

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ**

**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ**

**імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Приладобудівний факультет**

**Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Надія БУРАУ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

## **Дипломна робота**

**на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Комп'ютерно - інтегровані технології  
та системи навігації і керування»**

**спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»**

**на тему: «Автоматична система одновісної гіроскопічної стабілізації»**

Виконала:

студент III курсу, групи ПГЗп-81

Балякін Артур Олександрович \_\_\_\_\_

Керівник:

д.т.н., професор, Бурау Н.І. \_\_\_\_\_

Рецензент:

В.о. зав. каф. Приладобудування

д.т.н., професор,

Киричук Юрій Володимирович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій дипломній роботі немає  
запозичень з праць інших авторів без  
відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2021 року

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Приладобудівний факультет

Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 151 – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології

Освітньо-професійна програма - Комп'ютерно - інтегровані технології та системи навігації і керування

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Надія БУРАУ

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**ЗАВДАННЯ**

**на дипломну роботу студенту**

Балякіну Артуру Олександровичу

1. Тема роботи «Автоматична система одновісної гіроскопічної стабілізації»

керівник роботи Бурау Надія Іванівна, д.т.н., професор, затверджені наказом по університету від «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р. № \_\_\_\_\_

2. Термін подання студентом роботи 11 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до роботи: структурна схема системи керування; рівняння динаміки елементів системи (гіроскопа, датчика кута, підсилювача,

двигуна з редуктором);  $K_{дк} = 0,7 \frac{В}{град}$ ;  $K_{г} = 0,14 \frac{град}{Нсмс}$ ;  $K_{п} = 10$ ;  $K_{др} = 10 \frac{Нсм}{В}$ ;

$T_{п} = 0,025 с$ ;  $T_{др} = 0,5 с$ ;  $M = 1400 Н \cdot см$ ; гармонічні вхідні впливи

$M(t) = A \sin \omega t$  при  $A=2,5$ ,  $\omega=6,28$  рад/с; 31,4 рад/с.

4. Зміст роботи: вступ; огляд автоматичних систем для стабілізації обладнання; структурна схема та передатні функції елементів системи, передатні функції системи; перевірка системи на стійкість, оцінка точності

системи на прикладений сталий момент; побудова частотних характеристик розімкненої системи, запаси стійкості; моделювання процесу стабілізації в системі Simulink: перехідний процес, відпрацювання гармонічних вхідних впливів; висновки по роботі.

5. Перелік ілюстративного матеріалу (із зазначенням плакатів, презентацій тощо) презентація

6. Консультанти розділів роботи\*

	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання 19 квітня 2021 року

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1.	Огляд і аналіз літератури	26.04.2021 р.	
2.	Структурна схема та передатні функції елементів системи керування	05.05.2021 р.	
3.	Передатні функції системи	10.05.2021 р.	
4.	Перевірка системи на стійкість, побудова частотних характеристик розімкненої системи	25.05.2021 р.	
6.	Аналіз точності системи	28.05.2021 р.	
7.	Моделювання системи	10.06.2021 р.	
7.	Оформлення презентації	15.06.2021 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки. Підготовка до захисту	16.06.2021 р.	

Студент

Керівник

Артур БАЛЯКІН

Надія БУРАУ



\* Якщо визначені консультанти. Консультантом не може бути зазначено керівника дипломної роботи.

## АНОТАЦІЯ

**Структура та обсяг роботи.** Пояснювальна записка дипломної роботи складається з трьох розділів, містить 27 рисунків, 26 формул, 1 таблицю, 8 джерел.

У дипломній роботі реалізована тема «Автоматична система одновісної гіроскопічної стабілізації», що включає в себе огляд систем гіроскопічної стабілізації; аналіз динамічних характеристик автоматичної системи гіроскопічної стабілізації; моделювання системи автоматичної стабілізації.

Розділ 1 описує види досліджуваних систем гіроскопічної стабілізації та збурюючі моменти, карданові підвіси перетворювачі координат та елементи систем стабілізації.

В розділі 2 описується принципова та структурна схема системи стабілізації, розрахунок передатних функцій, оцінка стійкості та точності системи стабілізації, побудова логарифмічно частотних характеристик розімкненої системи стабілізації, моделюється система автоматично гіроскопічної стабілізації в середовищі Simulink, проводиться аналіз змодельованої системи та оцінка якості та швидкодії системи автоматичної стабілізації.

## Essey

**Structure and scope of work.** Explanatory note of the thesis of three sections, contains 27 pictures, 26 formulas, 1 table, 8 sources.

The diploma work implements the theme "Automatic system of unambiguous gyroscopic stabilization", which includes the review of the system of gyroscopic stabilization; analysis of dynamic characteristics of the automatic gyroscopic stabilization system; modeling of automatic stabilization systems.

Section 1 describes the investigated gyroscopic stabilization system and perturbing moments, cardan suspensions of coordinate transducers and system stabilization elements.

Section 2 describes the principles and block diagram of stabilization systems, calculation of transient functions, assessment of stability and reliability of stabilization systems, construction of logarithmic frequency characteristics of an open stabilization system. simulates the system of automatic gyroscopic stabilization in the Simulink environment, analyzes the simulated system and evaluates the quality and speed systems of automatic stabilization.

