру Олександровичу

- 1. Тема роботи:** “ Автоматизована система кутової орієнтації та стабілізації малого космічного апарату”
- 2. Термін виконання роботи:** з _____ 2021р. до _____ 2021р.
- 3. Вихідні данні до роботи:** Технічні параметри сучасних систем керування космічними апаратами; спектральні щільності зовнішніх збурень; технічні характеристики датчиків орієнтації і навігації космічних апаратів.
- 4. Зміст пояснювальної записки** (перелік питань, що підлягають розробці):
 - 1.Обґрунтування актуальності та необхідності роботи.
 - 2.Призначення, класифікація малих космічних апаратів.
 - 3.Аналіз бортових систем МКА.
 4. Визначення функціонального складу системи кутової орієнтації та стабілізації МКА.
 - 5.Структурне моделювання системи кутової орієнтації і стабілізації малого космічного апарату.
 6. Синтез системи орієнтації й стабілізації МКА.
 - 7.Оцінка вектору стану малого космічного апарату.
 - 8.Моделювання автоматизованої системи орієнтації та стабілізації зі спостерігачем стану.
 - 9.Результати експериментальних досліджень, їх аналіз і пропозиції.
- 5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1.Функціональний склад системи кутової орієнтації та стабілізації МКА. 2.Модель МКА, як компоненти гіродіна. 3. Модель СОС МКА у змінних стану. 4.Оцінка вектору стану малого космічного апарату. 5.Синтез спостерігача стану. 6.Модель автоматизованої системи орієнтації та стабілізації зі спостерігачем стану. 7.Результати експериментальних досліджень. 8. Пропозиції щодо розвитку автоматизованих систем кутової орієнтації і стабілізації МКА.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	01-10.02	ВИК
2	Технічне завдання	11-14.02	ВИК
3	Вступ	15-16.02	ВИК
4	Аналіз проблеми і постановка задач проєктування	17-28.02	ВИК
5	Моделювання системи орієнтації й стабілізації МКА	01-15.03	ВИК
6	Синтез системи орієнтації й стабілізації МКА	16-31.03	ВИК
7	Аналіз і синтез спостерігача стану	01-30.04	ВИК
8	Результати експериментальних досліджень і їх аналіз	01-15.05	ВИК
9	Основні напрямки розвитку автоматизованих систем	16-30.05	ВИК

7. Дата видачі завдання: “ _____ ” _____ 2021 р.

Керівник: професор _____ Аблесімов О.К.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання _____ Цьоба А.О..
(підпис)

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

1. Найменування та галузь застосування

Робота має за мету розглянути, проаналізувати, описати системи орієнтації та стабілізації космічними апаратами, розробити і синтезувати спостерігач стану. Дані літальні апарати можуть виконуватися різні функції.

2. Мета та призначення розробки

В роботі розглядається основні принципи функціонального виконання систем орієнтації та стабілізації КА. Аналіз варіантів функціонального виконання автоматизованих систем керування дозволив створити математичну модель МКА, як об'єкта керування системи. В роботі приведені дослідження динаміки формування оцінок змінних стану об'єкта керування спостерігачем стану протягом всього періоду польоту, обрані способи адаптації системи, визначений склад бортової апаратури управління, синтезовані пристрої формування команд.

3. Технічні вимоги

Маса платформи, кг до 100

Маса, що виділяється для корисного навантаження, кг до 90

Тип орієнтації тривісна, активна

Точність СОС, град:

- крен 0,5

- тангаж 0,5

- нишпорення 0,05

Точність стабілізації з похибкою по кожній з осей, град / с ----- 0,0004

4. Стадії та етапи розробки

4.1. Технічний проект

На даному етапі проектування повинно бути проаналізовано і вибрано варіант функціонального виконання систем керування, розробка алгоритмів побудови системи керування МКА зі спостерігачем стану.

					НАУ 21 09 41 000 ПЗ	Лист
						4
Вим.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

4.2. Робочий проект

На даному етапі розробляється аналітичне конструювання системи керування КА зі спостерігачем стану. Проводяться дослідження спроектованої системи. Розробляється програмне забезпечення.

5. Порядок контролю та приймання

Контроль здійснюється керівником проекту відповідно до завдання та календарного плану.

Приймання здійснюється на підставі захисту кваліфікаційної роботи ДЕК факультету.

Термін здачі дипломної роботи: “10” червня 2021 року.

					<i>НАУ 21 09 41 000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Вим.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		5

ЗМІСТ

РЕФЕРАТ.....	8
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	9
ВСТУП.....	10
1.ОБҐРУНТУВАННЯ АКТУАЛЬНОСТІ ТА НЕОБХІДНОСТІ РОБОТИ	11
1.1. Призначення і класифікація космічних апаратів.....	11
1.2. Малі космічні апарати	14
1.3. Збурений рух малих космічних апаратів.....	16
1.4. Бортові системи МКА.....	21
1.5. Мета та завдання досліджень.....	24
2. МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ Й СТАБІЛІЗАЦІЇ МКА	27
2.1.Визначення функціонального складу системи кутової орієнтації та стабілізації МКА.....	27
2.2. Розробка математичної моделі малого космічного апарату.....	28
2.3. Модель МКА, як компоненти гіродіна	32
2.4. Структурне моделювання системи кутової орієнтації і стабілізації малого космічного апарату	36
3. СИНТЕЗ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ Й СТАБІЛІЗАЦІЇ МКА.....	40
3.1 Моделювання МКА у змінних стану по передатній функції	40
3.2 Моделювання СОС МКА у змінних стану	42
3.3 Оптимізація моделі системи орієнтації й стабілізації.....	45
4. АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СПОСТЕРІГАЧА СТАНУ	48
4.1 Оцінка вектору стану малого космічного апарату	48
4.2 Синтез спостерігача стану МКА	51

РЕФЕРАТ

Тема дипломної роботи - «Автоматизована система кутової орієнтації та стабілізації малого космічного апарату».

Пояснювальна записка: кількість сторінок – , кількість рисунків – , кількість використаних джерел – .

Мета роботи - розробка і дослідження автоматизованої системи орієнтування і стабілізації малого космічного апарату зі спостерігачем стану, що забезпечує високу точність керування; розробка пропозицій її подальшого розвитку

У роботі виконано аналіз, розробка та синтез системи кутової орієнтації та стабілізації МКА зі спостерігачем стану. Було показана доцільність використання адаптивної системи для МКА зі спостерігачем стану. Представлено алгоритмічне і програмне забезпечення аналізу та синтезу автоматизованої системи орієнтації та стабілізації МКА у просторі станів.

Ключові слова: МАЛИЙ КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, СПОСТЕРІГАЧ СТАНУ, СИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ, СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ, ГІРОДІН.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

МКА – малий космічний апарат

САК – система автоматичного керування

ОК – об'єкт керування

ДК – датчик кута

ДШ – датчик швидкості

ОТК – обертовий трансформатор кута

СОС – система орієнтації та стабілізації

ПК – пристрій керування

					<i>НАУ 21 09 41 000 ПЗ</i>	<i>Лист</i>
<i>Вим.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		9

ВСТУП

На сьогоднішній день значного поширення здобули МКА (моніторинг, збір інформації, спостереження за місцевістю тощо). Для виконання поставлених завдань на МКА встановлюють корисне навантаження, бортове обладнання. Основною проблемою при використанні МКА являється забезпечення точності керування.

Так як до складу систем орієнтації і стабілізації МКА повинні входити підсилювачі, блоки управління, датчики орієнтації, виконавчі органи, то при створенні МКА необхідно приймати рішення про вибір високоефективної СОС з урахуванням обмежень на їх енергоспоживання, габарити, масу і вартість.

З іншого боку, не всі МКА після виконання покладених на них завдань повинні будуть повертатися на Землю. А це додаткові витрати на виробництво обладнання для створення нових зразків МКА.

У зв'язку з цим, з метою зменшення ваги - габаритних показників МКА, підвищення їх надійності та зниження вартості комплектуючих перспективним напрямком розвитку МКА може бути створення автоматизованих систем орієнтації і стабілізації (АСОС) із застосуванням спостерігачів стану.

1. ОБҐРУНТУВАННЯ АКТУАЛЬНОСТІ ТА НЕОБХІДНОСТІ РОБОТИ

1.1. Призначення і класифікація космічних апаратів

Космічний апарат (КА) - загальна назва технічних пристроїв, що використовуються для виконання різноманітних завдань в космічному просторі, а також проведення дослідницьких і іншого роду робіт поблизу або на поверхні різних небесних тіл. Засобами доставки космічних апаратів на орбіту служать ракети-носії або ракетоносії (РН).

Залежно від областей використання КА поділяються на:

- суборбітальні;
- навколосемні орбітальні, що рухаються по геоцентричним орбітах штучних супутників Землі;
- міжпланетні (експедиційні);
- напланетні (місяцеходи, марсоходи та ін.).

Суборбітальні здійснюють космічний політ по балістичній траєкторії зі швидкістю, меншою ніж перша космічна швидкість, тобто недостатньою для виводу на орбіту штучного супутника Землі.



Рис 1.1 SpaceShipTwo

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 21 09 41 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Цьоба А.О.</i>			<i>Автоматизована система кутової орієнтації та стабілізації малого космічного апарату</i>	<i>Літ.</i>	<i>Арк</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>					<i>11</i>	<i>66</i>
<i>Конс.</i>							
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав.Каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>				<i>151</i>	<i>ФАЕТ</i>	

В активно досліджуваних останнім часом проєктах створення орбітально-гіперзвукових літальних апаратів як частини авіаційно-космічних систем (АКС) часто використовують замість терміна суборбітальний КА назву «повітряно-космічний апарат» (ВКА), позначаючи космоплани і космольоти, призначені для виконання керованого польоту як в безповітряному космічному просторі, так і в щільній атмосфері Землі.

Орбітальні або навколоземні - пересуваються по геоцентричним орбітах та призначені для довгострокового перебування на навколоземної орбіті з метою проведення наукових досліджень в умовах космічного простору, розвідки, спостережень за поверхнею й атмосферою планети, астрономічних спостережень



Рис. 1.2 Штучний супутник Землі



Рис.1.3 Космічний корабель

Міжпланетні КА - апарати, які здійснюють переліт між Землею і іншими космічними тілами Сонячної системи; при цьому вони можуть як виходити на орбіту навколо досліджуваного тіла, так і досліджувати їх з прогонових траєкторій, деякі апарати після цього направляються за межі Сонячної системи.



Рис. 1.4 Автоматична міжпланетна станція «Венера-10»

Напланетні КА - це автоматичні станції для вивчення планет, що дозволяють досягти планети, виводити штучні супутники на її орбіту, забезпечити м'яку посадку на планету ...



Рис.1.5 Місячний модуль «Аполлон-11»

Виходячи з вищевикладеного, на рис.1.6 наведено класифікацію космічних апаратів за їх призначенням.



Рис.1.6 Класифікація космічних апаратів за призначенням

Завдання, які вирішуються КА, визначають вибір орбіти, складу бортової апаратури, спосіб орієнтації, принципи організації зв'язку з наземними пунктами тощо. Принципи побудови цього різноманіття КА різні. Один із способів

скорочення економічних витрат, термінів створення і запуску КА - це їх уніфікація, здійснювана по відношенню до певного класу апаратів. Тому визначення основних відмінних ознак КА і проведення класифікації за цими ознаками - одна з найважливіших задач при проєктуванні і розробці КА.

1.2. Малі космічні апарати

Протягом останніх десятиліть аерокосмічні технології надають наростаючий вплив на економічний і соціальний розвиток держав і суспільств, знаходячи широке застосування в зв'язку, сільському і лісовому господарстві, картографії та геодезії, геологорозвідці, гідрометеорології, на транспорті, для запобігання та ліквідації надзвичайних ситуацій. Аерокосмічні системи стають ключовою ланкою забезпечення безпеки держави.

Поява нового класу космічних апаратів - малих космічних апаратів (МКА), дозволяє перейти від грандіозних дорогих космічних проєктів до недорогих і тому доступним найширшому колу держав і окремих споживачів.

Вперше поняття «малий» як термін, що класифікує новий клас космічних апаратів, використовувала в 1990 р відома європейська фірма Arianespace.

Термін «малі КА» приніс не тільки малі розміри і масу, але і інший підхід до їх розробки і використання. Набагато вигідніше стало робити недорогий універсальний супутник, який при виведенні на орбіту повинен протягом довгого часу вирішувати покладені на нього завдання, а також відносно швидко розробляти, виготовляти і запускати кілька порівняно дешевих апаратів, щоб в разі поломки одного з них вивести на орбіту наступний. Особливо якщо взяти до уваги, що електронна елементна база розвивається настільки стрімко, що швидкодія бортового комп'ютера через рік-два може зрости на порядок, а дозвіл електронних камер дозволить робити знімки більш високої якості, ніж раніше.

Знизити вартість виведення на орбіту можна, використовуючи легкі носії, наприклад конверсійні, і попутний запуск. Головними перевагами таких способів є малий час підготовки та реалізації запуску і можливість виведення супутника на орбіту досить довільного способу. Недоліками - мала маса корисного

навантаження і очікування відповідного за термінами пуску і планованої орбіти виведення носія.

Найсуттєвіше нове, привнесене поняттям МКА, - це новий підхід до проектування та розробки: скорочення традиційних конструкторських і технологічних вимог до розробки, створення, запуску та експлуатації (таких як кількість примірників апаратів, що надаються для випробувань, використання комплектуючих в «космічному» виконанні) ; управління і передача даних через прості наземні комплекси управління і т. п. Відмова від жорстких вимог по прийманню МКА дозволив залучити безліч університетів і невеликих компаній по всьому світу в розробку, створення і використання малих супутників.

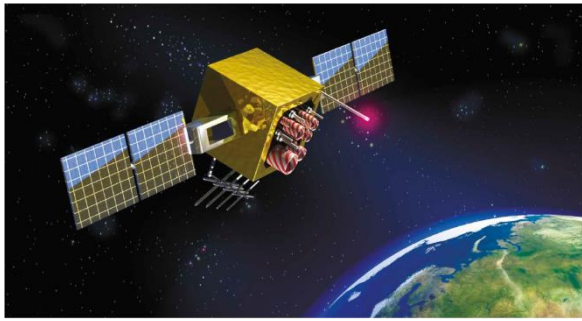
Виділяють наступні ознаки МКА:

- малі розміри (до метра);
- мала маса (від одиниць до сотень кг);
- попутний або конверсійний запуск;
- відносно невисока вартість;
- нетрадиційні організаційні підходи при розробці, виготовленні, випробуваннях та експлуатації (наприклад, кількість примірників для випробувань, проблема надійності і оновлюваності на орбіті, безкорпусне виконання, управління, передача даних через супутники зв'язку та Інтернет).

Виготовлення та запуск малих космічних апаратів в останнє десятиліття стали досить поширеними явищами завдяки величезним досягненням мікроелектроніки, інформатики, масового виробництва і доступності елементів космічних систем і через скорочення централізованого фінансування всієї космічної індустрії і стрімкої комерціалізації діяльності в космосі. До теперішнього часу створені десятки МКА для різних областей застосування.

Як приклад на рис. 1.7 подано МКА:

- а - інформаційного забезпечення угруповань військ;
- б - дистанційного зондування Землі;
- в - вивчення сонячно-земних зв'язків;
- г - місячний орбітальний зонд.



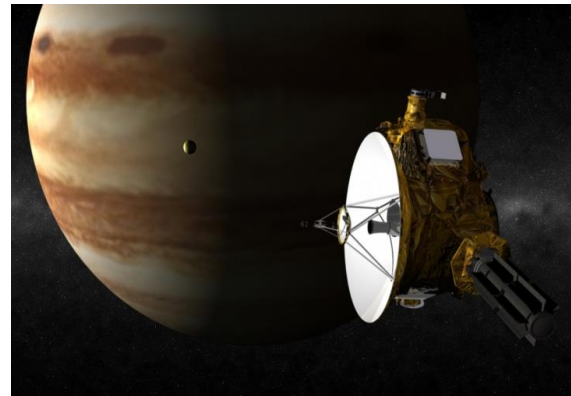
а



б



в



г

Рис. 1.7 Малі космічні апарати

В цілому малі космічні апарати привнесли багато нового в технологію і, безсумнівно, дають можливість самореалізуватися великому числу невеликих за складом груп дослідників і інженерів, дозволяють звичайним студентам з початку до кінця пройти цікавий шлях - від ідеї космічного апарату до його запуску і обробки результатів льотних випробувань, і все це за час навчання.

