

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

АВТОМАТИЧНІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ

Лабораторний практикум

Рекомендовано Методичною радою КПІ ім. Ігоря Сікорського
як навчальний посібник для здобувачів ступеня магістра
за освітньою програмою «Комп'ютерно-інтегровані системи та технології в приладобудуванні»
спеціальності 174 Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка

Укладачі: С.Л. Лакоза, С.А. Мураховський

Електронне мережеве навчальне видання

Київ
КПІ ім. ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО
2024

- Укладачі: *Лакоза Сергій Леонідович*, канд. техн. наук, доц
Мураховський Сергій Анатолійович, канд. техн. наук, доц.
- Рецензент *Антонюк, В.С.*, д-р техн. наук, проф., кафедра комп'ютерно-інтегрованих технологій виробництва приладів КПІ ім. Ігоря Сікорського
- Відповідальний редактор *Півторак, Д. О.*, канд. техн. наук, доц., кафедра комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем КПІ ім. Ігоря Сікорського

*Гриф надано Методичною радою КПІ ім. Ігоря Сікорського
(протокол № 1 від 26.09.2024 р.)
за поданням вченої ради Приладобудівного факультету
(протокол № 6/24 від 25.06.2024 р.)*

- Л19 **Автоматичні системи орієнтації і стабілізації** [Електронний ресурс] : лаб. практикум : навч. посіб. для здобувачів ступеня магістра за освіт. програмою «Комп'ютерно-інтегровані системи та технології в приладобудуванні» спец. 174 Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка / КПІ ім. Ігоря Сікорського ; уклад.: С. Л. Лакоза, С. А. Мураховський. – Електрон. текст. дані (1 файл). – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2024. – 81 с.

Метою навчального посібника є вивчення роботи автоматичних системи орієнтації і стабілізації, ознайомлення з типовими зразками цих систем, вивчення чутливих елементів, що в них входять. Тематика робіт охоплює дослідження одновісних систем орієнтації, двовісних силових та індикаторних гіростабілізаторів, просторових систем стабілізації, моделювання систем орієнтації і стабілізації, безплатформних систем орієнтації, дослідження впливу типових збурень на їх роботу.

Навчальний посібник містить теоретичні відомості, опис конструкцій та характеристики автоматичних системи орієнтації і стабілізації, опис апаратури та необхідного обладнання для дослідження, порядок виконання лабораторних практикумів, методику оцінки основних характеристик систем орієнтації і стабілізації.

Навчальний посібник призначений для здобувачів ступеня магістр за спеціальністю 174 «Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка», буде також корисним студентам споріднених технічних спеціальностей.

УДК 531.383(07)

Реєстр. № НП 21/22-382. Обсяг 3 авт. арк.

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
проспект Берестейський, 37, м. Київ, 03056
<https://kpi.ua>

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів видавничої продукції ДК № 5354 від 25.05.2017 р.

ЗМІСТ

ОСНОВНІ СКОРОЧЕННЯ.....	4
ВСТУП.....	5
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 1. ДОСЛІДЖЕННЯ ПОХИБОК СЛІДКУЮЧОЇ СИСТЕМИ З РІЗНИМИ ЗАКОНАМИ КЕРУВАННЯ.....	6
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 2. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ДВОВІСНОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА МГВ. КОНСТРУКЦІЯ І ПРИНЦИП ДІЇ ДВОВІСНОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА МГВ.....	17
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 3. ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОСТОРОВИХ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ.....	30
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 4. МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ОДНОВІСНОГО СИЛОВОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА	41
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 5. МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ОДНОВІСНОГО ІНДИКАТОРНОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА	51
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 6. ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК АЛГОРИТМІВ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ.....	61
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	78
ДОДАТОК 1.....	79

ОСНОВНІ СКОРОЧЕННЯ

САК – система автоматичного керування.

СКТ – синусно-косинусний поворотний трансформатор.

ГС – гіростабілізатор.

СГС – силовий гіростабілізатор.

ІГС – індикаторний гіростабілізатор.

ГАГ – гіроазимутгоризонт.

ГЧЕ – гіроскопічний чутливий елемент.

ЛАЧХ – логарифмічна амплітудно-частотна характеристика.

БКВ – безплатформна курсовертикаль.

ДКШ – датчик кутової швидкості.

КФОО – комплементарний фільтр оцінки орієнтації.

МПЗ – магнітне поле Землі.

ВСТУП

Навчальний посібник складений відповідно до чинного силабусу кредитного модуля «Автоматичні системи орієнтації і стабілізації» для студентів приладобудівного факультету, які навчаються за спеціальністю 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка, освітньою програмою «Комп'ютерно-інтегровані системи та технології в приладобудуванні». Кредитний модуль призначений для забезпечення підготовки магістрів відповідно до стандарту вищої освіти за спеціальністю 174 – Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані технології та робототехніка. Цей навчальний посібник також може використовуватися студентами інших спеціальностей або освітніх програм.

Навчальний посібник містить шість лабораторних робіт. Тематика робіт присвячена поглибленню розуміння природи гіроскопічних законів та явищ, вивчення використання цих законів при побудові систем орієнтації і стабілізації, отримання навичок експериментального дослідження приладів та методів обробки результатів експериментальних досліджень. Також у посібнику розглядаються питання моделювання роботи платформних і безплатформних систем орієнтації та стабілізації. Кожна лабораторна робота містить теоретичні відомості, опис досліджуваних приладів, порядок виконання роботи, зміст звіту, контрольні питання. Роботи щодо моделювання автоматичних систем орієнтації і стабілізації містять опис функцій MATLAB, що використовуються при дослідженні, приклади їх використання, а також варіанти індивідуальних завдань та контрольні питання.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 1

ДОСЛІДЖЕННЯ ПОХИБОК СЛІДКУЮЧОЇ СИСТЕМИ З РІЗНИМИ ЗАКОНАМИ КЕРУВАННЯ

Мета роботи: ознайомлення з слідкуючою системою орієнтації за похибкою, вивчення типових режимів роботи слідкуючих систем та їх реалізації на лабораторній установці. Набуття навичок дослідження похибок слідкування при різних законах керування.

1.1. Теоретичні відомості

Замкнена система з використанням принципу зворотного зв'язку, тобто з вимірюванням відхилення регульованої величини від заданого значення та використанням отриманого результату для наближення процесу керування до заданого закону, називається системою автоматичного керування (САК).

У САК завжди можна виділити об'єкт керування, тобто пристрій, в якому той чи інший параметр, що характеризує деякий процес, підлягає зміні чи регулюванню у відповідності до заданого закону чи умови. Крім того, в САК є пристрій, за допомогою якого регульований параметр процесу автоматично змінюється в бажаному напрямку. Цей пристрій називається автоматичним регулятором.

Системи автоматичного регулювання класифікуються за різними ознаками:

- за характером зміни керуючого впливу розрізняють системи автоматичної стабілізації, програмного регулювання та слідкуючі системи;
- за виглядом сигналів, що передаються, виділяють системи: неперервні, з гармонічною модуляцією, імпульсні, релейні та цифрові.
- за способом математичного опису, який прийнято при дослідженні, виділяють лінійні та нелінійні системи. Обидві групи можуть бути представлені неперервними, дискретними та дискретно-неперервними системами.

Системи автоматичної стабілізації характеризуються тим, що у процесі роботи системи керуючий вплив залишається сталою величиною. Основним завданням системи автоматичної стабілізації є підтримання на постійному рівні з допустимою похибкою регульованої величини незалежно від діючих збурень.

Системи програмного регулювання відрізняються тим, що керуючий вплив змінюється за заздалегідь встановленому закону в функції від часу або координат системи. Така система є системою відтворення, в якій основним завданням є по можливості точніше відтворення керуючого впливу на виході у вигляді відповідних змін регульованої величини.

У слідкуючих системах керуючий вплив також є величиною змінною, але математичний опис його в часі не може бути встановлений. Це пов'язано з тим, що джерелом сигналу виступає зовнішнє явище, закон зміни якого заздалегідь невідомий. Такі системи призначені для відтворення на виході керуючого впливу з можливо більшою точністю.

Точність роботи слідкуючої системи характеризується неузгодженням, де $\Delta\theta = \theta_{вих} - \theta_{ex}$ – похибка слідкування, θ_{ex} – кут повороту вхідної осі, $\theta_{вих}$ – кут повороту вихідної осі.

Похибка слідкування складається з декількох складових: статичної, швидкісної, динамічної. Величина кожної складової похибки залежить від закону зміни вхідної дії. Оскільки закон зміни вхідної дії для слідкуючої системи є довільною випадковою функцією часу, то при експериментальному дослідженні точності слідкуючої системи прийнято використовувати наступні типові режими її роботи:

- режим слідкування при фіксованих значеннях кута повороту θ_{ex} вхідної осі. Цей режим характеризується статичною похибкою, обумовленою непогодженням $\theta_{ст}$ при спокої системи або в момент рушання;
- режим слідкування з постійною швидкістю $\dot{\theta}_{ex} = \Omega \Rightarrow \theta_{ex} = \Omega t$. Такий режим характеризується появою швидкісної похибки $\theta_{шв}$, обумовленої рухом вхідної осі з постійною швидкістю;
- режим слідкування при гармонійному впливі на вході. Характеризується появою динамічної похибки, що виникає при русі вхідної осі зі змінною кутовою швидкістю. При цьому кут повороту вхідної осі теж змінюється за гармонічним законом $\theta_{ex} = \theta_0 \sin \omega t$;

Похибки слідкуючих систем переважно викликані похибками чутливих елементів, наявністю люфтів, дією моментів навантаження на осі відпрацьовування, а також динамічними властивостями самих слідкуючих систем.

Величини складових похибок слідкуючих систем у значній мірі залежать від структури системи, що визначає закон регулювання. Для підвищення точності слідкуючої системи зазвичай використовують наступні методи:

- 1) збільшення коефіцієнта підсилення розімкненого ланцюга;
- 2) підвищення ступеня астатизму системи;
- 3) використання регулювання по похідних від похибки слідкування;
- 4) введення комбінованого керування по вхідному впливу й сигналу похибки.

Існуючі методи визначення статичної, швидкісної і динамічної складових похибок слідкуючої системи засновані або на безпосередньому вимірюванні

вхідної і вихідної величини та наступному їхньому порівнянні, або на вимірюванні напруги на вході підсилювача слідкуючої системи, яка пропорційна куту неузгодженості між вхідною і вихідною осями.

Визначення похибок цими методами пов'язане зі значними труднощами, обумовленими тим, що θ_{ex} і $\theta_{вих}$ — близькі величини й неперервно змінюються в процесі експерименту.

У макеті лабораторної установки використовується метод визначення складових похибок, що немає зазначених недоліків. Суть використовуваного методу полягає у створенні такого кінематичного зв'язку між задавальним і виконавчим елементами слідкуючої системи, при якому з'являється можливість уникнути вимірювання й визначення різниці вхідної та вихідної величин. При цьому похибку слідкуючої системи можна одержати у вигляді безпосереднього відліку.

1.2. Опис лабораторної установки

Установка складається з трьох блоків: поворотного стола із закріпленими на ньому чутливими й виконавчими елементами слідкуючої системи, пульта керування та оптичної системи зчитування сигналу похибки.

1.2.1. Поворотний стіл

Поворотний стіл (рис.1.1) складається з корпусу 1, у якому обертається поворотна платформа 7. Статор синусно-косинусного поворотного трансформатора-датчика (СКТ) 2 типу ВТ-5 жорстко скріплений з корпусом установки, а ротор - з віссю обертової платформи. На платформі встановлений СКТ - приймач 8 типу ВТ-5, ротор якого приводиться в рух двигуном 11 ДИД2ТА через редуктор 10. Підведення живлення до СКТ 8 і двигуна 10 здійснюється через колектор 3. Конструкція стола забезпечує одночасний поворот на однаковий кут статора СКТ - приймача й ротора СКТ - датчика. Платформа 7 приводиться в обертання приводним двигуном 13, у якості якого використовується двофазний асинхронний двигун-генератор ДГ-1. Редуктор, що складається з пари циліндричних зубчастих коліс 12 і черв'ячної передачі 5, передає обертаючий момент від двигуна до осі обертання платформи.

Кут повороту платформи можна визначити за допомогою лімба 6, укріпленого на платформі установки й індексу 4, жорстко зв'язаного з корпусом.

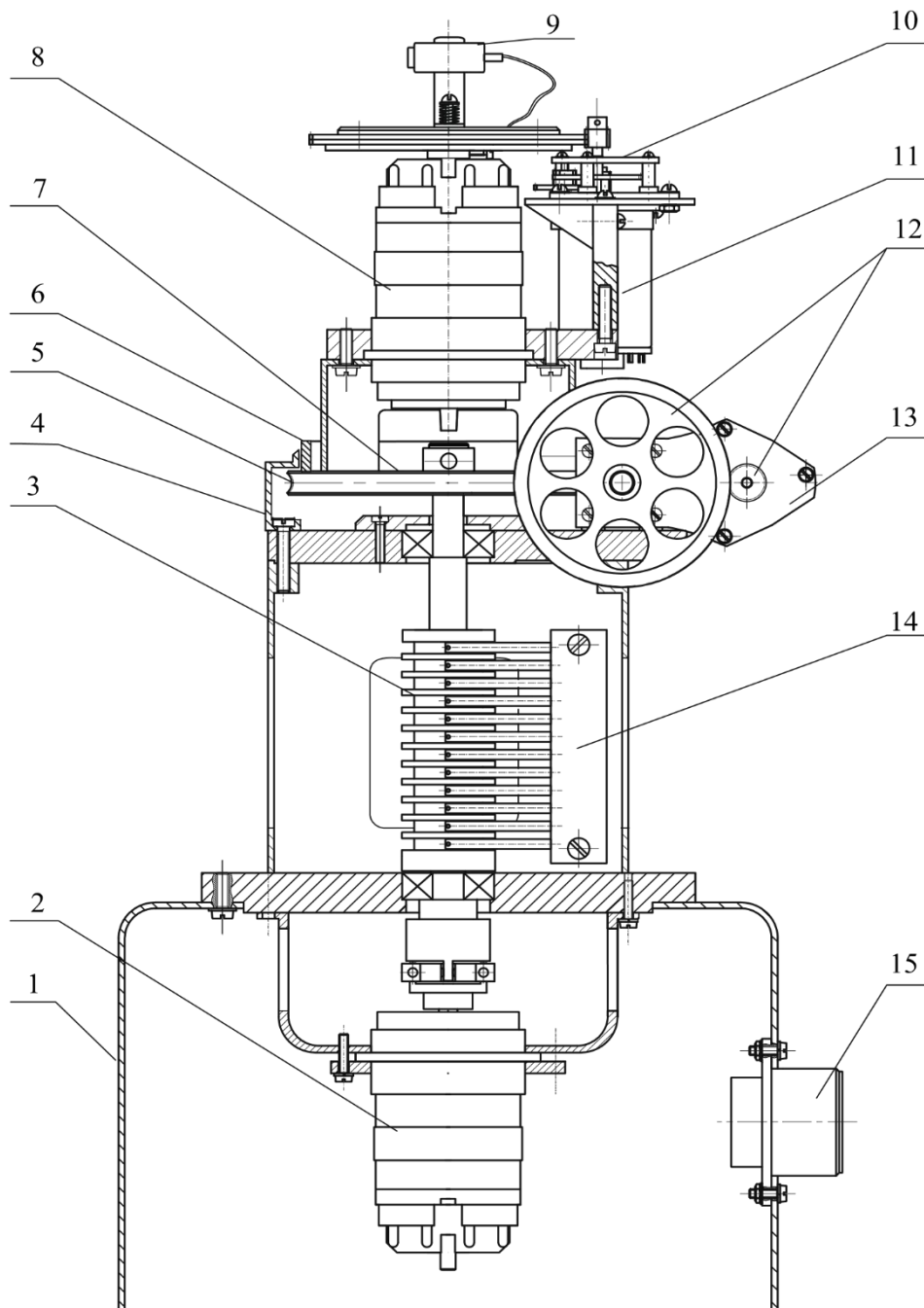


Рис. 1.1. Поворотний стіл

1 - корпус; 2 - СКТ-датчик; 3 - вісь; 4 - індекс; 5 - колесо черв'ячне; 6 - шкала; 7 - платформа; 8 - СКТ-приймач; 9 - коліматор; 10 - редуктор; 11 - двигун слідкуючої системи; 12 - редуктор приводу платформи; 13 - двигун приводу; 14 - колектор; 15 - штепсельний роз'єм.

Електрична схема поворотного стола показана на рис. 1.2.

Принцип роботи установки. Привідний двигун МЗ (поз.13 на рис.1.1) поворотного стола може відтворювати 3 типові режими роботи слідкуючих систем:

- 1) поворот на визначені кути (статичний режим);
- 2) поворот зі сталою кутовою швидкістю (динамічний режим, слідкування з

постійною швидкістю);

3) поворот зі зміною кута повороту стола за гармонічним законом (динамічний режим зі змінною швидкістю, режим слідкування при гармонійному впливі).

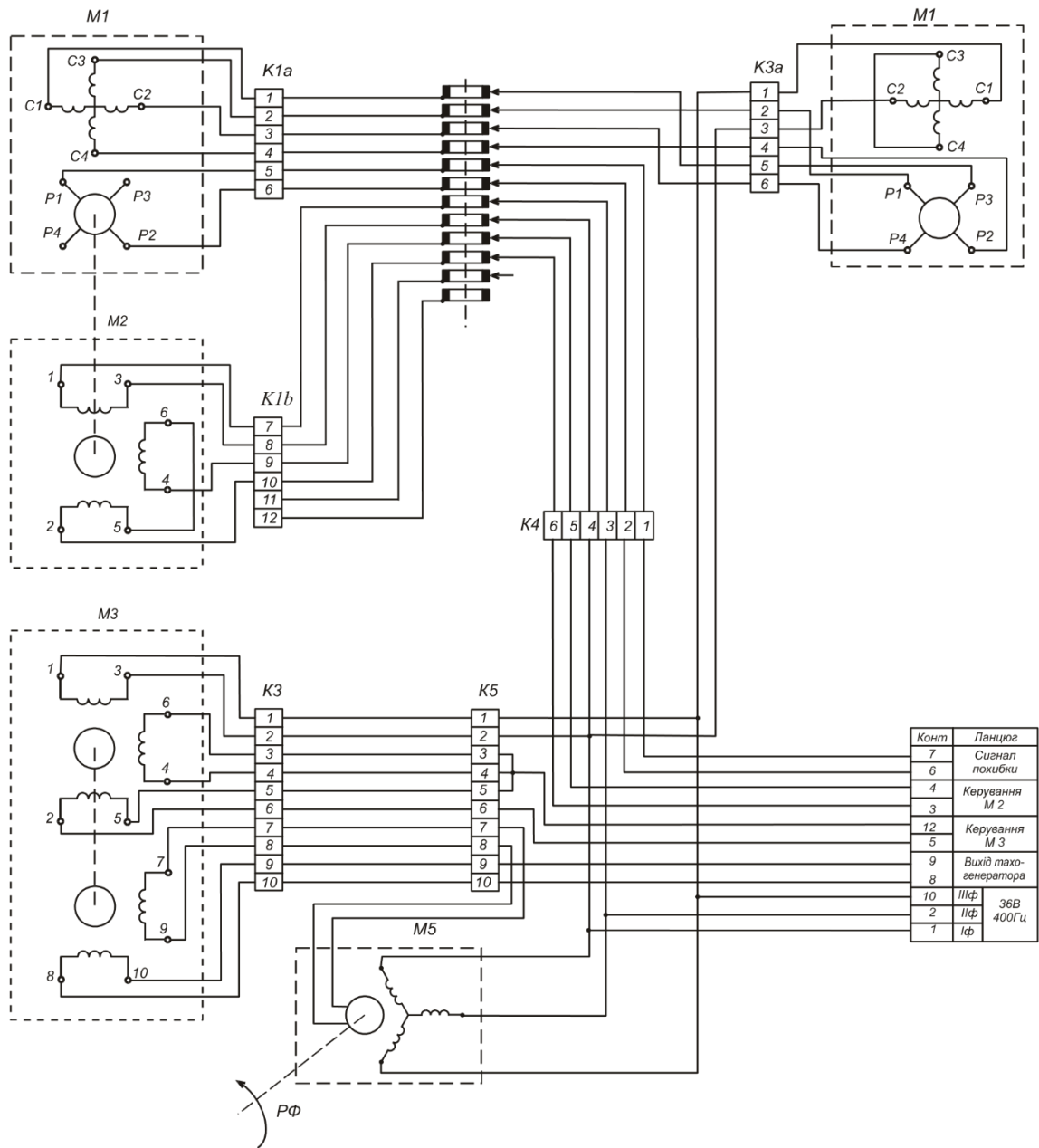


Рис. 1.2. Електрична схема поворотного стола

Поворот платформи призводить до такого ж повороту ротора СКТ-датчика (поз. 2, рис. 1.1). Зі статора М1 СКТ-приймача (поз. 8, рис. 1.1) на статор М1а СКТ-датчика подається напруга, що несе інформацію про кут повороту ротора СКТ-датчика відносно корпусу установки (поз. 1, рис. 1.1). З ротора СКТ-датчика (поз. 2, рис. 1.1), жорстко зв'язаного зі столом, через колектор сигнал подається на підсилювач пульта керування. З підсилювача цей сигнал подається на двигун М2

слідкуючої системи (поз. 11, рис. 1.1), який розвертає ротор СКТ-приймача (поз. 8, рис. 1.1) в узгоджене положення. Одночасно статор СКТ-приймача розвертається на такий же кут, що й ротор СКТ-датчика. Відхилення осі ротора СКТ-приймача від її первісного положення відносно корпусу визначає величину похибки слідкуючої системи. Це відхилення вимірюється за допомогою оптичної системи відліку.

Оптична система зчитування сигналу похибки складається з колімаційної труби, дзеркала, закріпленого на осі СКТ-приймача й екрана. Світловий пучок з коліматора попадає на дзеркало і, відбившись від нього, на екран. Кут повороту виконавчої осі відносно корпусу установки визначається по відхиленню світлового пучка на екрані від вихідного (нульового) положення. Можливо також застосування лазера, встановленого замість дзеркала.

1.2.2. Пульт керування

Зовнішній вигляд лицьової панелі установки показаний на рис. 1.3.

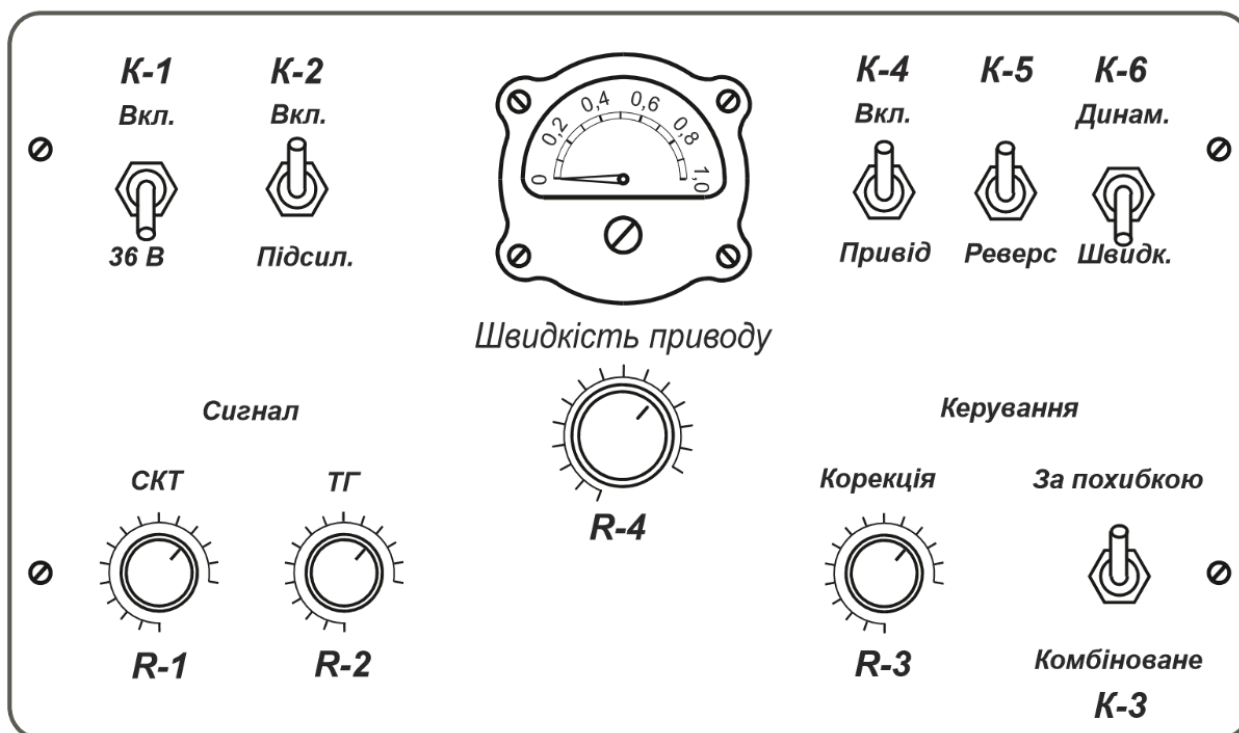


Рис.1.3. Пульт керування

Тумблер К1 призначений для подачі на установку живлення 36В, 400 Гц. Тумблер К2 підключає напругу 2-ої та 3-тої фази (рис.1.3) до керуючих обмоток привідного двигуна поворотного стола. Тумблер К3 визначає тип закону керування платформою – керування за похибкою чи комбіноване. При комбінованому керуванні, окрім сигналу розузгодження додається сигнал пропорційний кутовій

швидкості обертання платформи. Тумблер К4 зупиняє обертання поворотного стола. В режимі обертання з постійною кутовою швидкістю цим тумблером можна задавати поворот установки на визначені кути, імітуючи роботу слідкуючої системи в статичному режимі. Реверс приводного двигуна здійснюється про допомогою перемикача К5. Тобто для створення стрибкоподібного вхідного сигналу необхідно змінювати обертання стола за допомогою тумблера К5.

Тумблер К6 відповідає за закон зміни кутової швидкості в динамічному режимі роботи слідкуючої системи. У нижньому положенні поворотний стіл буде обертатися приводним двигуном з постійною кутовою швидкістю, а у верхньому – з кутовою швидкістю, яка змінюється за гармонічним законом.

Вольтметр на пульті керування відображає кутову швидкість поворотного стола. Його шкала проградуєрована в одиницях кутової швидкості.

Електрична схема пульта керування показана на рис.1.4.

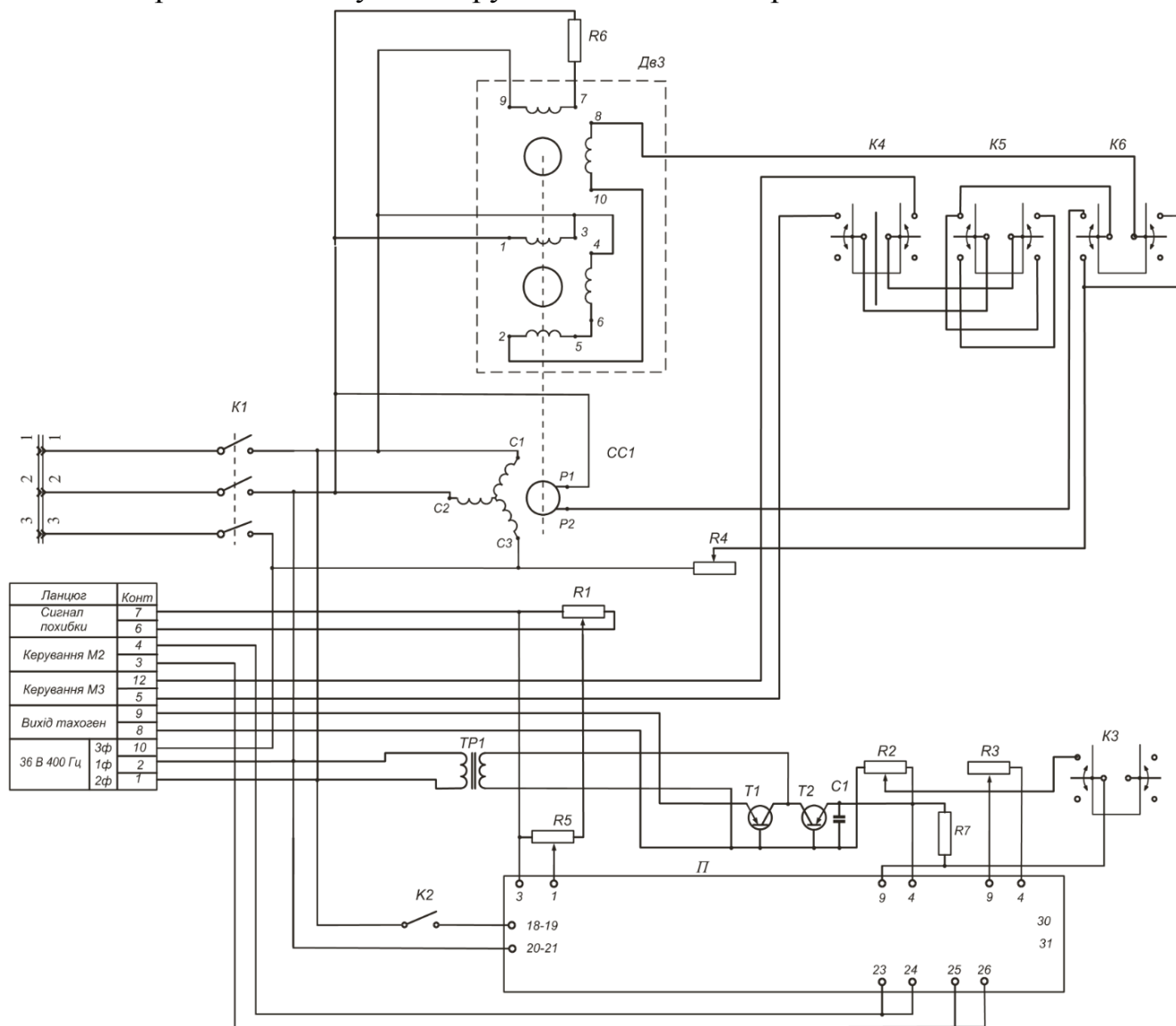


Рис. 1.4. Схема електрична пульта керування

Електрична схема пульта керування складається із трьох основних блоків.