# ЗМІСТ

Анотація

Вступ

## РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СИСТЕМ ГІРОСКОПІЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ

1.1 Види досліджуваних систем гіроскопічної стабілізації

1.2 Збурюючі дії

1.3 Карданові підвіси

1.4 Елементи систем стабілізації

1.5 Перетворювачі координат

## РОЗДІЛ 2. АНАЛІЗ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

## АВТОМАТИЧНОЇ СИСТЕМИ ГІРОСКОПІЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ.

## МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ

2.1 Структурна та принципова схема, принцип роботи гіроскопічного стабілізатора

2.2 Передатні функції системи гіроскопічної стабілізації

2.3 Оцінка стійкості системи за критерієм Гурвіца

2.4 Оцінка точності системи автоматичного керування

2.5 Побудова логарифмічно частотної характеристики розімкненої системи

2.6 Simulink та побудова моделі системи стабілізації

2.7 Результати моделювання

Висновки до розділу 2

Висновок

Література

## **ВСТУП**

На сьогоднішній день системи гіроскопічної стабілізації використовуються повсюди. Найпоширеніші приклади це кораблі, літаки, дрони та інше. Та найголовнішою причиною використання систем автоматично системи стабілізації є системи навігації які можна знайти майже в будь якому пристрої чи машині. Системи стабілізації бувають різні одно та багато вісними, з різною будовою та метою використання. Головною метою таких систем залишається одне – стабілізувати об’єкт та втримувати систему стійкою. В даній дипломній роботі описується проста одновісна система гіроскопічної стабілізації.

Метою даної роботи є проведення аналізу автоматичної системи гіроскопічної стабілізації, розрахунок передатних функцій системи, побудова логарифмічно частотних характеристик. Моделювання даної системи за допомогою середовища Simulink. Оцінка переваг та недоліків даної системи автоматичної стабілізації.

## РОЗДІЛ 1

### ОГЛЯД СИСТЕМ ГІРОСКОПІЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ

#### 1.1 Види досліджуваних систем гіроскопічної стабілізації

В якості системи гіроскопічної стабілізації розглядається система автоматичного регулювання, забезпечує збереження певної кутової орієнтації на рухомому об'єкті певного тіла відносно системи координат, вісі яких певним чином орієнтовані в просторі. Ця система координат є опорною або ж нерухомою. Залежно від конкретної задачі це може бути, наприклад, інерційна система координат чи система, вісі якої направлені по сторонам світу і по вертикалі місця, де знаходиться рухомий об'єкт.

Система стабілізації забезпечує постійність кутів між осями нерухомої системи координат та осями, жорстко зв'язані із тілом що стабілізується, яке в свою чергу є платформою що стабілізується [1].

Платформа що стабілізується кінематично зв'язана з системою кілець і осей (кардновий підвіс).

Розташування та число осей (одна, дві, три та більше) залежить від призначення самої системи.

На рис. 1.1 в якості прикладу зображена стабілізуюча платформа П у двовісному підвісі [1]. Зовнішня сторона А-А підвісу зв'язана з об'єктом що рухається. Оптична вісь телескопу Т, встановленого на платформі, повинна бути безупинно направлена на зірку при будь-яких положеннях об'єкту що рухається. Оскільки будь-яке кутове положення телескопу в просторі може бути отримане поворотом його навколо трьох осей в оскільки поворот телескопу навколо направлення на зірку не грає ролі, в даному випадку достатньо забезпечити поворот платформи відносно рухомого об'єкту навколо двох осей.

Відхилення платформи від необхідних кутових положень відносно осей А-А та В-В виявляються чутливими елементами  $\text{ЧЕ}_A$  та  $\text{ЧЕ}_B$ . Кожен чутливий елемент

керує відповідним виконуючим двигуном Д через посилювач У. Між двигуном та віссю підвісу зазвичай є редуктор не показаний на рис.1.1. Таким чином, по кожній із осей є окремий канал керування.