1.3. Збурений рух малих космічних апаратів

Опис і вивчення руху МКА і небесних тіл Сонячної системи на основі рішення задачі двох тіл - перший еталон при визначенні реальних рухів тіл будь-якої природи.

В реальних умовах практично не існує незбурених орбіт. Земля притягується не тільки Сонцем, а й іншими планетами. У свою чергу Земля притягає інші планети. Рух МКА відбувається під дією тяжіння Сонця і інших планет. Збурений рух - фактичний (справжній) рух МКА під дією різних сил відомої і невідомої природи. Вивчення обуреного руху дозволяє визначити фактичний рух МКА.

Вим.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Можна виділити три основні групи факторів, що обурюють:

- вплив нецентральності поля сил тяжіння основного тіла, що притягує, що викликається відмінністю фігури тіла від кулястої форми, а також через нерівномірний розподіл мас усередині тіла, що притягує; вплив тяжіння Сонця, Місяця і планет; світловий тиск; електродинамічні сили, що виникають при русі МКА в магнітному полі Землі або планет; дію додаткових сил, наприклад, для МКА на низьких орбітах - аеродинамічна сила опору атмосфери планети, тощо;
- відхилення початкових умов польоту МКА;
- додаткові сили випадкової природи, пов'язані, наприклад, з реалізацією управління рухом МКА за рахунок коригувальних імпульсів зміни швидкості, тощо.

Аналіз літературних джерел показав, що природа гравітаційних збурень обумовлена законом всесвітнього тяжіння. Виділимо в тілі малого космічного апарату (Рис.1.8), два однакових обсягу з однаковими масами $m_1 = m_2$, віддаленими від центру мас на рівні відстані l .

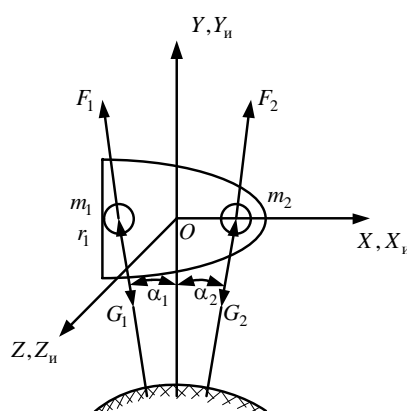


Рис. 1.8 Схема гравітаційних сил

При обертанні МКА щодо осі OZ проти годинникової стрілки сили G_1 і G_2 не будуть рівні. Тепер вже $r_1 < r_2$, $G_1 < G_2$, тому момент, обумовлений нерівністю сил G_1 і G_2 , знайдемо з виразу:

$$M_{\text{тр}} = (G_1 \cos \alpha_1 - G_2 \cos \alpha_2)l, \quad (1.1)$$

де α_1, α_2 - кути між радіусами-векторами і віссю OY .

Цей момент буде прагнути розгорнути поздовжню вісь апарату в напрямку місцевої вертикалі. Є формули, що дозволяють визначити величину гравітаційних збурень. Складові гравітаційного моменту $M_{гр}$ в першому наближенні в проєкціях на осі зв'язаної системи координат виявляються як:

$$\left. \begin{aligned} M_x &= -3\omega_0^2(J_z - J_y)\gamma; \\ M_y &\approx 0; \\ M_z &= -3\omega_0^2(J_x - J_y)\vartheta, \end{aligned} \right\} \quad (1.2)$$

де ω_0 - кутова швидкість МКА, що рухається по круговій орбіті.

Дія розглянутого обурення на рух МКА проявляється як вікове. Віковими називають такі обурення, які призводять до постійної зміни елементів орбіти - зі збільшенням часу польоту ці обурення накопичуються.

Якщо корпус МКА є струмопровідну оболонку, то при русі його в магнітному полі Землі в обшивці МКА наводяться електричні струми. Ці струми утворюють результуючий магнітний потік B , який, взаємодіючи з магнітним потоком Землі B_e , зумовлює появу магнітного обурюючого моменту M_M (рис.1.9). Величина моменту M_M буде залежати від поточного стану МКА на орбіті і повороту відносно центру мас.

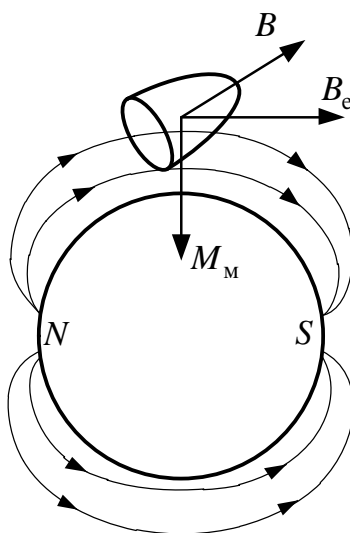


Рис. 1.9 Магнітний збурюючий момент

Складові магнітного обурюючого моменту на осі зв'язаної системи координат можуть бути знайдені для кожного конкретного положення КА як проекції вектора:

$$M_M = B \times B_e. \quad (1.3)$$

Зауважимо, що власне магнітне поле об'єкта утворюється також в результаті протікання електричних струмів по ланцюгах його спеціального обладнання.

На висоті більше 150-200 км атмосфера сильно розріджена і тому надає малий опір МКА, який рухається. Але оскільки сила опору є постійно діючою, то, незважаючи на свою малість, вона може значно змінити елементи орбіти за досить великий проміжок часу.

Аеродинамічний збурюючий момент з'являється в тому випадку, якщо центр мас (ЦМ) і центр тиску (ЦТ) аеродинамічних сил не збігаються (рис.1.10).

З малюнка слід, що аеродинамічна сила Q викличе появу обурюючого моменту M_a . Проекції цього моменту на осі зв'язаної системи координат можуть бути знайдені за формулою

$$M_{ai} = m_i \frac{\rho V^2}{2} S_M L, \quad (i = x, y, z), \quad (1.4)$$

де m_i - аеродинамічні коефіцієнти, що залежать від форми МКА, кутів атаки і ковзання; ρ - щільність повітря на висоті польоту КА; V - швидкість польоту щодо повітряного середовища; S_M - площа миделевого перетину; L - довжина корпусу МКА.

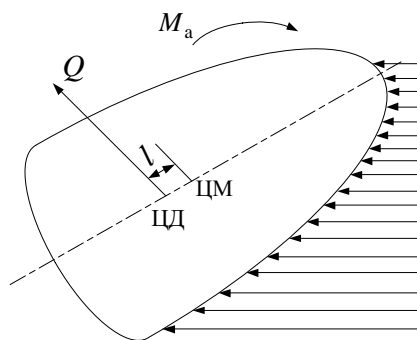


Рис. 1.10 Схема аеродинамічних збурень

Якщо формально замінити набігаючий аеродинамічний потік потоком сонячної радіації, то стає очевидною ще одна причина появи обурюють моментів. Ці моменти слід враховувати з висот $h \geq 500$ км.

Збурюючі моменти, обумовлені тиском елементарних частинок, що випромінюються Сонцем, можуть бути розраховані за формулою:

$$M_c = p_c S_{ct} l \sin \nu, \quad (1.5)$$

де p_c - тиск сонячної радіації; S_{ct} - різниця площ поверхні КА, освітлюваних справа і зліва щодо осі стабілізації; l - відстань між центром мас і центром тиску сонячних променів; ν - кут між напрямком на Сонце і поздовжньою віссю МКА.

Дія збурень на рух МКА може проявлятися по-різному. Залежно від характеру і результатів дії обурення поділяють на періодичні і вікові. Віковими називають обурення, які зі збільшенням часу польоту накопичуються. До числа періодичних відносять обурення, дія яких повторюється через певний інтервал часу. У складі періодичних збурень виділяють коротко періодичні і довго періодичні збурення. Довго періодичні збурення виявляються на великих інтервалах часу, і тому для аналізу руху на невеликих інтервалах ці обурення іноді розглядаються як вікові.

Зупинимося окремо на збурення, що викликаються тиском сонячного світла. Силу сонячного тиску визначають співвідношенням

$$q = q_0 \left(\frac{r_0}{r} \right)^2,$$

де $q_0 = 4,4 \cdot 10^{-6} \frac{H}{m^2}$ – світловий тиск на видаленні земної орбіти; r_0 - середній радіус орбіти Землі; r - відстань МКА від Сонця.

Дослідження показують, що світлове тиск при висоті польоту $h < 500$ км надає на рух КА менший вплив, ніж опір атмосфери, тому при балістичних розрахунках тиск сонячного світла не враховують. При $500 \text{ км} < h < 700$ км вплив світлового тиску і опору атмосфери приблизно однаково, а для висоти польоту $h > 700$ км світлове тиск стає більш значущим, ніж опір атмосфери.

1.4. Бортові системи МКА

Космічний апарат складається, як правило, з цільовою (науковою) апаратури і бортових (службових) систем.

Призначення бортових систем полягає в забезпеченні функціонування КА з моменту відділення від ракети-носія до завершення програми польоту. Залежно від типу КА деякі бортові системи можуть бути відсутніми або об'єднуватися, що характерно для МКА. Так бортовий комплекс управління МКА об'єднує в собі системи управління (СУ), орієнтації і стабілізації (СОС). На нього покладаються завдання управління рухом МКА навколо його центру мас (кутове положення) і управління рухом центру мас МКА у випадках зміни параметрів його орбіти.



Рис. 1.11 Завдання бортового комплексу

Однією з найважливіших проблем, яку доводиться вирішувати практично протягом усього польоту переважної більшості КА, є забезпечення їх заданого кутового руху. КА надається потрібне кутове положення щодо заданих орієнтирів поворотом навколо центру мас. В якості таких орієнтирів виступають видимі небесні і наземні об'єкти (зірки, Сонце, лінія горизонту) або напряму в просторі (місцева вертикаль, вектор напруженості геомагнітного поля, вектор швидкості набігаючого потоку повітря), які можна визначити за показаннями вимірювальних приладів.

Цю проблему вирішує система орієнтації і стабілізації - одна з основних складових системи управління КА. Вона характеризується точністю орієнтації і стабілізації по куту і кутової швидкості.

Для КА найбільш поширена орбітальна орієнтація, при якій вісь курсу - нишпорення, спрямована до центру Землі. Друга вісь - тангажу, перпендикулярна площині орбіти, а третя вісь - крену, лежить в площині орбіти. Відповідно кут

тангажу лежить в площині орбіти, кут курсу (нишпорення) - це відхилення осі КА від площини орбіти, а кут нахилу представляє поворот КА навколо місцевої горизонталі.

Залежно від енергоспоживання системи орієнтації підрозділяють: на пасивні (без споживання енергії) і активні, для функціонування яких необхідні додаткові джерела енергії або витрата робочого тіла. Види систем орієнтації і стабілізації в залежності від виконавчих органів представлені на рис.1.11.

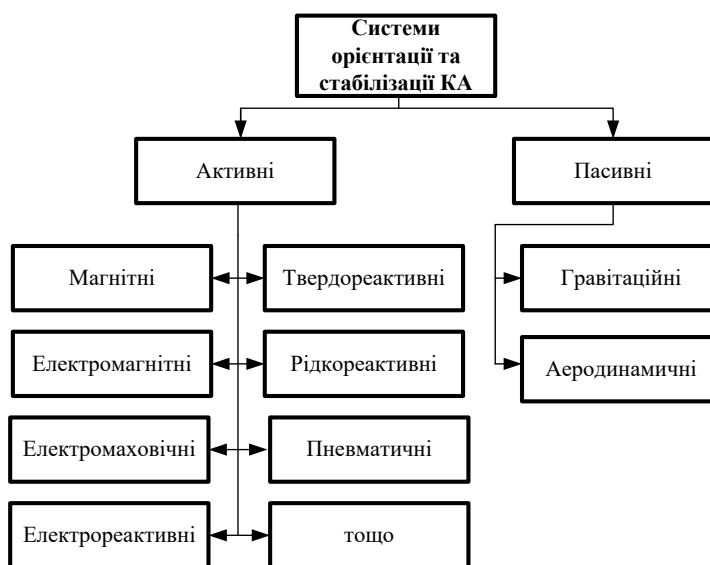


Рис. 1.11 Види систем орієнтації та стабілізації

На практиці найбільшого поширення набули активні системи орієнтації. Вони мають більш широкі можливості в порівнянні з пасивними, забезпечуючи високу точність орієнтації і високу швидкодію системи.

Слід зазначити, що для МКА вельми важливе значення мають ваго - габаритні характеристики систем орієнтації і стабілізації, їх енергоспоживання, точність, надійність функціонування і звичайно вартість.

Так як до складу систем орієнтації і стабілізації МКА повинні входити підсилювачі, блоки управління, датчики орієнтації, виконавчі органи, то при створенні МКА необхідно приймати рішення про вибір високоефективної СОС з урахуванням обмежень на їх енергоспоживання, габарити, масу і вартість.

З іншого боку, не всі МКА після виконання покладених на них завдань повинні будуть повертатися на Землю. А це додаткові витрати на виробництво обладнання для створення нових зразків МКА.

У зв'язку з цим, з метою зменшення ваго-габартних показників МКА, підвищення їх надійності та зниження вартості комплектуючих перспективним напрямком розвитку МКА може бути створення автоматизованих систем орієнтації і стабілізації (АСОС) із застосуванням спостерігачів стану.

Якщо всі змінні стану МКА вимірюються за допомогою датчиків, розміщених на ньому, сигнали яких відпрацьовує система управління, в подібних випадках кажуть, що на МКА реалізований повний зворотний зв'язок за станом.

Датчики орієнтації і навігації МКА можуть використовувати різні способи вимірювання його змінних стану:

- прямий (зоряний датчик);
- непрямий (магнетометр, земний, сонячний, ...);
- інерційний (акселерометр, гіроскоп).

Однак, змінні стану МКА не обов'язково вимірювати. Вони можуть бути оцінені в результаті спостереження за поведінкою космічного апарату. Результати оцінки будуть вихідною інформацією для системи управління МКА.

Функціональна схема оцінки стану МКА приведена на рис. 1.12.

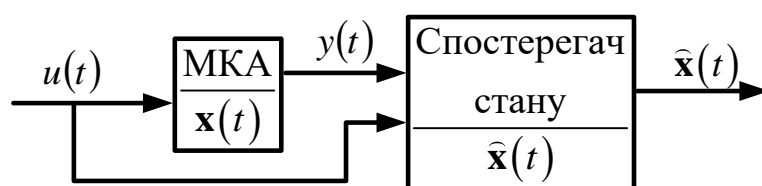


Рис.1.12 Функціональна схема оцінки стану МКА

Тут прийняті позначення $\mathbf{x}(t)$ - вектор стану МКА; $\hat{\mathbf{x}}(t)$ - оцінка вектора стану МКА; $u(t)$ - сигнал управління; $y(t)$ - виміряне значення вихідної координати МКА.

При реалізації закону управління $u(t) = -Kx(t)$ спостерігач розміщують в контурі управління, а сигнал, що надходить на вхід об'єкта, являє собою комбінацію всіх його змінних стану (рис.1.13).

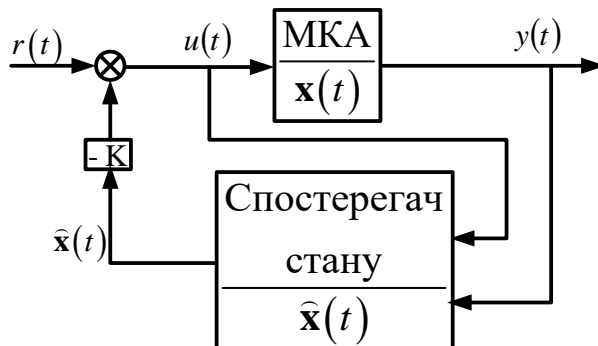


Рис. 1.13. МКА зі спостерігачем повного порядку

Відзначимо, що спостерігач стану при цьому буде знаходитися на Землі в Центрі управління польотом. Передача інформації може бути здійснена по лініях зв'язку з МКА.

1.5. Мета та завдання досліджень

В даний час створення і розвиток малих космічних апаратів є одним з найважливіших напрямків застосування космічної техніки для соціально-економічних і наукових цілей. У світі вже успішно експлуатуються десятки МКА дистанційного зондування Землі.

У різних стадіях розробки знаходяться до 300 нових проєктів по реалізації перспективних можливостей спостереження і зйомки Землі з космосу. Спостерігається швидкий прогрес в області підвищення технічного рівня малих космічних апаратів і скорочення витрат на їх створення і експлуатацію.