1. Задатчик режимів роботи приводного двигуна стола, який складається із сельсина СС-1 типу СС-405, ротор якого приводиться в обертання двигуном ДВ3 через редуктор. У якості двигуна використовується двигун змінного струму типу ДГ-2.

2. Підсилювач слідкуючої системи (П).

3. Пристрій для вимірювання кутової швидкості обертання стола, що складається з вольтметра, шкала якого градуйована в одиницях кутової швидкості. Сигнал на вольтметр надходить із сигнальних обмоток генератора приводного двигуна ДВ2 типу ДГ-1.

4. Задатчик режимів роботи приводного двигуна забезпечує обертання поворотного стола в типових режимах. Принцип роботи його наступний. На статор сельсина СС-1 подається напруга 36 В, 400 Гц. При одному положенні тумблера К2 напруга 2-ої і 3-ої фаз надходить на керуючі обмотки приводного двигуна ДВ2 установки, який буде обертати поворотний стіл з постійною кутовою швидкістю.

Величина напруги, що подається на керуючі обмотки привідного двигуна, а отже, і швидкість обертання стола можна регулювати зміною величини опору R4.

При перемиканні тумблера К6 у верхнє положення керуючі обмотки приводного двигуна ДВ2 підключаються до роторної обмотки сельсина СС1. Одночасно цим же тумблером підключається живлення на двигун ДВ3 пульта. Двигун ДВ3 починає обертати ротор сельсина СС1 через редуктор. Напруга на роторній обмотці сельсина матиме форму гармонічної функції, яка і задає динамічний режим роботи привідного двигуна ДВ2. Кут повороту стола при цьому буде змінюватися за законом

$$\psi = \int \omega dt = \psi_m \cos \Omega t = \frac{kU_m}{\Omega} \cos \Omega t,$$

де ω – кутова швидкість привідного стола, що пропорційна напрузі з роторної обмотки сельсина, $\omega = \int \omega dt = \psi_m \cos \Omega t = \frac{kU_m}{\Omega} \cos \Omega t$. Ω – кутова швидкість двигуна ДВ2 пульта керування, яка задає частоту коливань поворотного стола. Зміна періоду коливань поворотного стола здійснюється реостатом R4.

Потенціометр R1 призначений для змінювання коефіцієнта передачі розімкнутої системи. Потенціометра R2 регулює коефіцієнт передачі сигналу пропорційного кутовій швидкості обертання поворотного стола.

1.3. Порядок виконання роботи

1.3.1. Виставити на пульті керування тумблер К3 у верхнє положення («За похибкою»), задавши закон керування поворотним столом за похибкою. Виміряти

статичну похибку слідування для обраного закону керування. Похибки слідування визначати для значення кутів повороту ротора СКТ-датчика в межах $0...360^\circ$ (в обидві сторони). Визначені кути повороту задавати поворотом установки в режимі обертання з постійною кутовою швидкістю, зупиняючи у визначеному положенні поворотний стіл за допомогою тумблера К4. Зробити дві серії вимірювань для різних значень коефіцієнта передачі розімкнутої системи (задається за допомогою потенціометра R1).

1.3.2. Задати режим обертання установки з постійною кутовою швидкістю, переключивши у відповідне положення тумблери К2, К4, К6. Виміряти величину швидкісної похибки слідування. Вимірювання проводити для декількох значень швидкості обертання поворотного стола (задається за допомогою потенціометра R4). Зробити дві серії вимірювань для різних значень коефіцієнта передачі розімкнутої системи (змінюється за допомогою потенціометра R1).

1.3.3. Задати режим обертання установки у динамічному режимі при гармонічному змінюванні вхідного кута обертання поворотної платформи, переключивши у відповідне положення тумблери К2, К4, К6. Виміряти величину динамічної похибки слідування. Вимірювання виконати при різних значеннях амплітуди й частоти вхідного впливу. Зміна періоду коливань поворотного стола здійснюється потенціометром R4. Потенціометром R3 можна змінювати коефіцієнт підсилення напруги, що подається на привідний двигун поворотного стола, і, відповідно, амплітуду коливань поворотного стола при фіксованих частотах.

1.3.4. Повторити вимірювання по пп. 1.4.1-1.4.3 для випадку комбінованого керування. Для цього на вхід підсилювача П за допомогою тумблера К3 подати напругу з сигнальних обмоток генератора привідного двигуна ДВ2 поворотного стола. Дана напруга пропорційна кутовій швидкості обертання вхідної осі. Величину цього сигналу можна регулювати за допомогою потенціометра R2.

1.4. Зміст звіту

У звіті повинні бути представлені результати вимірювання по пп.1.4.1 - 1.4.4 відповідно у таблицях 1.1-1.3, і графіки залежностей похибок слідування у досліджуваних режимах: $\Delta\theta(\theta_{axi}) = f_1(\theta_{axi})$; $\Delta\theta = f_2(\Omega_{axi})$; $\Delta\theta = f_3(\Omega, \psi_m)$. У звіті мають бути результати вимірювання для випадку двох законів керування, а також висновки по виконаній роботі. Для випадку дослідження комбінованого закону керування табл. 1.1-1.3 треба заповнити для двох різних значень коефіцієнтів підсилення сигналу кутової швидкості.

Таблиця 1.1.

Дослідження точності слідкуючої системи у статичному режимі

№ пп	Кут повороту столу установки θ_{exi} , градуси	Дослід 1. R1=____, поділки Похибка слідкуючої системи $\Delta\theta$, градуси	Дослід 2. R1=____, поділки Похибка слідкуючої системи $\Delta\theta$, градуси
1	$\theta_{ex1} =$	$\Delta\theta_1^{досл1} =$	$\Delta\theta_1^{досл2} =$
2	$\theta_{ex2} =$	$\Delta\theta_2^{досл1} =$	$\Delta\theta_2^{досл2} =$
...
...

Таблиця 1.2

Дослідження точності слідкуючої системи у швидкісному режимі

№ пп	Пост. кут. швидкість повороту стола Ω , °/с	Похибка слідкуючої системи $\Delta\theta$, градуси Дослід 1. R1=____, поділки	Похибка слідкуючої системи $\Delta\theta$, градуси Дослід 2. R1=____, поділки
1	$\Omega_1 =$	$\Delta\theta_1^{досл1} =$	$\Delta\theta_1^{досл2} =$
2	$\Omega_2 =$	$\Delta\theta_2^{досл1} =$	$\Delta\theta_2^{досл2} =$
...
...

Таблиця 1.3

Дослідження точності слідкуючої системи при гармонічному вхідному впливі (динамічний режим)

№ пп	Період коливань столу установки T_{Ω} , с (R4, поділки)	Похибка слідкуючої системи $\Delta\theta$, градуси (ампл. коливань столу $\Psi_{m1} =$ ____, градуси R3=____, поділки)	Похибка слідкуючої системи $\Delta\theta$, градуси (ампл. коливань столу $\Psi_{m2} =$ ____, градуси R3=____, поділки)
1	$T_{\Omega 1} = ;(R4 = _)$	$\Delta\theta_{m1}^{досл1} =$	$\Delta\theta_{m1}^{досл2} =$
2	$T_{\Omega 2} = ;(R4 = _)$	$\Delta\theta_{m2}^{досл1} =$	$\Delta\theta_{m2}^{досл2} =$
...
...

1.5. Контрольні питання

1. Як класифікують складові похибок слідкуючих систем? Які причини їх виникнення?
2. Методи визначення складових похибок.
3. У чому полягає комбінований принцип керування?
4. Навіщо в підсилювачі слідкуючої системи установлені фазочутливий випрямляч і модулятор?
5. По відомій передатній функції розімкненої слідкуючої системи визначити значення статичної похибки, швидкісної похибки.
6. Назвіть основні методи зменшення складових похибок слідкуючих систем.
7. Які переваги і недоліки методу визначення похибок слідкуючих систем, використовуваного при виконанні лабораторної роботи?
8. Досліджувана система з регулюванням по похибці має астатизм першого порядку. Поясніть результати експерименту, виконаного відповідно до п.1.4.1 навчального посібника.
9. Що таке моментна похибка слідкуючої системи?

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 2

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ДВОВІСНОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА МГВ. КОНСТРУКЦІЯ І ПРИНЦИП ДІЇ ДВОВІСНОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА МГВ

Мета роботи: вивчити принцип роботи й конструкцію силового гіроскопічного стабілізатора МГВ-1С, що слугує вимірювачем кутів крену й тангажу об'єкта. Набути навички перевірки МГВ-1С на відповідність паспортним параметрам, використовуючи комплект контрольно-перевірочної апаратури.

2.1. Теоретичні відомості

2.1.1. Принцип дії малогабаритної гіровертикалі

Принцип дії малогабаритної гіровертикалі заснований на властивості двовісного гіростабілізатора утримувати незмінним напрям вертикальної осі платформи в інерціальному просторі. МГВ-1С є коректованим двохосьовим горизонтальним силовим гіростабілізатором (СГС), побудованим на двох двоступеневих гіроскопах.

Спрощена кінематична схема каналу крену малогабаритної гіровертикалі представлена на рис. 2.1.

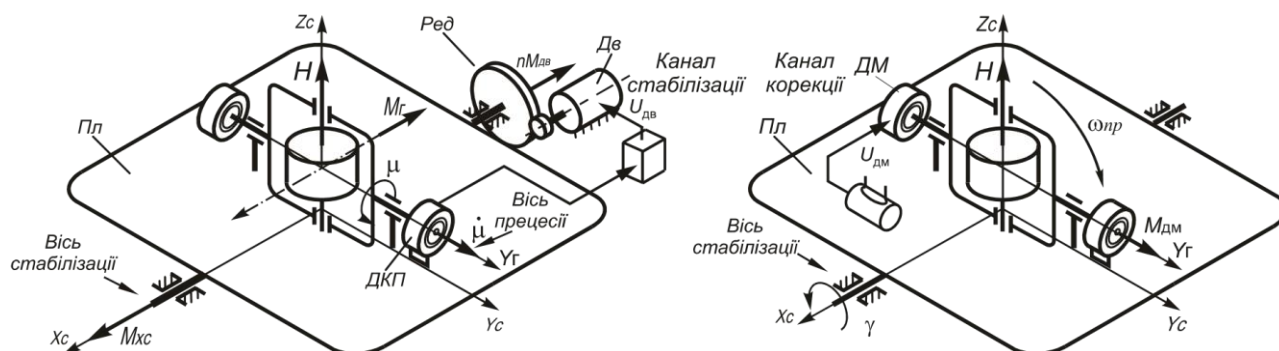


Рис. 2.1. Спрощена кінематична схема каналу крену: а – канал стабілізації; б - канал корекції

У схемі гіровертикалі МГВ-1С можна виділити два основних канали – канал стабілізації і канал корекції.

Розглянемо принцип дії одного з каналів стабілізації двовісного СГС – каналу стабілізації по крену. Нехай навколо зовнішньої осі стабілізації x_c діє деякий збурювальний момент M_{xc} . Цей момент складається з моменту дебалансу, моменту сил тертя, сил інерції і т. д. Під дією цього моменту гіроскоп буде здійснювати прецесійний рух навколо осі прецесії таким чином, щоб вектор кінетичного моменту

H сумістився по найкоротшому шляху з вектором моменту навантаження (збурювальний момент M_{xc}). Гіроскопічний момент, який виникає при цьому, врівноважує збурювальний момент, перешкоджаючи тим самим повороту платформи навколо осі стабілізації. Кут прецесії μ перетворюється датчиком кутів прецесії (ДКП) в електричний сигнал, який після підсилення поступає на двигун каналу стабілізації Дв. Останній створює протидіючий момент, що змінюється пропорційно куту μ . Таким чином, система силової гіроскопічної стабілізації використовує як силові, так і інформаційні властивості гіроскопічного чутливого елемента.

При наявності моменту стабілізуючого двигуна швидкість прецесії гіроскопа може бути визначена з наближеного рівняння моментів

$$H \dot{\mu} + k\mu = M_{xc}, \quad (2.1)$$

де $H \dot{\mu}$ - гіроскопічний момент; $k\mu$ - момент, створюваний двигуном в припущенні лінійності каналу стабілізації; k - крутизна характеристики каналу стабілізації. Інтегруючи це рівняння при нульових початкових умовах ($t = 0, \mu = 0$), отримаємо

$$\mu = \frac{M_{xc}}{k} \left(1 - e^{-\frac{k}{H}t} \right). \quad (2.2)$$

Усталене значення кута повороту гіроскопа навколо осі прецесії буде визначатися виразом

$$\mu_{уст} = \frac{M_{xc}}{k} = \frac{M_{xc}}{\varepsilon H}. \quad (2.3)$$

Таким чином, при дії постійного зовнішнього збурювального моменту навколо осі стабілізації кут прецесії набуває скінченного значення. Цей кут через контур корекції забезпечує наявність живлення стабілізуючого двигуна, який приймає на себе все навантаження з боку збурювального моменту M_{xc} після припинення прецесії гіроскопа. Важливо відмітити, що при цьому повороту платформи навколо осі стабілізації не відбувається. Таким чином, СГС може як завгодно довго забезпечувати стабілізацію об'єкта.

Параметри системи стабілізації вибираються з умови обмеження максимального кута прецесії (одиниці градусів).

Основна перевага СГС полягає в тому, що гіроскоп практично миттєво компенсує збурювальні моменти, тим самим істотно зменшуючи технічні вимоги до інших елементів каналу стабілізації. Однак для цього гіроскоп повинен мати значний кінетичний момент, тобто великі габарити і масу.

Для забезпечення правильного вимірювання кутів крену і тангажу необхідно, щоб вісь z_c платформи постійно утримувалася у напрямку істинної вертикалі. Але гіровертикаль без корекції не може відтворювати напрямок істинної вертикалі

тривалий час, так як має методичні та інструментальні дрейфи із-за ряду факторів: вплив добового обертання Землі; рух основи відносно Землі, а також некомпенсовані дрейфи гіроскопічних чутливих елементів.

Тому платформу необхідно коригувати до напрямку вертикалі. Ця корекція здійснюється за рахунок системи рідинної маятникової корекції, в яку входить рідинний маятниковий перемикач і датчик моментів ДМ.

Якщо платформа відхилилася від площини горизонту на кут крену, це відхилення зафіксується рідинним маятником. Наявність сигналу на рідинному маятнику призведе до виникнення моменту, створюваного датчиком моменту системи корекції. Гіроскоп під дією цього моменту відповідно до закону прецесії почне прецесіювати навколо своєї осі чутливості (співпадає по напрямку з віссю стабілізації x_c). Але гіроскоп не має ступеня свободи відносно платформи по осі чутливості, тому разом з гіроскопом буде прецесіювати і вся платформа навколо осі стабілізації x_c .

Цей рух гіроплатформи триває до тих пір, поки вісь z_c платформи не суміститься з напрямком істинної вертикалі.

2.1.2. Конструкція гіровертикалі. Основні технічні характеристики

Малогабаритна гіровертикаль МГВ-1С є двохгіроскопною платформою із силовою стабілізацією й з корекцією до вертикалі, здійснюваної від одноосьових маятників. В електричних датчиках дистанційної передачі, які встановлені на вимірювальних осях приладу, формуються сигнали, пропорційні кутам крену й тангажу об'єкта. Основні технічні дані МГВ-1С зведені у таблицю 2.1. Електрична схема МГВ-1С і пояснення до неї приведені у додатку 1.

Таблиця 2.1

Технічні характеристики МГВ-1С

Тип характеристики	Значення
Діапазон кутів роботи:	
— по крену	180°
— по тангажу	60°
Похибка витримування вертикалі:	
— на нерухомій основі	± 5 кут. хв.;
— на рухомій основі	± 15 кут. хв.
Швидкість накопичення похибки при віражі	не більше 0,4°/хв.
Швидкість прецесії від маятникової корекції	від 0,7 до 2°/хв
— джерело живлення змінного струму	36 В, 400 Гц
— джерело живлення постійного струму	27 В
Час готовності	не більше 4 хв

Взаємодію основних систем МГВ-1С пояснимо за структурно-кінематичною схемою (рис. 2.2).

Рами 10 і 14 утворюють карданів підвіс із кутом повороту $\pm 60^\circ$ навколо осі y , і $\pm 180^\circ$ навколо осі x . На внутрішній рамі 10 встановлені два двоступеневих гіроскопи 8 і 20. Ротори гіроскопів можуть повертатися навколо осей прецесії y' і x' . Кінетичні моменти гіроскопів рівні по модулю й протилежні по напрямку. Кути прецесії гіроскопів обмежені упорами в межах $\pm 5^\circ$.

У канал стабілізації зовнішньої рами (відносно осі x) входять гіроскоп 20, датчик кута прецесії 19, підсилювач і двигун 1.

У канал стабілізації внутрішньої рами (відносно поперечної осі y) входять гіроскоп 8, датчик кута прецесії 7, підсилювач і двигун 3.

Двигун 3 розташований на внутрішній рамі й через шестірню 5 кінематично з'єднаний із зовнішньою рамою. Двигун 1 встановлений на корпусі 6 приладу й кінематично з'єднаний із шестірнею 2, закріпленою на зовнішній рамі 14.

При виникненні збурювальних моментів, діючих навколо осі стабілізації (осі внутрішньої рами), починається прецесія гіроскопа 8 навколо осі прецесії зі швидкістю $\omega_{np} = M/H$ і виникає гіроскопічний момент M_G , протилежно спрямований збурювальному моменту. При цьому датчик кута прецесії 7 видає керуючий сигнал, який через підсилювач надходить на двигун 3. Двигун розвиває момент розвантаження M_P , протилежний збурювальному моменту. При досягненні рівності цих двох моментів гіроскоп 8 зупиняється з відхиленням на невеликий кут і далі припиняє прецесійний рух, тобто гіроскопічний момент стає рівним нулю.

При знятті зовнішнього моменту гіроскоп під дією моменту розвантажувального двигуна повертається у першопочаткове положення.

Аналогічно відбувається розвантаження від моментів, діючих навколо осі *стабілізації*.

Таким чином, внутрішня рамка, яка є стабілізованою платформою приладу, зберігає своє положення в інерціальному просторі незмінним незалежно від наявності зовнішніх моментів на осях стабілізації. Вона служить базою для відліку кутів крену й тангажу об'єкта.

Під час розгону гіромоторів можуть виникати автоколивання із-за малості кінетичних моментів гіроскопів. Для уникнення цього явища коефіцієнти передачі каналів стабілізації автоматично зменшуються. Відновлення нормальної дії систем стабілізації відбувається одночасно із включенням системи швидкого відновлення (аретирування).

Система аретирування здійснює швидко виставку платформи в горизонтальне положення в процесі запуску МГВ-1С по сигналах від горизонтальних маятників 11 і 15, які встановлені відповідно на внутрішній і зовнішній рамах карданова підвісу.

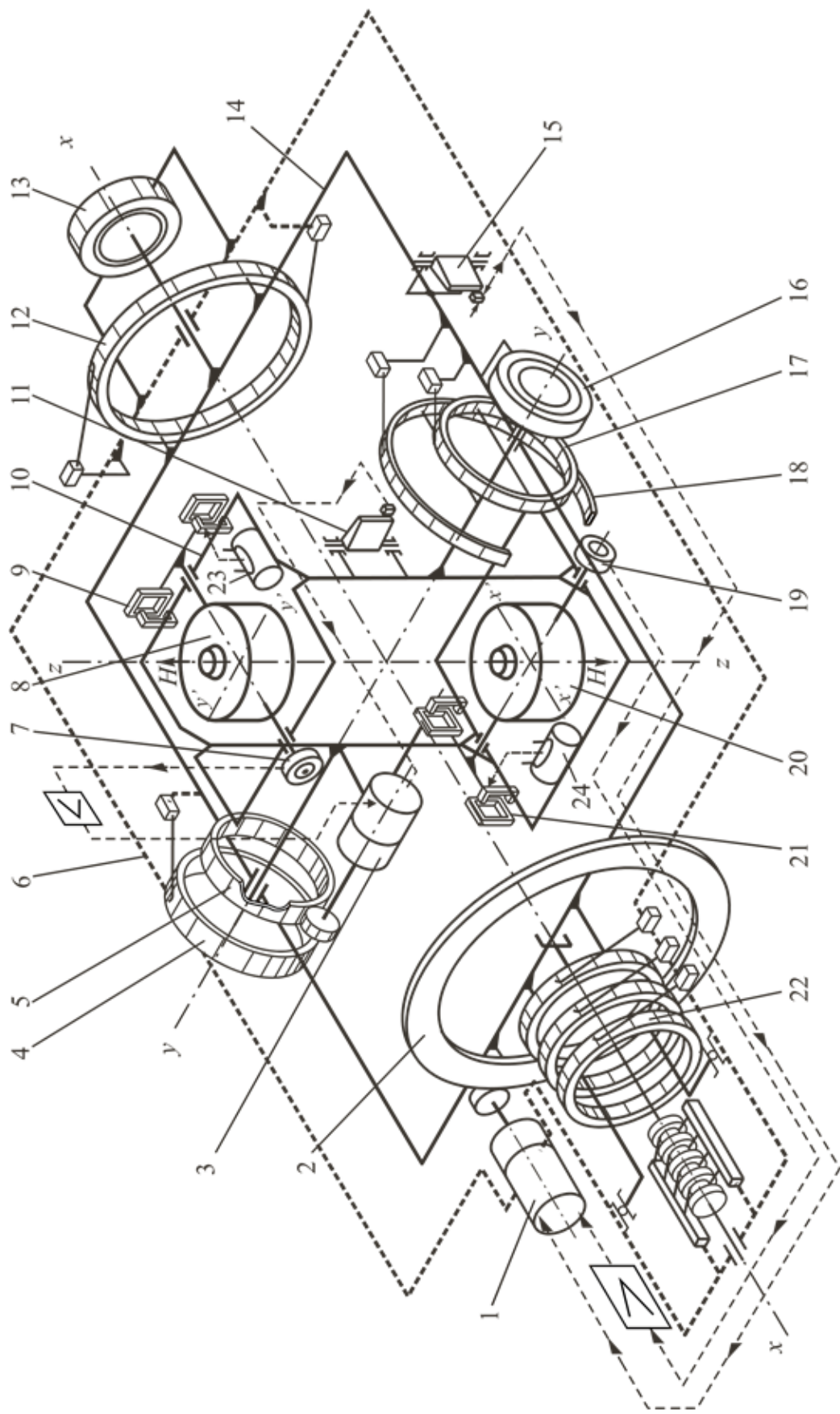


Рис. 2.2. Структурно-кінематична схема гіровертикалі:

1 – двигун стабілізації по крену; 2 – Редуктор; 3 – Двигун стабілізації по тангажу; 4, 17, 18 – потенціометричні датчики тангажу; 5 – редуктор; 6 – корпус; 7, 19 – датчики кутів прецесії; 8, 20 – гіроскопічні чутливи елементи; 9, 21 – датчики моментів; 10 0 платформа; 11, 15 – горизонтальні маятники; 12, 22 – потенціометри крену; 13, 16 – СКТ-датчики; 14 – карданна рама; 23, 24 – маятники систем корекції

Якщо внутрішня рама в момент запуску мала завал відносно осі y , один з контактів, розташованих по обох боках маятника 11, замикається. Сигнал маятника, що надходить на керуючу обмотку двигуна стабілізації 3, обраний так, щоб він був протилежний по фазі й перевищував максимальний сигнал, що надходить на двигун з виходу підсилювача каналу стабілізації. Тому двигун 3 буде створювати момент (прикладений навколо осі x), що викликає прецесію гіроскопа 8 навколо його осі прецесії. Рух гіроскопа буде відбуватися доти, поки він не ляже на один з упорів на внутрішній рамі.

У момент торкання об упор гіроскоп 8 втрачає один ступінь свободи і під дією моменту двигуна 3 платформа 10, як звичайне тверде тіло, починає повертатися навколо осі y до горизонтального положення. Якщо по інерції платформа перейде горизонтальне положення, то маятник 11 почне подавати сигнал протилежного знаку на розвантажувальний двигун. Гіроскоп під дією моменту розвантажувального двигуна повернеться до іншого упору, а платформа змінить напрямок свого обертання. Після декількох коливань платформа зупиниться в положенні, близькому до горизонтального.

У такий же спосіб процес швидкого виставлення відбувається по осі x , причому сигнал з маятника 15 надходить на двигун 1, момент якого викликає прецесію гіроскопа 20.

Система аретирування включається від програмного механізму або вручну. Ручне керування аретируванням можна робити через 2...2,5 хвилини після подачі живлення на прилад, тобто по закінченні розгону гіромоторів.

Система маятникової корекції призначена для суміщення осі стабілізованої платформи 10 із істинною вертикаллю. У систему корекції по тангажу входить дистанційний рідинний маятник 23 і датчик моменту 9, що прикладає момент корекції навколо осі прецесії гіроскопа 8. У систему корекції по крену входить дистанційний рідинний маятник 24 і датчик моменту 21. Робота систем корекції аналогічна роботі таких систем у гіровертикалях типу АГИ, АГД.

Гіровертикаль МГВ-1С має систему дистанційного завалу платформи, призначену для контролю й налагоджувальних робіт у виробничих та експлуатаційних умовах.

Для забезпечення потрібного завалу платформи навколо осей стабілізації x і y використовуються окремі датчики моментів 25 і 26, розташовані на осях прецесії гіроскопів 8 і 20. Ці датчики моментів мають таку ж конструкцію, як і датчики моментів систем корекції. На датчики моментів системи завалів подаються сигнали з контрольно-перевірочної апаратури, причому їхня величина в декілька разів перевищує максимальний сигнал від рідинних маятників 23 і 24.

Для забезпечення завалу платформи навколо осі y сигнал подається на датчик

моменту 25. Під дією різницевого моменту датчиків 9 і 25 гіроскоп 8 почне прецесіювати, захоплюючи із собою платформу 10.

Дистанційна передача сигналів із МГВ-1С здійснюється за допомогою синусно-косинусних трансформаторів 16 і 13, а також потенціометрів 22, 12, 4, 17 і 18.

2.2. Опис лабораторної установки для перевірки МГВ-1

Лабораторна установка складається з досліджуваного приладу — малогабаритної гіровертикалі МГВ-1С, закріпленої в кронштейні на столі КПА-5, і контрольно-перевірочної апаратури — пульта перевірки ППБ-86 та пульта приставки ППБ-77. Функціональна схема лабораторної установки наведена на рис. 2.3.

У МГВ-1С можна виділити наступні основні функціональні елементи:

— Гіроплатформа, на якій розміщені потенціометричні датчики, синусно-косинусні трансформатори, виконавчі пристрої, в якості яких використовуються двигуни стабілізації і моментні пристрої, рідинні датчики Е1 і Е2.

— Сервісна електроніка, до якої належить: схема керування рідинномаятниковою корекцією, схема аретирування (швидкого приведення в площину горизонту), схема стабілізації, схема створення завалів платформи.