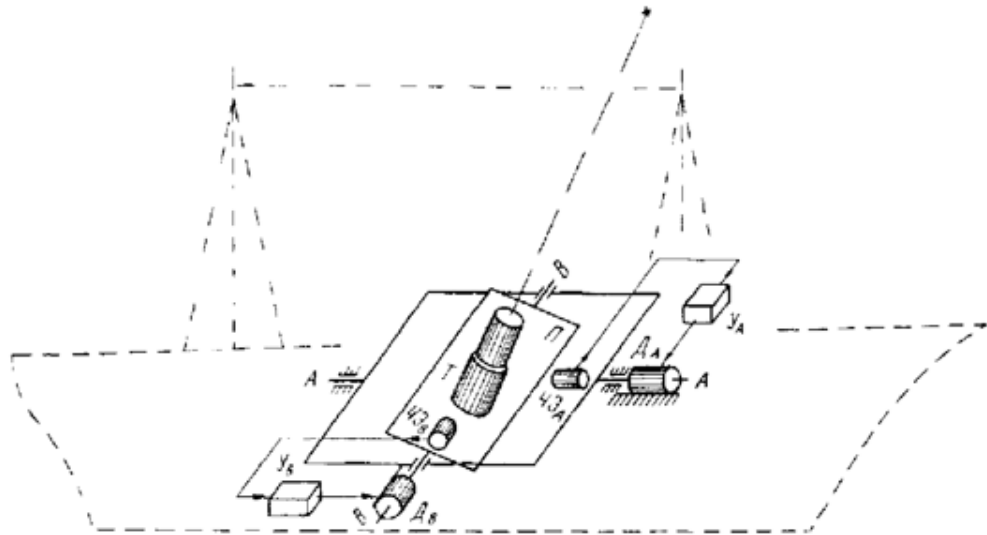


Рис.1.1 – Платформа що стабілізує рухомий об'єкт [1].

В якості другого прикладу на рис.1.2 [1] представлена платформа в трьохвісному підвісі, на який встановлено два акселерометра, що визначають лінійні прискорення об'єкту в площині горизонту в напрямках на північ та на схід. Такий пристрій являє ж собою елемент системи інерційної навігації. В такому випадку необхідні окремі канали стабілізації по кожній із трьох осей.

Канали стабілізації в дійсності складніші, ніж на рис. 1.1. В них можуть використовуватися додаткові сигнали від телескопу, від обчислювальних пристроїв і т.д.

На рис.1.1 зображена система стабілізації що забезпечує створення деяких стабілізаційних моментів, діючих по осям підвісу і компенсуючих моменти, збурюючи платформу внаслідок качання об'єкту, небалансу, рух тіла по земній поверхні чи у повітряному чи космічному просторі і т.д.

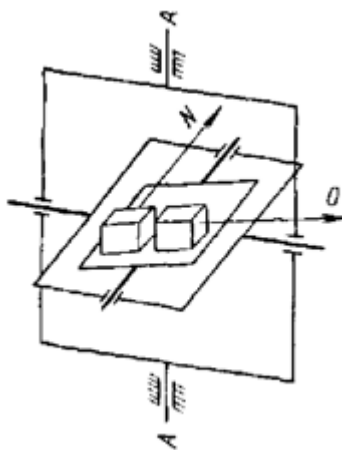


Рис.1.2 – Платформа в трьохосьовому підвісі [1]

Системи стабілізації, в яких стабілізуються моменти створюються тільки виконуючими двигунами чи іншими виконуючими пристроями, а момент гіроскопічної реакції гіроскопів не використовуються для безпосередньої компенсації моментів, збурюючих платформу, таку систему називають системою непрямой стабілізації. Гіроскопічні елементи в системах непрямой стабілізації можуть використовуватися лише для виявлення відхилень платформи від заданого положення і для формування керуючих сигналів [1].

Окремий вид являють собою багатоступінчасті стабілізатори, серед яких практичне значення мають системи двоступеневої стабілізації. В такій системі, розглянута вище платформа є елементом першого ступеня стабілізації. На ній окремо встановлюється в окремому кардановому підвісі друга платформа. Це друга ступінь стабілізації, помилки що збурюють стабілізацію першої платформи. Друга платформа стабілізується в просторі з більш високою точністю, ніж перша.

## 1.2 Збурюючі дії

Принципово можлива ідеальна стабілізація платформи в інерційному просторі. Для цього необхідний ідеальний підвіс платформи без тертя в опорах, з осями, незмінно проходячи через тяжіння платформи. В такому випадку платформа інваріантна до руху корабля, літаку чи іншого об'єкту, на якому вона встановлена, та зберігає незмінне положення в інерційному просторі без будь яких витрат

енергії, зокрема без використання енергії стабілізуючих двигунів [1]. Цим системами стабілізації принципово відрізняються від таких систем просторового регулювання, як слідкуючі системи відтворення кута, наприклад система супроводження цілі.

Для супроводження цілі при значних прискореннях потребується значні керуючі моменти, навіть якщо підвіс системи ідеальний. Для забезпечення повної інваріантності (відсутність помилки) слідкуючої системи відтворення кута по відношенню до потужності керуючих пристроїв має бути близькою до нескінченності.

Стабілізація в інерційному просторі, близька до ідеальної, описана, наприклад в роботі для випадку використання поплавкових гіроскопів з малими кінетичними моментами [1].

Одним з найбільш важливих факторів, що заважають ідеальній стабілізації, зазвичай є тертя в опорах підвісу. Це в основному сухе тертя, що відрізняється мінливістю як при різних швидкостях руху, такі в часі [1].

Точне дослідження ролі тертя досить складне. Зазвичай [1] момент сухого тертя на вісі стабілізації приймаються рівними  $M = M_T \text{sign}\Omega$  (на рис.1.3, а), де  $\Omega$  – кутова швидкість руху вісі відносно опори. Тут момент тертя при русі приймається рівним максимальному моменту тертя при спокої. Зазвичай характеристика, приведена на рис.1.3, а, вважається розривною, тобто відкидається її вертикальна ділянка. В цьому випадку графік моменту сухого тертя на вісі стабілізації при качанні об'єкту являє собою прямокутну функцію часу (рис.1.3, б), де  $t_{к1}$  – інтервали знакосталості відносно швидкості качки  $\Omega$ .