Це забезпечується за рахунок застосування нових конструкційних матеріалів і методів проектування, мінімізації ваги габаритних характеристик, розробки уніфікованих космічних платформ, «інтелектуалізації» бортових функцій на основі сучасних комп'ютерних засобів і технологій, перспективних можливостей.

У зв'язку з цим актуальним є розробка МКА в повній мірі відповідає світовим тенденціям розвитку космічної техніки і сучасним технічним вимогам до КА, для отримання даних в інтересах різних замовників (міністерства і відомства, виконавчі органи влади в регіонах, керуючі структури і суб'єкти економічної діяльності, регіональні центри космічних послуг та інформаційно-аналітичні центри, підприємства гірничодобувної промисловості, сільського, лісового і рибних господарств і т.д.).

До сучасних систем керування МКА пред'являється комплекс досить складних технічних вимог, основними з яких є:

- висока точність кутових вимірювань;
- необхідна чутливість;
- стійкість до перешкод - стійкість до впливу різних випромінювань, які перешкоджають, як природного, так і штучного походження;
- функціонування при різних рухах МКА зі значними кутовими швидкостями і прискореннями ;
- працездатність в умовах впливу факторів космічного простору (глибокий вакуум, сонячна радіація, іонізуючі випромінювання, газопилове оточення) протягом тривалого часу тощо.

Всі ці вимоги повинні враховуватися при проектуванні сучасних МКА.

У зв'язку з вищевикладеним

метою роботи з'явилось: розробка і дослідження автоматизованої системи орієнтування і стабілізації малого космічного апарату зі спостерігачем стану, що забезпечує високу точність керування та розробка пропозицій щодо її подальшого розвитку.

При цьому були поставлені наступні завдання:

- виконати аналіз сфер застосування малих космічних апаратів;
- оцінити можливості сучасних бортових систем МКА;
- досліджувати збурений рух МКА;

- розробити математичну модель МКА, як об'єкта керування автоматизованої системи орієнтації і стабілізації;
- визначити функціональний склад системи орієнтації і стабілізації та виконати її моделювання;
- розробити алгоритми функціонування спостерігача стану;
- синтезувати спостерігач стану
- провести експериментальні дослідження якості функціонування систем орієнтації і стабілізації;
- розробити пропозиції подальшого розвитку СОС МКА.

2. МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ Й СТАБІЛІЗАЦІЇ МКА

2.1. Визначення функціонального складу системи кутової орієнтації та стабілізації МКА

Ключовими елементами будь-якої системи керування та стабілізації є об'єкт керування й регулятор.

Об'єктом керування у нашому випадку є МКА. Система стабілізації підтримує постійними або змінює за певним законом кутове положення МКА.

Регулятор – це комплекс автоматично діючих приладів і механізмів, які здійснюють управління об'єктом керування. До його складу можуть входити датчики, підсилювачі, перетворювачі, виконавчі пристрої тощо

Як показує аналіз літературних джерел, незважаючи на те, що системи орієнтації та стабілізації значно відрізняються між собою за конструкцією, виконуються вони по типовим функціональним схемам. При цьому у більшості сучасних систем керування здійснюється за відхиленням керованої величини від заданого настроювання її значення або від заданого закону її зміни.

На рис. 2.1 наведено функціональну схему трьох площинної системи орієнтації та стабілізації.

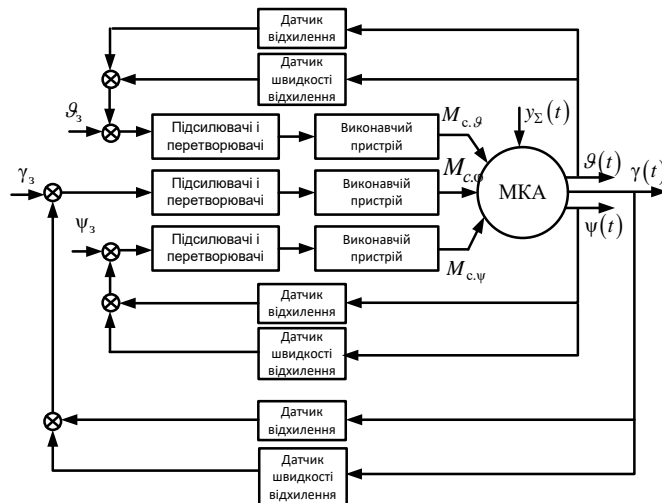


Рис. 2.1. Функціональна схема системи орієнтації та стабілізації

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 21 09 41 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Цьоба А.О.</i>			Автоматизована система кутової орієнтації та стабілізації малого космічного апарату	<i>Лім.</i>	<i>Арк</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>					27	66
<i>Конс.</i>							
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав.Каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						
					<i>151</i>	<i>ФАЕТ</i>	

Потрібний напрямок об'єкта керування задається за допомогою гіроскопічного датчика кута – датчик відхилення, який розміщений безпосередньо на об'єкті керування. Вхідними сигналами являються задані кут тангажу ϑ_3 , кут крену γ_3 і кут рискання ψ_3 .

Якщо під дією моментів збурення $y_\Sigma(t)$, об'єкт керування відхилився від заданого напрямку ϑ, γ, ψ то датчик виміряє його і перетворить в пропорційний електричний сигнал. Цей сигнал після підсилення і перетворення в підсилювально-перетворювальному пристрої подається на вхід виконавчого пристрою системи. Останній формує момент стабілізації $M_{c.i}(t)$, протидіючий моменту збурення $y_\Sigma(t)$ і зменшуючий розузгодження об'єкта керування з заданим напрямком. Чим більше момент стабілізації буде компенсувати момент збурення, тим точніше буде забезпечена стабілізація об'єкта керування.

Датчик швидкості відхилення включений до складу системи для підвищення інтенсивності гасіння коливань об'єкта керування. Датчик швидкості, так само як і датчик кута, встановлюється на об'єкті керування і вимірює швидкість його відхилення від заданого напрямку.

Сигнали датчиків відхилення і швидкості відхилення підсумовуються на контурі підсумовування. Сумарна напруга являє собою керуючий сигнал виконавчого пристрою.

Для компенсації впливу окремих найбільш інтенсивних зовнішніх збурень, в системах стабілізації можуть створюватися спеціальні канали регулювання по збуренню.

2.2. Розробка математичної моделі малого космічного апарату

Розглянемо малий симетричний космічний апарат, невід'ємною складовою частиною якої є гіродін. Призначення останнього визначимо в наступних розділах.

Будемо розглядати МКА як тверде тіло, яке під дією прикладених до нього сил здійснює обертально-поступальний рух, а саме, центр мас МКА

переміщується по нерухомій в інерціальному просторі траєкторії і одночасно з цим МКА здійснює обертальні рухи відносно центра мас. Керування обертальним рухом КА здійснюється за допомогою системи орієнтації та стабілізації.

Для запису рівнянь руху МКА відносно центру мас вибираємо нормальну $Ox_g Y_g Z_g$ і зв'язану $OXYZ$ системи координат. В заданому положенні рівноваги МКА осі зв'язаної і нормальної систем координат збігаються. Обидві системи координат мають початок у центрі мас МКА. Положення МКА відносно нормальної системи координат буде визначено, якщо відомо положення осей $OXYZ$ щодо $Ox_g Y_g Z_g$.

Таким чином, всі відхилення КА від початкового положення визначаються відхиленнями триєдра жорстко пов'язаного з апаратом від триєдра нормальної системи координат. Якщо в якості опорної системи вибрана орбітальна система координат, то положення зв'язаних осей $OXYZ$ щодо $Ox_g Y_g Z_g$ цілком визначається трьома незалежними кутами (рис.2.2): ϑ - кут тангажу, ψ - кут курсання і γ - кут крену. Отже, рух МКА буде визначено, коли будемо знати зміну трьох кутів у часі $\vartheta(t)$, $\psi(t)$ та $\gamma(t)$.

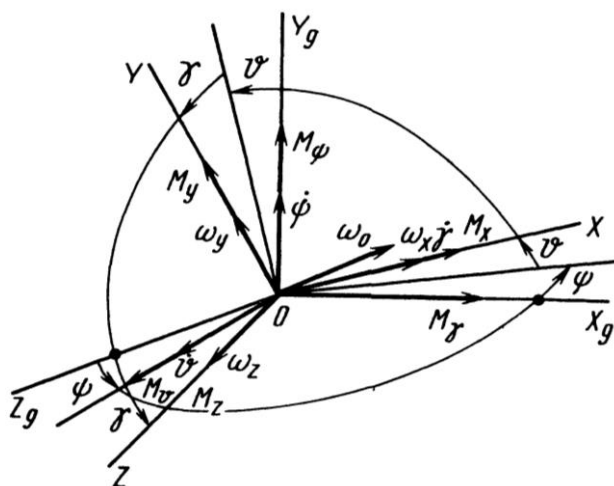


Рис.2.2 Перехід від нормальної до зв'язаної системи координат

Якщо осі зв'язаної системи координат збігаються з головними центральними осями інерції МКА, то рівняння руху симетричного МКА відносно центру мас в

зв'язаній системі координат приймають звичайну форму динамічних рівнянь Ейлера:

$$\begin{aligned} J_x \dot{\omega}_y &= -M_{xk} + M_{xzб}; \\ J_y \dot{\omega}_x &= -M_{yk} + M_{yzб}; \\ J_z \dot{\omega}_z &= -M_{zk} + M_{zб}, \end{aligned} \quad (2.1)$$

де J_x, J_y, J_z - головні центральні моменти інерції МКА с гіродіном відносно відповідних осей; M_{xk}, M_{yk}, M_{zk} та $M_{xzб}, M_{yzб}, M_{zб}$ - проекції керуючого та збурюючого моментів на відповідні осі; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - проекції миттєвої кутової швидкості МКА на зв'язані осі.

У загальному випадку вектор момент \bar{M} сил, діючих на КА, залежить від його положення по відношенню до осей орбітальної системи координат, тобто від величини кутів ϑ, ψ, γ , кутових швидкостей обертання $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ і часу t , тобто $\bar{M} = \bar{\Phi}(\vartheta, \psi, \gamma, \omega_x, \omega_y, \omega_z, t)$.

Таким чином, три рівняння (2.1) пов'язують шість незалежних функцій $\gamma, \psi, \vartheta, \omega_x, \omega_y, \omega_z$. Щоб зробити задачу визначеною, потрібно отримати ще три рівняння шуканих функцій γ, ψ, ϑ за допомогою кінематичних рівнянь, що встановлюють зв'язок між $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, кутами γ, ψ, ϑ та орбітальною швидкістю ω_0 (див.рис. 2.2):

$$\begin{aligned} \omega_y &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta + \omega_0 \cos \vartheta \sin \psi; \\ \omega_z &= \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma - \omega_0 (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma); \\ \omega_x &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma - \omega_0 (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma). \end{aligned} \quad (2.2)$$

Розв'язавши рівняння (2.2) відносно величин $\dot{\gamma}, \dot{\psi}, \dot{\vartheta}$, ми отримуємо:

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= \omega_y - \omega_0 \cos \vartheta \sin \gamma - \tan \vartheta \{ [\omega_y + \omega_0 (\cos \psi \sin \gamma + \\ &+ \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma)] \cos \gamma - [\omega_z + \omega_0 (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma)] \sin \gamma \}; \\ \dot{\psi} &= \{ [\omega_z + \omega_0 (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma)] \cos \gamma - \\ &- [\omega_x + \omega_0 (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma)] \sin \gamma \} \frac{1}{\cos \vartheta}; \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$\dot{\vartheta} = [\omega_x + \omega_0(\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma)] \sin \gamma + \\ + [\omega_z + \omega_0(\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma)] \cos \gamma.$$

Тобто рух МКА описується системою шести звичайних диференціальних рівнянь (2.2) і (2.3) першого порядку щодо шести невідомих ω_x , ω_y , ω_z , γ , ψ і ϑ .

Коли кутові відхилення МКА від заданого положення і кутові швидкості малі, кінематичні співвідношення (2.3) спрощуються:

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= \omega_y, & \gamma &= \int \omega_y dt, \\ \dot{\psi} &= \omega_z, & \text{або } \psi &= \int \omega_z dt, \\ \dot{\vartheta} &= \omega_x, & \vartheta &= \int \omega_x dt. \end{aligned} \quad (2.4)$$

Так як по куту тангажу система орієнтації та стабілізації здійснює поворот з кутовою швидкістю, що дорівнює швидкості повороту штучного супутника навколо планети, то можна вважати, що ω_z є відхиленням кутової швидкості штучного супутника навколо осі OZ від орбітальної швидкості ω_0 .

Відповідно і динамічні рівняння Ейлера (2.2) з урахуванням (2.4) і, знехтувавши перемноженням швидкостей, можна записати у вигляді:

$$\begin{aligned} J_x \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} &= -M_{xк} + M_{xзб}, \\ J_y \frac{d^2 \gamma}{dt^2} &= -M_{yк} + M_{yзб}, \\ J_z \frac{d^2 \psi}{dt^2} &= -M_{zк} + M_{zзб}. \end{aligned} \quad (2.5)$$

Таким чином, у припущенні, що кутові швидкості і кутові відхилення МКА від заданої орієнтації малі, рух космічного апарата на невеликому інтервалі часу може розглядатися як три незалежних рухи щодо відповідних осей.

Також слід зазначити, що наведені рівняння руху відносяться до абсолютно жорсткого МКА (без урахування внутрішніх мас, що обертаються, без урахування теплових і пружних деформацій), зв'язані осі координат якого спрямовані по головних осях інерції космічного апарату.

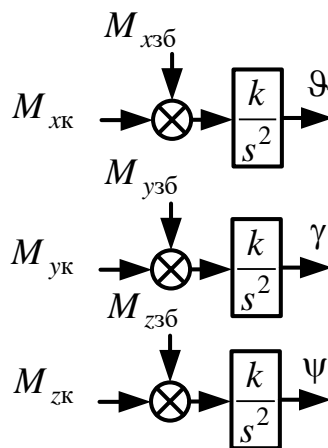


Рис 2.3. Структурна схема МКА як об'єкта керування

Відповідно до (2.5) маємо структурне зображення МКА як об'єкта керування системи орієнтації та стабілізації. Структурну схему наведено на рис.2.3. На схемі прийняті позначення $k_x = \frac{1}{J_x}$, $k_y = \frac{1}{J_y}$, $k_z = \frac{1}{J_z}$ - коефіцієнти підсилення по кожній осі керування.

2.3. Модель МКА, як компоненти гіродіна

Доповнимо дослідження і розглянемо МКА як складову частину гіродіна

Гіродін (рис.2.4) це обертовий інерціальний пристрій, що застосовується для високоточної орієнтації та стабілізації малих космічних апаратів, що забезпечує правильну їх орієнтацію у польоті. Це триступеневої силовий гіроскоп, виступаючий в ролі гіростабілізатора. Управління орієнтацією МКА здійснюється за рахунок того, що в ролі зовнішньої рамки гіродіна виступає корпус малого космічного апарату на якому й розміщений гіродін.

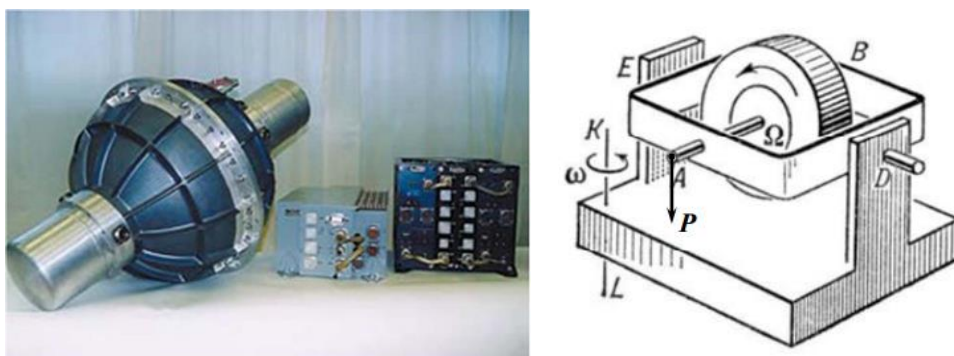


Рис. 2.4 Гіродін

При дії на внутрішню рамку гіродіна моменту корекції $M_{\text{кор}}$, зовнішня рамка (тобто корпус МКА) починає прецесіювати, тим самим змушуючи корпус космічного корабля повертатися, коригуючи свою орієнтацію в просторі.

Рівняння руху зовнішньої рамки гіродіна, а слідовно й МКА, складається з зовнішнього моменту M_x , обумовленого дією зовнішніх впливів на МКА, а так само моментів, протидіючих цього моменту.