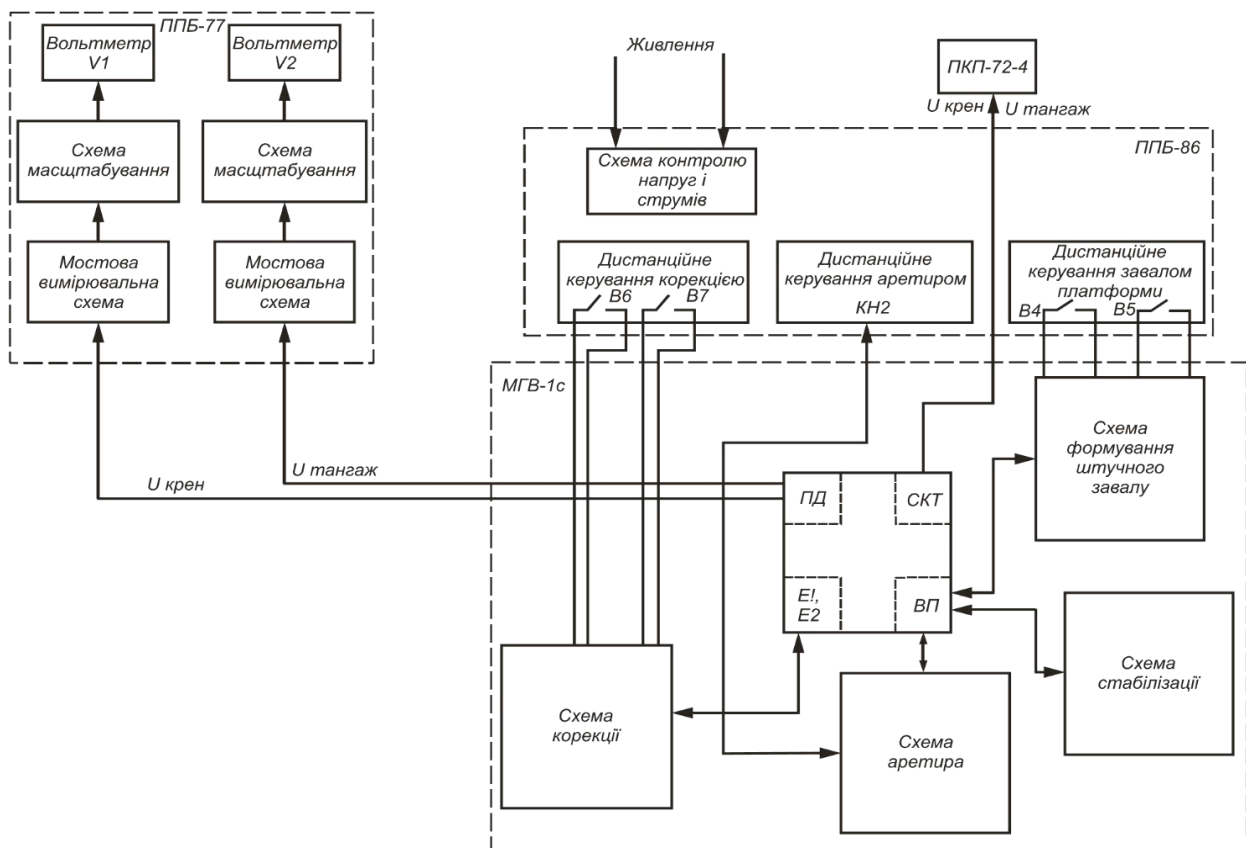


Рис. 2.3. Функціональна схема лабораторної установки

На панелі з лицьового боку розташовані наступні електровимірювальні прилади та пристрої для керування пультом: V1 – вольтметр постійного струму типу M4200 класу точності 2,5 з межами вимірювання 0-30 В; V2 – вольтметр змінного струму типу E8021 класу точності 2,5 з межами вимірювання 0 - 50 В; А – амперметр змінного струму типу E8021 класу точності 2,5 з межами вимірювання 0-1 А; бленкер «Бл.»; покажчик У; штепсельні роз'єми Ш1-Ш4; вимикачі і перемикачі В1-В9; кнопки Кн1 і КН2; гнізда Г1-Г6, Г12-Г38; клеми К1-К11.

Правильність чергування фаз перевіряється за допомогою бленкера «Бл.», для чого необхідно натиснути кнопку Кн1 «Чергування фаз». При правильному чергуванні фаз у віконцях бленкера, в якості якого використаний двигун ДІД-0,5 ТА, повинні з'явитися білі сектори.

Включення постійної напруги $\pm 27\text{В}$ проводиться вимикачем В2 «Вкл. = 27В» і контролюється вольтметром V1. У разі неправильної полярності при підключенні живлення спрацьовує система блокування, яка складається з реле і двох діодів.

Включення змінної напруги проводиться за допомогою вимикача В1 «Вкл. ПТ-125Ц». Величина струму в кожній з трьох фаз контролюється амперметром А при трьох положеннях перемикача В3 «Напруга між фазами і струм у фазах»: «І», «ІІ», «ІІІ».

Змінна напруга контролюється вольтметром V2 при трьох положеннях перемикача В3 «Напруга між фазами і струм у фазах»: «І-ІІ», «І-ІІІ», «ІІ-ІІІ».

У пульті передбачені гнізда «Контроль» Г1-Г6 для підключення контрольно-вимірювальних приладів при перевірці приладів пульта на відповідність класу точності.

Система аретирування (прискореного встановлення) платформи приладу до вертикалі включається натисненням кнопки «аретир» КН2.

Вимикач В6 служить для включення поздовжньої, а вимикач В7 – для включення поперечної корекції. Замір струмів в ланцюгах поздовжньої і поперечної корекції проводиться між клемами К6 і К7 «Ток прод. кор.», К8 і К9 «Ток попер. кор.» при знятих перемичках за допомогою ампервольтметру типу Ц-435.

Завали платформи приладу від вертикалі по тангажу здійснюються включенням вимикача В5 «Завал», «Тангаж» в положення «підкірування», або «кабрірування». При завалах по крену – включенням вимикача В4 «Завал», «Крен» в положення «Прав. крен» або «Лів. крен».

Вимикач В9 на пульті повинен бути в положенні «МГВ-1М» при перевірці приладу МГВ-1М і в положенні «МГВ-1С» при перевірці приладів МГВ-1СУ, МГВ-1СУ8, МГВ-1СК.

При необхідності визначення напрямку вихідного сигналу в пульті є

показчик У, включення якого здійснюється включенням перемикача В8 в положення «Крен» або «Тангаж». При цьому стрілка на показчику буде обертатися, вказуючи напрямок вихідного сигналу. В якості показчика використаний двигун ДД-0, 5 ТА з редуктором і шкалою.

Контроль за роботою приладу здійснюється по лампі Л1 «МГВ працює»: при нормальній роботі приладу лампа горить, а в разі несправності і аретирування приладу лампа гасне.

У процесі роботи системи аретирування (прискореної виставки) горить сигнальна лампочка Л2 «аретир працює».

Пульт-приставка ППБ-77 забезпечує разом з пультом ППБ-86 перевірку точнісних параметрів МГВ-1С. Зовнішній вигляд пульта-приставки ППБ-77 зображений на рис. 2.5.

На панелі з лицьового боку розташовані наступні елементи:



Рис.2.5. Зовнішній вид пульта ППБ-77

- Два індикатори на базі вольтметрів для знімання сигналів по крену і тангажу. Ціна поділки вольтметра при установці перемикача в положення «3» відповідає 1В - 1°, при установці перемикача в положення «30» - ціна поділки 1В - 10°.
- Перемикачі типу ППНГ-15 для перемикання діапазонів вольтметрів на 3 - 0-3°, і 30 - 0-30°.
- Вимикач «= 27В» типу 2ВГ-15 для включення напруги постійного струму. Перевірка приладів здійснюється на двох діапазонах 30 - 0 - 30°, 3 - 0 - 3°, перемикання яких здійснюється перемикачами В1 і В3 в положення «3» і «30».

Поворотний стіл КПА-5 призначений для перевірок приладів типу МГВ-1С при нахилах його в горизонтальній і вертикальній площинах в межах кутів $\pm 180^\circ$, а також при поворотах приладу на 360° навколо вертикальної осі. Зовнішній вигляд МГВ-1С, закріпленої в кронштейні КПА-5 зображений на рис. 2.6.

Відлік кутів повороту платформи проводиться за шкалою з ноніусом.



Рис. 2.6. Зовнішній вид лабораторної установки

2.3. Порядок виконання роботи

1. Перед виконанням роботи потрібно вивчити принцип дії, кінематичну й електричну схеми (див. Додаток 1) двохосьового гіростабілізатора МГВ-1С, ознайомитися з технічним описом та інструкцією з експлуатації комплекту контрольно-перевірочної апаратури ППБ-86.

При вивченні конструкції та принципу роботи досліджуваної гіровертикалі варто користуватися креслениками й розрізним навчальним макетом. Після вивчення конструкції зобразити схему одного з каналів стабілізації або корекції (за вказівкою викладача).

2. Підготувати прилад до проведення експериментальних досліджень. Для цього необхідно:

а) Установити досліджуваний прилад на стіл КПА-5 і підключити до пульта перевірки ППБ-86 необхідні джгути. Схема підключення джгутів до пульта

зазначена на кришці.

б) Включити вимикач В₂ пульта перевірки й перевірити правильність полярності по вольтметру V₁ "Постоянный ток =27 V".

в) Включити вимикач В₁ пульта перевірки й перевірити наявність напруги змінного струму по вольтметру V₂ при трьох положеннях перемикача В₃.

г) Перевірити правильність чергування фаз: при натисканні кнопки Кн1 пульта перевірки повинен спрацювати бленкер "Бл".

Вимикач пульта-приставки ППБ-77 V₂ установити в положення "Вкл. = 27V", а перемикачі В₁ і В₃ - у положення "30°".

д) Установити вимикач пульта перевірки В₁, В₂ у положення "Откл", вимикачі В₆ і В₇ у положення "Вкл.", а перемикачі В₄, В₅ і В₈ у нейтральне положення.

УВАГА! Вимикач В₉ пульта перевірки повинен бути встановлений у положення, що відповідає модифікації досліджуваного приладу (МГВ-1С, МГВ-1СУ).

3. Визначити час готовності приладу до роботи. Для цього вимикачі пульта перевірки В₁ і В₂ поставити в положення "Вкл." і включити секундомір. Через 2 хвилини натиснути кнопку "Аретир.". Якщо після вимикання кнопки відбувається завал платформи або точність аретирування нижче 2°, то зробити 2-3 повторні натискання тривалістю 2...3 с.

Час готовності визначається з моменту запуску приладу й до моменту, коли показання вольтметрів пульта-приставки "Крен" і "Тангаж" перестануть змінюватися.

4. Через 5 хвилин установити корпус приладу на столі КПА-5 у робоче положення, що відповідає нульовим показанням вольтметрів пульта-приставки, включених на діапазон виміру -3° - 0 - +3°.

5. Визначити точність виведення платформи із завалів. Для цього включити перемикачі пульта перевірки В₄ і В₅ "Завал" у будь-яке положення на 1,5...2 хвилини. Потім натиснути кнопку "Аретир.", утримуючи її 5...10 с. Точність відновлення при аретируванні повинна бути не нижче 2°. Подальше відновлення положення платформи здійснити системою корекції (точність приведення до вертикалі – 0,2°).

6. Визначити швидкість поздовжньої й поперечної корекції. Для цього створити платформі приладу завали в межах кутів + 8° по черзі убік пікірування, кабрування, правого й лівого кренів включенням перемикачів В₄ і В₅ пульта перевірки. Визначити час, за який платформа МГВ-1С наблизиться до вертикалі на 5°. Перевірку часу виведення із завалів із кабрування та пікірування робити при орієнтації поздовжньої осі приладу в напрямку на північ, а виведення із завалів із правого або лівого кренів – при орієнтації поздовжньої осі в західному напрямку.

Швидкість корекції повинна лежати в межах 0,7... .2 градуси за хвилину.

7. Визначити швидкість відхилення платформи приладу при виключеній корекції. Для цього встановити прилад після запуску в положення, що відповідає нульовим показанням вольтметрів пульта-приставки й по черзі відключити перемикачі В₆ і В₇. Визначити по вольтметрах пульта-приставки швидкість відхилення при двох положеннях поздовжньої осі приладу у напрямку на північ і на захід.

2.4. Зміст звіту

У звіті повинні бути представлені результати вимірювань відповідно до п.п. 3–7 підрозділу 2.3, кінематична схема одного з каналів стабілізації й корекції приладу, а також висновки про працездатність приладу.

2.5. Контрольні питання

1. Чому по осях прецесії гіроскопів застосовані гнучкі струмопідводи з мінімальним моментом, а по осях стабілізації – джгути, що мають значний момент зворотного впливу?
2. Чому в системах силового розвантаження використовуються редуктори з порівняно невеликим передаточним числом?
3. Для чого і як зменшується крутість каналів стабілізації при пуску приладу?
4. Як здійснюється початкове виставлення платформи в площині горизонту при запуску. Чому цю операцію можна робити при статичних нахилах приладу?
5. Чому в схемі приладу використовується принцип силової стабілізації?
6. Чому кути прецесії ГЧЕ обмежені кутом 5° ?
7. Пояснити принцип роботи одного з каналів стабілізації.
8. Пояснити принцип роботи одного з каналів корекції.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 3

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОСТОРОВИХ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ

Мета роботи: ознайомити студентів із принципами побудови й кінематичними схемами тривісних силових гіроскопічних стабілізаторів. Вивчити конструкцію й принцип роботи гіроазимутгоризонта та силової курсовертикалі автопілоту АП-15.

3.1. Теоретичні відомості

Тривісний силовий гіростабілізатор забезпечує повну просторову орієнтацію платформи, конструктивно маючи три осі стабілізації. Стабілізація платформи в просторі забезпечує умови для нормального функціонування інерціальних чутливих елементів, обмежуючи інерційні збурювання, викликані коливаннями й вібраціями основи. Просторовий гіростабілізатор є основним базовим вузлом платформних інерціальних навігаційних систем, забезпечуючи визначену орієнтацію акселерометрів. Здатність гіроскопічного стабілізатора забезпечувати з високою точністю видачу інформації про кутову орієнтацію об'єкта і курс дозволяє використовувати його для вирішення завдань керування на різних типах рухомих об'єктів.

3.1.1. Гіроазимутгоризонт

Принцип роботи й взаємозв'язок основних систем досліджуваного тривісного силового гіростабілізатора пояснимо за структурно-кінематичною схемою (див. рис. 3.1).

Гіроазимутгоризонт (ГАГ) – тривісний гіроскопічний стабілізатор, призначений для моделювання горизонтального супроводжуючого координатного тригранника, навколо осей якого виконується вимірювання кутів орієнтації рухомого об'єкта (корабля).

Кінематична схема ГАГ складається з першого ступеня А – стабілізації платформи 5 у площині горизонту, що представляє собою двохосьовий силовий гіроскопічний стабілізатор, і другого ступеня Б – стабілізації платформи 5 в азимуті. Перший ступень побудований на базі двохосьового силового гіростабілізатора. Другий ступень побудований на базі одноосьового силового гіростабілізатора.

Перший ступінь стабілізації. Рами 3 і 15 утворюють внутрішній карданів підвіс із кутами повороту $\pm 45^\circ$ навколо осей X і Y.

На рамі 3 встановлено два двоступеневі гіроскопи 13 і 20. Ротори гіроскопів

можуть відхилитися навколо осей прецесії x і y на кути, що не перевищують 6°
Кінетичні моменти гіроскопів рівні по модулю.

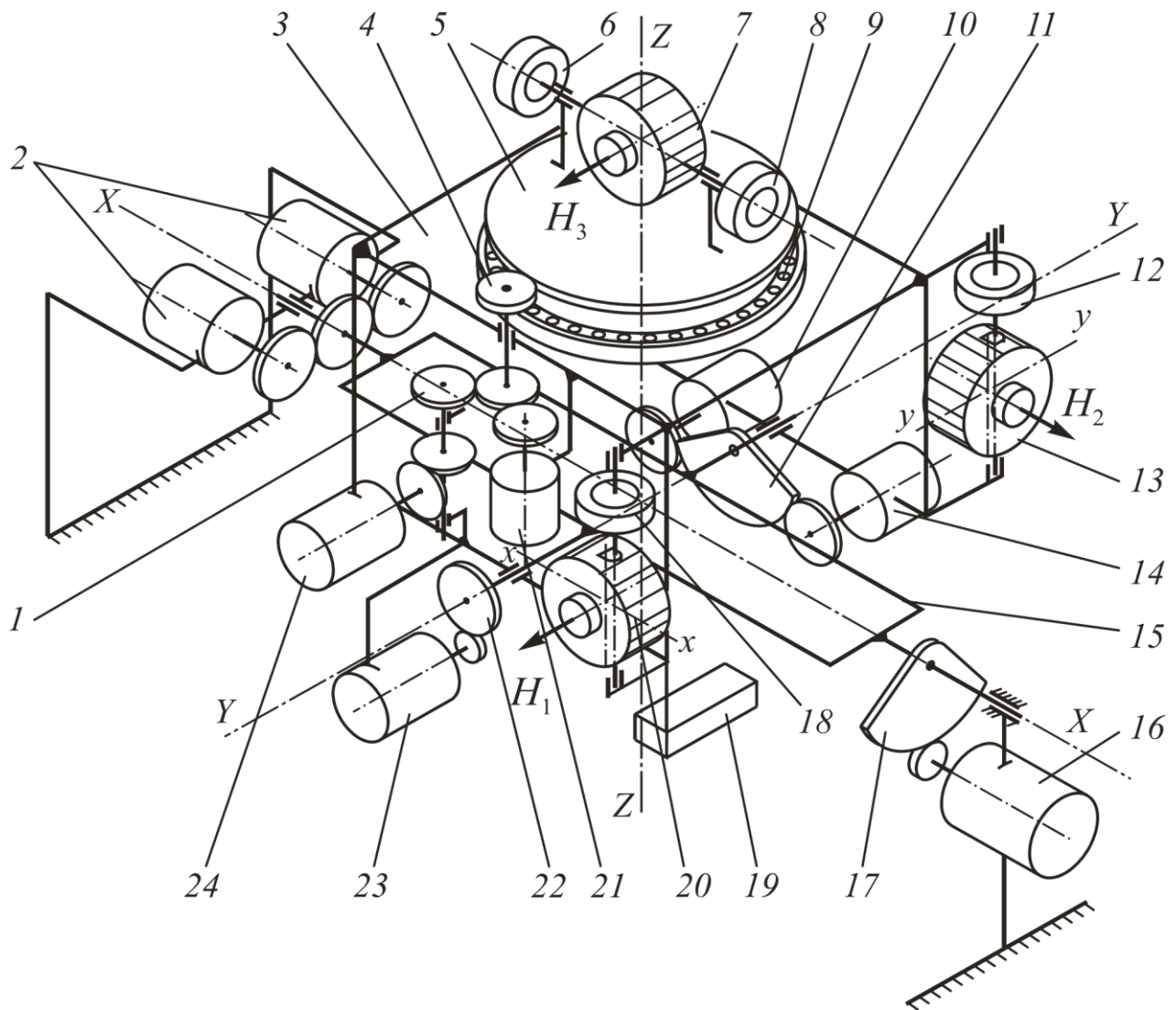


Рис. 3.1. Структурно-кінематична схема гіроазимутгоризонта

1 - редуктор приводу азимутального каналу; 2 - датчики кутів крену; 3 - внутрішня рама; 4 - редуктор каналу рискання; 5 - платформа азимутального каналу; 6 - датчик моментів; 7 - ГЧЕ каналу рискання; 8 - датчик кутів прецесії; 9 - підвіс платформи; 10 - двигун стабілізації каналу крену; 11 - редуктор; 12 - датчик кута прецесії; 13 - ГЧЕ каналу диференту; 14 - двигун стабілізації каналу диференту; 15 - траверса; 16 - двигун стабілізації каналу крену; 17 - редуктор; 18 - датчик кута прецесії; 19 - вантаж; 20 - ГЧЕ каналу крену; 21 - датчик кута азимутального каналу; 22 - редуктор каналу тангажу; 23 - двигун каналу тангажу; 24 - двигун азимутального каналу.

У канал стабілізації зовнішньої рами (відносно осі X) входять гіроскоп 20, датчик кута прецесії 18, підсилювач (на схемі не показаний) і двигун 16. Двигун 16

розташований на корпусі приладу й через редуктор і зубчастий сектор 17 зв'язаний кінематично із зовнішньою рамою.

Канал стабілізації внутрішньої рами 3 складається з гіроскопу 13, датчика кута прецесії 12 і двигуна 14. Двигун 14 закріплений на внутрішній рамі й через редуктор і зубчастий сектор 11, жорстко зв'язаний із зовнішньою рамою, прикладає стабілізуючий момент навкруг осі Y обертання внутрішньої рами.

При впливі збурювальних зовнішніх моментів, наприклад, навколо осі стабілізації Y , гіроскоп 13 буде здійснювати прецесійний рух навколо осі прецесії так, щоб вісь кінетичного моменту по найкоротшому шляхові сполучалася з вектором моменту зовнішніх сил. Кут, повороту гіроскопа за допомогою датчика кута прецесії 12 перетворюється в електричний сигнал, підсилюється й подається на керуючу обмотку двигуна стабілізації 14. Момент, що розвивається двигуном спрямований назустріч збурювальному моменту, і компенсує його, усуваючи тим самим подальший зріст кута прецесії гіроскопа 13. Після зняття зовнішнього збурювання гіроскоп під дією моменту двигуна вертається у вихідне положення, сигнал з датчика кута прецесії зникає й система врівноважується.

Аналогічно здійснюється розвантаження від збурювальних моментів, прикладених відносно осі стабілізації X .

Таким чином, внутрішня рамка 3, будучи стабілізованою платформою ступеня A , є базою для відліку кутів крену й диференту об'єкта. При цьому вона бере участь разом з корпусом приладу в азимутальному русі об'єкта.

У гіроазимутгоризонті для виставлення стабілізованої платформи в площині горизонту використовується маятникова система корекції. Для створення коригувальних моментів центри мас гіроскопів 13 і 20 зміщені відносно осей прецесії на величину Δl в екваторіальній площині перпендикулярно головним осям відповідних гіроскопів. При відхиленні осей прецесії від положення уявної вертикалі (завалі платформи) навколо осей прецесії гіроскопів виникають маятникові моменти, під впливом яких гіроскопи будуть прецесіювати навколо осей y (гіроскоп 13) і x (гіроскоп 20) паралельних відповідним осям стабілізації. Відповідно гіроскопи захоплюють за собою всю стабілізовану платформу 3 до первинного горизонтального положення. Маятникові моменти будуть дорівнювати нулю при вертикальному положенні осей прецесії.

Якщо моменти тертя по осях стабілізації перевищують моменти корекції, то у початковий момент часу прецесія не виникає. Проте гіроскопи, позбавлені одного степеню свободи (навколо осі стабілізації), починають повертатися навколо відповідних осей прецесії. При цьому виникають сигнали на датчиках кута прецесії, котрі після підсилення подаються на двигуни стабілізації. Відповідно двигуни стабілізації створюють моменти, що компенсують моменти тертя.

Застосовувана в ГАГ система корекції є пропорційною радіальною. Її переваги

– простота й надійність. Головний недолік такої системи корекції – неможливість її відключення, що призводить до значних похибок при великих прискореннях рухомого об'єкта. Це пов'язано з тим, що система корекції приводить платформу 3 до положення уявної вертикалі, відхиленої відносно вертикалі місця.

Інший недолік такої системи корекції – необхідність компенсації гіроскопічних моментів за допомогою стабілізуючих двигунів. Додаткові гіроскопічні моменти виникають при розворотах об'єкта за курсом (циркуляції) Це приводить до додаткового навантаження двигунів стабілізації.

Другий ступінь стабілізації складається з платформи 5, яка в підшипнику 9 встановлена на горизонтальній платформі 3 і може обертатися відносно неї навколо вертикальної осі на необмежені кути.

На платформі 5 розташований двоступеневий гіроскопічний чутливий елемент 7, на осі прецесії якого встановлені датчик моментів 6 і датчик кутів прецесії 8.

У канал стабілізації другого ступеня (системи стабілізації в азимуті) входить двигун 24. Він встановлений на зовнішній рамі 3 і через редуктор 1, блок шестерень 4 кінематично зв'язаний із платформою 5.

Корекція платформи 5 в азимуті проводиться за допомогою датчика моментів 6, розташованого на осі прецесії чутливого елемента. На обмотку керування датчика моментів для цього подається напруга з потенціометра задатчика широти й додаткового потенціометра, за допомогою чого усувається вплив постійних складових моментів тертя й дебаланса відносно осі прецесії гіроскопа 7. Тобто система корекції в азимуті дозволяє зменшити постійні (систематичні) дрейфи, викликані обертанням Землі, тертям і дебалансом, але не має напрямної сили, що приводить платформу 5 до площини географічного меридіана. Тому для визначення курсу об'єкта необхідна попередня виставка азимутального гіростабілізатора по даним якого-небудь зовнішнього джерела інформації (астро-, радіо-, магнітного компаса або гірокомпаса).

Принцип дії системи корекції в азимуті аналогічний принципу роботи системи азимутальної компенсації, застосовуваної в гіроскопах напрямку (наприклад, у гіронапівкомпасі ГПК-52).

Конструкція гіроазимутгоризонта. При вивченні конструкції гіроазимутгоризонта слід користуватися кінематичною схемою (рис. 3.1) і навчальним макетом приладу.

Корпус ГАГ являє собою жорстку платформу із припливами, у яких розміщені підшипники підвісу зовнішньої рами, двигун 16 і датчики кутів крену об'єкта 2. Як датчики кутів крену використано два СКТ типу ВТ-5. Для зменшення похибки вимірювання кута крену ротори СКТ зв'язані з віссю зовнішньої рами через редуктори з люфтовибірними шестірнями. У якості двигуна стабілізації використовується двофазний асинхронний двигун АДП-123.

Корпус приладу може повертатися усередині зовнішнього кожуха на довільний кут навколо вертикальної осі, що забезпечує можливість початкової виставки ГАГ відносно рухомого об'єкта, незалежно від монтажу зовнішнього кожуха. Поворот корпусу здійснюється за допомогою зубчастого колеса і зв'язаної з ним шестерні. Контроль виставки корпусу може бути зроблений як по шкалах з ноніусом, так і за допомогою автоколіматора. Для цього на корпусі є спеціальне дзеркало.

Основним вузлом першого ступеня стабілізації є платформа 3, на якій встановлено два гіроскопічних чутливих елемента каналів стабілізації по крену й диференту 13 і 20, двигун стабілізації по диференту 23 і рисканню 24, а також азимутальна платформа 5.

Гіроскопічні чутливі елементи мають однакову конструкцію й встановлені на торцевих стінках платформи 3. На осях прецесії гіроскопів встановлені датчики кутів прецесії – безкорпусні СКТ. Зсув центру мас гіроскопів відносно головних осей і забезпечення необхідної маятниковості виконано за рахунок відповідного зсуву отворів під цапфи півосей кожухів гіроскопів.

Вимірювання кутів розвороту платформи 3 (кутів диференту об'єкта) проводиться за допомогою двох датчиків кута, у якості яких використовуються СКТ типу ВТ-5. Вони розташовані на протилежних торцевих стінках платформи й кінематично зв'язані із зовнішньою рамою першого ступеня 15 через шестерні 22 і 11, жорстко зв'язані з віссю внутрішньої рами. Таким чином, корпуси СКТ обкатуються при зміні кутів диференту навкруг осі Y.

Азимутальна платформа 5 встановлена в шарикопідшипниках на горизонтальній платформі 8. Вона приводиться в обертання двигуном системи азимутальної стабілізації 24 через конічну пару й циліндричний редуктор 1. Кут повороту платформи 5 вимірюється датчиком кута 21, у якості якого використовується СКТ типу МВТ-П. На азимутальній платформі встановлений гіроскопічний чутливий елемент системи стабілізації в азимуті. Конструкція його трохи відрізняється від конструкції чутливих елементів 3 і 20. Гіроскоп не має зсуву центру мас відносно осі підвісу; на осі прецесії встановлений датчик моментів – асинхронний двофазний двигун з короткозамкненим ротором.

Передача електричного живлення з кожуха на корпус і на азимутальну платформу 5 здійснюється за допомогою колекторних струмопідводів. На осях прецесії гіроскопів використовуються гнучкі струмопідводи з малим моментом зворотного впливу, а на горизонтальних осях стабілізації першого ступеня - джгути з монтажного дроту, затягнуті в шкіряні запобіжні панчохи.