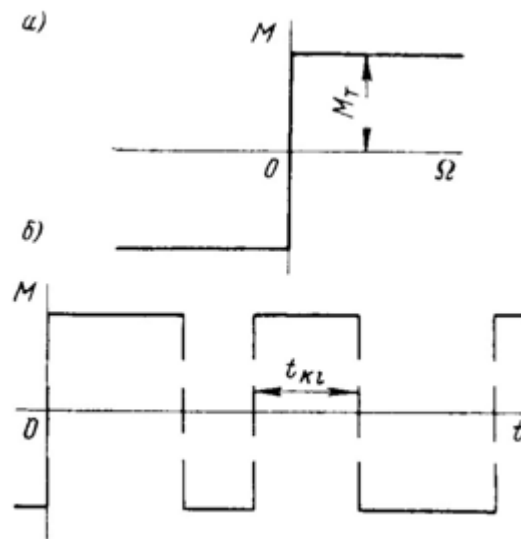


Рис.1.3 – Характеристика моменту сухого тертя (а) і його графік при качанні (б) [1].

Це використовується при качанні, тобто при  $t_{K1} = t_{K2} = \dots = \text{const}$ , наближена заміна цієї прямокутної функції її першої гармоніки може приводити до занижених помилок стабілізації. Це пояснюється тим, що помилки стабілізації можуть залежати від похідної збурюючого моменту по часу, тоді як гармонічні складові першої похідної від розкладу у ряд Фур'є прямокутної функції мають нерегресивні амплітуди.

Відкидання вертикальної ділянки характеристики  $M(\Omega)$  не впливає на точність дослідів при великих прискореннях качки. Та при малих швидкостях качки, для яких характерно згладжування «стрибків» моменту тертя, це спрощення приводить до отримання завищених помилок стабілізації.

Помилки стабілізації, обумовлена моментом сухого тертя та іншими зовнішніми збурюючими моментами [1].

Друга складова помилки, обумовлена обкаткою двигуна і зв'язаних з ним редуктора та інших частин що обертаються, тобто помилка від обкатки, виникає в разі того, що при наявності редуктора ротор двигуна повинен обертатися з прискоренням, пропорційну прискоренню качання, а це створює в системі стабілізації інерційні навантаження та навантаження через в'язке тертя між

статором та ротором двигуна [1]. Вказане навантаження через в'язке тертя залишається і в безредукторній системі, де ротор безпосередньо зв'язаний з платформою і разом з нею залишається нерухомою в інерційному просторі. В такому випадку інерційне навантаження від обкатки двигуна відсутнє.

### 1.3 Карданові підвіси

Установка стабілізуючої платформи на кораблі чи іншому об'єкті що качається здійснюється за допомогою карданового підвісу, що являє собою сукупність поворотних кілець, зв'язаних осями, що перетинаються в суспільній точці [1].

Одновісний підвіс. Одновісний підвіс (рис. 1.4), що забезпечує поворот платформи тільки навколо однієї осі, застосовується рідко. Проте при аналізі систем стабілізації як систем автоматичного регулювання дуже часто платформи умовно розглядаються як одновісні. Це робиться для уникнення зайвого ускладнення досліджень в тому випадку, коли взаємний вплив може не прийматися до уваги чи може бути врахований окремо.

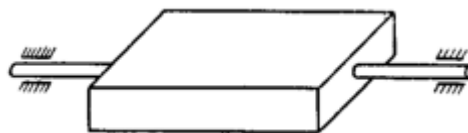


Рис. 1.4 – Одновісний підвіс [1].

Двовісний підвіс. Такий підвіс платформи містить кільце і має дві взаємно перпендикулярні осі.

На рис. 1.5 [1] зовнішня вісь підвісу показана вертикальною; в даному випадку кут повороту навколо цієї осі лежить, наприклад у випадку корабля, в площині палуби, в кут повороту навколо другої осі – в площині, перпендикулярно до самої палуби. Проте може бути обрана інша орієнтація зовнішньої осі; наприклад ця вісь може бути перпендикулярна до діаметральної площини.

Двовісний підвіс широко застосовується в тих випадках, коли поворот платформи навколо двох осей дозволяє вирішити задачу стабілізації при повороті корабля навколо всіх трьох осей [1]. Це має значення, наприклад, при стабілізації платформи з телескопом. Хоча для повної кутової стабілізації платформи потребується поворот її навколо трьох осей, в даному випадку достатньо лише двох осей, так як поворот телескопу навколо його оптичної осі не грає ролі.

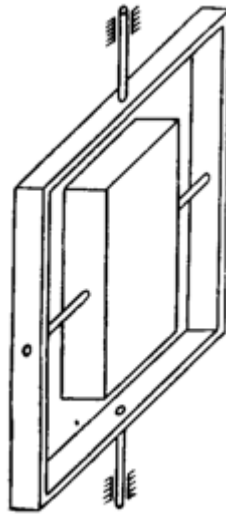


Рис. 1.5 – Двовісний підвіс [1].