Одним з моментів, протидіючих зовнішньому моменту, є інерційний момент МКА і ротора гіродіна:

$$M_{jx} = J_x \frac{d\omega_x}{dt} \quad (2.6)$$

де - J_x момент інерції МКА і ротора гіродіна щодо осі x .

Другий момент - момент від сил тертя МКА в просторі:

$$M_{\text{тр}x} = f_x \omega_x \approx 0, \quad (2.7)$$

де - $f_x \approx 0$ коефіцієнт в'язкого тертя.

Зовнішньому моменту так само протидіє гіроскопічний момент, обумовлений відносним Ω_p і переносним ω_y рухом ротора гіродіна:

$$M^{(y)}_{gx} = H\omega_y = J_p \Omega_p \omega_x. \quad (2.8)$$

Отже, рівняння моментів, що діють на зовнішню рамку гіродіна - МКА, може бути представлено як:

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} + H\omega_y = M_x \quad (2.9)$$

або в операторному вигляді:

$$J_x s \omega_x = M_x - H\omega_y \Rightarrow J_x s^2 \vartheta = M_x - H\omega_y, \quad (2.10)$$

Виходячи з (2.10) визначимо передатну функцію зовнішньої рамки гіродіна - МКА

$$W_{\text{нр}}(s) = \frac{\vartheta}{M_x - H\omega_y} = \frac{1}{s^2} \frac{J_x}{J_x} = \frac{k}{s^2}, \quad (2.11)$$

і побудуємо структурну схему.

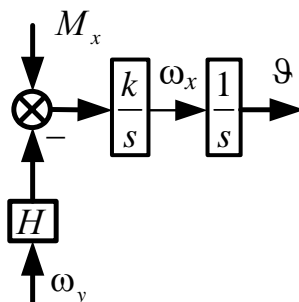


Рис.2.5 Структурна схема зовнішньої рамки гіродіна

На схемі $k = \frac{1}{J_x}$ - статичний передатний коефіцієнт зовнішньої рамки - МКА.

Внутрішня рамка піддана впливу таких моментів:

- зовнішнього моменту M_y ;
- інерційного моменту ротора і внутрішньої рамки:

$$M_{iy} = J_y \frac{d\omega_y}{dt} \quad (2.12)$$

де J_y - момент інерції ротора і внутрішньої рамки щодо осі y ;

- моменту від сил тертя в опорі внутрішньої рамки:

$$M_{тp,y} = f_y \omega_y, \quad (2.13)$$

де f_y - коефіцієнт в'язкого тертя в опорі внутрішньої рамки;

- гіроскопічного моменту, обумовленого відносним Ω_p і переносним ω_x

рухом ротора:

$$M_{гy}^{(x)} = H\omega_x = J_p \Omega_p \omega_x. \quad (2.14)$$

Рівняння моментів, що діють на внутрішню рамку, має вигляд:

$$J_y \frac{d\omega_y}{dt} + f_y \omega_y - H\omega_x = M_y. \quad (2.15)$$

Перейшовши до операторного вигляду, отримаємо передатну функцію:

$$W_{вp}(s) = \frac{\omega_y}{M_y + H\omega_x} = \frac{k_0}{T_0 s + 1}, \quad (2.16)$$

де $k_0 = \frac{1}{f_y}$, $T_0 = \frac{J_y}{f_y}$ - передатний коефіцієнт та постійна часу внутрішній рамкі гіродіна.

Структурна схема рамкі приймає вигляд:

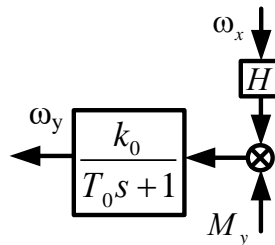


Рис. 2.6 Структурна схема внутрішньої рамкі гіродіна

Об'єднавши структурні схеми рамок гіродіна, отримуємо повну структурну схему МКА у складі гіродіна:

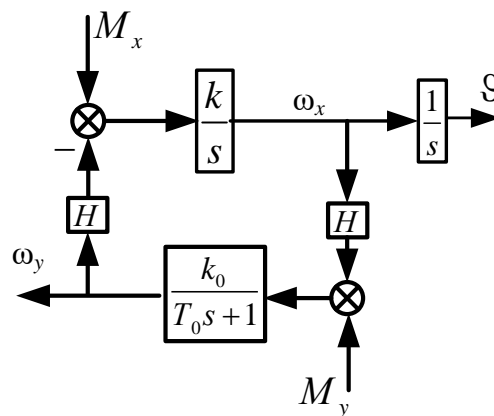


Рис. 2.7 Структурна схема МКА як компоненти гіродіна

Аналогічним чином когуг бути отримані моделі МКА в складі гіродіна і для інших площин.

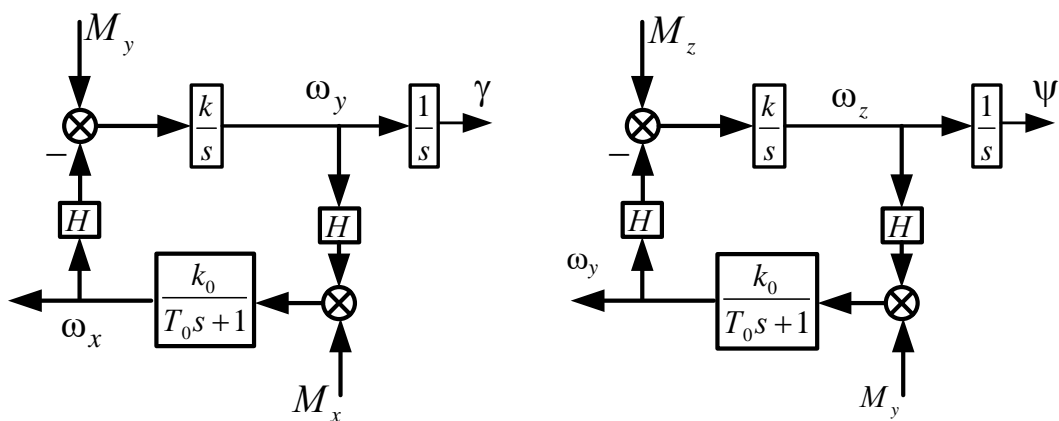


Рис. 2.8 Структурні схеми МКА

Виходячи із завдань які стоять перед дослідником, кожна з моделей МКА має право на життя. У даній роботі автором прийнято рішення скористатися більш повними моделями, поданими на рис.2.7-2.8.

Наведемо одну із структурних схем до еквівалентного вигляду. Отримуємо еквівалентну передатну функцію МКА як об'єкта керування системи орієнтації та стабілізації МКА:

$$W_{\text{мка}}(s) = \frac{\mathcal{G}}{M_y} = \frac{\frac{1}{H}}{\frac{T_{\text{вр}}}{k_{\text{вр}}kH^2}s + \frac{1}{k_{\text{вр}}kH^2}s + 1} \cdot \frac{1}{s} = \frac{k_{\Sigma}}{T_2^2s^2 + T_1s + 1} \cdot \frac{1}{s}, \quad (2.17)$$

де k_{Σ} - статичний коефіцієнт передачі МКА; T_2, T_1 - постійні часу МКА.

2.4. Структурне моделювання системи кутової орієнтації і стабілізації малого космічного апарату

Системи кутової орієнтації і стабілізації МКА складаються з різних елементів, кожен з яких можна описати диференціальними рівняннями і отримати їх структурні зображення. Композиція відповідно до функціональної схеми структурних зображень рівнянь елементів, що входять до складу системи, буде еквівалентна структурному зображенню лінійного диференціального рівняння руху самої системи.

Датчики кутових відхилень МКА виконуються на базі триступневих гіроскопів з системами наведення, корекції (розвантаження) і пристроями перетворення кутових відхилень в пропорційні електричні сигнали.

Аналіз літературних джерел показав, що в загальному випадку рівняння

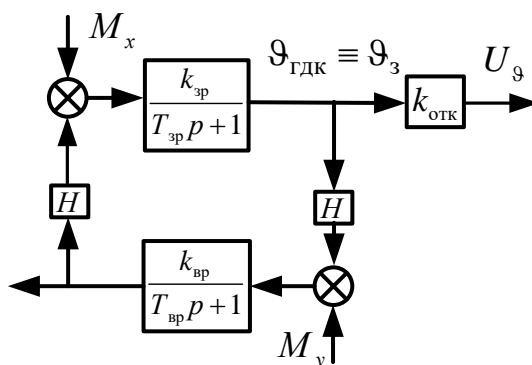


Рис. 2.9 Структурна схема гіроскопічного датчика кута

руху датчиків кутових відхилень аналогічні рівнянням гіродіна, розглянутих в параграфі 2.3. Структурну схему датчика наведено на рис. 2.9.

Датчики швидкості, які вимірюють кутову швидкість відхилення МКА, за умови перетворення швидкості відхилення в пропорційний електричний сигнал є інерційними ланками другого порядку. Їхні передатні функції мають вигляд:

$$W_{\text{дкш}}(s) = \frac{U_{\dot{\theta}}}{\dot{\theta}} = \frac{H/C_T}{T_5^2 s^2 + T_4 s + 1} \cdot k_{\text{отп}}, \quad (2.18)$$

де $T_5 = \sqrt{J_K/C_T}$, $T_4 = \frac{f_K + f_D}{C_T}$ - постійні часу датчика кутової швидкості;

$k_{\text{отп}}$ - коефіцієнт підсилення обертового трансформатора.

Підсумовування електричних сигналів датчиків кута і швидкості відхилень здійснюється безінерційними контурами підсумовування.

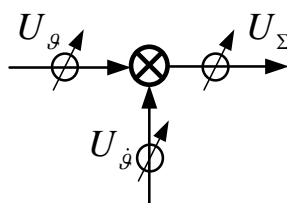


Рис. 2.10 Контур підсумовування

Як правило за допомогою цих контурів забезпечується і настройка системи.

Так, як сигнал керування може мати слабку потужність, їх підсилюють за допомогою електронних підсилювачів. З причини малої інерційності таких підсилювачів вони представляються в розрахунках безінерційними динамічними ланками з передатною функцією

$$W_{\text{еп}}(s) = \frac{U}{U_{\Sigma}} = k_{\text{еп}}.$$

Як виконавчий пристрій виступає гіродін. Для виконання ним своїх функцій гіродін оснащений електромагнітом, що формує момент, який прикладається до внутрішньої рамці гіродіна. Робота магніту з достатнім ступенем точності

описується системою рівнянь

$$\left. \begin{aligned} L \frac{di}{dt} + Ri &= U, \\ M_H &= K_M i. \end{aligned} \right\}$$

Тоді передатна функція магніту і його структурна схема набувають вигляд

$$W_{\text{ем}}(s) = \frac{M_{\text{H}}}{U} = \frac{1/R}{T_3s + 1} \cdot k_{\text{M}}, \text{ де } T_3 = \frac{L}{R}.$$

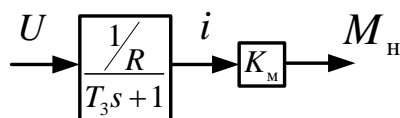


Рис. 2.11 Структурна схема електромагніту

Об'єднавши приведені вище передатні функції елементів, отримаємо узагальнену математичну модель системи орієнтації та стабілізації МАК. Модель наведено на рис.2.12.

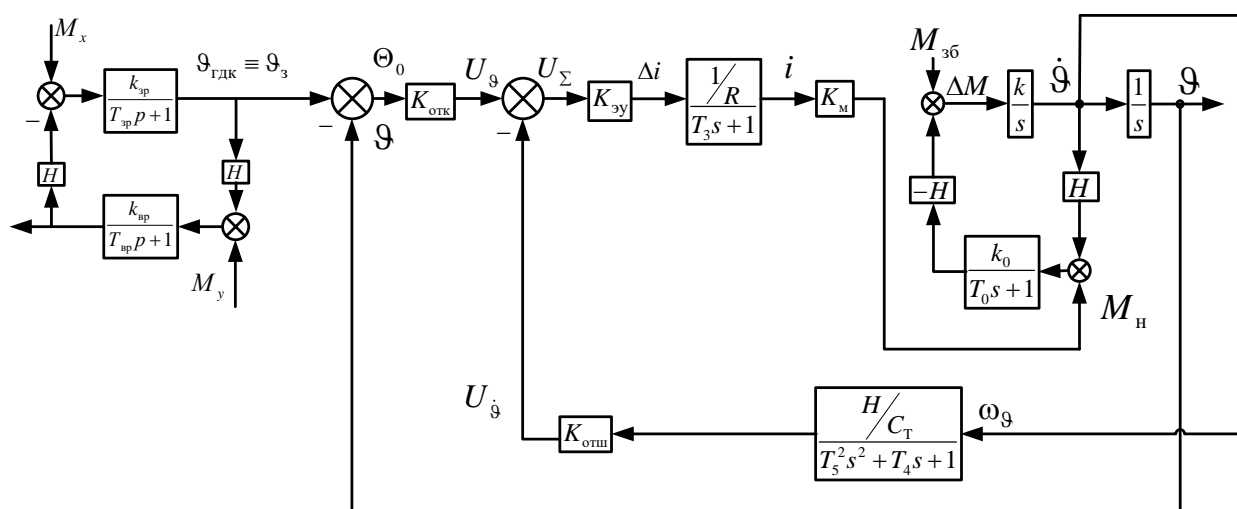


Рис. 2.12 Математична модель автоматизованої системи кутової орієнтації та стабілізації МКА

Звернемо контур об'єкта керування. Для цього знайдемо його еквівалентну передатну функцію:

$$W_{\text{ок}}(s) = \frac{\frac{k_0}{T_0s+1} \cdot H \cdot \frac{k}{s}}{1 + \frac{k_0}{T_0s+1} \cdot H \cdot \frac{k}{s} \cdot H} = \frac{k_0 k H}{T_0s^2 + s + k_0 k H^2} = \frac{k_{\text{ок}}}{T_2^2 s^2 + T_1 s + 1},$$

де $k_{\text{ок}} = 1/H$ - статичний передатний коефіцієнт; $T_2 = \sqrt{\frac{T_0}{k_0 k H^2}}$, $T_1 = \frac{1}{k_0 k H^2}$ - постійні часу.

Вважаючи похибки гіроскопічного датчика кута величинами другого порядку малості, отримуємо розрахункову модель системи орієнтації та стабілізації МКА (рис.2.13).

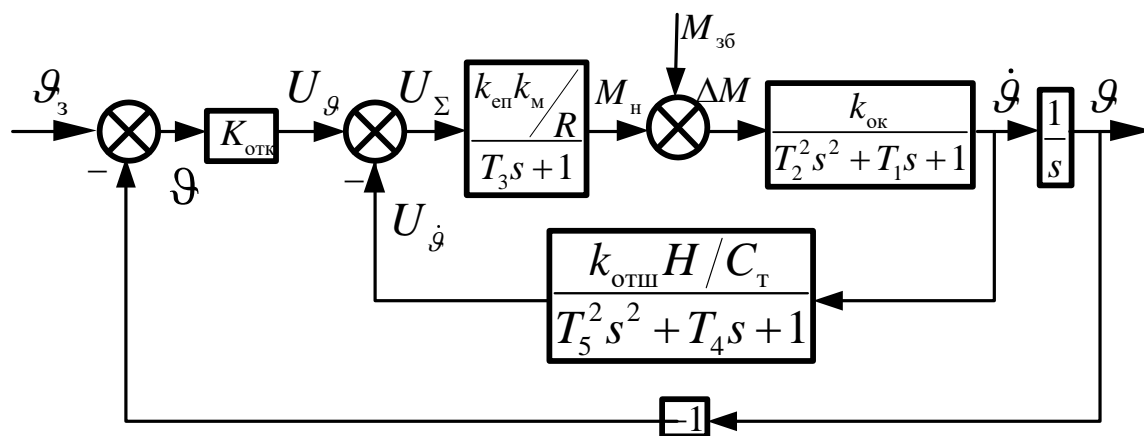


Рис. 2.13 Розрахункова модель СОС МКА

Розрахункова модель дозволила при вибраних параметрах провести попередній аналіз динаміки системи орієнтації та стабілізації МКА.

3. СИНТЕЗ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ Й СТАБІЛІЗАЦІЇ МКА

З метою отримання більшої кількості інформації про досліджувану систему кутовий орієнтації і стабілізації МКА і більш ефективного проектування було виконано перехід до її опису в змінних стану.