У неробочому стані ГАГ горизонтальні осі стабілізації фіксуються за допомогою електромеханічних аретирів, що складаються з двох зубчастих секторів, зв'язаних з корпусом й рухомими елементами ГАГ. У зааретованому стані

зуби верхнього рухомого сектору входять у зачеплення із зубами нижнього сектору, забезпечуючи фіксацію зовнішньої рами відносно корпусу ГАГ і платформи 3 відносно внутрішньої рами підвісу.

Для розаретирування приладу використовуються малогабаритні двигуни постійного струму, які через черв'ячний редуктор і гвинтову пару можуть переміщати верхній рухомий сектор.

Аретирування й розаретирування здійснюється підключенням постійної напруги відповідної полярності до зазначених двигунів. При досягненні крайніх положень секторів, що відповідають зааретированому й розаретированому стану, живлення двигунів відключається за допомогою кінцевих вимикачів.

Якщо розаретирування ГАГ здійснити одночасно із включенням живлення на гіроскопи, то внаслідок малості кінетичних моментів у період розгону система стабілізації ввійде в режим автоколивань. Тому розаретирування проводиться із затримкою за часом на 3 хв.

Електромеханічний пристрій затримки часу, що складається із двигуна, черв'ячного редуктора й кулачка, що керує кінцевими вимикачами, розміщений в блоці азимутального коректора.

У нижній частині платформи 3 розташований грузик 19, призначений для статичного балансування рухомої системи.

На корпусі, рамі та стабілізованій платформі розміщені також допоміжні елементи електричної схеми – планки для розпаювання монтажних проводів, конденсатори зсуву фаз у ланцюгах двигунів стабілізації, перехідні роз'єми. На корпусі приладу розташовані блок живлення, блок азимутального коректора, блок попередніх підсилювачів з регуляторами підсилення, три блоки підсилювачів потужності.

Попередні й проміжні каскади посилення всіх каналів виконані на електронних лампах, у якості потужних каскадів використані магнітні підсилювачі.

3.1.2. Силова курсовертикаль

Силова курсовертикаль призначена для вимірювання кутових відхилень літака і є датчиком керуючих сигналів автопілоту АП-15.

Гіроскопічний агрегат курсовертикалі (рис. 3.2) являє собою платформу 3, що має три ступені свободи. Сама платформа розташована горизонтально, а її вісь обертання направлена по вертикалі.

Платформа розміщена у двокільцевому кардановому підвісі, що складається із внутрішньої 9 і зовнішньої рам 5. Вісь внутрішньої рами розташована горизонтально й направлена перпендикулярно до площини симетрії літака, тобто збігається з віссю виміру кута тангажу.

Вісь зовнішньої рами направлена паралельно поздовжній осі літака й

збігається з віссю вимірювання кута крену.

Внаслідок співпадіння осей платформи, внутрішньої й зовнішньої рам відповідно з осями вимірювання курсу, тангажу й крену вимірювання зазначених кутів відбувається без карданових похибок.

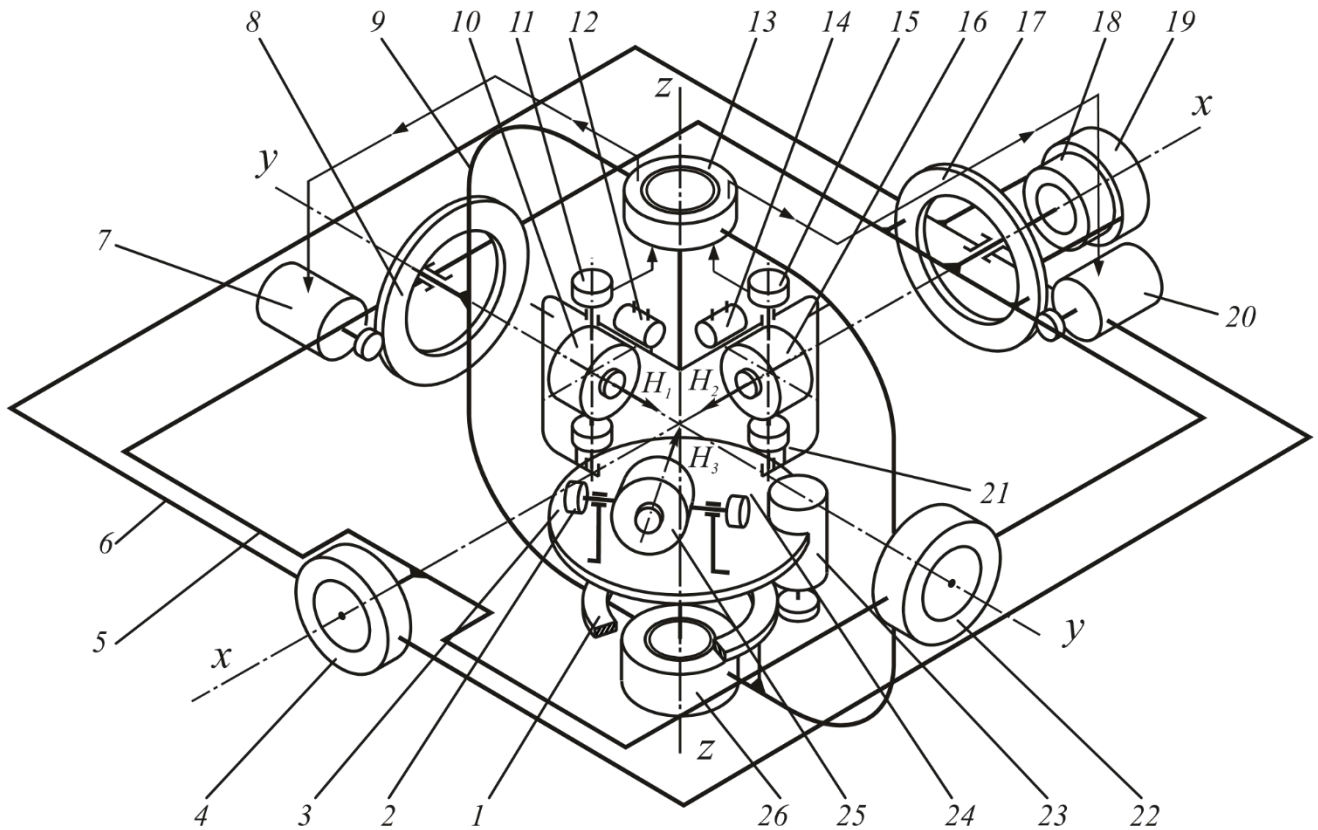


Рис. 3.2. Структурно-кінематична схема силової курсовертикалі:

1 - редуктор каналу рискання; 2 - датчик моменту системи азимутальної компенсації; 3 - платформа; 4 - сельсин крену; 5 - зовнішня рама; 6 - корпус; 7 - двигун стабілізації внутрішньої рами; 8 - редуктор; 9 - внутрішня рама; 10, 16 - ГЧЕ каналів крену і тангажу; 11, 15 - датчики кутів прецесії; 12, 14 - рідинні маятники; 13 - перетворювач координат; 17 - редуктор; 18, 19 - віражний механізм і обчислювач; 20 - двигун стабілізації зовнішньої рами; 22 - сельсин тангажу; 23 - двигун стабілізації платформи; 24 - платформа; 25 - ГЧЕ азимутального каналу; 26 - сельсин рискання

Стабілізація платформи здійснюється за допомогою трьох двоступеневих гіроскопічних чутливих елементів, встановлених на платформі. Осі власного обертання гіроскопів 10 і 16 розташовані горизонтально й під кутом 90° друг до друга. Вісь власного обертання гіроскопа 25 розташована теж горизонтально й лежить на бісектрисі кута між осями обертання гіроскопів 10 і 16.

Осі прецесії гіроскопів 10 і 16 розташовані вертикально, а вісь прецесії

гіроскопа 25 горизонтально. На осях прецесії гіроскопів встановлені датчики кутів прецесії 11, 15 і 24. На тих же осях встановлені датчики моментів 27, 21 і 2 систем корекції.

Розвантаження осей платформи, внутрішньої й зовнішньої рам від дії зовнішніх моментів по цих осях здійснюється двигунами стабілізації 7, 20 і 23.

У канал стабілізації по риску входять гіроскоп 25, датчик кута прецесії 24 і двигун 23 з редуктором. У той же час не можна, як у розглянутому вище гіростабілізаторі ГАГ виділити ті елементи, які беруть участь у стабілізації платформи тільки по куту крену або тангажу.

При дії моменту зовнішніх сил по осі внутрішньої рами, у випадку, якщо вісь гіроскопа 16 паралельна осі зовнішньої рами (осі x), а вісь ротора гіроскопа 10 – осі внутрішньої рами (осі y), то буде прецесіювати гіроскоп 16, датчик кута прецесії якого 25 видасть сигнал на двигун стабілізації 7 внутрішньої рами. Так само гіроскоп 10 забезпечить стабілізацію зовнішньої рами 5.

Якщо літак змінить курс на 90° , то вісь ротора гіроскопа 16 буде направлена по осі внутрішньої рами, а вісь ротора гіроскопа 10 – по осі зовнішньої рами. У цьому випадку при дії зовнішнього збурювального моменту по осі внутрішньої рами буде прецесіювати уже гіроскоп 10. І вже сигнал з датчика кутів прецесії цього гіроскопа повинен керувати двигуном стабілізації зовнішньої рами. Тобто у цьому випадку необхідно здійснити перемикання керування двигуна стабілізації 7 внутрішньої рами з гіроскопа 16 на гіроскоп 10. А гіроскоп 16 повинен перемкнутися на двигун стабілізації зовнішньої рами 5.

У випадку коли літак рухається довільним курсом, то при дії зовнішніх збурювальних моментів, наприклад, відносно осі зовнішньої рами будуть прецесіювати обидва гіроскопа 10 і 16. Кожний з них буде формувати свій сигнал керування стабілізуючим двигуном 20, причому ці сигнали повинні бути подані саме на керуючі обмотки цього двигуна. Аналогічно при дії моменту по осі внутрішньої рами, сумарний сигнал датчиків кута прецесії гіроскопів повинен визвати роботу двигуна стабілізації 7 внутрішньої рами.

Перемикання керування двигунами стабілізації здійснюється за допомогою перетворювача координат 13, розташованого на осі обертання платформи 3. Перетворювач координат (ПК) являє собою індукційний фазообертач, виконаний у вигляді асинхронної електричної машини із трифазною обмоткою на статорі й двома роздільними обмотками на роторі. Трифазна обмотка статора ПК створює обертове магнітне поле, яке наводить в обмотках ротора ЕРС, зсунуті по фазі одна відносно іншої на 90° . При повороті ротора відносно статора фази ЕРС в обох обмотках змінюються, зберігаючи між собою зсув в 90° .

З однієї роторної обмотки ПК напруга подається на живлення обмотки збудження датчика кута прецесії гіроскопа 10, а з іншого – на обмотку збудження

датчика кута прецесії гіроскопа 16. Вихідні сигнали датчиків кутів прецесії підсумовуються. Після підсилення вони подаються на керуючі обмотки двигунів стабілізації 7 і 20.

Якщо головні осі гіроскопів 10 і 16 співпадають по напрямках з осями внутрішньої та зовнішньої рам карданового підвісу платформи, то при дії моменту зовнішніх сил відносно однієї з осей стабілізації буде прецесіювати тільки один гіроскоп. Сигнал датчика кута прецесії цього гіроскопа буде керувати тим двигуном стабілізації, у якого напруга на обмотці збудження зсунута по фазі на 90° відносно керуючої напруги.

На іншому двигуні стабілізації напруга на обмотці керування буде або збігатися по фазі з напругою на обмотці збудження, або буде зсунута по фазі на 180° .

У випадку, якщо відбудеться розворот літака за курсом на кут менший 90° , то при дії зовнішнього моменту по одній з осей карданового підвісу будуть прецесіювати обидва гіроскопа зі швидкостями, пропорційними синусу й косинусу кутів між осями гіроскопів і віссю рамки. Сумарний сигнал датчиків кута прецесії гіроскопів буде мати первісну фазу, тому що зміна фази за рахунок додавання сигналу датчика іншого гіроскопа в точності компенсується одночасною зміною фази напруги живлення датчиків кута прецесії за рахунок повороту ротора ПК відносно статора.

Для виставлення осі обертання платформи 3 в напрямку істинної вертикалі в курсовертикалі є система маятникової корекції. Система маятникової корекції включає два рідинні маятникові перемикачі 12 і 14, які підключені до обмоток датчиків моменту 21 і 27. При відхиленні платформи від вертикалі прикладається момент по осі прецесії одного з гіроскопів, що викликає його прецесію разом із платформою в потрібному напрямку.

Корекція положення платформи в азимуті здійснюється подачею керуючого сигналу на датчик моменту азимутального гіроскопа 2 від магнітного або астрономічного компаса. У схемі приладу передбачене відключення горизонтальної й азимутальної корекції при віражах літака.

Знімання сигналів, пропорційних кутовому відхиленню літака, і дистанційна їхня передача приймачам для подальшої обробки в схемі автопілоту проводиться за допомогою плоских сельсинів-датчиків 4, 22 і 26. Вони встановлені на кожній осі карданова підвісу й платформи. Об'єктами стабілізації є також віражний механізм 18 і тангенсний обчислювач 19, які встановлені на осі підвісу зовнішньої рами.

При запуску виставка платформи по вертикалі здійснюється за допомогою двигунів стабілізації 7 і 20, на які подаються напруги з обмоток сельсинів крену 4 і тангажу 22.

Конструкцію силової курсовертикалі слід вивчати, використовуючи макет приладу. При вивченні конструкції макета особливу увагу слід приділити особливостям конструкції гіроскопічних чутливих елементів, місцю й способу кріплення двигунів розвантаження каналів стабілізації, підведенню електричного живлення до платформи, а також конструкції підвісу рам карданового підвісу й платформи.

3.3. Порядок виконання роботи

1. При вивченні конструкції й принципу роботи гіроазимутгоризонта і силової курсовертикалі слід користуватися кінематичними схемами й розрізним навчальним макетом. При цьому потрібно відповісти на наступні питання:

- а) Як виконані струмопідводи до гіромоторів досліджуваних приладів?
- б) Як здійснений зсув центрів мас ГЧЕ крену і диференту гіроазимутгоризонта? Для чого зміщуються центри мас відносно осі підвісу й у яку сторону?
- в) Які вимоги пред'являються до підшипників на осі підвісу гіроскопів ГЧЕ?
- г) Чому вісь обертання ротора азимутального ГЧЕ силової курсовертикалі лежить на бісектрисі кута між осями обертання роторів гіромоторів двох інших ГЧЭ?
- д) У чому полягають головні відмінності підвісів платформ досліджуваних приладів?
- е) Як здійснюється початкова виставка платформи силової курсовертикалі в площині горизонту? Чому таку операцію не можна проводити при еволюціях літака?
- ж) Як здійснюється корекція орієнтації азимутальної платформи ГАГ?
- з) Як здійснюється балансування платформ досліджуваних приладів?

2. Після вивчення конструкції просторових гіростабілізаторів і підготовки відповідей на контрольні питання слід зобразити схему одного з каналів стабілізації й дати порівняльну оцінку (за вказівкою викладача).

3.4. Зміст звіту

У звіті повинні бути представлені кінематична схеми одного з каналів стабілізації досліджуваних приладів, відповіді до п. 3.3, а також короткі відповіді на контрольні запитання.

3.5. Контрольні питання

1. Чому в конструкції гіроазимутгоризонта прийнята горизонтальна

орієнтація осей обертання гіроскопів крену й диференту? Укажіть інший варіант орієнтації осей обертання гіроскопів.

2. Призначення й принцип роботи перетворювача координат, що входить до складу курсовертикалі. Чому в конструкції ГАГ такого пристрою немає?

3. Як буде працювати система корекції гіроазимутгоризонта у площині горизонту, якщо змінити напрямок обертання гіромоторов стабілізації першого ступеня на протилежний?

4. Запишіть формули для гіроскопічних моментів, що виникають при дії зовнішнього збурювального моменту навкруг зовнішньої рами підвісу платформи силової курсовертикалі при довільній орієнтації платформи приладу в азимуті.

5. Чому при розгоні роторів гіроскопів ГАГ роблять затримку розаретирування рам підвісу?

6. Чому гіроагрегат автопілоту АП-15 підвішують на основі на амортизаторах, а гіроазимутгоризонт – без них?

7. При яких еволюціях об'єкта і як відключається корекція платформи курсовертикалі в площині горизонту і як?

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 4

МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ОДНОВІСНОГО СИЛОВОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА

Мета роботи: ознайомити студентів з методами синтезу структури й розрахунків основних параметрів силових гіростабілізаторів; використовуючи числові характеристики й задані показники якості зробити аналіз динамічних властивостей конкретної системи.

4.1. Теоретичні відомості

Силовий гіроскопічний стабілізатор являє собою одновісну платформу 1, на якій встановлено двоступеневий гіроскопічний чутливий елемент (ГЧЕ) 3. Вісь підвісу ГЧЕ (вісь прецесії) розміщена перпендикулярно осі підвісу платформи (осі стабілізації). Таким чином, вісь чутливості ГЧЕ за відсутності кутів прецесії паралельна осі стабілізації. Вісь підвісу платформи Ox_c зв'язана з основою.

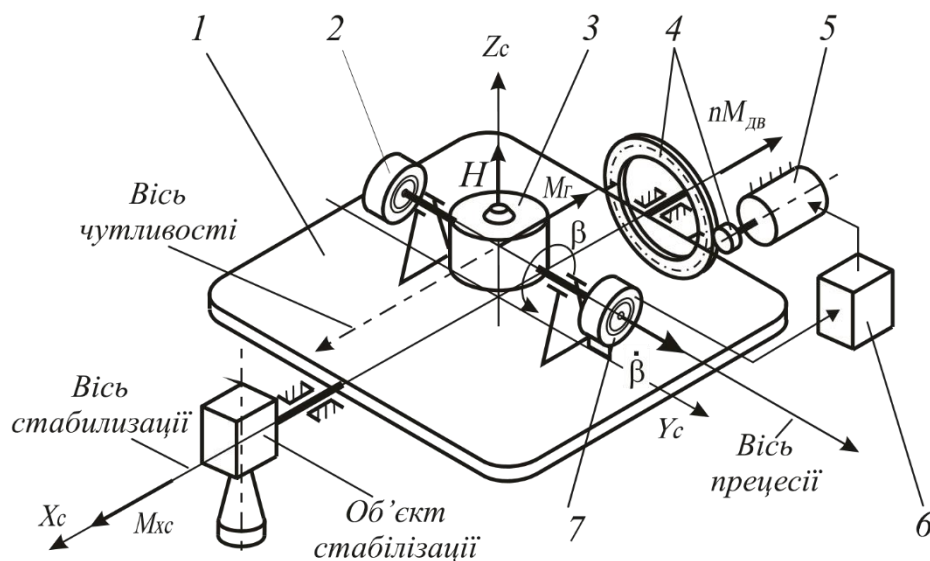


Рис. 4.1. Функціональна схема одновісного стабілізатора

Канал стабілізації складається з датчика кутів прецесії 7, який вимірює кути відхилення чутливого елемента від площини платформи, підсилювача 6, стабілізуючого двигуна 5 і редуктора 4 з передатним числом n . Для початкової виставки та поточної корекції кутового положення платформи використовується датчик моментів 7, встановлений на осі підвісу чутливого елемента. У першому наближенні таку схему побудови можна розглядати як триступеневий астатичний гіроскоп, забезпечений системою "сильної" міжрамкової корекції (каналом

стабілізації).

Розглянемо принцип дії СГС. Нехай навколо осі стабілізації діє деякий збурювальний момент M_{xc} . Цей момент складається з моменту дебалансу, моменту сил тертя, сил інерції і т.д. Під дією цього моменту ГЧЕ почне прецесювати навколо осі прецесії таким чином, щоб вектор кінетичного моменту сумістився по найкоротшому шляху з вектором моменту навантаження. Виникаючий при цьому гіроскопічний момент $H\dot{\beta}$ врівноважує збурювальний момент M_{xc} , перешкоджаючи тим самим повороту платформи навколо осі стабілізації. Кут прецесії β перетворюється датчиком кутів прецесії в електричний сигнал, який після підсилення надходить на двигун 5. Останній створює протидіючий момент $M_{\delta\epsilon}$, що змінюється пропорційно куту β . Таким чином, система силової гіроскопічної стабілізації використовує як силові, так і інформаційні властивості гіроскопічного чутливого елемента.

Рівняння СГС має вигляд:

$$\begin{aligned} A(\beta)\ddot{\alpha}_a + f_e \dot{\alpha}_a + H\dot{\beta} + nM_{\delta\epsilon} &= M_1; \\ J_z \ddot{\beta} + f_2 \dot{\beta} - H\dot{\alpha}_a &= M_2, \end{aligned} \quad (4.1)$$

де $A(\beta) = J_{nl} + n^2 J_{\delta\epsilon}$ – момент інерції платформи з приведеним моментом інерції двигуна стабілізації; $f_e = f_1 + n^2 \cdot S$ – приведений коефіцієнт демпфірування; M_1 , M_2 – моменти, що діють по осі стабілізації й прецесії відповідно.

Передатна функція розімкнутого СГС має вигляд

$$W(p) = \frac{W_p(p)}{Hp(T^2 p + T_{\delta\epsilon} p + 1)}, \quad (4.2)$$

де $T^2 = \frac{A(\beta)J_z}{H^2}$, $T_{\delta\epsilon} = \frac{f_1 + n^2 \cdot S}{H^2}$. $W_p(p)$ – передатна функція каналу розвантаження. Для безінерційного каналу – $W_p(p) = k$. Якщо потрібно враховувати інерційність підсилювача – $W_p(p) = \frac{k}{T_y p + 1}$.

4.2. Розрахунок параметрів силового гіроскопічного стабілізатора та створення чисельної моделі в Simulink

Для визначення параметрів моделі необхідно використовувати диференціальні рівняння досліджуваної системи (4.1). Надалі розглянемо найпростішу модель силового гіроскопічного стабілізатора з безінерційним каналом стабілізації.

Вибір коефіцієнта передачі проводять виходячи з вимоги забезпечення

заданого показника коливальності системи M :

$$K \leq \frac{T_{\partial z}}{T^2} \cdot \frac{M}{M+1}. \quad (4.3)$$

Якщо канал стабілізації інерційний, то необхідно розрахувати оптимальні значення пари параметрів – сталої часу підсилювача та коефіцієнта передачі. Для цього можна використовувати формули

$$K_{max} = M \sqrt{\frac{T_{\partial z}}{T^3}} \cdot \sqrt{\frac{M + \sqrt{M^2 - 1}}{2(M+1)}}; \quad (4.4)$$

$$T_y = \frac{1}{K_{max}} \cdot \frac{M^2 + M\sqrt{M^2 - 1}}{2}. \quad (4.5)$$

4.2.1. Складання структурної схеми моделі

Для складання структурної схеми моделі перепишемо рівняння (4.1) у вигляді

$$\ddot{\alpha}_a = \frac{1}{A(\beta)} \left[-f_e \dot{\alpha}_a - H \dot{\beta} - nM_{\partial z} + M_1 \right]; \quad (4.6)$$

$$\ddot{\beta} = \frac{1}{J_2} \left[-f_2 \dot{\beta} + H \dot{\alpha}_a + M_2 \right].$$

Для набору моделі використовується бібліотека Simulink матричної системи MATLAB. Як приклад на рис. 4.2 показана схема набору, що дозволяє проводити дослідження як часових, так і частотних характеристик.

Числові параметри моделі бажано задавати в скриптовому m-файлі.

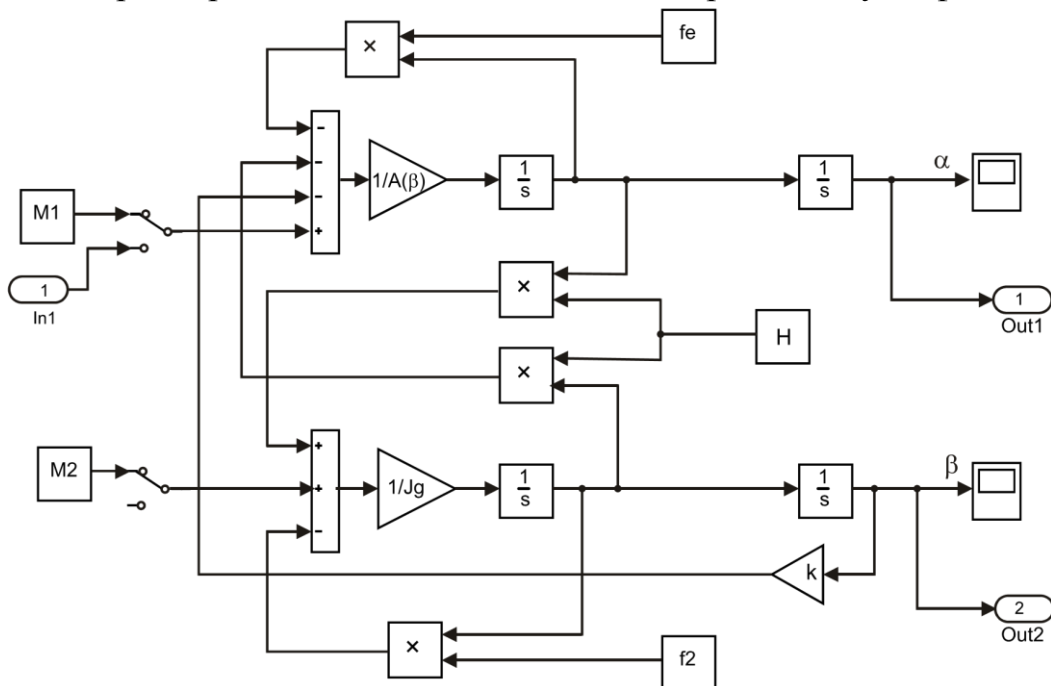


Рис. 4.2. Схема набору моделі одновісного гіростабілізатора

4.2.2. Складання схеми збурювальних моментів

Для визначення часових характеристик СГС необхідно на його схемі, набраної в пакеті Simulink, змоделювати збурювальний момент M_1 по осі стабілізації:

$$M_1 = n^2 J_{\partial \theta} \ddot{\theta} - H \omega_y + f_e \dot{\theta} + M_{mp} \text{sign} \dot{\theta} + M_{cm}. \quad (4.7)$$

Для моделювання динамічного руху об'єкту (хитавиця) для дослідження кут повороту основи навколо осі стабілізації задається у вигляді гармонічної функції $\theta = \theta_m \sin \omega_k t$. Враховуючи це, вираз (4.7) можна перетворити до наступного вигляду:

$$M_1 = -n^2 J_{\partial \theta} \omega_k^2 \theta_m \cdot \sin \omega_k t - H \omega_y + f_e \omega_k \theta_m \cdot \cos \omega_k t + M_{mp} \text{sign}(\cos \omega_k t) + M_{cm}. \quad (4.8)$$

Збурювальний момент M_1 з формули (4.8) можна реалізувати в m-файлі, або набрати на схемі моделі. Один з варіантів набору показаний на рис. 4.3.

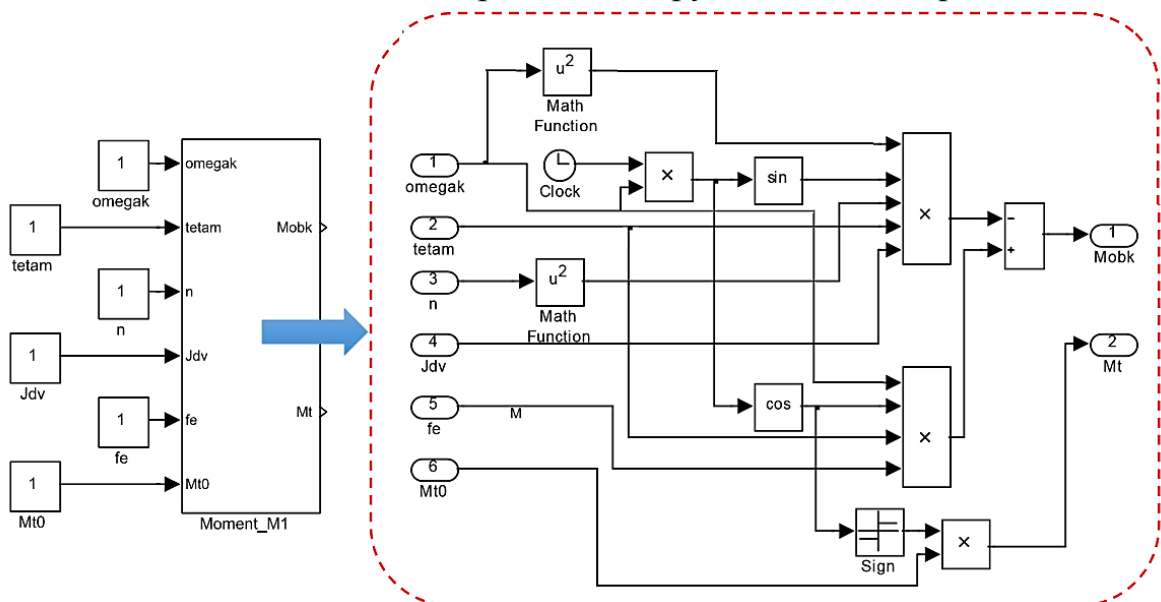


Рис. 4.3. Модель збурювального моменту M_1

4.2.3. Моделювання похибок стабілізації

При виконанні цього пункту на вхід моделі спочатку треба подати сигнал M_{cm} і перевірити працездатність розробленої моделі. Величину моменту можна задати за допомогою блоку Constant. Після цього на вхід моделі по черзі подаються сигнали M_{mp} і $M_{обк}$.