Трьохосьовий підвіс. Цей підвіс (рис. 1.6) [1] містить два кільця (на всіх рисунках кільця підвісів показані для наочності збільшеними). Він дозволяє в принципі забезпечити повну кутову стабілізації платформи при будь якому качанні. Стабілізація такого виду необхідна , наприклад, для чутливих елементів систем інерційної навігації.

Відомі різні варіанти розташування осей підвісу відносно об'єкту що качається. Оптимальність варіанту залежить від швидкості та прискорення, відпрацьованих системою стабілізації при різних межах кутів хитання корабля, літаку, ракети навколо всіх трьох осей.

На рис. 1.6 [1] представлена платформа із зовнішнім кардановим підвісом. Широко використовується також платформи з внутрішнім кардановим підвісом.

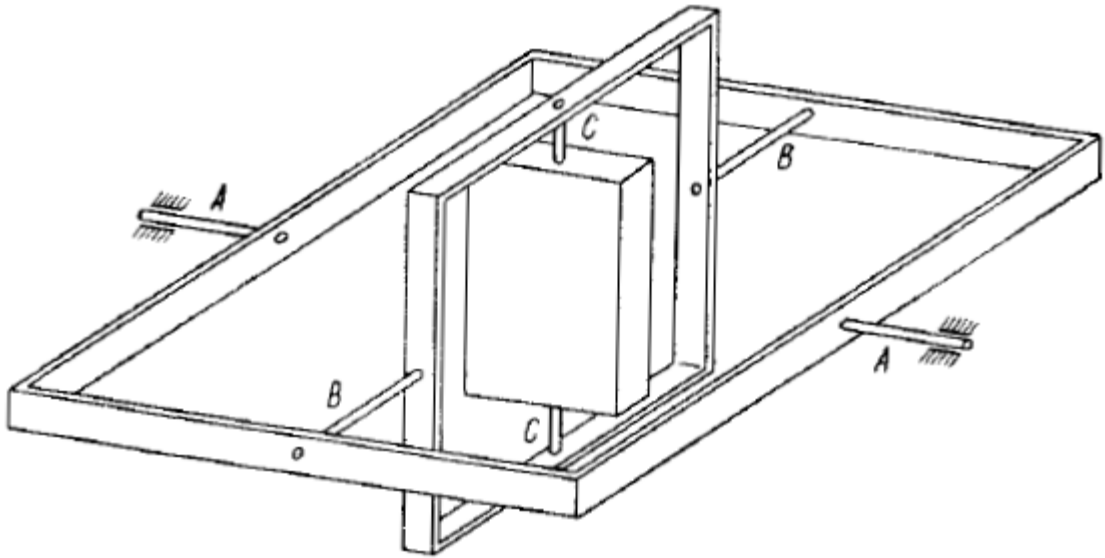


Рис. 1.6 – Трьохосьовий підвіс [1].

Чотирьохосьовий підвіс. В описаному вище трьохосьовому підвісі можливе таке положення, коли площина зовнішнього кільця співпадає з площиною внутрішнього кільця. Це буде мати місце при розвороті об'єкту що качається, а разом із ним зовнішнього кільця на  $90^\circ$  відносно вісі В-В внутрішнього кільця підвісу. Тоді вісь А-А зовнішнього кільця співпадає з вісю С-С платформи, тобто трьохосьовий підвіс перетвориться в двовісний. При цьому підвіс втратить одну степінь свободи, і стане неможливим поворот платформи навколо напрямлення, перпендикулярного до площини зовнішнього кільця. При положенні площин двох кілець, близькому до їх співпадіння, поворот платформи навколо вказаного напрямку можливий, але потребує великих швидкостей та прискорень руху платформи навколо внутрішньої осі С-С [1]. Це означає, що такий геометрично можливий поворот виявиться практично неможливим в деякому діапазоні кутів повороту середнього кільця.

Для усунення вказаного недоліку трьохосьового підвісу використовується чотирьохосьовий підвіс, який відрізняється від трьохосного додатковим кільцем і вісю С'-С' (рис. 1.7) [1].

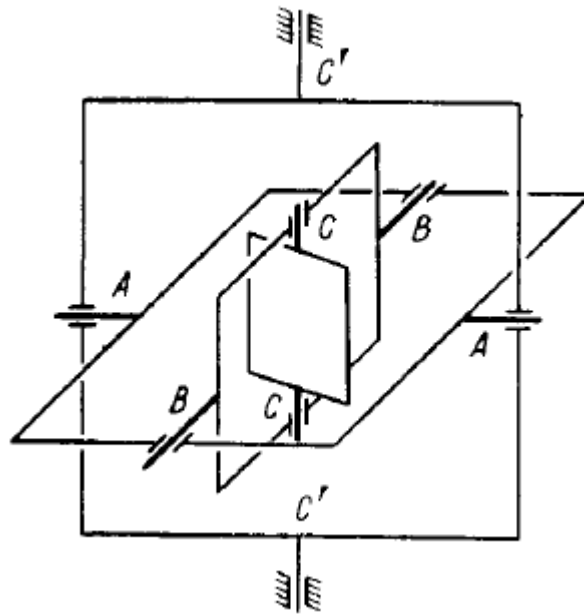


Рис. 1.7 – Чотирьохосьовий підвіс [1].