Опис в змінних стану зберігає співвідношення між входом і виходом системи, але в той же час дозволяє перейти від одного диференціального рівняння, в загальному випадку n -го порядку, до системи n диференціальних рівнянь першого порядку.

Перевага такого подання полягає в тому, що крім двох зовнішніх змінних - вхідний і вихідний, в моделі відображаються і все її внутрішні змінні. Згідно літературних джерел практично всі методи проектування систем управління, що дають найкращі рішення, засновані на моделях в змінних стану.

3.1. Моделювання МКА у змінних стану по передатній функції

Структурну схему МКА візьмемо з моделі СОС, представленої на рис.

2.13.

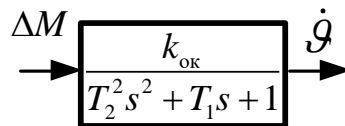


Рис. 3.1 Модель МКА

Перепишемо передатну функцію і представимо її як

$$W(s) = \frac{k_{\text{ок}}/T_2^2}{s^2 + \frac{T_1}{T_2}s + \frac{1}{T_2^2}} \quad (3.1)$$

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 21 09 41 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Цьоба А.О.</i>			Автоматизована система кутової орієнтації та стабілізації малого космічного апарату	<i>Лім.</i>	<i>Арк</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>					40	66
<i>Конс.</i>							
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав.Каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>					151	ФАЕТ

Відповідно до (3.1) будемо модель в канонічній формі керованості

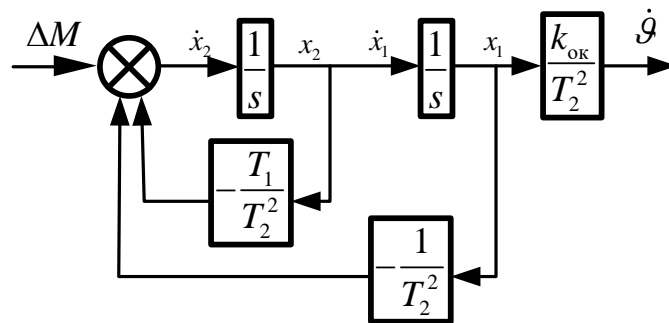


Рис. 3.2 Канонічна форма керованості МКА

Запишемо рівняння щодо входів інтеграторів і виходу об'єкта

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\frac{1}{T_2^2} x_1 - \frac{T_1}{T_2^2} x_2 + \Delta M \\ \dot{g} = \frac{k_{\text{ок}}}{T_2^2} x_1 \end{cases}$$

Робота з моделлю спрощується при перетворенні її у векторно-матричну форму

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{1}{T_2^2} & -\frac{T_1}{T_2^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Delta M \quad \Rightarrow \quad \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{Ax} + \mathbf{B}\Delta M \\ \dot{g} &= \mathbf{Cx} \end{aligned}$$

$$\dot{g} = \begin{bmatrix} \frac{k_{\text{ок}}}{T_2^2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}$$

де $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{1}{T_2^2} & -\frac{T_1}{T_2^2} \end{bmatrix}$ - матриця коефіцієнтів; $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ - матриця входу;

$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \frac{k_{\text{ок}}}{T_2^2} & 0 \end{bmatrix}$ - матриця виходу.

З використанням пакета прикладних програм виконано моделювання МКА для різних форм його математичного опису. Результати моделювання представлені на рис.3.3.

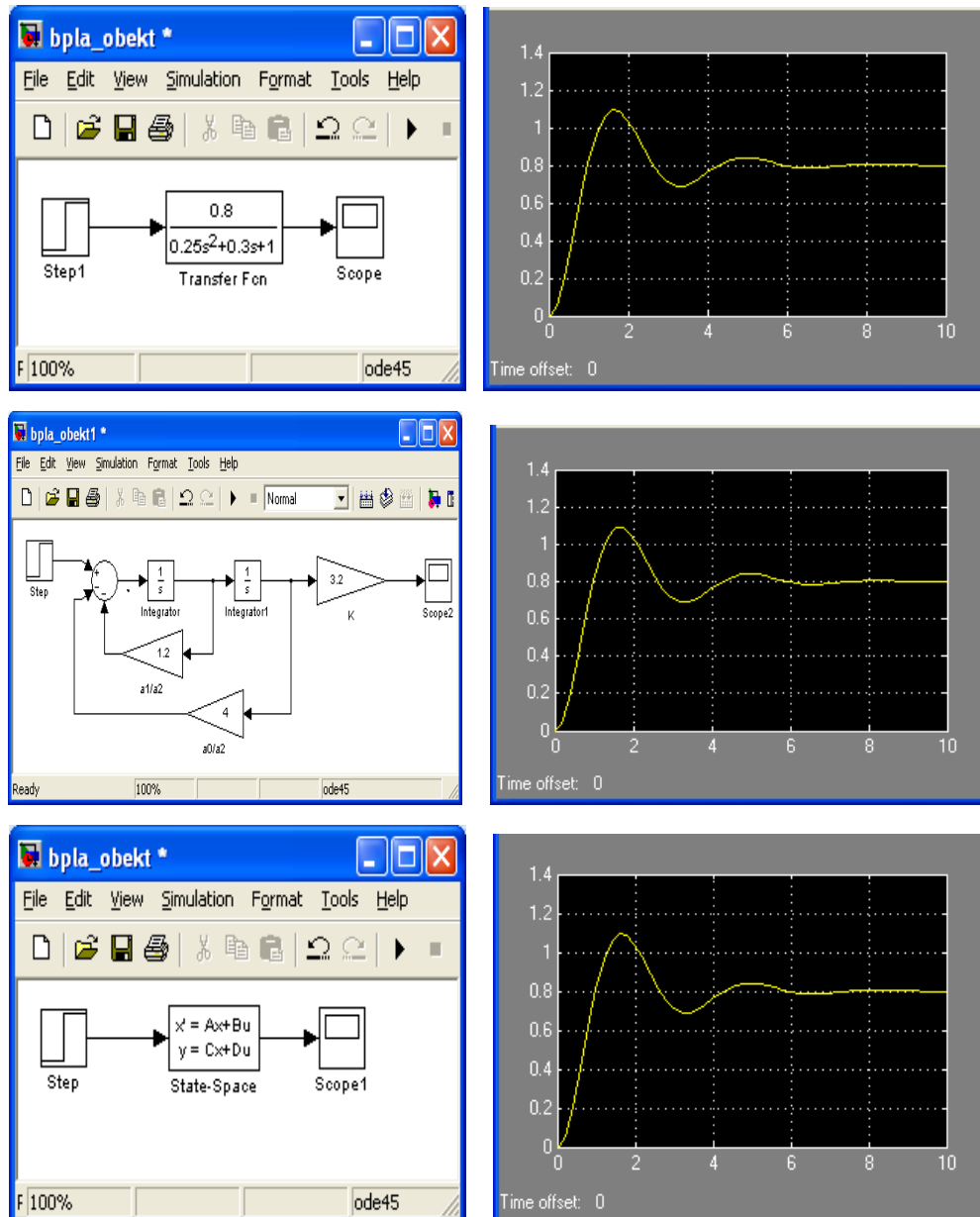


Рис. 3.3 Моделювання об'єкта керування

Ідентичність результатів експерименту свідчить про можливість переходу від класичної форми опису МКА до опису в змінних стану.

3.2. Моделювання СОС МКА у змінних стану

Моделювання СОС в змінних стану виконувалося на підставі класичної моделі (рис. 2.13) в два етапи.

На першому етапі розраховувалася передатна функція (3.2) розімкненого ланцюга, що включає електронний підсилювач, електромагніт наведення і МКА з гіродіном.

Вим.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

$$W_{\text{пл}}(s) = \frac{\vartheta}{\vartheta_3} = \frac{k_{\text{еп}} k_{\text{м}} / R}{T_3 s + 1} \cdot \frac{k_{\text{ок}}}{T_2^2 s^2 + T_1 s + 1} \cdot \frac{1}{s} = \frac{k_{\text{отк}} k_{\text{еп}} k_{\text{м}} k_{\text{ок}} / T_3 T_2^2 R}{s^4 + \frac{(T_3 T_1 + T_2^2)}{T_3 T_2^2} s^3 + \frac{(T_3 + T_1)}{T_3 T_2^2} s^2 + \frac{1}{T_3 T_2^2} s}. \quad (3.2)$$

На підставі передатної функції (3.2) виконано моделювання розімкненої системи.

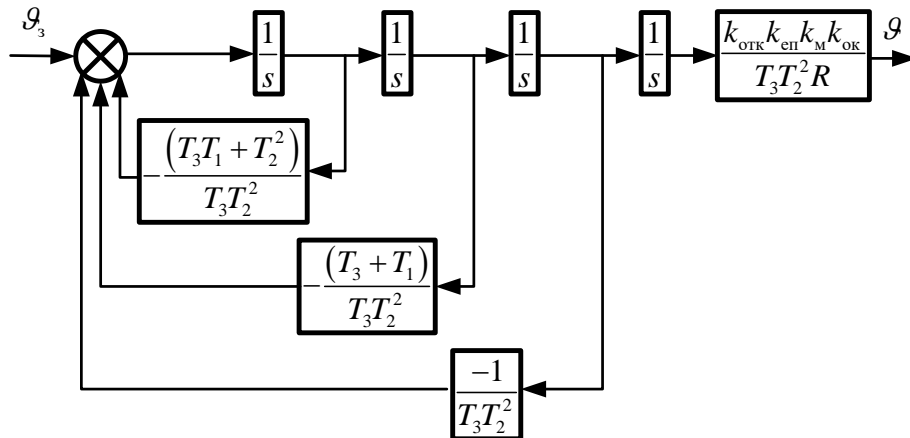


Рис. 3.4 Структурна схема розімкненої системи

Залишається, керуючись правилами сучасної теорії керування, додати в модель головний зворотний зв'язок по куту повороту МКА, реалізований через $k_{\text{отк}}$ і місцевий зворотний зв'язок по швидкості відхилення МКА, реалізований через $-k_{\text{отп}} H / C_T$ (постійні часу T_5, T_4 вважатимемо величинами другого порядку малості). Структурну схему замкнутої СОК в змінних стану представлено на рис. 3.5.

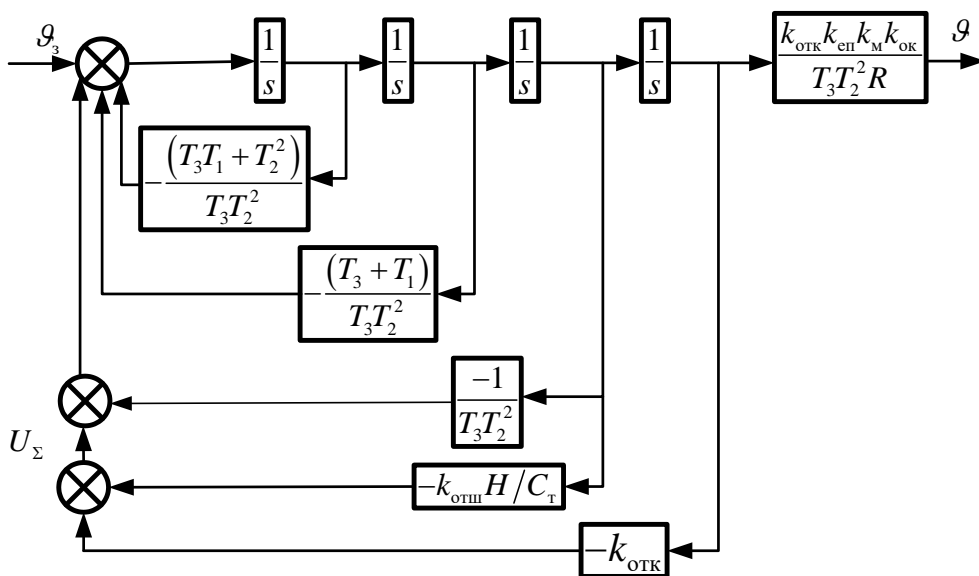


Рис.3.5 Структурна схема замкнутої СОК в змінних стану

Модель дала можливість знайти матриці коефіцієнтів \mathbf{A}_f , входу \mathbf{B} і виходу \mathbf{C}

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}_f \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathcal{G}_3 \\ \mathcal{G} &= \mathbf{C} \mathbf{x} \end{aligned} \quad (3.3)$$

$$\mathbf{A}_f = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -k_{\text{отк}} & \frac{-1}{T_3 T_2^2} - k_{\text{отш}} H / C_T & -\frac{(T_3 + T_1)}{T_3 T_2^2} & -\frac{(T_3 T_1 + T_2^2)}{T_3 T_2^2} \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \frac{k_{\text{отк}} k_{\text{ел}} k_M k_{\text{отк}}}{T_3 T_2^2 R} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

Результати моделювання на підставі отриманої моделі наведені на рис.3.6.

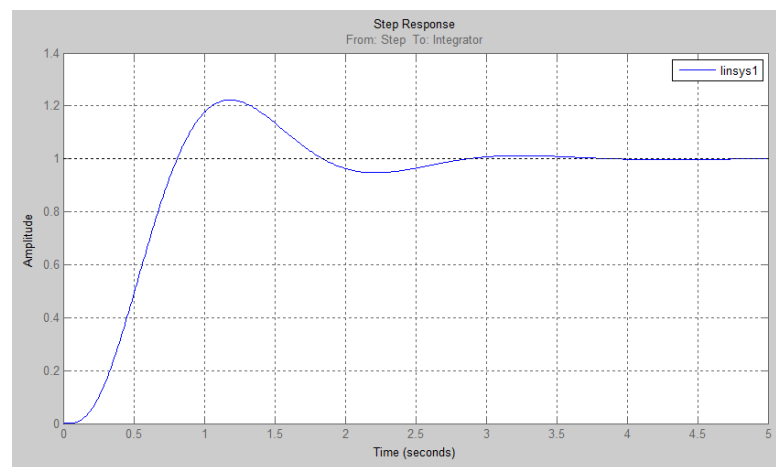
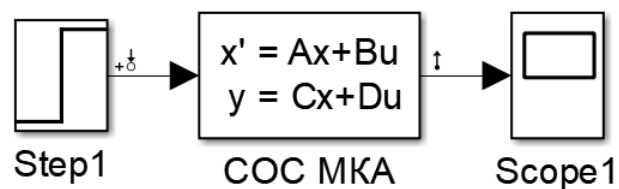


Рис.3.6 Динаміка поведінки СОС за результатами моделювання

Аналіз отриманих даних дозволяє зробити висновок про необхідність оптимізації моделі з метою забезпечення динаміки поведінки системи відповідно до вимог технічних умов для МКА.

3.3. Оптимізація моделі системи орієнтації й стабілізації

При синтезі закон керування визначимо як

$$u(t) = -\mathbf{K}\mathbf{x}(t), \quad (3.4)$$

де \mathbf{K} - вектор розмірності (1×4) постійних коефіцієнтів.

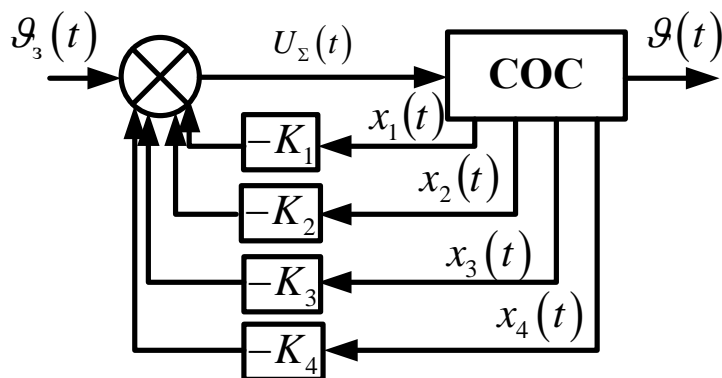


Рис.3.7 Схема синтезу СОС

Закон керування може бути записаний у вигляді

$$U_{\Sigma}(t) = -K_1x_1(t) - K_2x_2(t) - K_3x_3(t) - K_4x_4(t). \quad (3.5)$$

Таким чином, сигнал, що надходить на вхід СОС, являє собою лінійну комбінацію всіх його змінних стану.

Завдання синтезу буде полягати у визначенні бажаного положення коренів λ_i характеристичного рівняння системи і знаходженні коефіцієнтів K_i , що його забезпечують.