Після моделювання роботи СГС по графіках $\alpha(t)$ і $\beta(t)$ для заданих режимів роботи визначити максимальну похибку й кут прецесії.

Оскільки робота із блоками виводу типу *Scope* не зручна для виводу й зберігання інформації, то зручніше використовувати стандартні засоби MATLAB. Це можна зробити за допомогою наступного списку команд:

```

sim('untitled') % замість untitled треба підставити
                % ім'я вашої Simulink-моделі
t=tout;
z1=yout(:,1);
z2=yout(:,2);
plot(t,z1) plot(t,z2)

```

Під час моделювання роботи ГС за допомогою пакета *Simulink* можливий випадок, коли перехідний процес для якоїсь із змінних буде мати високочастотні коливання великої амплітуди або взагалі розходитись. Якщо контур стабілізації спроектовано без грубих помилок, то причина такого перехідного процесу – похибки моделювання в пакеті *Simulink*. Точніше – це похибки використаного в пакеті методу чисельного інтегрування.

Першопричина цієї проблеми полягає у тому, що належить до так званих «жорстких» систем – систем, які мають власні частоти, що відрізняються на порядки (зазвичай частоти зламу ланок ГС займають декілька декад на осі частот ЛАЧХ (логарифмічна амплітудно-частотна характеристика)). Використовуючи метод чисельного інтегрування з фіксованим кроком, доводиться вибирати цей крок дуже малим відповідно до значення найбільшої власної частоти системи. Загальний час інтегрування має бути таким, щоб відобразити рух системи, враховуючи найменші власні частоти. Оскільки найбільша і найменша власні частоти жорсткої системи відрізняються на багато порядків, то це призводить до значного зростання часу інтегрування рівнянь системи. Крім того, значно накопичуються похибки методу інтегрування через велику кількість кроків. Тому для інтегрування рівнянь руху жорстких систем частіше використовують неявні методи чисельного інтегрування із змінним кроком. У подібних методах використовують різні способи для збільшення кроку інтегрування, за рахунок чого значно скорочується час інтегрування. Однак ці способи не завжди коректно можуть вибрати крок інтегрування, що призводить до значних помилок.

Пакет *Simulink* містить декілька методів чисельного інтегрування як із фіксованим, так зі змінним кроком інтегрування. За замовчуванням використовують метод Дормунда-Принца зі змінним кроком (*ode45*). Якщо є підозра на те, що *Simulink* неправильно будує перехідний процес, то потрібно повторити моделювання, використавши інший метод. Змінити метод інтегрування можна в пункті *Parameters* (закладка *Solver*) меню *Simulation*. (див. рис. 4.4). У вікні *Type* вибирають тип методу (зі змінним кроком – *Variable-step*, з фіксованим кроком – *Fixed-step*) та сам метод.

Можна використати один із методів інтегрування для жорстких систем, наприклад метод із змінним кроком *ode15s*.

Ще однією проблемою є зникнення початкової частини графіка перехідного

процесу після закінчення моделювання. Справа у тому, що кількість точок, які виводяться на графік у блоці типу *Scope* за замовчуванням, обмежена значенням 5000. Це обмеження легко знімається в налаштуваннях цього блоку (див. рис.4.5).

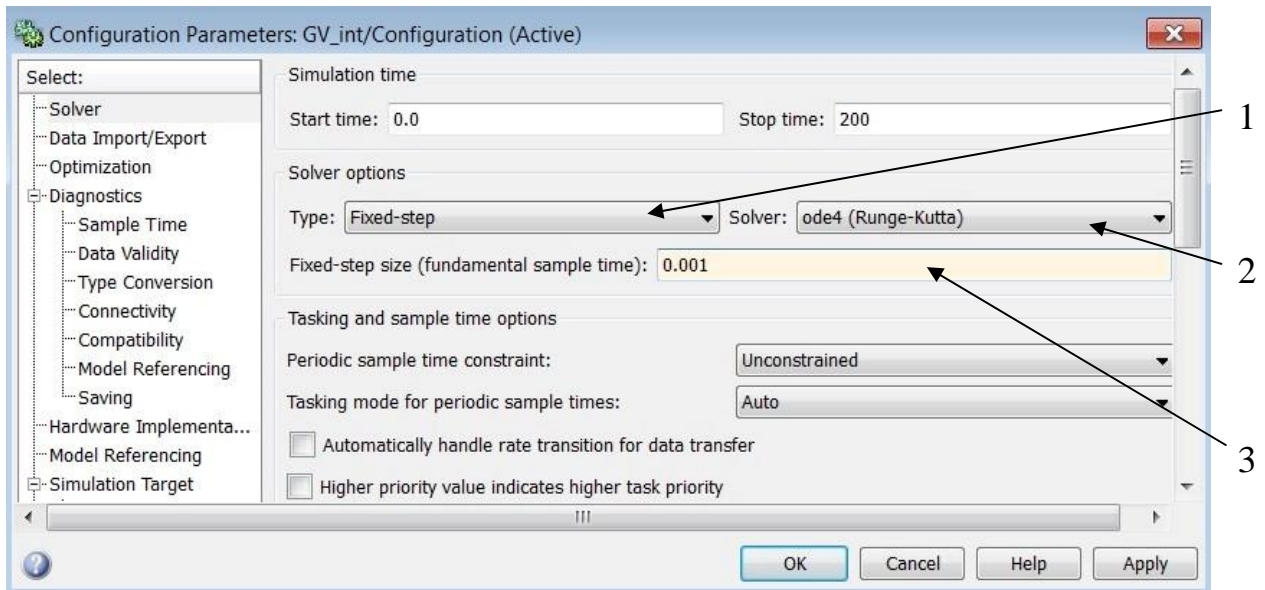


Рис. 4.4. Зміна методу чисельного інтегрування в пакеті *Simulink*

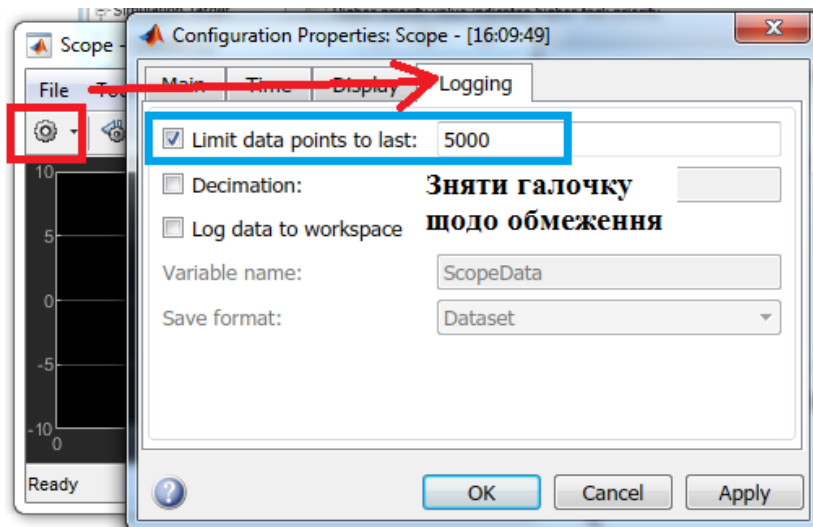


Рис. 4.5. Усунення обмеження щодо відображення лише 5000 точок у елементі *Scope*

4.2.4. Побудова частотних характеристик моделі

Побудова частотних характеристик у пакеті програм MATLAB/Simulink ведеться з використанням тулбокса CONTROL SYSTEM. Вихідними даними для побудови є моделі динамічної системи у Simulink.

Для проведення експерименту спочатку слід перетворити модель у схему для аналізу. Для цього необхідно:

а) відключити всі вхідні сигнали (моменти M_1 і M_2), розірвати головний зворотний зв'язок, до входу системи підключити вхідний порт, а до виходу (вихід зворотного зв'язку) – вихідний порт (блоки In і Out). Блоки, що відключаються, можна не видаляти, тому що вони не впливають на результат перетворення.

Приклад перетвореної схеми показаний на рис. 4.6.

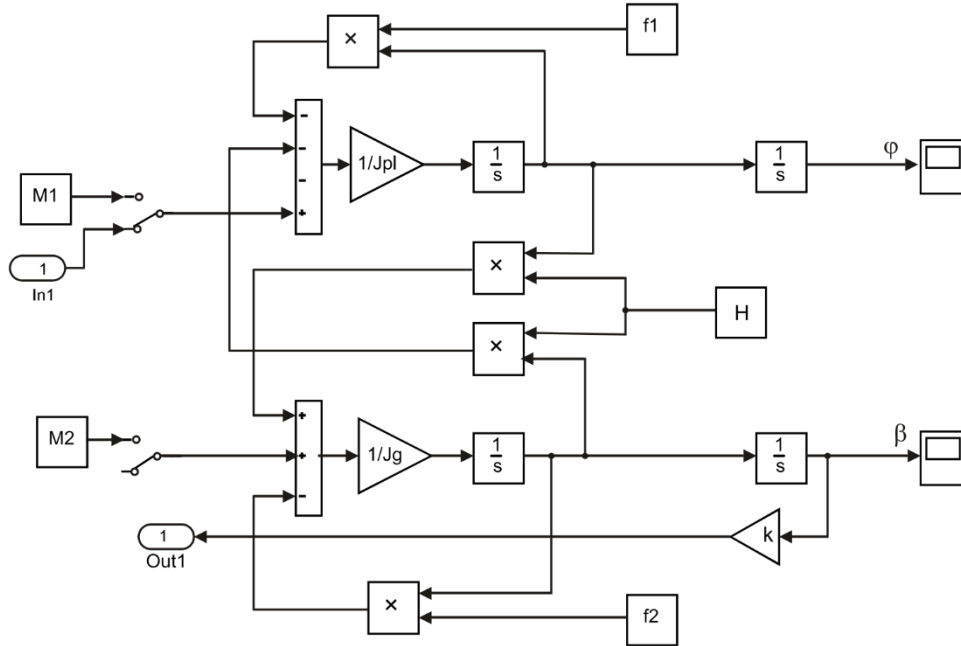


Рис.4.6. Перетворена схема моделювання СГС для побудови ЛАЧХ

б) одержати інформацію про модель, використовуючи функцію `linmod`
 $[A,B,C,D]=\text{linmod}(\text{'untitled'})$.

За допомогою функції `linmod` одержуємо опис моделі в просторі стану за допомогою матриць стану A, B, C, D . У якості параметра функції `linmod` вказується ім'я моделі.

в) перетворити матриці стану в модель CONTROL SYSTEM, використовуючи функцію `ss`

$$\text{sys}=\text{ss}(A,B,C,D).$$

Параметрами функції `ss` є матриці стану, `sys` – ім'я одержуваної моделі.

Отримана модель може використовуватися для побудови часових і частотних характеристик системи за допомогою функцій `bode(sys)`; `step(sys)`; `nyquist(sys)`.

Перетворення за пунктами б) та в) можна замінити безпосередньою побудовою часових та частотних характеристик за допомогою графічного інтерфейсу *LTI Viewer*, який можна викликати з меню *APPS\Linear analysis* створеної моделі Simulink (рис. 4.7).

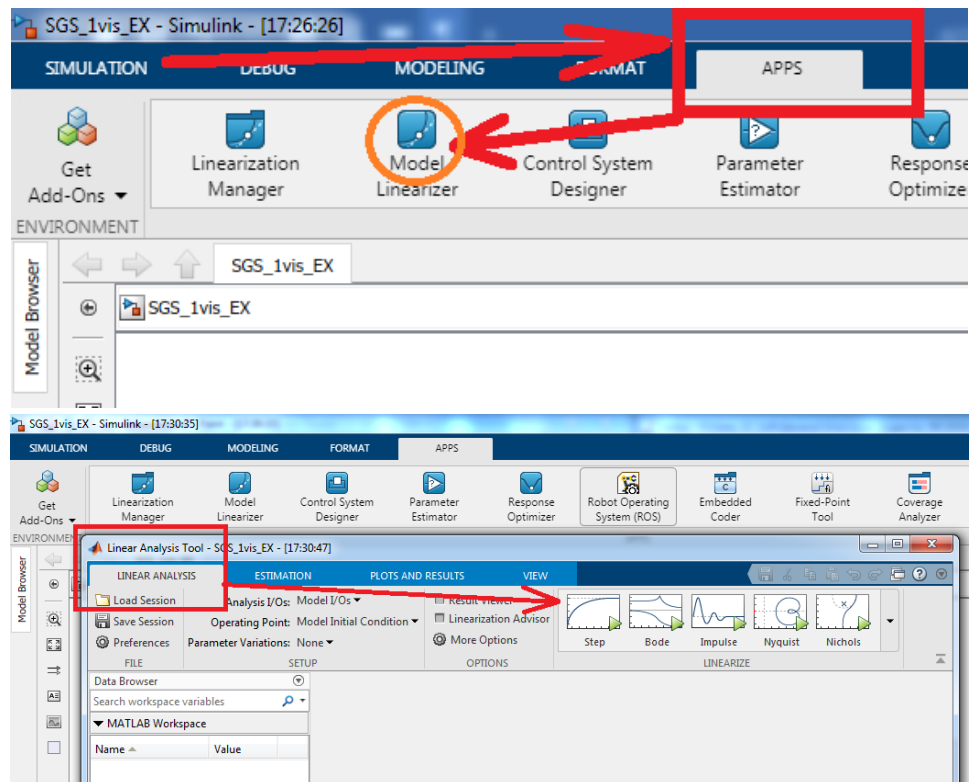


Рис. 4.7. Меню Tools\Linear analysis

4.3. Порядок виконання роботи

1. Використовуючи числові дані досліджуваної системи розрахувати основні динамічні параметри моделі:
 - 1.1. сталі часу T , T_{0z} ;
 - 1.2. допустимий коефіцієнт передачі каналу стабілізації k ;
 - 1.3. допустиме значення сталої часу підсилювача T_y .
2. Скласти структурну схему моделі з урахуванням можливостей пакета Simulink.
3. Провести моделювання похибок стабілізації при дії моменту тертя й моменту обкатування. Оцінити характер зміни й величину кута прецесії.
4. Використовуючи тулбок Control System, побудувати частотні характеристики моделі.

4.4. Зміст звіту

У звіті повинні бути представлені результати розрахунків параметрів гіростабілізатора; структурна схема досліджуваного об'єкта в Simulink; перетворена схема для дослідження частотних характеристик; графіки похибок стабілізації при дії постійного моменту, моменту обкатування й моменту тертя; логарифмічна амплітудно-частотна й фазова частотна характеристики; висновки по роботі.

4.5. Індивідуальні завдання

Вихідні дані для моделювання приведені у табл.4.1. Тип СГС:1 – одноосьовий однороторний СГС із безінерційним підсилювачем; 2 – одноосьовий однороторний СГС із інерційним підсилювачем; 3 – одноосьовий двохроторний СГС із безінерційним підсилювачем; 4 – одноосьовий двохроторний СГС із інерційним підсилювачем.

Таблиця 4.1

Варіанти індивідуальних завдань

№	Тип СГС	H [Нмс]	I_{nl} [Нмс ²]	B [Нмс ²]	f_1 [Нмс]	S [Нмс]	$I_{об}$ [Нмс ²]	θ	ω_x [с ⁻¹]	M_T [Нм]	n	M
1	1	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
2	1	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
3	1	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
4	1	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5
5	1	0,1	0,1	$1 \cdot 10^{-4}$	0,08	$2 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	8°	2	0,04	250	1,1
6	1	10	3	$5 \cdot 10^{-4}$	0,1	$6 \cdot 10^{-6}$	$9 \cdot 10^{-6}$	15°	0,5	0,8	150	2,2
7	2	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
8	2	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
9	2	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
10	2	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5
11	2	0,1	0,1	$1 \cdot 10^{-4}$	0,08	$2 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	8°	2	0,04	250	1,1
12	2	10	3	$5 \cdot 10^{-4}$	0,1	$6 \cdot 10^{-6}$	$9 \cdot 10^{-6}$	15°	0,5	0,8	150	2,2
13	3	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
14	3	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
15	3	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
16	3	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5
17	3	0,1	0,1	$1 \cdot 10^{-4}$	0,08	$2 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	8°	2	0,04	250	1,1
18	3	10	3	$5 \cdot 10^{-4}$	0,1	$6 \cdot 10^{-6}$	$9 \cdot 10^{-6}$	15°	0,5	0,8	150	2,2
19	4	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
20	4	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
21	4	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
22	4	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5
23	4	0,1	0,1	$1 \cdot 10^{-4}$	0,08	$2 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	8°	2	0,04	250	1,1
24	4	10	3	$5 \cdot 10^{-4}$	0,1	$6 \cdot 10^{-6}$	$9 \cdot 10^{-6}$	15°	0,5	0,8	150	2,2

4.6. Контрольні питання

1. Як впливає на похибки СГС момент M_2 , прикладений до осі прецесії?
2. Як зменшити вплив моменту обкатування на похибку стабілізації?
3. Як усунути вплив гіроскопічного моменту $H\omega_{y1}$, який виникає при обертанні основи навколо осі прецесії?
4. Який порядок астатизму силового гіростабілізатора по відношенню до постійного по величині збурювального моменту?
5. Які методи зменшення величини кута прецесії стабілізатора?
6. Як впливає інерційність підсилювача на динамічні властивості силового гіростабілізатора?

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 5

МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ОДНОВІСНОГО ІНДИКАТОРНОГО ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА

Мета роботи: ознайомити студентів з основою побудови і розрахунком параметрів індикаторних гіростабілізаторів; промоделювати основні режими роботи, дослідити похибки індикаторного гіростабілізатора від моменту тертя і обкатки.

5.1. Теоретичні відомості

В індикаторних гіростабілізаторах використовуються тільки інформаційні властивості гіроскопічних чутливих елементів – можливість вимірювати з високою точністю малі відхилення основи від заданого напрямку або кутову швидкість цього відхилення. Цим умовам повністю відповідають такі вимірювачі параметрів кутового руху як астатичні гіроскопи, роторні вібраційні, волоконно-оптичні і твердотільні хвильові гіроскопи.

У таких системах збурювальні моменти, що впливають на стабілізацію об'єкту, компенсуються тільки моментами двигунів стабілізації. Моменти гіроскопічної реакції гіроскопів в компенсації цих збурень участі не беруть.

Гіроскопічні чутливі елементи можуть розташовуватися як безпосередньо на платформі, так і на рухомій основі. У першому випадку гіроскоп реєструє відхилення платформи від заданого положення, тобто відіграє роль нуль-індикатора, безпосередньо формує сигнали, що керують двигунами стабілізації. Таку систему називають індикаторним гіростабілізатором. В іншому випадку чутливий елемент встановлюється на основі і вимірює параметри її кутового руху, тобто використовується лише для побудови базової системи координат на рухомій основі. Ця інформація в подальшому використовується для керування положенням платформи. Таку систему називають системою непрямої стабілізації.

Кінематична схема одновісного індикаторного стабілізатора показана на рисунку 5.1.

У системі можуть використовуватися двигуни як змінного, так і постійного струму. При використанні останніх, зазвичай, використовуються редуктори. Гіроскопічний чутливий елемент може вимірювати, як кут повороту платформи α , так і кутову швидкість повороту $\dot{\alpha}$.

Приймемо, що як двигун стабілізації використовується двигун змінного струму. У цьому випадку рівняння руху матимуть вигляд

$$\begin{aligned}
J_{nl} \ddot{\alpha}_a &= M_T \text{sign} \dot{\alpha} - nM_{\partial\theta}; \\
M_{\partial\theta} &= k_{\partial\theta} U - s \cdot n \dot{\alpha} - J_{\partial\theta} (\ddot{\theta} - n \ddot{\alpha}); \\
U &= W_{\text{чЕ}}(p) \cdot W_{\text{кК}}(p) \cdot \alpha,
\end{aligned}
\tag{5.1}$$

де $\alpha_a = \theta + \alpha$ – похибка стабілізації; α – кут повороту платформи відносно основи; $W_{\text{чЕ}}(p)$ – передатна функція чутливого елемента; $W_{\text{кК}}(p)$ – передатна функція підсилювача і контуру корекції.

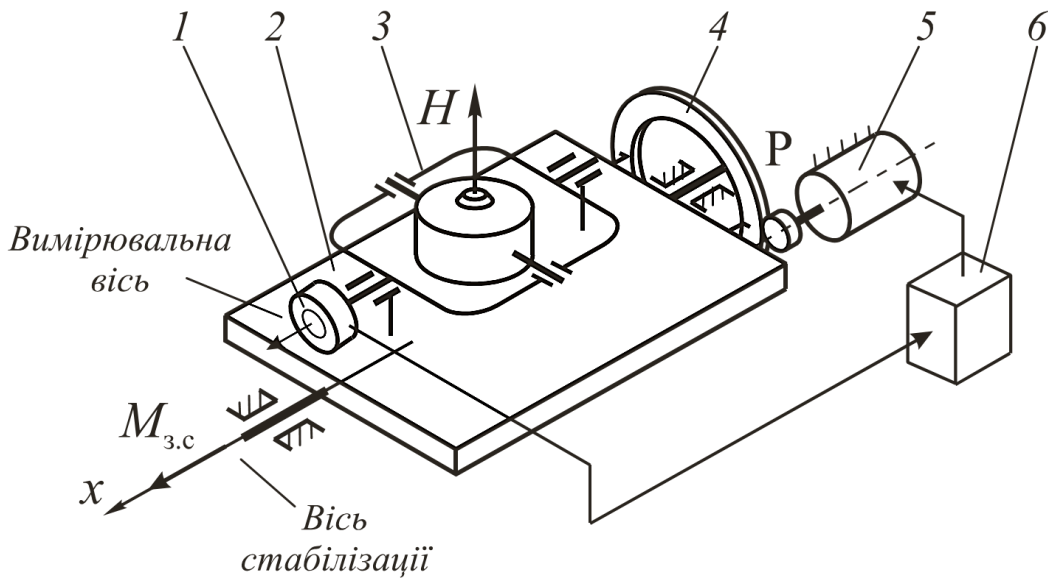


Рис. 5.1. Схема індикаторного гіростабілізатора:

1 - датчик кута; 2 - стабілізована платформа; 3 – гіроскопічний чутливий елемент; 4 – редуктор; 5 - двигун стабілізації; 6 — підсилювач

Перетворимо отримані рівняння, виключивши з них параметри відносного руху платформи:

$$\begin{aligned}
\left[(J_{nl} + n^2 J_{\partial\theta}) p^2 + s \cdot n^2 p + nk_{\partial\theta} W_{\text{чЕ}}(p) W_{\text{кК}}(p) \right] \alpha_a &= \\
= M_T \text{sign}(p \alpha_a - p \theta) + (n^2 J_{\partial\theta} p + s \cdot n^2) p \theta;
\end{aligned}
\tag{5.2}$$

З урахуванням умови $\dot{\theta} \gg \dot{\alpha}_a$, похибка стабілізації становитиме

$$\alpha_a = \frac{M_T(p) + (n^2 J_{\partial\theta} p + s \cdot n^2) p \theta}{(J_{nl} + n^2 J_{\partial\theta}) p^2 + s \cdot n^2 p + nk_{\partial\theta} W_{\text{чЕ}}(p) W_{\text{кК}}(p)}.
\tag{5.3}$$

Введемо позначення $T_c = \frac{J_{nl} + n^2 J_{\partial\theta}}{sn^2}$, $T_{\partial\theta} = \frac{J_{\partial\theta}}{s}$. Тоді вираз похибки стабілізації

(5.3) можна записати так

$$\alpha_a = \frac{\frac{1}{sn^2} M_T(p) + (T_{\text{об}} p + 1) p \theta}{(T_c p + 1) p + \frac{k_{\text{об}}}{sn} W_{\text{ЧЕ}}(p) W_{\text{КК}}(p)} = \alpha_{\theta} + \alpha_M . \quad (5.4)$$

Як бачимо з (5.4), похибка стабілізації має дві складові: похибку від обкатки α_{θ} і від моменту тертя α_M .

Запишемо похибку стабілізації у вигляді двох складових – від руху основи відносно осі стабілізації та від моменту тертя на вісі стабілізації:

$$\alpha_a = \frac{\rho(p)}{1+W(p)} \theta(p) + \frac{W_M(p)}{1+W(p)} M_T(p), \quad (5.5)$$

де $W(p) = \frac{k_{\text{об}} W_{\text{ЧЕ}}(p) W_{\text{КК}}(p)}{(T_c p + 1) p}$ – передатна функція розімкненого ГС;

$W_M(p) = \frac{1/sn^2}{(T_c p + 1) p}$ – передатна функція формування впливу від моменту тертя на

осі стабілізації ГС з врахуванням обкочування; $\rho(p) = \frac{(T_{\text{об}} p + 1)}{T_c p + 1}$.

Одержаному виразу відповідає структурна схема системи (рис. 5.2)

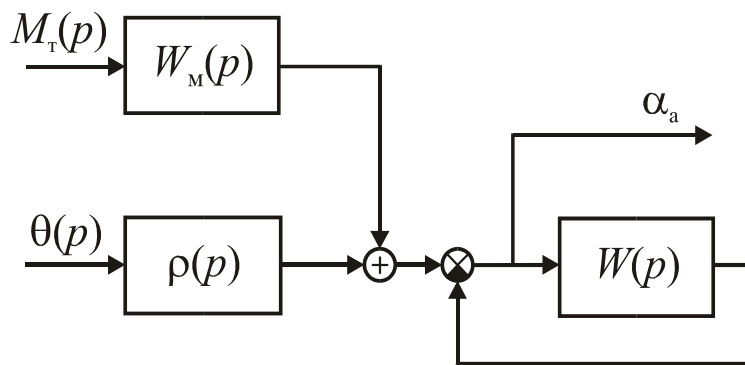


Рис. 5.2. Перетворена структурна схема індикаторного стабілізатора

Якщо в якості чутливого елемента використовується позиційний вимірювач, наприклад, астатичний гіроскоп, для якого $W_{\text{ЧЕ}}(p) = k_{\text{ЧЕ}}$, то передатна функція розімкненого ГС має вид:

$$W(p) = \frac{k_{\text{об}} k_{\text{ЧЕ}} \cdot W_{\text{КК}}(p)}{sn p (T_c p + 1)} = k_{\omega} \frac{W_{\text{КК}}(p)}{p (T_c p + 1)} .$$

Якщо використаний датчик кутової швидкості ($W_{\text{ЧЕ}}(p) = k_{\text{ЧЕ}} p$):

$$W(p) = \frac{k_{\text{об}} k_{\text{ЧЕ}} p \cdot W_{\text{КК}}(p)}{snp(T_c p + 1)} = k_{\omega} \frac{W_{\text{КК}}(p)}{(T_c p + 1)}.$$

На рис. 5.3 наведені ЛАЧХ обох типів гіростабілізаторів без урахування ЛАЧХ корегуючої ланки.