При розвороті об'єкту що хитається, а разом з ним і зовнішнього (додаткового) кільця на  $90^\circ$  навколо осі В-В площини двох внутрішніх кілець виявляться поєднаними (рис 1.8) [1]. Як і раніше, співпадуть осі А-А та С-С. Однак при цьому забезпечуються всі три степені свободи кутового руху платформи завдяки додатковій вісі С'-С'.

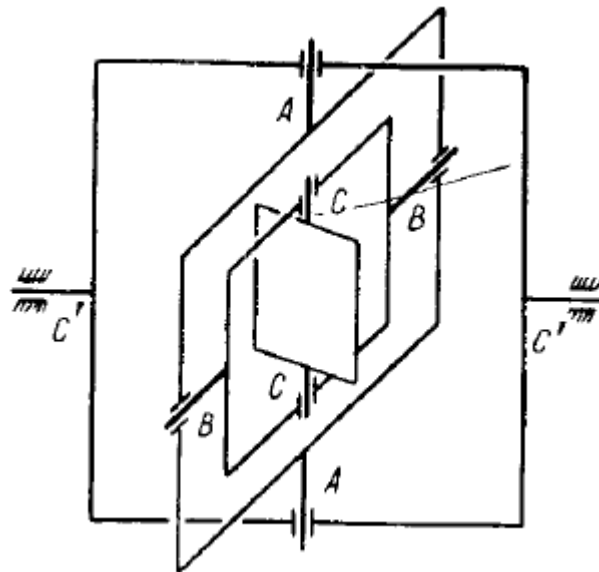


Рис. 1.8 – Чотирьохосьовий підвіс при співпадинні площин двох внутрішніх кілець [1].

Очевидно, що чотирьохосьовий підвіс необхідний лише в тому випадку, коли з трьох кутів качання, тобто кутів нишпорення, диференту (тангажу) та крену, принаймні два досягають великих значень. Якщо ж тільки один з цих кутів може досягти великих величин, задача стабілізації вирішується за допомогою трьохосьового підвісу. Для цього достатньо розташувати вісь його внутрішнього кільця (вісь А-А на рис 1.6) [1] паралельно вісі, навколо якої відбувається поворот корабля на великий кут. Тоді кут повороту внутрішнього кільця не може бути великим, тобто усувається небезпека поєднання площин кілець трьохосьового підвісу.

Кінцевий вибір типу карданового підвісу пов'язаний із значеннями швидкостей та прискорень, які система стабілізації може забезпечити при заданій точності.

Швидкість та прискорення в системах стабілізації, тобто кутові швидкості та прискорення, яке повинна відпрацьовувати система стабілізації, в значній мірі визначають досягаєму точність стабілізації. Збільшення швидкостей та прискорень веде до ускладнення структури системи, збільшенню її габаритів і т.д. З іншої сторони, найбільші швидкості та прискорення системи стабілізації виходять різними при одних і тих самих параметрах качки в залежності від числа і положення осей і кілець підвісу платформи. Зверніть увагу, що точно так само кутові швидкості і прискорення систем супроводження цілей, світила і т.д. залежать від числа і положення осей цих систем при одному й тому ж самому русі об'єкта супроводження.

## **1.4 Елементи систем стабілізації**

### **Гіроскопи.**

Для цілей гіроскопічної стабілізації використовуються гіроскопи, що представляють собою симетричне тверде тіло (ротор), що швидко обертається навколо осі симетрії [1]. Одна з точок тіла на осі обертання закріплена і

називаються точкою підвісу. У випадку співпадіння точки підвісу з центом тяжіння виходить так званий астатичний гіроскоп.

Відомо велика кількість різновидів гіроскопу. Відмінність між ними полягає головним чином способі підвісу ротору що обертається. У відповідності з цим розрізняються гіроскопи з шарикопідшипниковими опорами, поплавкові, з аеродинамічним підвісом, з магнітним підвісом і т.д.

Трьохступеневі гіроскопи. Якщо помістити кожух з ходовими підшипниками в двохосовий кардановий підвіс (рис. 1.9) [1], то вийде трьохступенний гіроскоп. Положення гіроскопу відносно нерухомого об'єкту, на якому встановлений підвіс, може бути визначено за допомогою порівняння положення координатної системи  $O_{x_1y_1z_1}$ , зв'язаного з ротором що обертається, з нерухомою системою координат  $O_{\xi\eta\zeta}$ . Перехід з однієї системи координат в іншу може бути зроблений поворотом на три кути Ейлера [1].