Вважаючи, що за умовами синтезу коріння характеристичного рівняння повинні мати значення $-\lambda_1, -\lambda_2, -\lambda_3, -\lambda_4$, бажане характеристичне рівняння системи можна записати у вигляді

$$A_6(s) = s^4 + a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0 = (s + \lambda_1)(s + \lambda_2)(s + \lambda_3)(s + \lambda_4) = 0. \quad (3.6)$$

Як алгоритм розрахунку матриці була прийнята формула Аккермана

$$\mathbf{K} = [0 \ 0 \ 0 \ 1] [\mathbf{A} \ \mathbf{A}\mathbf{B} \ \mathbf{A}^2\mathbf{B} \ \mathbf{A}^3\mathbf{B}]^{-1} A_6(\mathbf{A}), \quad (3.7)$$

де $A_6(\mathbf{A})$ - матричний поліном, утворений шляхом використання коефіцієнтів бажаного характеристичного рівняння (3.6)

$$A_6(\mathbf{A}) = \mathbf{A}^4 + a_3\mathbf{A}^3 + a_2\mathbf{A}^2 + a_1\mathbf{A} + a_0\mathbf{I}. \quad (3.8)$$

Матриці **A** і **B** системи орієнтації та стабілізації нам відомі

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{-1}{T_3 T_2^2} & -\frac{(T_3 + T_1)}{T_3 T_2^2} & -\frac{(T_3 T_1 + T_2^2)}{T_3 T_2^2} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}.$$

Коефіцієнти бажаного характеристичного рівняння системи знаходимо, використовуючи поле нулів і полюсів (рис. 3.8)

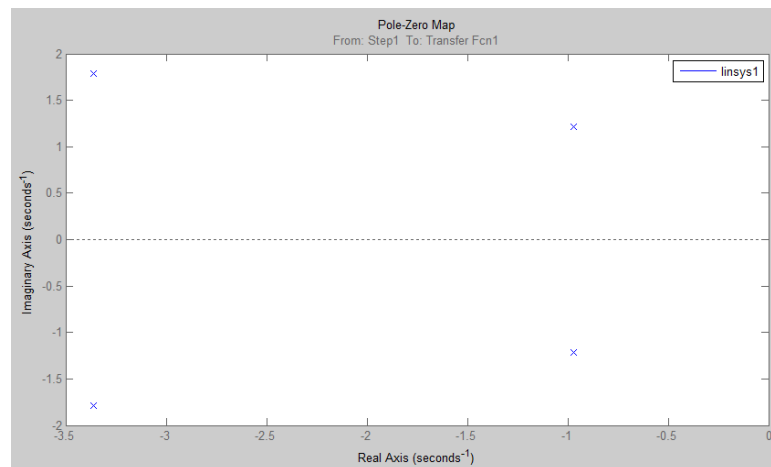


Рис.3.8 Поле нулів і полюсів

передатної функції бажаної системи, на підставі алгоритмів

$$A_6(s) = s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0 = (s + \lambda_1)(s + \lambda_2)(s + \lambda_3)(s + \lambda_4) = 0$$

$$a_3 = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4$$

$$a_2 = \lambda_1 \lambda_2 + \lambda_1 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_4 + \lambda_2 \lambda_3 + \lambda_2 \lambda_4 + \lambda_3 \lambda_4$$

$$a_1 = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_2 \lambda_4 + \lambda_1 \lambda_3 \lambda_4 + \lambda_2 \lambda_3 \lambda_4$$

$$a_0 = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 \lambda_4.$$

Як бажаної системи прийнята система з передатною функцією

$$W_{\text{екв}}(s) = \frac{34,67}{s^4 + 8,67s^3 + 30s^2 + 44,44s + 34,67},$$

яка забезпечує оптимальну динамічну характеристику. Оптимальну для СОС МКА динаміку показано на рис. 3.9.

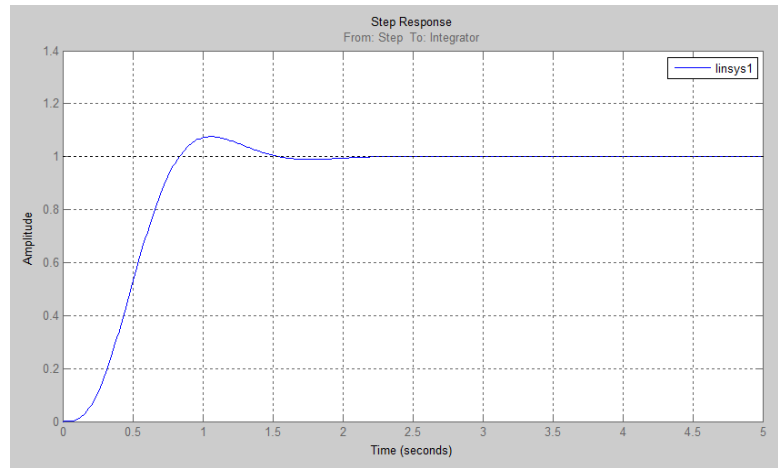


Рис.3.9 Оптимальна динаміка СОС

В результаті виконаних розрахунків знаходимо компоненти матриці **K**

$$K_4 = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 - \frac{T_3 T_1 + T_2^2}{T_3 T_2^2} = 0,8;$$

$$K_3 = \lambda_1 \lambda_2 + \lambda_1 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_4 + \lambda_2 \lambda_3 + \lambda_2 \lambda_4 + \lambda_3 \lambda_4 - \frac{T_3 + T_1}{T_3 T_2^2} = 8;$$

$$K_2 = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_2 \lambda_4 + \lambda_1 \lambda_3 \lambda_4 + \lambda_2 \lambda_3 \lambda_4 - \frac{1}{T_3 T_2^2} = 17,77;$$

$$K_1 = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 \lambda_4 = 34,67.$$

Модель оптимальної СОС МКА в пакеті прикладних програм набуває вигляду, показаного на рис.3.10.

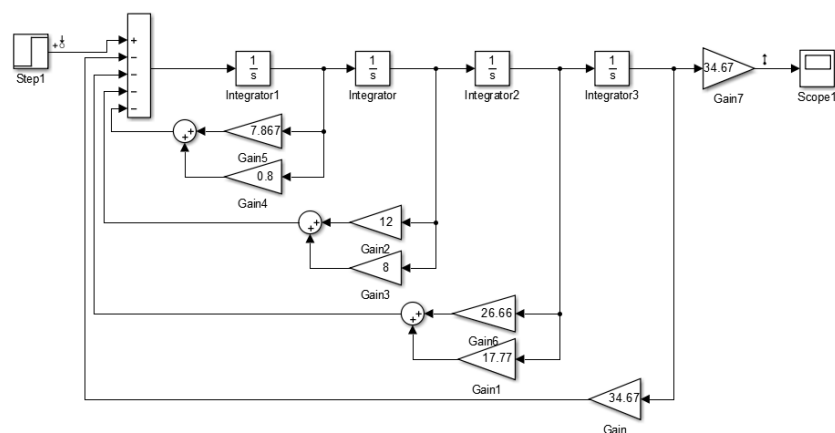


Рис.3.10 Модель в MathLab

4. АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СПОСТЕРІГАЧА СТАНУ

4.1 Оцінка вектору стану малого космічного апарату

Малим космічним апаратам (МКА) відводяться різні сфери застосування. При цьому основним завданням розробників систем їх орієнтації і стабілізації є забезпечення необхідної якості, в тому числі в умовах неповної апріорної інформації про зовнішні збурення і параметри об'єкта керування.

Принцип керування МКА полягає в формуванні вектора входу $\mathbf{J}_3(t)$ при зміні вектора виходу $\mathbf{J}(t)$ системи. Вектор станів $\mathbf{x}(t)$ зазвичай обмежується вихідними координатами $x_i(t) = \mathcal{G}_i(t)$ системи і швидкостями $\dot{x}_i(t) = \dot{\mathcal{G}}_i(t)$ їх зміни.

Припустимо, що маємо МКА, керований по одній вихідній координаті $\mathcal{G}(t)$. Рівняння його руху мають вигляд

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathcal{G} \\ \mathcal{G} &= \mathbf{C}\mathbf{x} \end{aligned} \quad (4.1)$$

Необхідно отримати оцінку вектора $\mathbf{x}(t)$ стану МКА, яку позначимо як $\hat{\mathbf{x}}(t)$. Функціональна схема оцінки вектору стану показана на рис.4.1. В процесі оцінки може використовуватися вся доступна інформація, тобто вхідний сигнал $\mathcal{G}_3(t)$, виміряне значення виходу $\mathcal{G}(t)$ і матриці $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}$.

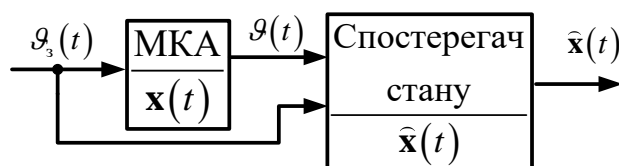


Рис.4.1 Функціональна схема оцінки вектору стану МКА

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 21 09 41 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>.Цьоба А.О.</i>			Автоматизована система кутової орієнтації та стабілізації малого космічного апарату	<i>Лім.</i>	<i>Арк</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>					48	66
<i>Конс.</i>					<i>151 ФАЕТ</i>		
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф..</i>						
<i>Зав.Каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						

Так як спостерігач стану повинен мати ту ж динаміку, що і МКА, то його рівняння запишемо як

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{F}\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{H}\mathcal{G}_3(t) + \mathbf{G}y(t). \quad (4.2)$$

Матриці $\mathbf{F}, \mathbf{H}, \mathbf{G}$ повинні бути обрані таким чином, щоб $\hat{\mathbf{x}}(t)$ давав точну оцінку $\mathbf{x}(t)$. Тоді в системі управління вектор $\hat{\mathbf{x}}(t)$ може бути використаний при формуванні закону керування

$$\mathcal{G}_3(t) = -\mathbf{K}\hat{\mathbf{x}}(t).$$

Рівняння для визначення матриць $\mathbf{F}, \mathbf{H}, \mathbf{G}$ можуть бути отримані різними способами. Скористаємося методом передатної функції. Суть його полягає в тому, що передатна функція від входу $\mathcal{G}_3(t)$ до змінної стану спостерігача $\hat{x}_i(t)$ повинна дорівнювати передатній функції від входу $\mathcal{G}_3(t)$ до змінної стану $x_i(t)$, тобто

$$\frac{\hat{X}_i(s)}{J_3(s)} = \frac{J(s)}{J_3(s)}, \quad i=1,2,3,\dots$$

Перетворення Лапласа рівнянь (4.1) дає:

$$\begin{aligned} s\mathbf{X}(s) &= \mathbf{A}\mathbf{X}(s) + \mathbf{B}J_3(s) \\ J(s) &= \mathbf{C}\mathbf{X}(s). \end{aligned}$$

Вирішимо ці рівняння щодо $\mathbf{X}(s)$:

$$\mathbf{X}(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B}J_3(s), \quad (4.3)$$

де $(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B} = \frac{\mathbf{X}(s)}{J_3(s)}$ - матрична передатна функція.

Перетворюючи по Лапласа рівняння (4.2) спостерігача стану, знаходимо його матричну передатну функцію

$$\frac{\hat{\mathbf{X}}(s)}{J_3(s)} = (s\mathbf{I} - \mathbf{F})^{-1} [\mathbf{H} + \mathbf{G}\mathbf{C}(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B}]. \quad (4.4)$$

Прирівнюємо матричні передатні функції (4.3) і (4.4)

$$(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B} = (s\mathbf{I} - \mathbf{F})^{-1} [\mathbf{H} + \mathbf{G}\mathbf{C}(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B}]$$

і знаходимо матриці спостерігача стану

$$\mathbf{F} = \mathbf{A} - \mathbf{G}\mathbf{C}; \quad \mathbf{H} = \mathbf{B}. \quad (4.5)$$

При вибраних значеннях матриць матричні передатні функції МКА і спостерігача стану дорівнюватимуть незалежно від матриці \mathbf{G}

$$(\mathbf{s}\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B} = (\mathbf{s}\mathbf{I} - \mathbf{A} + \mathbf{G}\mathbf{C})^{-1} \mathbf{B} [\mathbf{I} + \mathbf{G}\mathbf{C}(\mathbf{s}\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}] \Rightarrow (\mathbf{s}\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B} = \mathbf{I}\mathbf{B}(\mathbf{s}\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}.$$

Отже, матрицю \mathbf{G} можна вибрати, враховуючи бажані вимоги до спостерігача стану.

На підставі (4.2) і (4.5) знаходимо рівняння спостерігача стану

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = (\mathbf{A} - \mathbf{G}\mathbf{C})\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}\mathcal{G}_3(t) + \mathbf{G}\mathcal{G}(t), \quad (4.6)$$

де підлягає визначенню матриця \mathbf{G} .

При реалізації закону керування МКА спостерігач розміщують в контурі його керування, а сигнал, що надходить на вхід системи автоматичного керування, являє собою комбінацію всіх змінних стану МКА.

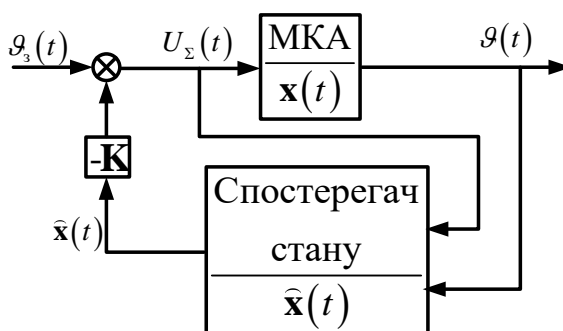


Рис.4.2 СОС МКА зі спостерігачем стану

Оцінімо помилку, що виникає в процесі оцінки стану.

Для цього введемо поняття вектора помилки

$$\mathbf{e}(t) = \mathbf{x}(t) - \hat{\mathbf{x}}(t), \quad (4.7)$$

або

$$\begin{bmatrix} e_1(t) \\ e_2(t) \\ \dots \\ e_n(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1(t) \\ x_2(t) \\ \dots \\ x_n(t) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{x}_1(t) \\ \hat{x}_2(t) \\ \dots \\ \hat{x}_n(t) \end{bmatrix}.$$

Рівняння похідною вектора помилки має вигляд

$$\dot{\mathbf{e}}(t) = \dot{\mathbf{x}}(t) - \dot{\hat{\mathbf{x}}}(t).$$

Розкриваючи значення $\dot{\mathbf{x}}(t)$ і $\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t)$, отримуємо:

$$\dot{\mathbf{e}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathcal{G}_3(t) - (\mathbf{A} - \mathbf{GC})\hat{\mathbf{x}}(t) - \mathbf{B}\mathcal{G}_3(t) - \mathbf{G}\mathcal{G}(t).$$

Оскільки $\mathcal{G}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t)$, то рівняння похідної помилки набуває вид

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) - (\mathbf{A} - \mathbf{GC})\hat{\mathbf{x}}(t) - \mathbf{GC}\mathbf{x}(t) = \\ &= (\mathbf{A} - \mathbf{GC})[\mathbf{x}(t) - \hat{\mathbf{x}}(t)] = (\mathbf{A} - \mathbf{GC})\mathbf{e}(t). \end{aligned} \quad (4.8)$$

Аналіз рівнянь (4.6) і (4.8) показує, що помилка оцінки стану має ту ж саму динаміку, що і спостерігач стану.

4.2 Синтез спостерігача стану МКА

Завдання синтезу спостерігача полягає у визначенні матриці \mathbf{G} за бажаним характеристичним поліномом $A_{\text{сб}}(s)$ спостерігача і відомим \mathbf{A} та \mathbf{B} матрицям системи.

Рівняння спостерігача має вигляд:

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = (\mathbf{A} - \mathbf{GC})\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}\mathcal{G}_3(t) + \mathbf{G}\mathcal{G}(t).$$

Звідси знаходимо характеристичне рівняння спостерігача стану

$$\det(s\mathbf{I} - \mathbf{A} + \mathbf{GC}) = 0.$$

Так як швидкодія спостерігача повинно бути в 2-4 рази вище швидкодії системи, то вибираємо його бажане характеристичне рівняння

$$A_{\text{сб}}(s) = s^4 + a_{3c}s^3 + a_{2c}s^2 + a_{1c}s + a_{0c} = s^4 + 26,01s^3 + 90s^2 + 133,32s + 104,01.$$

Тоді матриця \mathbf{G} може бути знайдена з рівняння

$$\det(s\mathbf{I} - \mathbf{A} + \mathbf{GC}) = A_{\text{сб}}(s).$$

Для розрахунку матриці \mathbf{G} спостерігача стану може бути використана формула Аккермана.