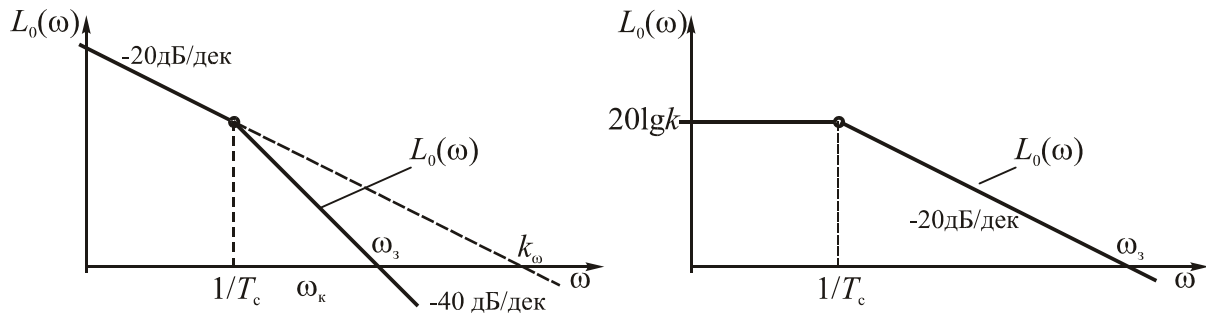


Рис. 5.3. ЛАЧХ індикаторного гіростабілізатора:

а) з позиційним вимірювачем; б) з датчиком кутової швидкості

Спростимо формулу похибки. Для цього приведемо вираз (5.5), враховуючи гармонічний характер вхідного збурення, до виду

$$\alpha_a = |\rho(j\omega_x)| \frac{1}{|W(j\omega_x)|} \theta_{\Sigma}$$

$$\text{де } \theta_{\Sigma} = \theta_{\text{max}} \left(1 + \left| \frac{W(j\omega_x)}{\rho(j\omega_x)} \right| \cdot \frac{M_T}{sn^2 K_{\Omega} \theta_{\text{max}}} \right) \approx \theta_{\text{max}} \left(1 + \frac{M_T}{sn^2 \omega_x \theta_{\text{max}}} \right), \quad (5.6)$$

Для забезпечення заданої точності ГС в області частот $\omega \leq \omega_x$ його ЛАЧХ $L(\omega) = 20\lg|W(j\omega)|$ має проходити вище забороненої зони, утвореної ЛАЧХ $L_{\rho}(\omega) = 20\lg|\rho(j\omega)|$, піднятої на рівень $20\lg \frac{\theta_{\Sigma}}{\alpha_{a \text{ max}}}$. З урахуванням виду ЛАЧХ $L_{\rho}(\omega)$ маємо вигляд забороненої зони для ЛАЧХ індикаторного ГС, показаний на рис. 5.4.

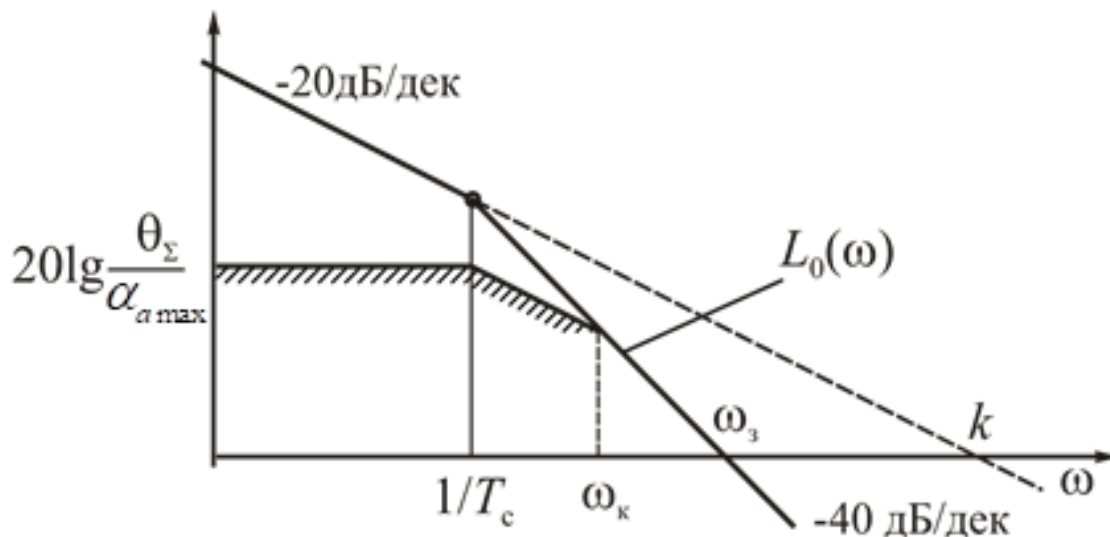


Рис. 5.4. Заборонена зона для ЛАЧХ індикаторного ГС

5.2. Побудова бажаних ЛАЧХ індикаторного ГС

5.2.1. Побудова бажаної ЛАЧХ розімкненого індикаторного ГС з позиційним вимірювачем

Бажану ЛАЧХ будують з низькочастотної ділянки, яка відповідає за точність ГС. Заборонена зона показана на рис. 5.4. Початкова ділянка ЛАЧХ $L_0(\omega)$, що проходить на рівні $20\lg k_{\Omega_0}$ зазвичай заходить у заборонену зону. Тому треба її підняти над цією зоною.

З формул для α_a і θ_Σ випливає, що такій ЛАЧХ відповідає добротність по швидкості

$$K_\Omega \geq \frac{\omega_x \theta_\Sigma}{\alpha_a}. \quad (5.7)$$

Ця величина не залежить від сталої часу T_c .

Середньочастотна ділянка бажаної ЛАЧХ відповідає за якість перехідного процесу і за запаси стійкості.

Нахил ЛАЧХ індикаторного ГС у районі частоти зрізу ω_z дорівнює мінус 40 дБ/дек, і до того ж ця ділянка має дуже велику протяжність. У результаті запаси стійкості будуть дуже малі, а перехідний процес – сильно коливальним.

Для якості перехідного процесу треба забезпечити нахил ЛАЧХ у районі частоти зрізу ω_z рівним мінус 20 дБ/дек. Бажана ЛАЧХ $L'_0(\omega)$, показана на рис 5.5.

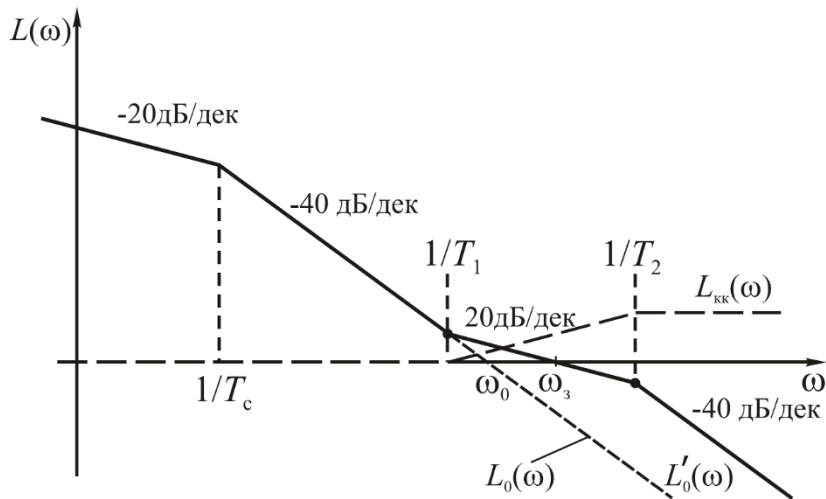


Рис. 5.5. Бажана ЛАЧХ і ЛАЧХ корегуючого контуру

ЛАХ $L_{kk}(\omega)$ відповідає корегуючій ланці з передатною функцією

$$W_{kk}(p) = \frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1} \quad (5.8)$$

Базова частота ЛАЧХ дорівнює $\omega_0 = \sqrt{K_\Omega / T_c}$. (5.9)

Для забезпечення заданого показника коливальності системи, для якої відома базова частота ω_0 , необхідно забезпечити сталі часу T_1 і T_2 , що дорівнюють

$$T_1 = \frac{1}{\omega_0} \sqrt{\frac{M}{M-1}} \quad (5.10)$$

$$T_2 = \frac{1}{\omega_0} \frac{\sqrt{M(M-1)}}{M+1} \quad (5.11)$$

5.2.2. Побудова бажаної ЛАЧХ розімкненого індикаторного ГС з датчиком кутової швидкості

При виборі основних параметрів такого гіростабілізатора потрібно враховувати, що він є статичною системою, для якої сумарна похибка від хитавиці і моменту тертя визначається формулою

$$\alpha_\Sigma = \alpha_{\max} + \alpha_M \approx \left| \frac{\rho(j\omega_x)}{W(j\omega_x)} \right| \theta_{\max} + \frac{\Delta M_g t_p}{sn^2(K+1)},$$

де ΔM - найбільша очікувана різниця збурювальних моментів, діючих на платформу при її русі в протилежних напрямках, t_p - час роботи системи.

Тому величину загального коефіцієнту передачі треба розраховувати по формулі

$$K \geq \frac{\theta_{\max} + \frac{\Delta M_{\theta} t_p}{sn^2}}{\alpha_{\Sigma}} \quad (5.12)$$

На відміну від попереднього випадку передатна функція корегуючого контуру становить

$$W_{KK}(p) = \frac{T_2 p + 1}{(T_1 p + 1)(T_3 p + 1)} \quad (5.13)$$

ЛАЧХ скорегованої системи показана на рис. 5.6.

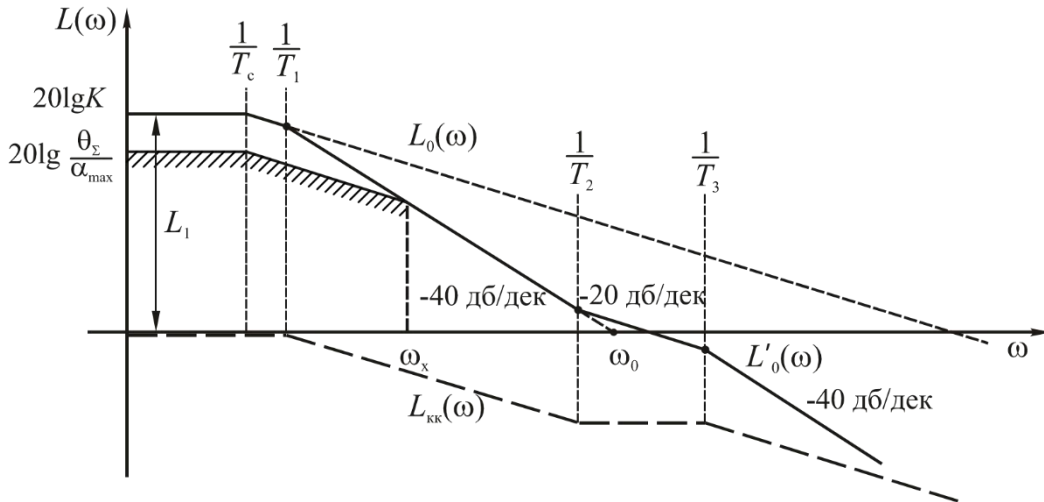


Рис. 5.6. ЛАЧХ скорегованої системи і корегуючого контуру

У ЛАЧХ скорегованої системи стала часу T_1 обрана такою, щоб вона не зайшла у заборонену область. Значення базової частоти ω_0 при цьому буде

$$\omega_0 = \sqrt{K/T_c T_1} \quad (5.14)$$

Сталі часу T_2 і T_3 визначаються, виходячи з базової частоти і необхідного показника коливальності

$$T_2 = \frac{1}{\omega_0} \sqrt{\frac{M}{M-1}}, \quad T_3 = \frac{1}{\omega_0} \frac{\sqrt{M(M-1)}}{M+1} \quad (5.15)$$

5.3. Порядок виконання роботи

5.3.1. Визначення параметрів моделі

Для визначення параметрів моделі слід використовувати диференціальні рівняння (5.1) досліджуваної системи.

Вибір коефіцієнта передачі проводять виходячи з вимоги забезпечення заданої точності стабілізації, використовуючи формули (5.7) або (5.12) в залежності від типу чутливого елемента досліджуваного індикаторного ГС.

Для розрахунку параметрів корегуючого контуру треба скористатися формулами (5.9)-(5.11) – у випадку використання позиційного вимірювача, або (5.14)-(5.15) – у випадку використання датчика кутової швидкості.

5.3.2. Складання структурної схеми моделі

Для складання структурної схеми моделі можна використати перетворені рівняння (5.1) або структурну схему, показану на рис. 5.2.

Для набору моделі використовується Simulink. Як приклад на рис. 5.7 показана схема моделі, що дозволяє надалі проводити дослідження як часових, так і частотних характеристик.

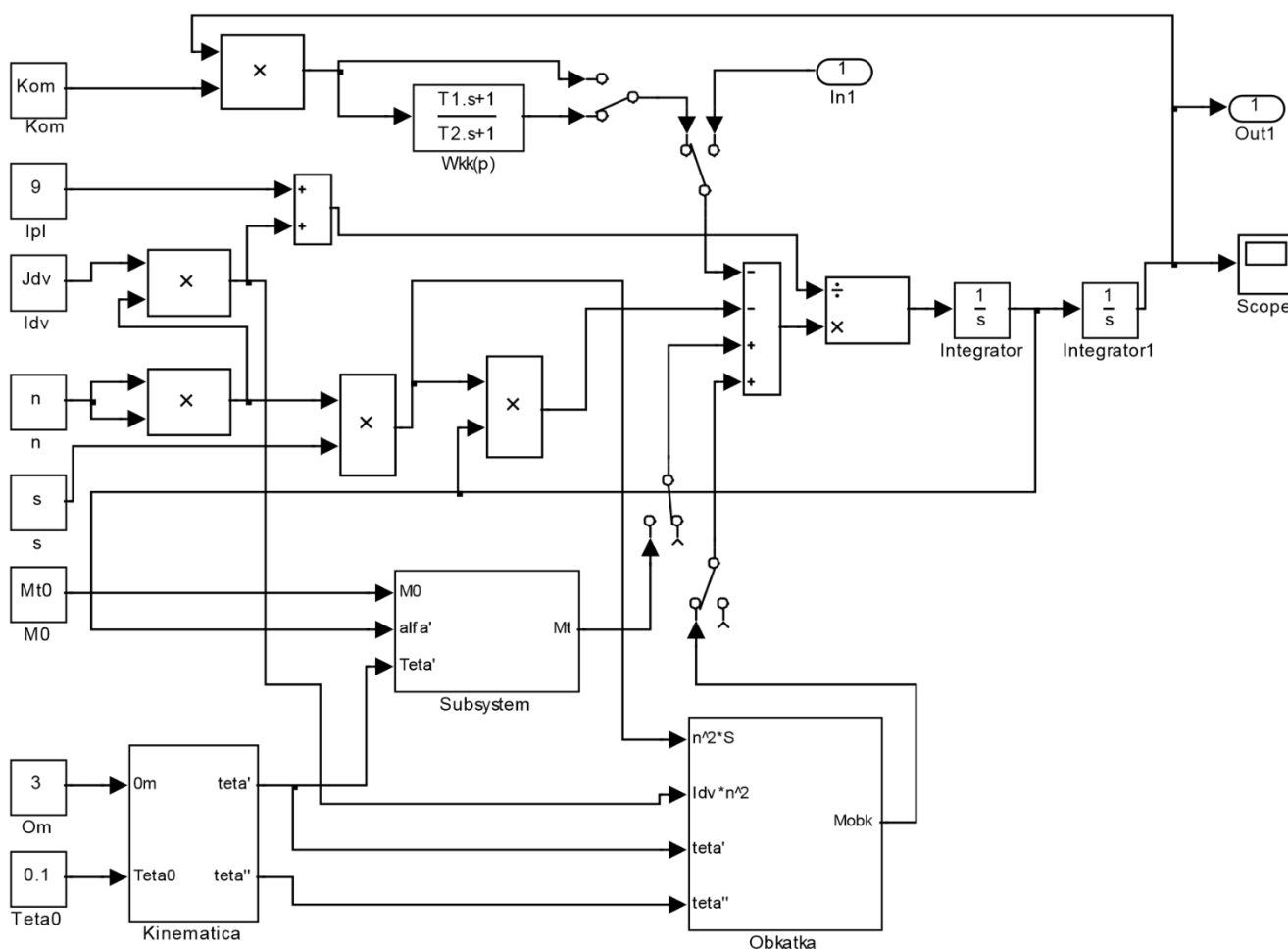


Рис. 5.7. Приклад схеми набору моделі індикаторного гіростабілізатора

5.3.3. Моделювання похибок стабілізації

При виконанні цього пункту на вхід моделі треба подати сигнал M_1 . Величину моменту можна задати за допомогою блоку Constant.

Після моделювання роботи гіростабілізатора по графіках $\alpha_a(t)$ для заданих режимів роботи визначити максимальну похибку.

Для моделювання збурювальних моментів і проведення експерименту скористатися методикою, викладеною в пп 4.3.3 і 4.4.4 попередньої роботи.

5.3.4. Побудова частотних характеристик моделі

Для проведення експерименту скористатися методикою, викладеною в попередній роботі.

5.4. Зміст звіту

У звіті повинні бути представлені результати розрахунків параметрів гіростабілізатора; структурна схема досліджуваного об'єкта в Simulink; перетворена схема для дослідження частотних характеристик; графіки похибок стабілізації при дії постійного моменту, моменту обкатування й моменту тертя; логарифмічна амплітудно-частотна й фазова частотна характеристики; виводи по роботі.

5.5. Індивідуальні завдання

Вихідні дані для моделювання приведені у табл. 5.1. Тип індикаторного гіростабілізатора:

1 – індикаторний гіростабілізатор з позиційним вимірювачем кутового положення платформи.

2 – індикаторний гіростабілізатор з датчиком кутової швидкості обертання платформи Вихідні дані для моделювання

Таблиця 5.1

Варіанти індивідуальних завдань

№	Тип	α_{Σ} [кут.хв]	I_{nl} [Нмс ²]	S [Нмс]	$I_{\delta\sigma}$ [Нмс ²]	θ	ω_x [с ⁻¹]	M_T [Нм]	n	M
1	1	2,5	2	$3 \cdot 10^{-4}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
2	1	1	1	$5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
3	1	3	1,5	$5 \cdot 10^{-4}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
4	1	2	2	$3 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5
5	1	5	3	$1 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-6}$	8°	5	0,5	400	1,4
6	2	2,5	1	$3 \cdot 10^{-4}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
7	2	1	0,5	$5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7

Продовження таблиця 5.1. Варіанти індивідуальних завдань

№	Тип	α_{Σ} [кут.хв]	I_{nl} [Нмс ²]	S [Нмс]	$I_{де}$ [Нмс ²]	θ	ω_x [с ⁻¹]	M_T [Нм]	n	M
8	2	3	0,2	$5 \cdot 10^{-4}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
9	2	2	0,2	$3 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5
10	2	4	0,1	$2 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-6}$	4°	2	0,8	150	1,2
11	1	5	1	$3 \cdot 10^{-4}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	5	1	100	1,1
12	1	8	2	$5 \cdot 10^{-4}$	$2 \cdot 10^{-6}$	12°	8	0,6	400	1,8
13	1	10	5	$5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-6}$	3°	4	2	350	2
14	1	3	3	$6 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-6}$	5°	1	0,3	200	0,8
15	1	4	0,5	$3 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-6}$	7°	2	0,5	180	1,2
16	2	4,5	1,5	$4 \cdot 10^{-4}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	2	0,7	150	2
17	2	2	0,3	$5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
18	2	7	0,2	$3 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-6}$	12°	4	0,5	80	0,7
19	2	0,5	0,1	$1 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-6}$	7°	3	0,3	120	2,5
20	2	7	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-6}$	15°	0,8	0,2	400	1,2
21	1	3,5	3	$4 \cdot 10^{-4}$	$8 \cdot 10^{-6}$	5°	1	0,9	150	1,1
22	1	0,5	2	$3 \cdot 10^{-4}$	$7 \cdot 10^{-6}$	8°	3	0,7	100	2,1
23	1	5,5	1,5	$5 \cdot 10^{-4}$	$2 \cdot 10^{-6}$	3°	1	0,2	200	1,4
24	1	1	1	$1 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-6}$	10°	2	0,1	300	1,3

5.6. Контрольні питання

1. Які типи датчиків використовуються в індикаторних системах? Поясніть переваги і недоліки різних типів.
2. Як визначається передатна функція замкненої системи за похибкою?
3. Як визначається усталене значення похибки для постійного та гармонічного входних сигналів?
4. Що таке показник коливальності і як він визначається для астатичної системи?
5. Як визначити перерегулювання?

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА 6

ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК АЛГОРИТМІВ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ

Мета роботи: ознайомити студентів з широковживаним в практиці розробки безплатформних курсовертикалей комплементарним фільтром оцінки орієнтації, методами побудови алгоритму корекції на основі даних позиційних датчиків; промоделювати основні режими роботи, дослідити похибки безплатформної курсовертикалі від похибок чутливих елементів та основних параметрів алгоритму.

6.1. Теоретичні відомості

Безплатформні інерціальні системи орієнтації стали основою сучасних навігаційних комплексів рухомих об'єктів. Вони дають повну та точну інформацію про орієнтацію (кутове положення) об'єкта. При цьому вони повністю автономні.

Однією з безплатформних інерціальних систем орієнтації є безплатформна курсовертикаль (БКВ). БКВ – гіроскопічний прилад, призначений для визначення кутів орієнтації (курс, крен, тангаж), кутових швидкостей та прискорень рухомих об'єктів.

У традиційних безплатформних системах орієнтації основними датчиками є датчики кутової швидкості (ДКШ), інтегрування сигналів яких дозволяє визначити всі три кути орієнтації: кут курсу, тангажу й крену. Проте використання в якості ДКШ прецизійних гіроскопів не є доцільним, так як їх ціна занадто висока, а масо-габаритні характеристики у великій мірі обмежують область застосування таких систем. Саме тому найоптимальнішим рішенням є використання мікроелектромеханічних гіроскопів у якості ДКШ БКВ.

Для визначення кутів орієнтації об'єкта використовуються кінематичні рівняння орієнтації (рівняння Ейлера, Пуассона та кінематичні рівняння в кватерніонах), які розв'язуються шляхом інтегрування вихідних сигналів ДКШ. Найпоширенішим у сучасній практиці є використання кватерніонних рівнянь орієнтації, перевагою яких є необхідність інтегрування лише 4-х рівнянь орієнтації та наявність лише одного рівняння зв'язку елементів кватерніону.

На практиці в сигналах ДКШ наявна не лише корисна складова (абсолютна кутова швидкість об'єкта) а і похибка (дрейф ДКШ). В результаті чого, при інтегруванні сигналів ДКШ, похибка оцінки орієнтації зростає у часі. Саме тому побудова безплатформних систем орієнтації на основі лише мікромеханічних ДКШ є неможливою. Оптимальним рішенням цієї проблеми є інтеграція ДКШ та позиційних датчиків (акселерометри та магнітометри) у єдину систему. Сигнали

позиційних датчиків використовуються для реалізації корекції сигналів ДКШ.

6.1.1. Комплементарний фільтр оцінки орієнтації

В якості алгоритму БКВ розглянемо комплементарний фільтр оцінки орієнтації (КФОО), запропонований Еріком Бахманом. Фільтр оцінює одиничний кватерніон орієнтації \hat{q} , використовуючи інформацію з трьох незалежних датчиків. Вхідні дані фільтру беруться з вимірювань трьохвісного акселерометра $(h_1 h_2 h_3)$, трьохвісного магнітометра $(b_1 b_2 b_3)$ та тривісного гіроскопа, представленого збіркою трьох взаємного перпендикулярних ДКШ.

Кінематичне рівняння орієнтації в кватерніонній формі має вигляд

$$\dot{q} = q(0, \frac{1}{2}p, \frac{1}{2}q, \frac{1}{2}r) = \frac{1}{2}q^B \omega \quad (6.1)$$

де ${}^B \omega$ - вектор вимірювання кутових швидкостей. Інтегруючи кватерніон \dot{q} у відповідності до формули (6.1) отримуємо поточну оцінку кутового положення у кватерніонній формі \hat{q} . Через похибки ДКШ кватерніон достовірно відображає орієнтацію об'єкта лише малий проміжок часу. Для оцінки орієнтації протягом тривалого часу, використовується інформація з додаткових датчиків. Блок-схема фільтру показана на рис.6.1.

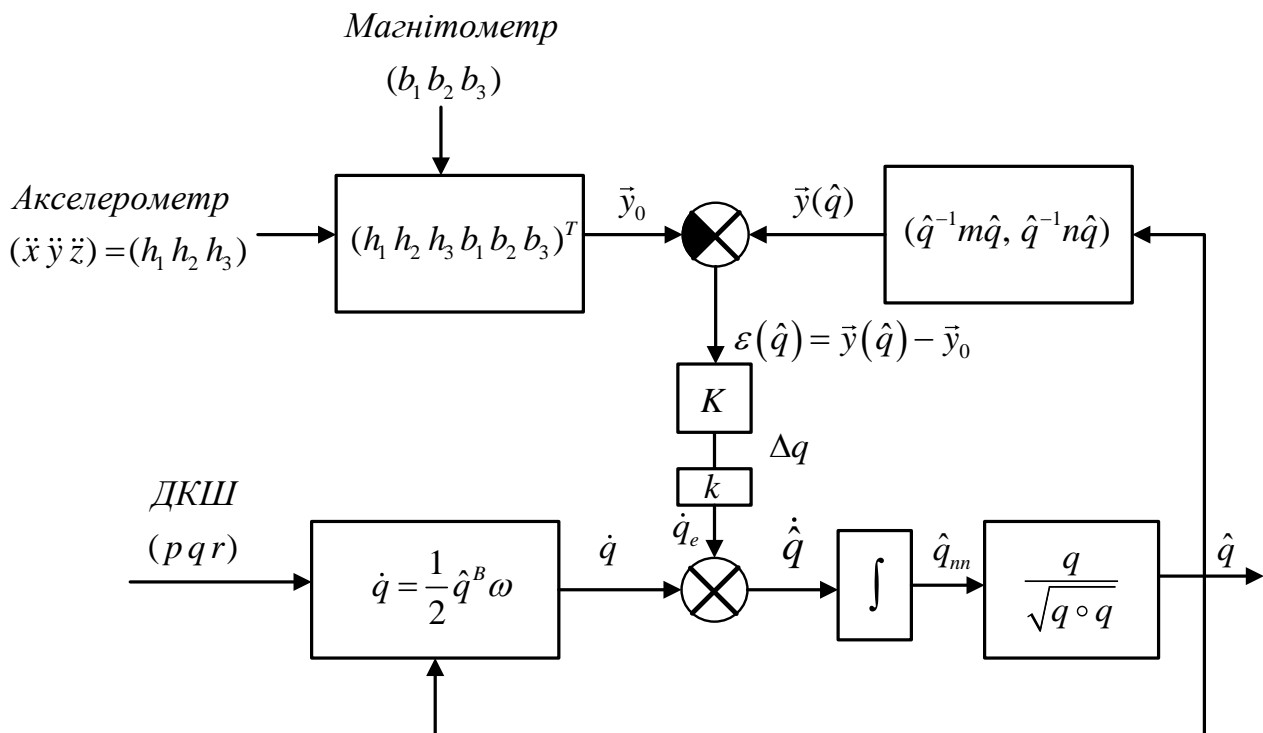


Рис.6.1. Блок-схема комплементарного фільтра оцінки орієнтації

Акселерометр вимірює уявне прискорення, яке є результуючою дії на тіло прискорення об'єкта та прискорення сили тяжіння

$$\vec{a} = \vec{W} - \vec{g}' . \quad (6.2)$$

Вимірювання акселерометра (особливо при відсутності динамічного руху об'єкта) підходять для коректування оцінки орієнтації по кутам крену і тангажу, отриманої за сигналами гіроскопів. Якщо більшість часу роботи об'єкт знаходиться в стані спокою або рухається поступально, то середнє значення прискорення W можна прийняти нульовим. Рівняння (6.2) матиме вигляд

$$\vec{a} = -\vec{g}' . \quad (6.3)$$

Відповідний одиничний кватерніон матиме вигляд

$$n = [0 \quad n_1 \quad n_2 \quad n_3] = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 1] . \quad (6.4)$$

Тривісний магнітометр вимірює компоненти МПЗ b у зв'язаній СК. Дані з магнітометрів використовуються для визначення напрямку поздовжньої осі відносно напрямку на магнітну північ та компенсація дрейфу оцінки орієнтації за сигналами гіроскопів навколо вертикальної вісі. У кватерніонній формі вектор вимірювань МПЗ має вид

$$m = [0 \quad m_1 \quad m_2 \quad m_3] . \quad (6.5)$$

Для точного визначення вектору складових МПЗ m необхідно знати кути схилення, нахилення та сумарний вектор напруженості МПЗ H_0 (рис. 6.2). Параметри МПЗ в конкретній точці проведення досліду можуть бути виміряні або взяті зі спеціальних розрахункових таблиць.