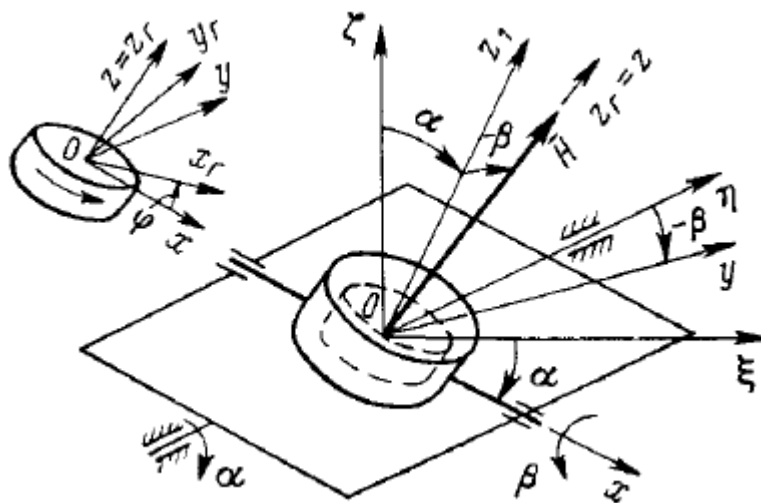


Рис. 1.9 – Гіроскоп в кардановому підвісі [1].

Перший поворот на кут прецесії  $\alpha$  здійснюється навколо вісі зовнішньої рамки (вісі  $O_\eta$ ), другою обертається на кут нутації  $\beta$  – відносно вісі внутрішньої рамки (вісі  $O_{x_1}$ ) і третій поворот на кут особистого обертання гіроскопу  $\varphi$  – відносно вісі обертання ротора (вісі  $O_{z_1}$ ). В гіроскопічних стабілізаторах кут  $\alpha$  називається кутом стабілізації, а кут  $\beta$  – кутом прецесії [1].

## Підсилювачі.

В системах гіроскопічної стабілізації підсилювачі призначені для живлення обмоток керування двигунів та датчиків моменту. Вони використовуються так само для живлення проміжних перетворювачів координат.

Підсилювачі як правило, повинні мати високий опір вхідного ланцюга, так як споживання потужності на вході приводить до появи реактивних моментів в датчиках кута індукційного типу, якщо останні використовуються в системі стабілізації [1]. Реактивні моменти можуть помітно збільшити уходи гіроскопу.

В більшості випадків використовуються безконтактні датчики кута змінного струму. Тому підсилення зазвичай здійснюється на змінному струмі. Не виключається також можливість використання посилення на постійному струмі.

Статична характеристика підсилювача представляє собою залежність вихідної напруги від вхідної (рис. 1.10, а) [1]. Якщо на виході підсилювача підключений приймач Д із змінним споживанням (двигун, датчик моменту), то статична характеристика визначається або для режиму холостого ходу  $U_{20} = f_1(U_1)$  при  $I_2 = 0$  (для двигунів), або для пускового режиму  $U_{2п} = f_2(U_1)$  при  $\Omega=0$  (для датчиків моменту).

Статичні характеристики (рис. 1.10, б) зазвичай мають лінійну ділянку, де вихідна напруга зростає пропорційно росту вхідної, і ділянка насичення. В деяких випадках можлива наявність зони нечутливості. В електронних та напівпровідникових підсилювачах така зона може вводитися спеціально. Її призначенням є зниження витрати енергії в узгодженому положенні.

При відсутності зони нечутливості характеристика підсилювача вважається лінійною для обмежених значень вхідної напруги -  $U_{10} < U_1 < U_{10}$ .

Крутизна характеристики відповідає коефіцієнту підсилення по напрузі.

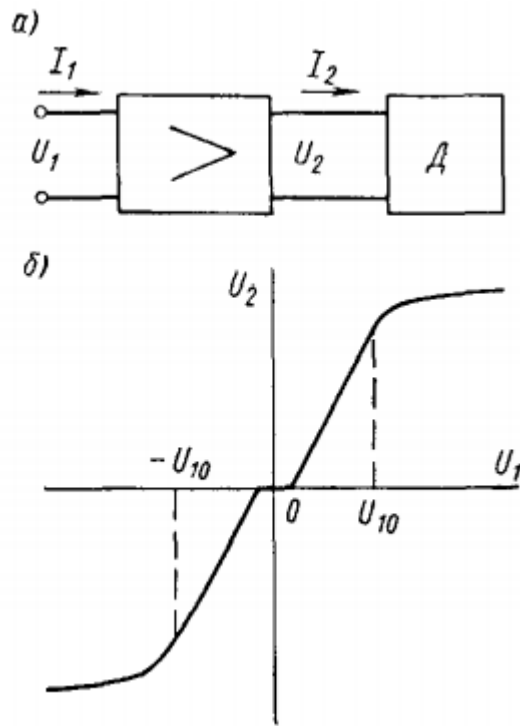


Рис. 1.10 – Статична характеристика підсилювача [1].

Електричні підсилювачі. Підсилювачі що основані на електричних лампах можуть виконуватися у вигляді підсилювачів постійного або змінного струму. Електричні підсилювачі можуть мати дуже великий вхідний опір (до  $10^6 - 10^7$  Ом і вище), що приводить до майже відсутності споживання потужності на входах ланцюга [1]. Це є досить цінною якістю при використанні сигналів від гіроскопічних датчиків кута.

Вихідна потужність електричних підсилювачів може досягати декількох ват, що дозволяє застосовувати їх для керування малопотужними двигунами і датчиками моменту.