В підсумку отримаємо результат:

$$\mathbf{G} = A_{сб}(\mathbf{A}) \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \\ \mathbf{CA}^2 \\ \mathbf{CA}^3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (4.9)$$

де $A_{сб}(\mathbf{A})$ - матричний поліном, утворений шляхом використання коефіцієнтів бажаного характеристичного спостерегача стану

$$\begin{aligned} A_{сб}(\mathbf{A}) &= \mathbf{A}^4 + a_3\mathbf{A}^3 + a_2\mathbf{A}^2 + a_1\mathbf{A} + a_0\mathbf{I} = \\ &= \mathbf{A}^4 + 26,01\mathbf{A}^3 + 90\mathbf{A}^2 + 133,32\mathbf{A} + 104,01\mathbf{I} \end{aligned}$$

Розраховуємо всі необхідні матриці і визначаємо матрицю \mathbf{G} .

Матричний поліном:

$$\begin{aligned} A_{сб}(\mathbf{A}) &= \begin{bmatrix} -20.8 & -26.67 & -12 & -7.87 \\ 163.696 & 189.093 & 67.77 & 49.937 \\ -1039 & -1168 & -410.15 & -325.233 \\ 6765 & 7635 & 2735 & 2145 \end{bmatrix} + 26.01 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ -20.8 & -26.67 & -12 & -7.87 \\ 163.696 & 189.093 & 67.77 & 49.937 \\ -1039 & -1168 & -410.15 & -325.233 \end{bmatrix} \\ &+ 90 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -20.8 & -26.67 & -12 & -7.87 \\ 163.696 & 189.093 & 67.77 & 49.937 \end{bmatrix} + 133.32 \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -20.8 & -26.67 & -12 & -7.87 \end{bmatrix} + \\ &+ 104.01 \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Отримуємо

$$A_{сб}(\mathbf{A}) = \begin{bmatrix} 14.65 & 18.78 & 10.73 & -0.14 \\ 2.912 & 18.384 & 20.46 & 11.832 \\ -246.101 & -312.642 & -123.598 & -72.656 \\ 1511 & 1692 & 559.223 & 448.207 \end{bmatrix}.$$

Матриці **A** і **C** :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{-1}{T_3 T_2^2} & -\frac{(T_3 + T_1)}{T_3 T_2^2} & -\frac{(T_3 T_1 + T_2^2)}{T_3 T_2^2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -20.8 & -26.6 & -12 & -7.8 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \frac{k_{\text{отк}} k_{\text{сп}} k_{\text{м}} k_{\text{ок}}}{T_3 T_2^2 R} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = [34,67 \ 0 \ 0 \ 0]$$

Зворотна матриця $\begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \\ \mathbf{CA}^2 \\ \mathbf{CA}^3 \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} 20.8 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 20.8 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 20.8 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 20.8 \end{bmatrix}^{-1}$.

Знаходимо матрицю **G**

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 14.65 & 18.78 & 10.73 & -0.14 \\ 2.912 & 18.384 & 20.46 & 11.832 \\ -246.101 & -312.642 & -123.598 & -72.656 \\ 1511 & 1692 & 559.223 & 448.207 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 20.8 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 20.8 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 20.8 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 20.8 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0.006 \\ 0.569 \\ -3.493 \\ 21.548 \end{bmatrix}.$$

Отже, у результаті синтезу була знайдена матриця **G**. Так як матриця **G** відома, знайдемо рівняння спостерігача стану МКА.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) &= (\mathbf{A} - \mathbf{GC})\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}\mathcal{G}_3(t) + \mathbf{G}\mathcal{G}(t) \Rightarrow \\ \Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{\hat{x}}_1 \\ \dot{\hat{x}}_2 \\ \dot{\hat{x}}_3 \\ \dot{\hat{x}}_4 \end{bmatrix} &= (\mathbf{A} - \mathbf{GC}) \cdot \begin{bmatrix} \hat{x}_1 \\ \hat{x}_2 \\ \hat{x}_3 \\ \hat{x}_4 \end{bmatrix} + \mathbf{B}\mathcal{G}_3 + \mathbf{G}\mathcal{G}. \end{aligned}$$

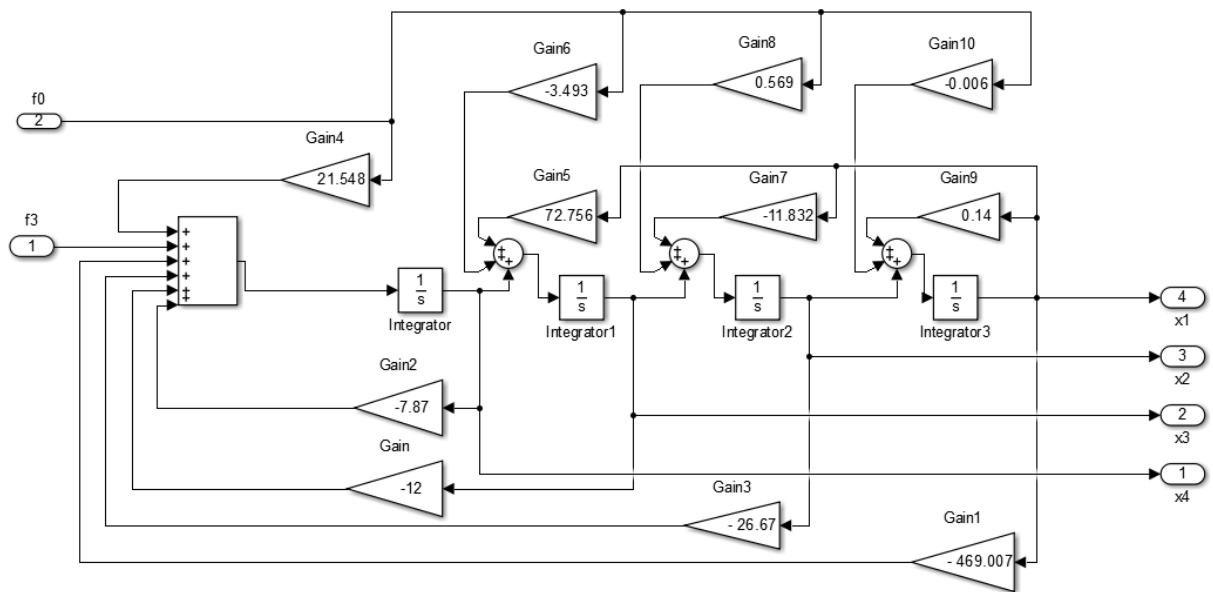


Рис. 4.3 Модель спостерігача стану

Відповідно до структурної схеми (рис.3.4) моделюємо СОС МКА. Модель відображено на рис. 4.4.

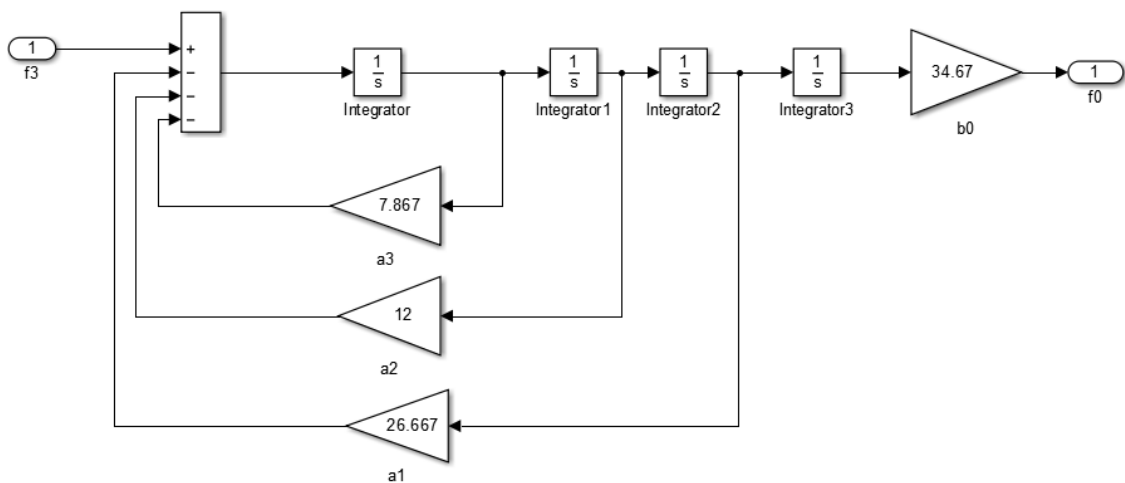


Рис.4.4 Модель СОС МКА

При конструктивній реалізації системи орієнтації і стабілізації спостерігач стану розміщують в замкнутому контурі керування, як показано на рис.4.5.

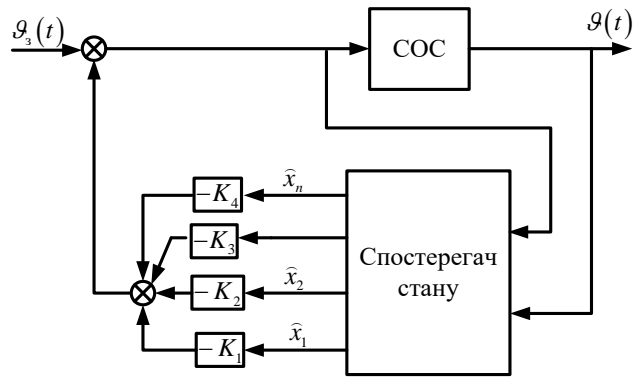


Рис.4.5 Система зі спостерігачем стану

На підставі моделей (рис.4.3 - 4.4) відповідно до схеми розміщення спостерігача в системі (рис.4.5) була розроблена повна модель автоматизованої системи орієнтації та стабілізації малого космічного апарату. Модель наведено на рис.4.6.

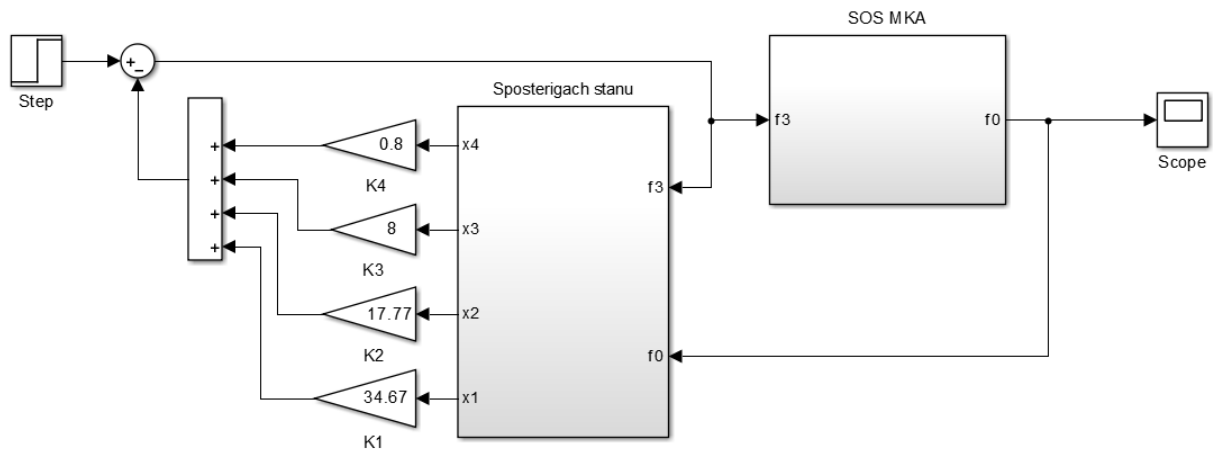


Рис.4.6 Модель СОС МКА зі спостерігачем стану

На рис.4.6 моделі системи орієнтації та стабілізації і спостерігача стану згорнуті до рівня субсистем.

Отримана модель досліджуваної системи дозволяє при вибраних параметрах оцінити її статичку і динаміку.

4.4. Результати експериментальних досліджень і їх аналіз

Експериментальні дослідження виконувалися відповідно до схеми, яку показано на рис.4.7

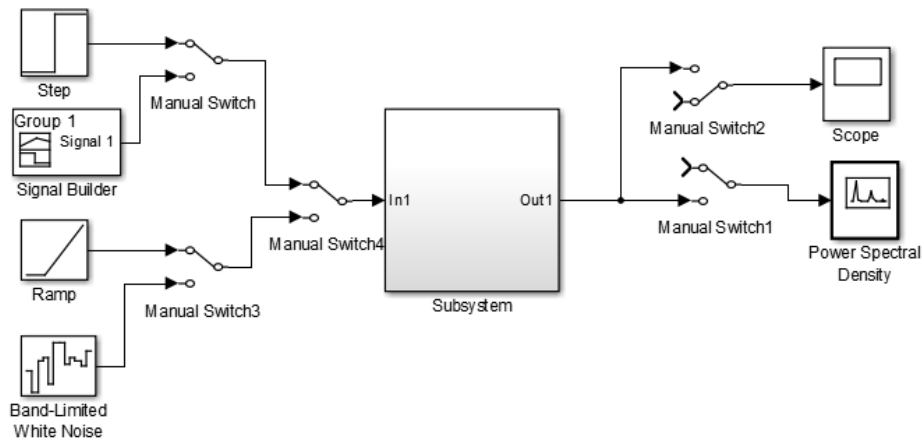


Рис.4.7 Схема організації експерименту

Метою експериментальних досліджень було порівняння на основі одержуваних даних систем орієнтації і стабілізації малого космічного апарату, виконаних за класичною схемою системи автоматичного керування і схемою із застосуванням спостерігача стану.

Як критерії порівняння використовувалися критерії стійкості автоматичних систем, критерії оцінки якості в сталих і перехідних режимах роботи, критерії оцінки якості при дії випадкових збурюючих впливів.

Формування відповідних вхідних впливів забезпечувалося моделями джерел сигналів Step, Signal Builder, Ramp, White Noise. Вихідні сигнали реєструвалися моделями осцилографа Scope і спектрометра Power Spectral Density. Застосовувався апарат лінійного аналізу MathLab.

На рис.4.8. подані поля нулів і полюсів досліджуваних систем. Верхнє поле відповідає СОС з спостерігачем стану, нижнє - класичної.

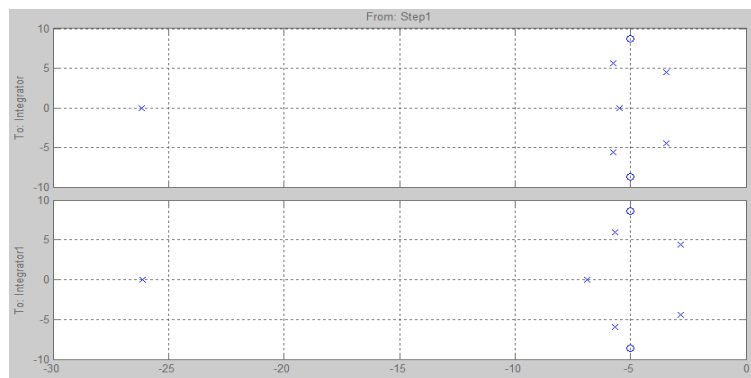


Рис.4.8 Поля нулів і полюсів

Вим.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Аналіз стійкості систем за допомогою кореневих критеріїв показав, що запас стійкості СОС з спостерігачем стану на 9% вище, ніж у класичній. При цьому динаміка систем схожа.

Як усталеного режиму роботи розглядався, так званий, режим стеження. Це режим, при якому може виконуватися коригування кутовий орієнтації МКА подачею сигналу з Центру керування польотом. Закони зміни в часі сигналу керування $\mathcal{G}_3(t)$ і вихідних сигналів СОС з спостерігачем стану $\mathcal{G}_c(t)$ та класичної $\mathcal{G}_k(t)$ показані на рис.4.9.

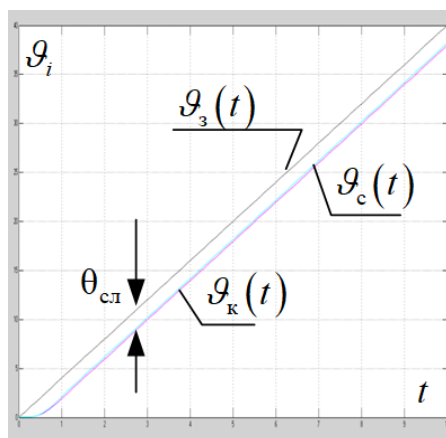


Рис.4.9 Характеристики в режимі стеження

Приходимо до висновку, що системам ОС МКА, як і будь-яких систем позиційного регулювання, характерна наявність помилки стеження. Однак, ця помилка практично залишається незмінною як для СОС класичного виконання, так і для СОС з спостерігачем стану. Розбіжність помилок стеження для розглянутих систем не перевищує 0,2%.