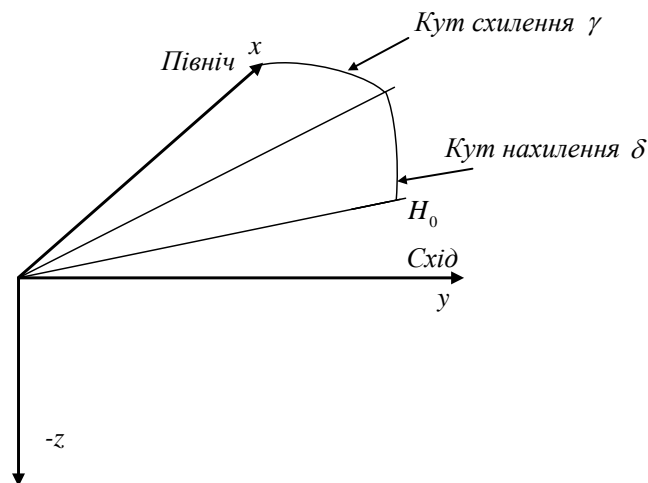


Рис. 6.2. Компоненти вектору магнітного поля Землі

Враховуючи кути схилення та нахилення, розпишемо рівняння (6.5)

$$m = \begin{bmatrix} 0 \\ H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0 \\ H_0 \cos \delta \cos \gamma \\ H_0 \cos \delta \cos \gamma \\ H_0 \sin \delta \end{bmatrix}^T. \quad (6.6)$$

Розглянемо роботу КФОО. Входом фільтру є виміряні нормалізовані покази трьохвісного акселерометра та магнітометра (рис. 6.3).

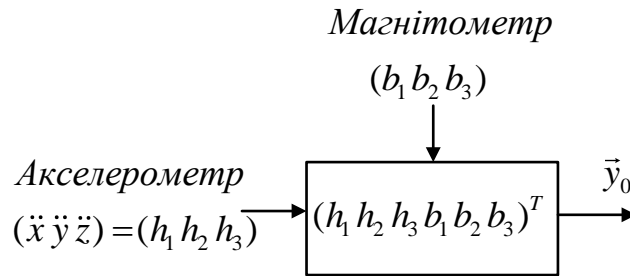


Рис. 6.3 Ліве верхнє плече ДФООП

Акселерометр вимірює проекції прискорення вільно падіння на осі чутливості у зв'язаній з тілом системі координат. Запишемо отримані дані у кватерніонній формі у відповідності до рівняння (6.4)

$$h = [0 \quad h_1 \quad h_2 \quad h_3]. \quad (6.7)$$

Складові МПЗ, виміряні магнітометром у зв'язаній системі координат, запишемо у відповідності до (6.5)

$$b = [0 \quad b_1 \quad b_2 \quad b_3]. \quad (6.8)$$

Вектор-вимірювання \vec{y}_0 складається із поєднання векторної частини кватерніону h (6.7) та b (6.8).

$$\vec{y}_0 = [Ve(h), Ve(b)]^T = [h_1 \quad h_2 \quad h_3 \quad b_1 \quad b_2 \quad b_3]^T. \quad (6.9)$$

Після розрахунку вектора-вимірювання, фільтр оцінює розрахунковий вектор вимірювання $\vec{y}(\hat{q})$, використовуючи кватерніон орієнтації \hat{q} (праве верхнє плече). Для цього гравітаційний вектор (6.4) та вектор напруженості МПЗ (6.5) із ГСК перепроєктуються в СК, зв'язану з тілом, шляхом повороту на кватерніон \hat{q}

$$\hat{h} = \hat{q}^{-1} n \hat{q} \quad (6.10)$$

та

$$\hat{b} = \hat{q}^{-1} m \hat{q}. \quad (6.11)$$

Для формування розрахункового вектора-вимірювання відкинемо скалярну частину отриманих кватерніонів (6.10) та (6.11) у відповідності до рівняння (6.9)

$$\vec{y}(\hat{q}) = [Ve(\hat{h}), Ve(\hat{b})]^T = [\hat{h}_1 \quad \hat{h}_2 \quad \hat{h}_3 \quad \hat{b}_1 \quad \hat{b}_2 \quad \hat{b}_3]^T. \quad (6.12)$$

Вектор вимірювання (6.9) несе інформацію про поточний стан позиційних

датчиків, в той час як розрахунковий вектор вимірювання (6.12) дає уявлення про ідеальні розрахункові сигнали позиційних датчиків для поточної орієнтації. Різниця між актуальними показами та розрахунковими формує вектор похибок

$$\vec{\varepsilon}(\hat{q}) = \vec{y}_0 - \vec{y}(\hat{q}) \quad (6.13)$$

$$\vec{\varepsilon}(\hat{q}) = \begin{bmatrix} h_1 - \hat{h}_1 & h_2 - \hat{h}_2 & h_3 - \hat{h}_3 & \hat{b}_1 - b_1 & \hat{b}_2 - b_2 & \hat{b}_3 - b_3 \end{bmatrix}^T. \quad (6.14)$$

У випадку відсутності збурень та шуму датчиків різниця між виміряними значеннями та розрахунковими прямує до нуля, тобто $\vec{\varepsilon}(\hat{q}) \rightarrow 0$.

6.1.2. Корекція орієнтації в комплементарному фільтрі оцінки орієнтації

Критерієм, виходячи з якого розраховується корегуючий сигнал, є мінімум квадратичної похибки. Відповідно корекція орієнтації вводиться з функції квадрату вектору похибок

$$\bar{\varphi}(\hat{q}) = \vec{\varepsilon}^T(\hat{q})\vec{\varepsilon}(\hat{q}). \quad (6.15)$$

У КФОО використовується алгоритм Ньютона-Гауса для мінімізації квадрату похибки. Збіжність цього алгоритму має квадратичну залежність від ітерації. Стосовно розглядуваного алгоритму, розрахунковий вектор вимірювання $\vec{y}(\hat{q})$ – цільове значення, \vec{y} - вектор, який потрібно коректувати. Корекція визначається за формулою

$$\Delta \vec{q} = -\frac{1}{2} [X^T X]^{-1} \nabla \bar{\varphi}, \quad (6.16)$$

де матриця X^T записується як

$$X_{ij}^T = \begin{bmatrix} \frac{\partial y_i}{\partial q_j} \end{bmatrix}_{4 \times 6} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \vec{y}}{\partial q_0} \\ \frac{\partial \vec{y}}{\partial q_1} \\ \frac{\partial \vec{y}}{\partial q_2} \\ \frac{\partial \vec{y}}{\partial q_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial q_0} & \frac{\partial h_2}{\partial q_0} & \frac{\partial h_3}{\partial q_0} & \frac{\partial b_1}{\partial q_0} & \frac{\partial b_2}{\partial q_0} & \frac{\partial b_3}{\partial q_0} \\ \frac{\partial h_1}{\partial q_1} & \frac{\partial h_2}{\partial q_1} & \frac{\partial h_3}{\partial q_1} & \frac{\partial b_1}{\partial q_1} & \frac{\partial b_2}{\partial q_1} & \frac{\partial b_3}{\partial q_1} \\ \frac{\partial h_1}{\partial q_2} & \frac{\partial h_2}{\partial q_2} & \frac{\partial h_3}{\partial q_2} & \frac{\partial b_1}{\partial q_2} & \frac{\partial b_2}{\partial q_2} & \frac{\partial b_3}{\partial q_2} \\ \frac{\partial h_1}{\partial q_3} & \frac{\partial h_2}{\partial q_3} & \frac{\partial h_3}{\partial q_3} & \frac{\partial b_1}{\partial q_3} & \frac{\partial b_2}{\partial q_3} & \frac{\partial b_3}{\partial q_3} \end{bmatrix} \quad (6.17)$$

Необхідні частинні похідні в матриці X , можливо знайти наступним чином

$$\frac{\partial y}{\partial \hat{q}_0} = \left(\frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_0} m \hat{q} + \hat{q}^{-1} m \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_0}, \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_0} n \hat{q} + \hat{q}^{-1} n \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_0} \right),$$

де

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_0} = \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_0} = (1 \ 0 \ 0 \ 0).$$

Таким же чином розраховуються частинні похідні для q_1, q_2 та q_3 .

$$\begin{aligned} \frac{\partial y}{\partial \hat{q}_1} &= \left(\frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_1} m \hat{q} + \hat{q}^{-1} m \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_1}, \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_1} n \hat{q} + \hat{q}^{-1} n \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_1} \right), \\ \frac{\partial y}{\partial \hat{q}_2} &= \left(\frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_2} m \hat{q} + \hat{q}^{-1} m \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_2}, \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_2} n \hat{q} + \hat{q}^{-1} n \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_2} \right), \\ \frac{\partial y}{\partial \hat{q}_3} &= \left(\frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_3} m \hat{q} + \hat{q}^{-1} m \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_3}, \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_3} n \hat{q} + \hat{q}^{-1} n \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_3} \right), \end{aligned}$$

де відповідні похідні кватерніонів мають вигляд:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_1} &= (0 \ 1 \ 0 \ 0) & \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_2} &= (0 \ 0 \ 1 \ 0) & \frac{\partial \hat{q}}{\partial \hat{q}_3} &= (0 \ 0 \ 0 \ 1) \\ \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_1} &= (0 \ -1 \ 0 \ 0) & \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_2} &= (0 \ 0 \ -1 \ 0) & \frac{\partial \hat{q}^{-1}}{\partial \hat{q}_3} &= (0 \ 0 \ 0 \ -1) \end{aligned}$$

Підставивши рівняння (6.14) в (6.15), отримаємо вираз для $\bar{\varphi}(\hat{q})$

$$\varphi(\hat{q}) = \left[(\hat{h}_1 - h_1)^2 + (\hat{h}_2 - h_2)^2 + (\hat{h}_3 - h_3)^2 + (\hat{b}_1 - b_1)^2 + (\hat{b}_2 - b_2)^2 + (\hat{b}_3 - b_3)^2 \right]. \quad (6.18)$$

Гradient квадрату похибки (6.15) має вигляд

$$\nabla \varphi(\hat{q}) = \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \hat{q}_0} \quad \frac{\partial \varphi}{\partial \hat{q}_1} \quad \frac{\partial \varphi}{\partial \hat{q}_2} \quad \frac{\partial \varphi}{\partial \hat{q}_3} \right)^T = 2 X_{4 \times 3}^T \varepsilon(\hat{q})_{3 \times 1}. \quad (6.19)$$

Підставимо рівняння (6.19) в (6.16)

$$\Delta \bar{q} = -\frac{1}{2} \alpha [X^T X J^{-1} \nabla \bar{\varphi}] = -\alpha [X^T X J^{-1} X^T \varepsilon(\bar{q})]. \quad (6.20)$$

де $0 < \alpha < 1$. Цей коефіцієнт визначає глибину корекції та залежить від рівня шумів датчиків. Чим більше дисперсія шуму датчиків – тим менше значення коефіцієнту α . Для дискретного процесу визначається наступною формулою

$$\alpha = k \Delta t. \quad (6.21)$$

У результаті роботи алгоритму, вихідний кватерніон описується формулою

$$\hat{q}_{n+1} = \hat{q}_n + \frac{1}{2} \hat{q}_n^B \omega \Delta t + \alpha [X^T X J^{-1} X^T \varepsilon(\hat{q}_n)]. \quad (6.22)$$

Вихід фільтру – це нормований кватерніон орієнтації \hat{q} , котрий використовується для наступної оцінки орієнтації. З нього можна розрахувати кути орієнтації об'єкта. Цей кватерніон орієнтації може бути використаний для графічного зображення руху об'єктів у віртуальному просторі або використовуватися іншими системами.

6.2. Створення моделі для дослідження комплементарного фільтр оцінки орієнтації

Структурна схема для чисельного моделювання показана на рис.6.4.

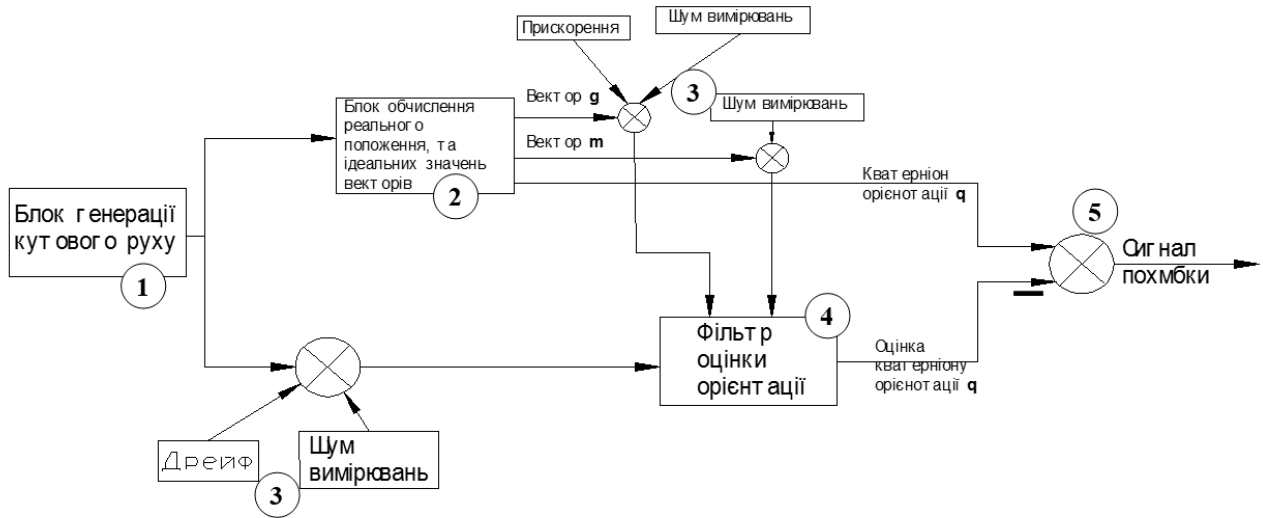


Рис. 6.4. Структурна схема моделювання алгоритму комплементарного фільтра оцінки орієнтації

Вона складається з наступних основних блоків:

1. блок генерування вхідних сигналів;
2. блок реалізації відслідковування ідеального положення вертикалі;
3. блоки додавання зовнішніх збурень і шумів до сигналів датчиків;
4. блок реалізації алгоритму фільтра;
5. блок виведення результатів моделювання.

У блоці генерування сигналів задається модель зміни кутів орієнтації (кінематика поворотів Ейлера-Крилова) та кутової швидкості об'єкта:

$$\begin{aligned} \psi &= \psi_0 + \dot{\psi}_{\text{лин}} t + \psi_m \sin \omega_1 t, \\ \vartheta &= \vartheta_0 + \dot{\vartheta}_{\text{лин}} t + \vartheta_m \sin(\omega_2 t + \varepsilon_2), \\ \gamma &= \gamma_0 + \dot{\gamma}_{\text{лин}} t + \gamma_m \sin(\omega_3 t + \varepsilon_3), \end{aligned} \quad (6.23)$$

де ψ_m , ϑ_m , γ_m - амплітуди кутового руху по кутам ристання, тангажу та крену; ω_1 , ω_2 , ω_3 - кутові частоти хитавиці; ε_2 , ε_3 - зсуви фаз; $\dot{\psi}_{\text{лин}}$, $\dot{\vartheta}_{\text{лин}}$, $\dot{\gamma}_{\text{лин}}$ - складові, що задають обертання з постійною кутовою швидкістю відносно вісей зв'язаних з об'єктом.

Відповідні власні кутові швидкості об'єкта дорівнюють:

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= \dot{\psi}_{lin} + \dot{\psi}_m \omega_1 \cos \omega_1 t, \\ \dot{\vartheta} &= \dot{\vartheta}_{lin} + \dot{\vartheta}_m \omega_2 \cos(\omega_2 t + \varepsilon_2), \\ \dot{\gamma} &= \dot{\gamma}_{lin} + \dot{\gamma}_m \omega_3 \cos(\omega_3 t + \varepsilon_3). \end{aligned} \quad (6.24)$$

Відповідно до кінематики поворотів Ейлера-Крилова кутові швидкості об'єкта у проєкціях на вісі системи координат (вимірюються за допомогою ДКШ), зв'язаної з об'єктом, мають вигляд (рухом ГСК нехтуємо):

$$\omega_x = \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma + \dot{\vartheta} \cos \gamma; \quad \omega_y = -\dot{\psi} \sin \vartheta + \dot{\gamma}; \quad \omega_z = -\dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma. \quad (6.25)$$

Simulink модель для кутового руху (6.23)-(6.25) показана на рис.6.5. Дана схема надалі має бути перетворена до підсистеми з виходами $\psi(Psi)$, $\vartheta(Theta)$, $\gamma(Gamma)$, $\omega_x(OmX)$, $\omega_y(OmY)$, $\omega_z(OmZ)$.

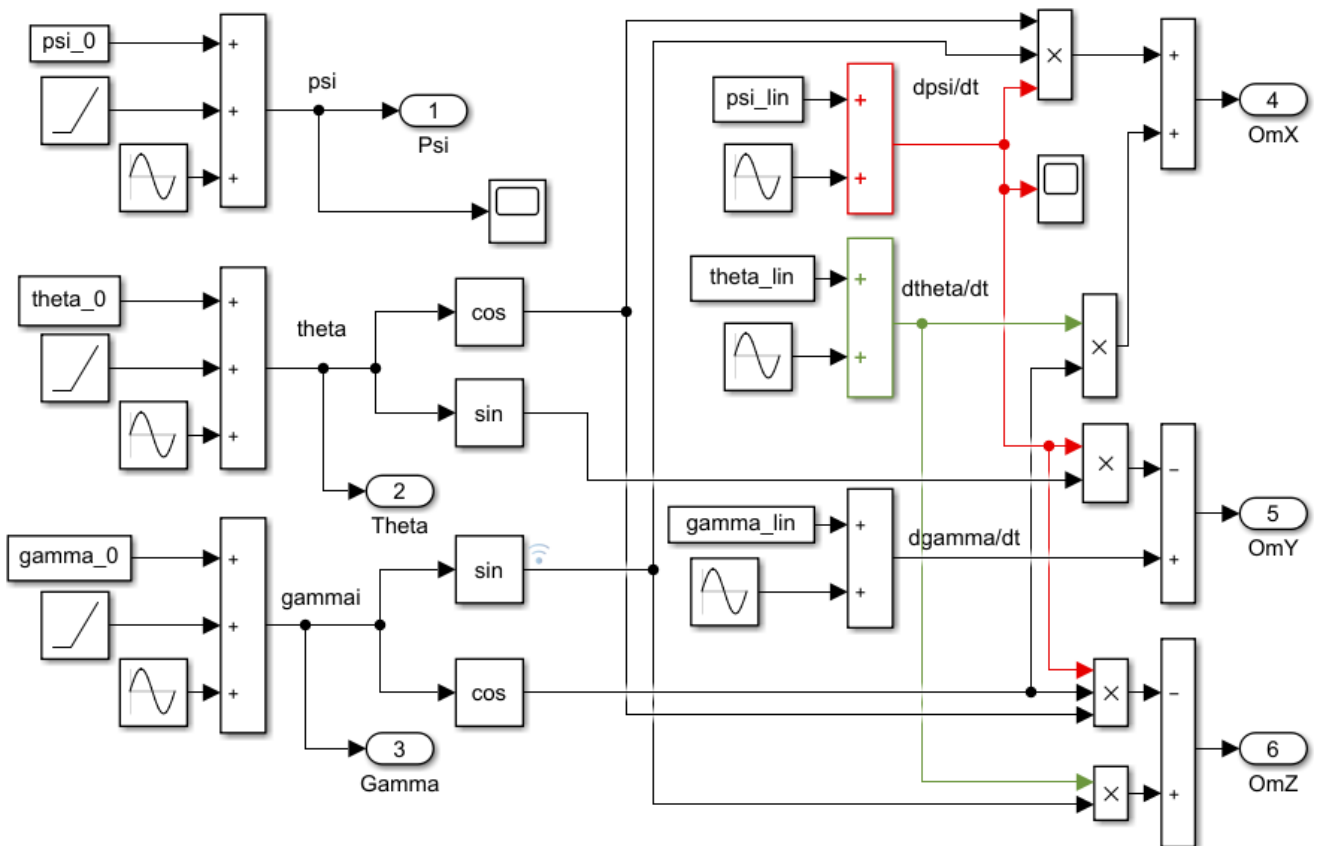


Рис. 6.5. Модель кутового руху та кутових швидкостей об'єкта

Маючи згенеровані кути орієнтації, можна розрахувати модельні (ідеальні) проєкції векторів прискорення сили земного тяжіння та магнітного поля Землі на вісі зв'язаної системи координат. Вектори будемо записувати у ненормованому вигляді, вважаючи що відповідні компоненти будуть задаватися в одиницях

системи СІ. Для цього використаємо матричні перетворення аналогічні кватерніонним у формулах (6.10)-(6.11). Це виконується за допомогою матриці напрямних косинусів $C^{bg} = (C^{gb})^T$

$$h_{id} = C^{bg} m = C^{bg} [0 \quad 0 \quad g]^T, \quad b_{id} = C^{bg} n = C^{bg} [H_x \quad H_y \quad H_z]^T \quad (6.26)$$

де

C^{gb}	x	y	z
ξ	$c_{11} = \cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi \sin \mathcal{G};$	$c_{12} = \cos \mathcal{G} \sin \psi$	$c_{13} = \cos \psi \sin \gamma - \sin \psi \cos \gamma \sin \mathcal{G};$
η	$c_{21} = -\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \sin \mathcal{G};$	$c_{22} = \cos \mathcal{G} \cos \psi;$	$c_{23} = -\sin \psi \sin \gamma - \cos \gamma \cos \psi \sin \mathcal{G};$
ζ	$c_{31} = -\cos \mathcal{G} \sin \gamma;$	$c_{32} = \sin \mathcal{G};$	$c_{33} = \cos \mathcal{G} \cos \gamma.$

Розрахунок C^{bg} найбільш зручно виконати за допомогою блоку *Embedded MatLab Function*. Вигляд цього блоку та код приведені на рис.6.6.

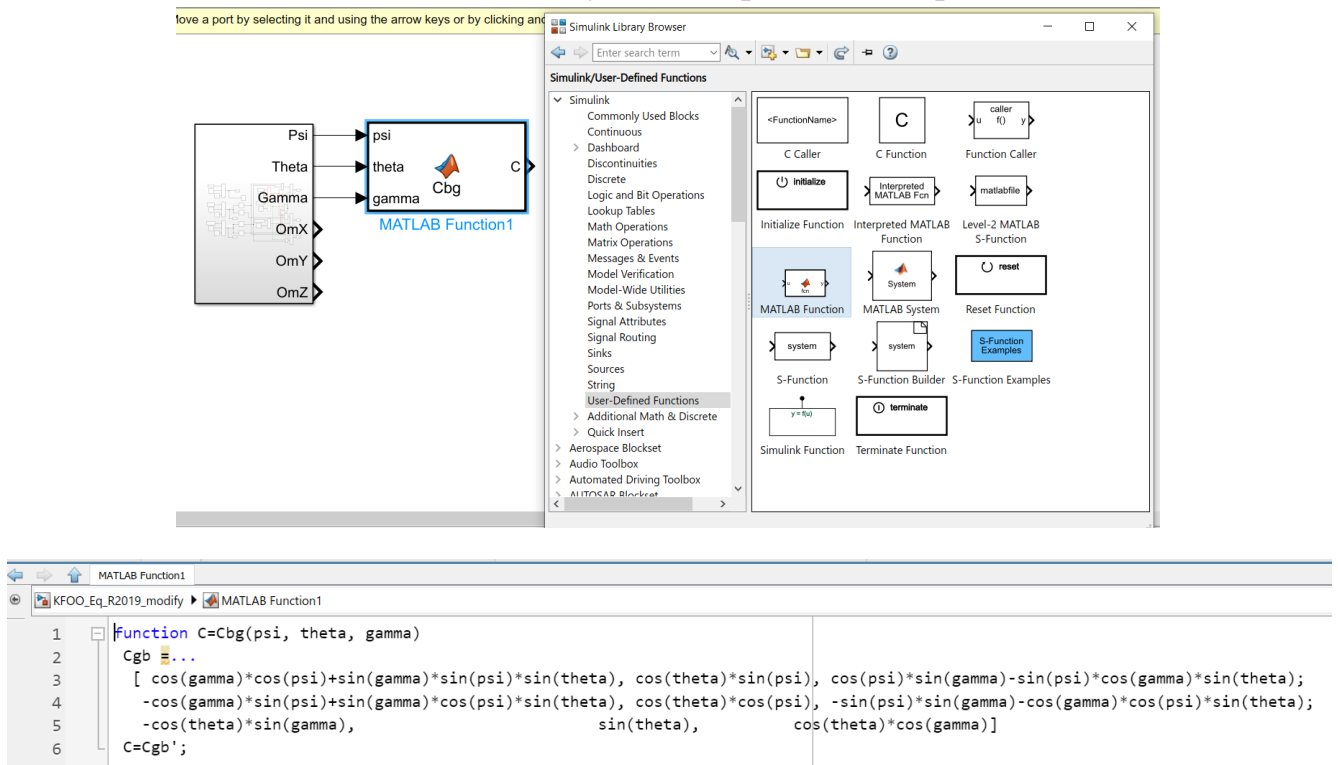


Рис. 6.6. Розрахунок матриці напрямних косинусів у блоці *Embedded MatLab Function*

Для того, щоб моделювати похибки датчиків, шуми вимірювань, зовнішнє лінійне чи гармонічне збурення потрібно до модельних значень додати відповідні

компоненти, і в результаті на виході отримаємо так звані «реальні» сигнали датчиків, які будуть подаватися на вхід КФОО. Ці складові похибок можна задати за допомогою блоків Const, Band Limited White Noise, Sin Wave. Гармонічне збурення стосується моделювання похибок показів акселерометрів, адже вони чутливі до прискорень і є показниками вертикалі на об'єкті. ДКШ на гармонічне збурення майже не реагують, так як гіроскопічний момент виникає тільки при наявності обертання, а не лінійного прискорення. Як модель дрейфу гіроскопа прийнята найпростіша модель постійного дрейфу. Збурення магнітного поля можна також імітувати у вигляді додаткового гармонічного сигналу на вході магнітометрів.

Наприклад, відносні прискорення (аналогічно збурення МПЗ) у проекціях на осі об'єкта можна задавати наступним чином

$$w_x = w_{xconst} + w_{xm} \sin \omega_4 t,$$

$$w_y = w_{yconst} + w_{ym} \sin(\omega_5 t + \varepsilon_5),$$

$$w_z = w_{zconst} + w_{zm} \sin(\omega_6 t + \varepsilon_6),$$

де w_{xm} , w_{ym} , w_{zm} - амплітуди гармонічних збурень; w_{xconst} , w_{yconst} , w_{zconst} - незмінні в часі складові збурень, можуть діяти обмежений проміжок часу.

Схема у Simulink для моделювання ідеальних та «реальних» сигналів датчиків показана на рис.6.7, та створена на базі неї відповідна підсистема. Значення похибок та збурень у блоках схеми бажано задавати змінними, значення яких зручно ініціалізувати через запуск m-файла.

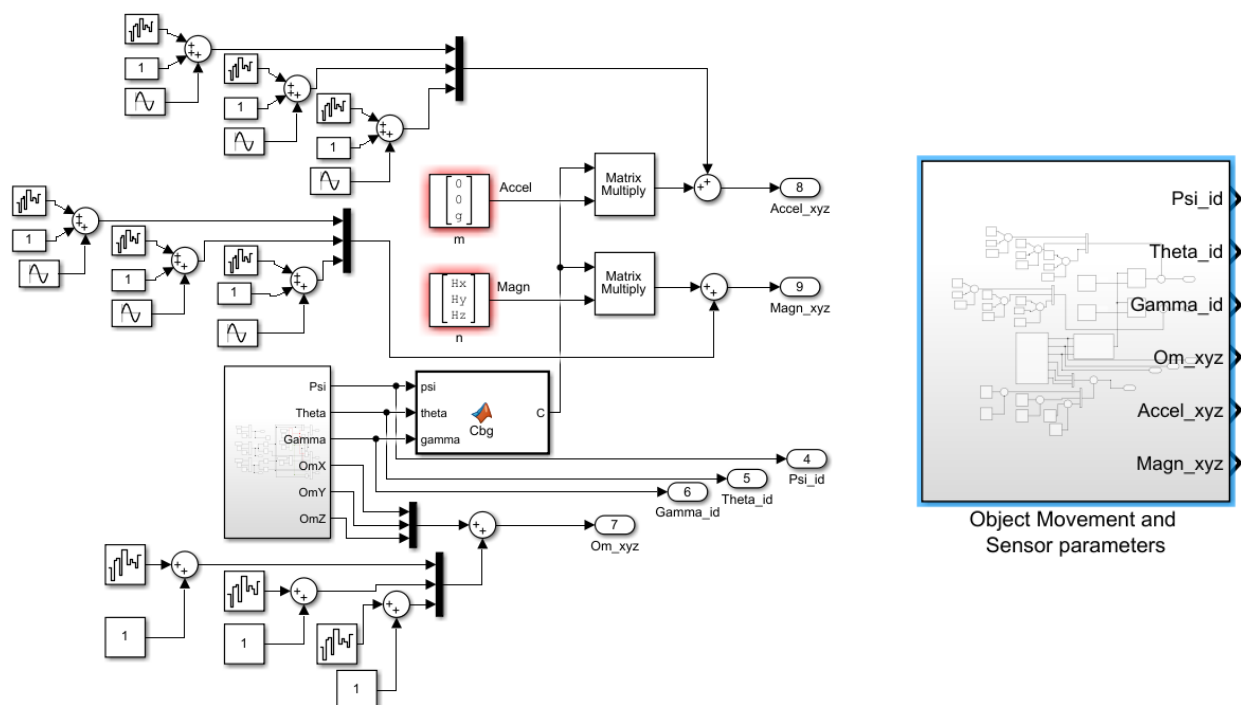


Рис. 6.7. Схема моделювання сигналів датчиків

Після цього можна скласти схему для моделювання роботи КФОО, використовуючи блоки кватерніонного множення *Quaternion multiplication*, кватерніонного обертання *Quaternion Rotation*, інтегрування *Integrator* та нормалізації *Quaternion Normalize*. Сигнали з датчиків треба буде розширити до повного кватерніона шляхом доповнення першим нульовим елементом та перетворення їх у кватерніонне подання векторів. Блок розрахунку сигналу корекції з сигналу розузгодження краще сформувати за допомогою блоку *Embedded MatLab Function*. Дана схема показана на рис. 6.8.

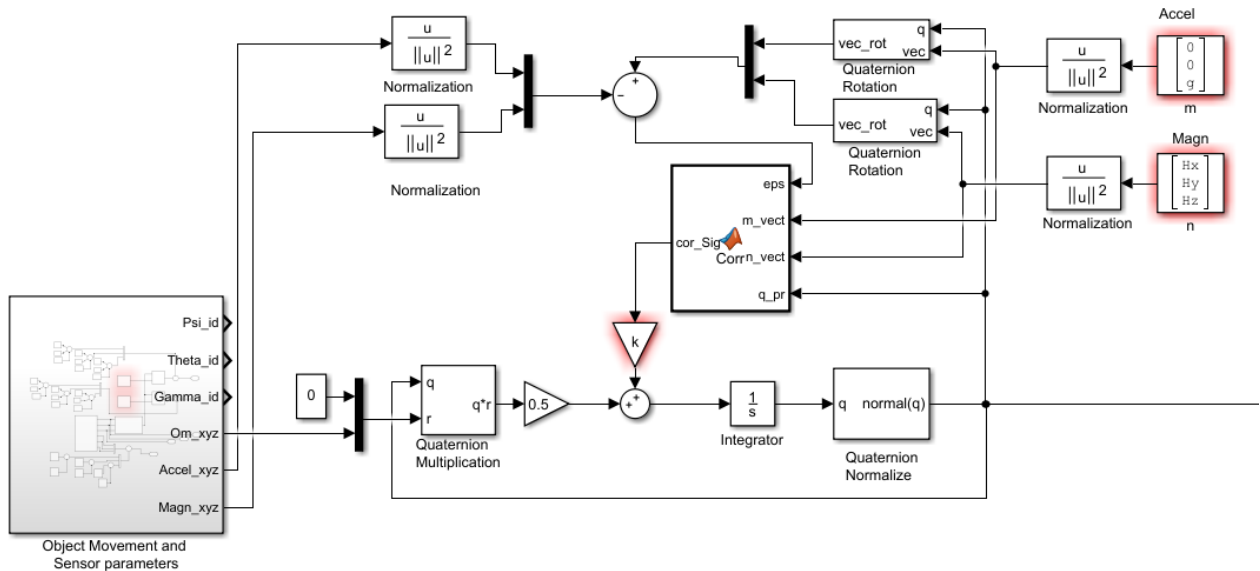


Рис. 6.8. Схема моделювання комплементарного фільтра оцінки орієнтації у Simulink

Інтегратор, який виконує інтегрування кватерніонного рівняння орієнтації з частинкою корекційного сигналу, потребує задання початкових умов для своєї роботи. У ньому потрібно прописати вектор $[0; 0; 0; 1]$, що задасть початковий одиничний кватерніон для кутів орієнтації $\psi_0 = 0^0$, $\vartheta_0 = 0^0$, $\gamma_0 = 0$. Це класичний варіант, оскільки початкове положення заздалегідь невідомо, а з часом система корекції приведе БКВ до істинної орієнтації об'єкта.

Код для формування корекційного сигналу приведений нижче у лістингу матлабовської функції:

```
function cor_Sig = Corr(eps, m_vect, n_vect, q_pr)
% n - magnetic field. Projection in navy frame
% m - gravity. Projection in navy frame
q_pr_inv = [1, 0, 0, 0];
tmp = [1, 0, 0, 0]; tmp1 = tmp; tmp2 = tmp; tmp3 = tmp;

q0 = q_pr(1); q1 = q_pr(2); q2 = q_pr(3); q3 = q_pr(4);
```

```

q_pr_inv = quatinv(q_pr');
m = [0; m_vect]';
n = [0; n_vect]';

% eps = y0_normilize - [ acc_est(2:4), magn_est(2:4)]'; %
difference between real measurements                                % and their predicton
(_est)

% Appendix A. Findings of X matrix
dq_dq0 = [1, 0, 0, 0]'; dq_dq0_min = [1, 0, 0, 0]';
dq_dq1 = [0, 1, 0, 0]'; dq_dq1_min = [0, -1, 0, 0]';
dq_dq2 = [0, 0, 1, 0]'; dq_dq2_min = [0, 0, -1, 0]';
dq_dq3 = [0, 0, 0, 1]'; dq_dq3_min = [0, 0, 0, -1]';

tmp = quatmultiply(dq_dq0_min', m);
tmp = quatmultiply(tmp, q_pr');
tmp1 = quatmultiply(q_pr_inv, m);
tmp1 = quatmultiply(tmp1, dq_dq0');
tmp2 = quatmultiply(dq_dq0_min', n);
tmp2 = quatmultiply(tmp2, q_pr');
tmp3 = quatmultiply(q_pr_inv, n);
tmp3 = quatmultiply(tmp3, dq_dq0');
dy_dq0 = [tmp1(2:4), tmp3(2:4)]'; % Eq A.6

tmp = quatmultiply(dq_dq1_min', m);
tmp = quatmultiply(tmp, q_pr');
tmp1 = quatmultiply(q_pr_inv, m);
tmp1 = quatmultiply(tmp1, dq_dq1');
tmp2 = quatmultiply(dq_dq1_min', n);
tmp2 = quatmultiply(tmp2, q_pr');
tmp3 = quatmultiply(q_pr_inv, n);
tmp3 = quatmultiply(tmp3, dq_dq1');
dy_dq1= [tmp1(2:4), tmp3(2:4)]'; % Eq A.9

tmp = quatmultiply(dq_dq2_min', m);
tmp = quatmultiply(tmp, q_pr');
tmp1 = quatmultiply(q_pr_inv, m);
tmp1 = quatmultiply(tmp1, dq_dq2');
tmp2 = quatmultiply(dq_dq2_min', n);
tmp2 = quatmultiply(tmp2, q_pr');
tmp3 = quatmultiply(q_pr_inv, n);
tmp3 = quatmultiply(tmp3, dq_dq2');
dy_dq2= [tmp1(2:4), tmp3(2:4)]'; % Eq A.10

```

```

tmp = quatmultiply(dq_dq3_min', m);
tmp = quatmultiply(tmp, q_pr');
tmp1 = quatmultiply(q_pr_inv, m);
tmp1 = quatmultiply(tmp1, dq_dq3');
tmp2 = quatmultiply(dq_dq3_min', n);
tmp2 = quatmultiply(tmp2, q_pr');
tmp3 = quatmultiply(q_pr_inv, n);
tmp3 = quatmultiply(tmp3, dq_dq3');
dy_dq3= [tmp1(2:4), tmp3(2:4)]'; % Eq A.10

% Form X
X= [dy_dq0, dy_dq1, dy_dq2, dy_dq3] ; % Eq A.18

cor_Sig= inv(X'*X)*X'*eps; % Eq. (4.40)

end

```

З отриманого кватерніона орієнтації потрібно розрахувати кути орієнтації Ейлера-Крилова, оцінені в БКВ за допомогою КФОО. Це можна виконати за наступними формулами:

$$\begin{aligned}
\Psi_{БКВ} &= \operatorname{arctg}\left(\frac{2(-q_0q_3 + q_1q_2)}{2q_0^2 + 2q_2^2 - 1}\right), \\
\Theta_{БКВ} &= \operatorname{arcsin}\left(2(q_0q_1 + q_2q_3)\right), \\
\Upsilon_{БКВ} &= -\operatorname{arctg}\left(\frac{2(q_1q_3 - q_0q_2)}{2q_0^2 + 2q_3^2 - 1}\right).
\end{aligned} \tag{6.27}$$

Порівнюючи кути орієнтації БКВ (6.27) з модельно заданими значеннями (6.23), можна отримати похибки оцінки орієнтації у БКВ. Задаючи відповідні складові похибок датчиків БКВ та розглядаючи різні режими руху об'єкта, на якому встановлено БКВ, можна дослідити особливості роботи БКВ з КФОО.

6.3. Порядок виконання роботи

Повний перелік можливих завдань перераховано нижче. Конкретний перелік завдань, що має виконати студент, визначається викладачем. Пункти 1 та 2 є обов'язкові для виконання всім студентам.

1. Скласти m-файл, у якому записати іменна змінних, що необхідні для блоків Simulink моделі. Проініціалізувати змінні за допомогою запуску на виконання m-файл. Переконайтеся, що всі змінні з'явилися у робочому просторі MatLab (Workspace).

2. Скласти Simulink модель БКВ відповідно до п.6.2. Параметри блоків

задавати змінними, оголошеними в m-файлі.

3. Виконати дослідження впливу розходження початкових умов модельного руху ψ_0 , ϑ_0 , γ_0 з формул (6.23) від типового значення початкових умов (нульові кути орієнтації), що визначають початкове значення кватерніона орієнтації в БКВ. При цьому потрібно задати нульовими значення похибок та шумів ДКШ, акселерометрів, магнітометрів, а також зовнішні збурення. Дослідження треба виконувати при незмінній орієнтації об'єкта. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити наявність статичної похибки визначення кутів орієнтації.

4. Дослідити вплив сталих похибок ДКШ $\Delta\omega_x$, $\Delta\omega_y$, $\Delta\omega_z$ на точність визначення орієнтації. **Не забудьте перевести похибки ДКШ у рад/с у Simulink моделі.** Похибки та збурення по позиційним каналам мають бути відсутні. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів орієнтації.

5. Дослідити вплив сталих похибок акселерометрів Δa на точність визначення орієнтації. Похибки ДКШ, похибки магнітометрів та збурення по позиційним каналам мають бути відсутні. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів орієнтації та їх характер зміни в часі.

6. Дослідити вплив збурень по акселерометричному каналу на точність визначення орієнтації. Похибки ДКШ, похибки акселерометрів, похибки магнітометрів та збурення по магнітному каналу мають бути відсутні. Збурення задати у вигляді гармонічних функцій по осях об'єкта. Величину амплітуди w_m та частоти ω_{4-6} взяти згідно індивідуального завдання. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів орієнтації та їх характер зміни в часі.

7. Дослідити вплив сталих похибок магнітометрів Δb на точність визначення орієнтації. Похибки ДКШ, похибки акселерометрів та збурення по позиційним каналам мають бути відсутні. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів орієнтації та їх характер зміни в часі.

8. Дослідити вплив збурень по магнітометричному каналу на точність визначення орієнтації. Похибки ДКШ, похибки акселерометрів, похибки магнітометрів та збурення по акселерометричному каналу мають бути відсутні. Магнітні збурення задати у вигляді гармонічних функцій по осях об'єкта. Величину амплітуди та частоти амплітуди b_{wm} та частоти ω_{7-9} взяти згідно індивідуального завдання. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів

орієнтації та їх характер зміни в часі.

9. Задати сталі похибки ДКШ та акселерометрів згідно індивідуального завдання. Похибки магнітометрів та збурення мають бути відсутні. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів орієнтації.

10. Дослідити вплив випадкових складових похибок ДКШ та акселерометрів на точність БКВ. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів орієнтації та їх характер зміни в часі.

11. Дослідити вплив випадкових складових похибок ДКШ та магнітометрів на точність БКВ. Змінюючи коефіцієнт корекції k (3-5 значень) з формул (6.21)-(6.22), визначити час перехідного процесу в межах 5%. Оцінити похибки визначення кутів орієнтації та їх характер зміни в часі.

6.4. Зміст звіту

У звіті повинні бути представлена структурна схеми КФОО, схеми блоків досліджуваного об'єкта в Simulink, графіки похибок визначення орієнтації БКВ, оцінки складових похибок орієнтації (в градусах) зведені у таблиці, вигляд яких студент визначає самостійно. Висновки щодо впливу коефіцієнта підсилення, похибок ДКШ, похибок акселерометрів, похибок магнітометрів та наявності зовнішніх збурень на точність роботи БКВ.

6.5. Індивідуальні завдання

Вихідні дані для моделювання приведені у табл. 6.1.

Параметр шуму, % – це відсоток, що задає рівень СКВ білого шуму у відсотках від сталої складової похибки датчиків. У таблиці через крапку з комою записані 3 числа, що характеризують відповідно шуми ДКШ, акселерометрів та магнітометрів.

Таблиця 6.1

Варіанти індивідуальних завдань

№	$\Psi_0; \vartheta_0; \gamma_0$, градуси	$\Delta\omega_x; \Delta\omega_y;$ $\Delta\omega_z, \text{ }^\circ/c$	$\Delta a,$ m/c^2	$w_m,$ m/c^2	$\omega_{4-6},$ c^{-1}	$\Delta b,$ нТл	$b_{wm},$ нТл	$\omega_{7-9},$ c^{-1}	Параметр шуму, %
1	15; 20; 10	0,1; 0,5; 1	0,02	1	0,5	50	100	10	200; 50; 80
2	0; 5; 15	0,05; 0,5; 0,3	0,05	2	1	25	850	2	50; 200; 150
3	150; 20; 30	0,2; 0,5; 0,8	0,03	0,1	2	11	450	5	70; 300; 100
4	30; -5; 10	1; 7; 3	0,01	0,5	5	45	600	0,1	400; 85; 200
5	-30; 5; 5	10; 15; 8	0,1	3	0,1	80	500	4	500; 200; 50

6	10; 10; 10	0,01; 0,05; 0,1	0,2	0,07	0,4	120	900	0,5	150;300;250
7	220; 0; 15	0,1; 0,2; 0,3	0,07	0,2	0,2	500	1200	0,1	300;150;300
8	0; 0,5; 3	0,1; 0,5; 1	0,04	0,5	3	350	1100	0,9	350; 120; 250
9	12; 8; -20	0,008; 0,05; 0,1	0,3	2	4	200	2100	7	80; 200; 150
10	150; -20; 10	0,2; 0,5; 0,7	0,005	0,3	1,5	400	1300	4	300; 100; 400
11	30; 10; -10	2; 3; 1,5	0,008	0,8	6	150	700	3	350;50;100
12	15; 75; 45	0,08; 0,1; 0,06	0,07	1,5	10	200	800	1	100; 100; 250
13	15; 20; 10	0,1; 0,5; 1	0,25	5	1	650	450	1,5	300; 250; 300
14	0; 5; 15	0,05; 0,5; 0,3	0,04	1,3	3	75	700	5	250; 50; 400
15	150;20;30	0,2; 0,5; 0,8	0,1	2,5	8	120	650	11	300; 200; 350
16	45; 25; 30	1; 7; 3	0,25	1	0,3	240	1000	0,3	400; 250; 400
17	120; 8; -20	10; 15; 8	0,06	9	0,2	350	1400	0,1	450; 100; 450
18	-150; 60; -20	0,01; 0,05; 0,1	0,03	4	0,1	420	2200	0,5	150; 150; 450
19	90; 40; 15	0,1; 0,2; 0,3	0,01	0,07	10	530	2300	1	200; 100; 450
20	0; 0,5; 3	0,1; 0,5; 1	0,2	0,1	8	170	1100	2	250; 300; 350
21	12; 8; -20	0,008; 0,05; 0,1	0,3	0,9	0,9	400	650	3	50;200; 250
22	150; -20; 10	0,2; 0,5; 0,7	0,1	0,5	2	250	500	0,5	150; 150; 200
23	30; 10; -10	2; 3; 1,5	0,35	3	0,2	100	420	0,1	300;350; 200
24	15; 75; 45	0,08; 0,1; 0,06	0,005	4	0,5	40	350	12	100;50;150

6.6. Контрольні питання

1. Що являє собою кватерніон? Як він подає кутову орієнтацію об'єкта?
2. Як з кватерніона розрахувати кути Ейлера-Крилова?
3. Які чутливі елементи потрібні для побудови безплатформної курсовертикалі?
4. Для чого потрібні ДКШ в алгоритмі безплатформної курсовертикалі?
5. Для чого потрібні акселерометри в алгоритмі безплатформної курсовертикалі?
6. Для чого потрібні магнітометри в алгоритмі безплатформної курсовертикалі?
7. Що вимірюють акселерометри? Чому при прискореному русі об'єкта виникають похибки по каналах визначення кутів тангажу та крену?
8. Що вимірюють магнітометри? Яка складова магнітного поля Землі використовується для корекції безплатформної курсовертикалі відносно напрямку на північ?
9. Як проводиться корекція в комплементарному фільтрі оцінки орієнтації? Який критерій використовується?

10. Як визначається усталене значення похибки для постійного та гармонічного вхідних сигналів?

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Hilkert J. M. Inertially stabilized platform technology / IEEE Control Systems Magazine. –#1.–Vol.28. – 2008. – P. 26 – 46.
2. Лазарєв Ю. Ф. Алгоритми безплатформових інерціальних систем орієнтації (прикладні методи синтезу і аналізу точності) [Електронний ресурс] : навч. посіб. для студ. спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології», спеціалізації «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування» / Ю. Ф. Лазарєв, О. М. Сапегін . – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2018. – 141 с.
3. Літош, А. М. Комп'ютерно-інтегрована інерціальна система захоплення руху людини : магістерська дис. : 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології / Літош Антон Михайлович. - Київ, 2018. - 102 с.
4. Малишева, Ю. О. Інтегрована система навігації та орієнтації літального апарату з оптичними приладами : дис. ... канд. техн. наук. : 05.11.03 – гіроскопи та навігаційні системи / Малишева Юлія Олександрівна. – Київ, 2016. – 116 с.
5. Методичні вказівки до лабораторних робіт з дисципліни «Системи орієнтації і стабілізації» / Уклад. П.М. Бондар, С.А. Мураховський. – електронне видання, 2015. – 46 с.
6. Півторак Д.О. Комп'ютерне моделювання процесів і систем. Практикум [Електронний ресурс] : навч. посіб. для студ. спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» / Ю.Ф. Лазарєв, С.Л. Лакоза ; КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2020. - 207 с.
7. Розрахунок і проектування гіростабілізаторів: Метод. вказівки до вивчення дисципліни «Гіроскопічні системи стабілізації і орієнтації» для студентів спец. «Системи керування літальними апаратами та комплексами»/ Уклад.: О.І. Нестеренко, А.В. Шевчук. – К.:ІВЦ «Видавництво «Політехніка», 2003. – 76 с.
8. Теорія автоматичного управління. Теорія лінійних систем автоматичного управління. Лабораторний практикум [Електронний ресурс] : для здобувачів ступеня бакалавра за освітньою програмою Комп'ютерно-інтегровані системи та технології в приладобудуванні спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» / С. А. Мураховський, Д. О. Півторак ; КПІ ім. Ігоря Сікорського. – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2022. – 94 с.

ДОДАТОК 1

Електрична схема силового гіроскопічного стабілізатора МГВ-1С

Принципова електрична схема модифікації МГВ-1СУ показана на рис. Д1.1.

Трифазний змінний і постійний струми підводять до елементів схеми через штепсельний роз'єм Ш1 і групу колекторних кілець КП1. Далі по гнучким струмовідводам струми підводять до внутрішньої рами.

Електрична схема приладу функціонально складається зі схеми гіроскопічної частини й схеми вихідних датчиків дистанційної передачі сигналів крену й тангажу, що різні в кожній модифікації.

Елементи гіроскопічної частини електричної схеми відносяться до наступних систем:

а) у систему силової стабілізації входять потенціометри R13-R16, баластові опори R29-R31 і R32, розвантажувальні двигуни М3 і М4, обмежувальні опори R1, R2 і реле Р4 (у розглянутій схемі як датчики кутів прецесії можуть використовуватися замість потенціометрів R3–R16 трансформаторні датчики кута разом з підсилювачами каналів стабілізації);

б) у систему маятникової корекції входять два рідинних маятникових перемикачі Е1 і Е2, два датчики моменту Дк1 і Дк2, а також обмежувальні опори R3 і R4;

в) у систему аретирування входять реле Р1, маятники В1 і В2, ділильні опори R5 - R12, а також двигуни М3 і М4, опори іскрогасіння R33-R36 і обмежувальний опір R37;

г) у систему сигналізації про працездатність входять реле Р2, Р3 і контакти К1 і К2;

д) у систему дистанційного завалу входять датчики моменту Дк3 і Дк4.

Сигнал, що подається на двигуни М3 і М4, знімається з відповідної пари щіток. У вихідному положенні щітки розташовуються в середині намотування потенціометрів R13 - R14 і R15 - R16, а напруга між ними дорівнює нулю. Напруга, що знімається із щіток потенціометрів, збільшується пропорційно куту прецесії гіроскопів при його зміні в межах $\pm 2,5^\circ$.

Потім щітки будуть рухатися по закорочених ділянках потенціометрів. Загальний кут повороту щіток – близько 5° у кожную сторону.

Як розвантажувальні двигуни М3 і М4 використовуються малогабаритні індукційні двигуни ДМ-О1А, що працюють у загальмованому режимі. При цьому в роботі силової стабілізації бере участь одна керуюча обмотка кожного з двигунів, що одержує живлення від відповідних потенціометрів.

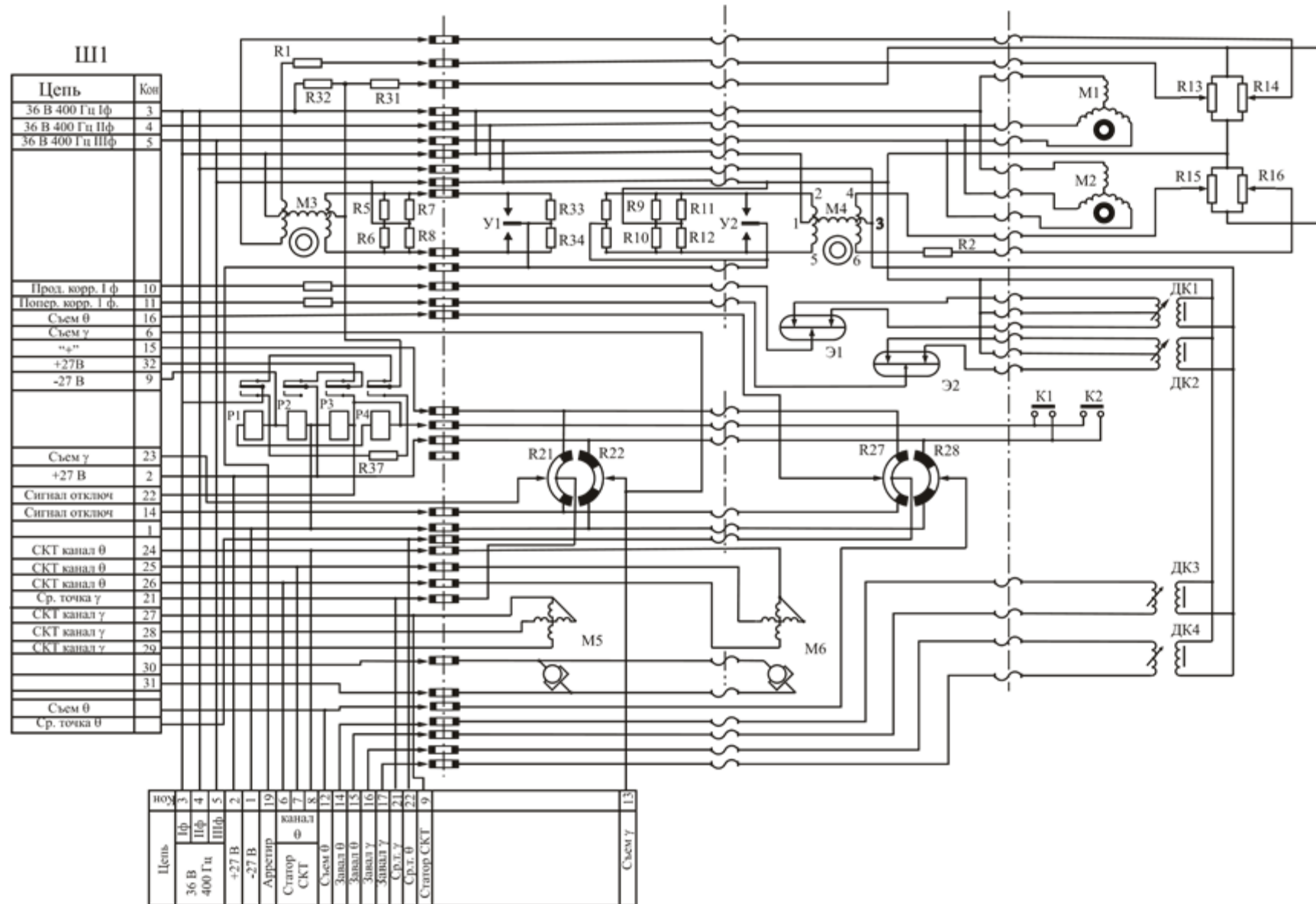


Рис.Д1.1. Схема електрична гіровертикалі МГВ-1СУ

У початковий момент запуску, коли кінетичні моменти гіроскопів малі, під дією систем стабілізації відбувається швидкий закид гіроскопів до упорів, на яких є спеціальні контакти К1 і К2. При замиканні цих контактів спрацьовують реле Р3 і Р4. Реле Р3 здійснює самоблокування обох реле, а реле Р4 включає додатковий опір R32 у ланцюзі живлення потенціометрів розвантаження. Крутизна сигналу розвантаження різко зменшується, чим запобігають виникненню автоколивань у процесі розгону гіромоторів. Розблокування реле Р3 і Р4 відбувається одночасно з подачею сигналу на аретирування.

Чутливими елементами систем корекції гіровертикалі є рідинні маятникові перемикачі Е1 і Е2, що представляють собою площинні рідинні рівні. Крайні контакти рідинних перемикачів електрично з'єднані з відповідною обмоткою керування датчиків моменту Дк1 і Дк2, а середні підключені до фази 1 через штепсельний роз'єм Ш1.

У електричній схемі приладу передбачена можливість роздільного відключення поперечної й поздовжньої корекції, для чого фаза І знімається із середніх контактів рідинних датчиків.

Чутливими елементами в схемі системи аретирування є механічні маятники крену й тангажу В1 і В2 з контактними групами. Середні рухливі контакти маятників з'єднані між собою й виведені на нормально замкнутий контакт реле Р1 і на контрольний роз'єм Ш2. Нерухомі контакти цих маятників підключені до керуючих обмоток 2-5 двигунів М3 і М4.

Електричні опори R5-R8 і R9-R12 створюють подільник зі штучною середньою точкою й підключені до керуючих обмоток 2-5 двигунів і Ш фази.

При виконанні команди "аретирування" спрацьовує реле Р1. Через його контакти й контактні групи маятників живлення надходить на керуючі обмотки двигунів М3 і М4. Одночасно спрацьовує реле Р2, що знімає самоблокування з реле Р3 і Р4, дія силової стабілізації залишається ослабленою.

Максимальні струми в обмотці розвантаження 4- 6 двигунів М3 і М4 значно менше струмів в обмотці аретирування 2-5, внаслідок чого відбувається прецесія гіроскопів з великою швидкістю. При граничних кутах аретирування (закиді гіроскопів на упори) знову включається реле Р4 і крутизна каналів стабілізації стає номінальною.

Дистанційний завал платформи здійснюється за допомогою датчиків моменту Дк3 і Дк4, обмотки керування яких виведені на контрольний роз'єм Ш2. Момент, що розвивається датчиком моменту Дк3, перевищує максимальний момент датчика моменту Дк1, тому платформа відхиляється від вихідного положення під дією різницевого моменту.

В електричній схемі приладу передбачені два типи пристроїв для дистанційної передачі сигналів: потенціометричні датчики та синусно-косинусні трансформатори.