Динаміка систем оцінювалася по їх перехідним і імпульсним перехідним характеристикам (рис.4.10).

Отримані дані підтверджують попередній висновок про схожість динамічних процесів. Як критерії порівняння були використані:

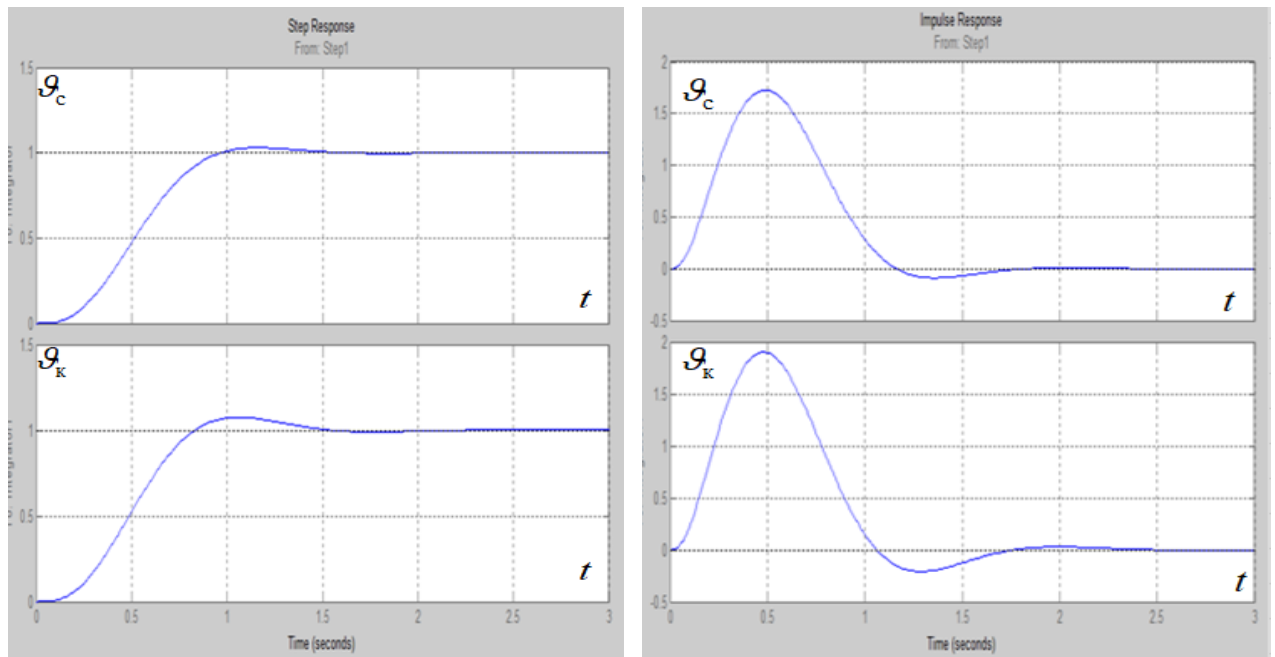
t_b - час відпрацювання сигналу управління;

t_p - час регулювання (протікання перехідного процесу);

$\mathcal{G}\%$ - перерегулювання;

n - кількість перебігів.

Вим.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата



а

б

Рис.4.10 Динамічні характеристики СОС МКА
а-перехідні; б-імпульсні перехідні

В результаті аналізу встановлено, що час відпрацювання сигналу керування в СОС МКА з спостерігачем стану перевищує аналогічний показник класичної СОС $t_{o,c} = 0.9c$; $t_{o,k} = 0.8c$. З іншого боку - час регулювання СОС МКА з спостерігачем стану $t_{p,c} = 1.25c$ менше ніж у класичній - $t_{p,k} = 1.4c$. Перерегулювання в СОС з спостерігачем стану становить $\mathcal{Q}_c\% = 5\%$, в класичній - $\mathcal{Q}_k\% = 15\%$. Кількість перебігів - практично однаково і дорівнює одному.

Так як у автора не було точної інформації про випадкові збурення, які діють на МКА, то було зроблено припущення про їх необмежену потужність. В теорії автоматичного керування роль випадкового процесу із нескінченно великою енергією відіграє, так званий, білий шум.

Якщо для обраних найгірших умов функціонування МКА внаслідок досліджень будуть отримані задовільні результати і характеристики СОС залишаться в межах норм технічних умов, то можна припустити, що вони будуть не гірші і при будь яких інших випадкових збуреннях.

На рис. 4.11 показано спектральні щільності реакцій СОС МКА на білий шум.

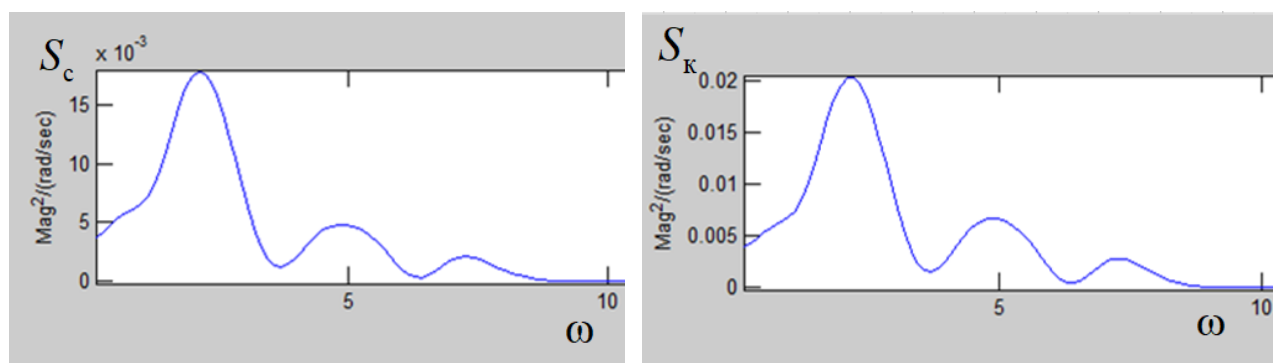


Рис.4.11 Спектральні щільності вихідних сигналів

Встановлено, що частотні спектри СОС з спостерігачем стану та класичної повністю збігаються. При цьому середньоквадратичне значення помилки

$$\sigma_g = \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S_g(\omega) d\omega}$$

системи з спостерігачем на 8% менше аналогічного показника класичної СОС.

Виходячи з вищевикладеного, робимо висновки про доцільність застосування спостерігача стану в системах орієнтації і стабілізації малих космічних апаратів. Їх застосування не тільки дозволить зменшити ваго-габартні показники МКА, підвищити їх надійність та знизити вартість комплектуючих, але і забезпечить більш високі показники якості керування МКА.

5. ОСНОВНІ НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ МКА ЗІ СПОСТЕРІГАЧЕМ СТАНУ

Аналіз варіантного виконання систем керування показує, що вони є позиційними системами автоматичного регулювання по куту розузгодження МКА щодо заданого, тобто системами з повною зворотним зв'язком за станом.

Зворотній зв'язок в системі керування МКА з принципом роботи по відхиленню, хоча і зменшує вплив змін зовнішніх впливів і параметрів об'єкта керування на її роботу, однак ці зміни призводять до певних відхилень процесу керування від розрахункового, погіршення показників його якості.

Проблема може бути вирішена застосуванням адаптивних систем керування МКА.

При цьому для забезпечення роботи контурів адаптації може виявитися, що не всі необхідні змінні стану системи можуть бути виміряні. У таких випадках знову-таки виникає необхідність в спостерігачі стану. Ті змінні стану, які не можуть бути виміряні безпосередньо, підлягають оцінці за допомогою спостерігачів стану на підставі параметрів, які вимірюються. Результати оцінки поповняють інформацію, якої бракує і для контурів адаптації при керуванні МКА.

Адаптивними прийнято називати системи автоматичного керування, здатні пристосовуватися до зміни зовнішніх умов і властивостей об'єкта керування з метою забезпечення необхідної якості керування.

Функціональна схема адаптивної системи подана на рис.5.1.

<i>Кафедра АКІК</i>				<i>НАУ 21 09 41 000 ПЗ</i>			
<i>Виконав</i>	<i>Цьоба А.О.</i>			Автоматизована система куткової орієнтації та стабілізації малого космічного апарату	<i>Літ.</i>	<i>Арк</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Аблесімов О.К.</i>					<i>61</i>	<i>66</i>
<i>Конс.</i>							
<i>Н.контр.</i>	<i>Тупіцин М.Ф.</i>						
<i>Зав.Каф.</i>	<i>Синєглазов В.М.</i>						
					<i>151</i>	<i>ФАЕТ</i>	

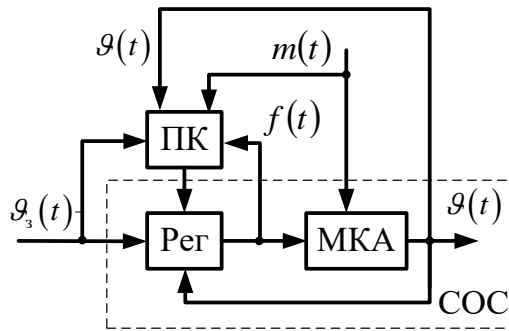


Рис.5.1. Функціональна схема адаптивної системи

Система складається з двох контурів керування:

- основний контур керування представлений системою автоматичного керування (СОС), що включає регулятор (Рег.) та об'єкт керування (МКА), охоплені зворотним зв'язком;
- вторинний контур керування представлений пристроєм керування автоматичної адаптації (ПК), на вхід якого надходить інформація про сигнал керування $g_3(t)$ і регульованої координаті $g(t)$ основний СОС, сигналі регулятора $f(t)$ і зовнішніх збурень $m(t)$, що діють на МКА.

Система автоматичного управління вирішує покладену на неї завдання, наприклад завдання орієнтації і стабілізації МКА. Пристрій ж управління ПК автоматичної адаптації здійснює настройку регулятора, змінюючи його параметри або структуру з метою забезпечення необхідної якості процесу керування при зміні умов функціонування системи. Таким чином, контур адаптації утворює другий рівень керування. Для вторинного контуру керування основна система (СОС) являє собою керований об'єкт.

Адаптивна система, як основна, може бути виконана з розімкненим, замкнутим або комбінованим контурами адаптації.

Виходячи з характеру настройки регулятора основний СОС, виконуваної керуючим пристроєм, можуть застосовуватися адаптивні системи, які самоналагоджуються або самоорганізуються.

Відмінність самоналагоджувальних систем від систем, що самоорганізуються як правило може полягати в тому, що адаптація в них досягається тільки за

рахунок зміни параметрів регулятора основної системи автоматичного керування, в той час як в самоорганізованих системах адаптація здійснюється зміною, як параметрів, так і структури регулятора.

Для керування МКА може бути запропонована замкнута самоналагоджувальна адаптивна система керування. У більшості випадків замкнуті контури адаптації реалізуються за регульованою координаті основний СОС.

Аналіз систем керування МКА показує, що різні по конструкції системи мають подібну структуру і однотипні передатні функції. Це дозволяє розглядати методику їх аналізу на базі узагальненої структурної схеми для однієї з площин управління. На рис.5.2. запропоновано структурну схему узагальненої одноплощинної адаптивної системи орієнтації та стабілізації МКА.

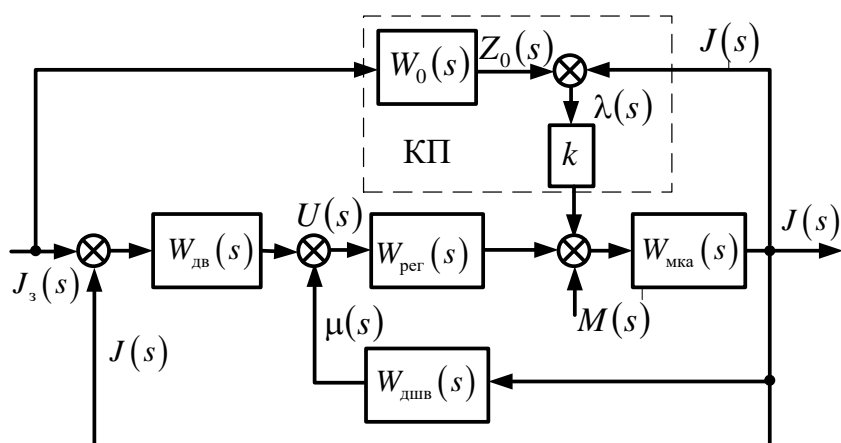


Рис.5.2. Структурна схема адаптивної системи управління МКА

У структурній схемі прийняті наступні позначення: $W_{мка}(s)$, $W_{рег}(s)$, $W_{дшв}(s)$, $W_{дв}(s)$ - передатні функції об'єкта керування - МКА, регулятора, датчика швидкості відхилення об'єкта керування, датчика відхилення об'єкта керування відповідно; $M(s)$ - сумарний збурюючий момент, діючий на об'єкт керування.

Пристрій керування ПК контуру адаптації включає в себе еталонний фільтр з передатною функцією $W_0(s)$ рівній бажаній передатній функції основної системи керування МКА, пристрій порівняння (суматор) регульованої координати $J(s)$ з вихідною величиною $Z_0(s)$ еталона і підсилювач з коефіцієнтом посилення k .

Об'єкт керування піддається впливу зовнішніх збурень $M(s)$. Сигнал $\lambda(s)$ розузгодження регульованою координати і еталона після посилення надходить на об'єкт керування з передатною функцією $W_{\text{мка}}(s)$.

Після приведення сигналів $J(s)$ і $\mu(s)$ до суматору на вході $W_{\text{мка}}(s)$ об'єкта керування знаходимо передатні функції системи:

- по сигналу керування

$$W_r(s) = \frac{W_{\text{дв}}(s)W_{\text{пер}}(s) + kW_0(s)}{1 + W_{\text{дв}}(s)W_{\text{пер}}(s)W_{\text{мка}}(s) + W_{\text{дшв}}(s)W_{\text{пер}}(s) + kW_{\text{мка}}(s)} W_{\text{мка}}(s);$$

- по збурюючому впливу

$$W_m(s) = \frac{W_{\text{мка}}(s)}{1 + W_{\text{дв}}(s)W_{\text{пер}}(s)W_{\text{мка}}(s) + W_{\text{дшв}}(s)W_{\text{пер}}(s) + kW_{\text{мка}}(s)}.$$

Вибираючи коефіцієнт підсилення $k = k_m$ досить високим, тобто забезпечуючи

$$k_m W_{\text{мка}}(s) \gg 1 + W_{\text{дв}}(s)W_{\text{пер}}(s)W_{\text{мка}}(s) + W_{\text{дшв}}(s)W_{\text{пер}}(s) \quad \text{і} \quad \frac{1}{k_m} \rightarrow 0,$$

отримуємо рівняння адаптивної СОС

$$J(s) \approx W_0(s)J_3(s) - \frac{1}{k_m}M(s) \approx W_0(s)J_3(s).$$

Таким чином, при зміні зовнішніх впливів, що діють на МКА, регульована координата залишиться близькою до еталонної.

ВИСНОВКИ

1. Проблема забезпечення необхідної якості керування МКА в умовах неповної апріорної інформації про зовнішні дії і параметри об'єкта керування може бути вирішена застосуванням адаптивних систем управління з спостерігачем стану.

2. Як адаптивна може бути запропонована система із замкнутим контуром адаптації за регульованою координатою МКА і еталонним фільтром.

3. Для забезпечення роботи контурів адаптації необхідною інформацією про змінний стану МКА доцільно введення до складу системи орієнтації та стабілізації спостерігача стану.

4. Введення до складу систем орієнтації та стабілізації спостерігача стану дозволить знизити вартість МКА за рахунок багаторазового використання еталонних фільтрів (моделей) і лічильно-обчислювальних пристроїв, що розміщуються безпосередньо на наземних пунктах управління. Це особливо важливо для МКА, ймовірність повернення яких на пункти управління невелика.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Аблесімов О.К., Александров Є.Є., Александрова І.Є.* Автоматичне керування рухомими об'єктами й технологічними процесами. - Харків: НТУ "ХПІ", 2008. - 443с.
2. *Филлипс Ч., Харбор Р.* Системы управления с обратной связью. – М: Лаборатория Базовых Знаний, 2001. – 616с.
3. *Аблесімов О.К., Гончар А.Ю.* Спостерігачі стану в САУ БПЛА.- Київ: «Електроніка та системи управління», 2012 -98с
4. *Рогожин В. О., Синеглазов В. М., Філяшкін М.К.* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. — К. : Вид-во НАУ, 2005. — 316с.