Підсилювачі постійного струму не мають міжкаскадних роздільних конденсаторів і трансформаторів і можуть підсилювати як сигнали постійного струму, так і сигнали змінного струму. Амплітудна характеристика підсилювача постійного струму що представляє собою залежність амплітуди синусоїдальної напруги на виході і вході підсилювача від кругової частоти вхідної взаємодії  $\omega$ , зображена на рис. 1.11 [1].

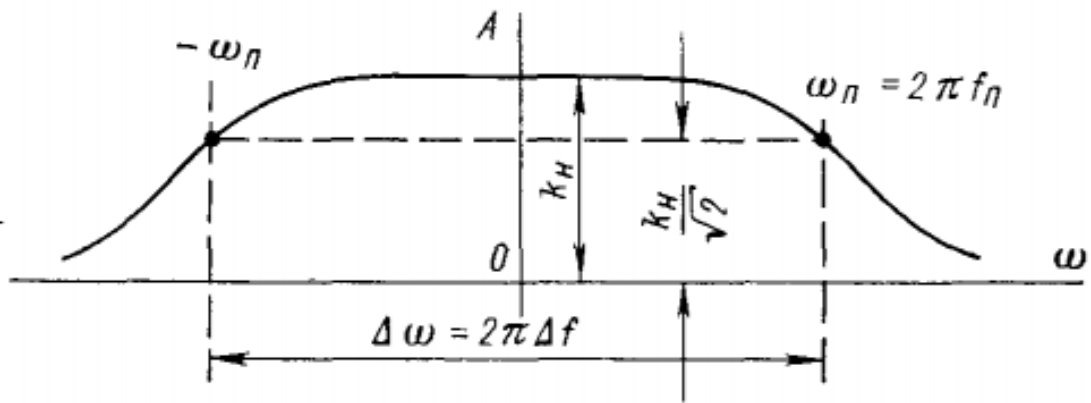


Рис 1.11 – Амплітудно частотна характеристика підсилювача постійного струму [1].

В електричних підсилювачах можна відносно просто отримати смугу пропускання  $\Delta f$ , що досягає десятків та сотень кілогерц. Це відповідає постійній часу підсилювача  $T_y = 10^{-5} \div 10^{-6}$  сек. Однак у випадку необхідності не становить труднощів за допомогою  $rC$  – ланцюгів збільшити постійну часу підсилювача майже до будь-яких необхідних значень, що досягають одиниць, десятків та сотень секунд. Це відповідає отриманню досить малих полос пропускання  $\Delta f = 10^{-1} \div 10^{-3}$  Гц [1].

Основним недоліком підсилювачів постійного струму є нестабільність і так званий дрейф нуля, тобто зміщення статичної характеристики (див. рис. 4.20, б) [1] вздовж вісі абсцис. Істотним недоліком є також сполучення вихідних каскадів з двигунами і датчиками моменту постійного струму. Високий вихідний опір і малий вихідний струм електричного підсилювача (міліампери і десятки міліампер) практично повністю виключають можливість такого сполучення.

Ці недоліки змушують переходити на підсилювачі змінного струму.

В підсилювачах змінного струму внаслідок придушення сигналу нульової частоти амплітудна характеристика має вигляд, зображений на рис. 1.12, а [1]. Підсилювач може пропускати тільки сигнал змінного струму в полосі частот  $\Delta\omega = 2\pi\Delta f$ , що визначається аналогічно тому, як це було зроблено вище.

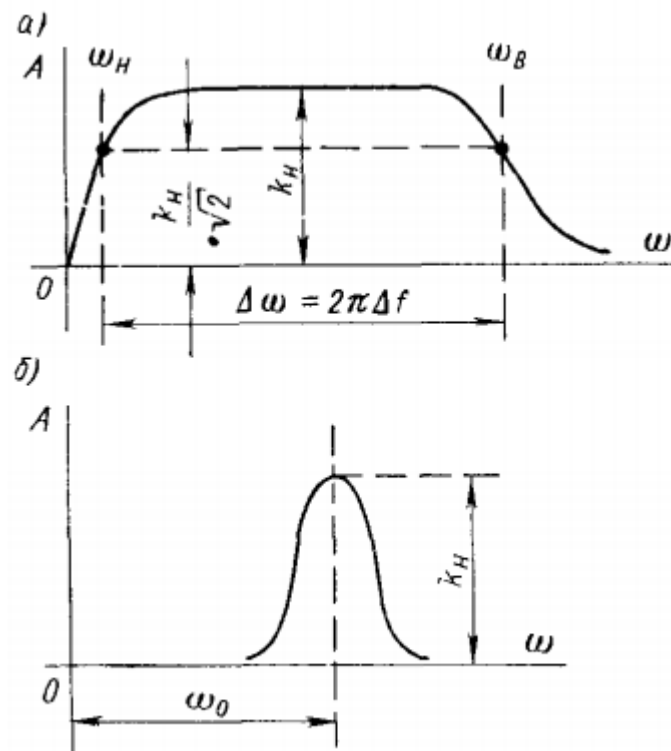


Рис. 1.12 – Амплітудно частотні характеристики підсилювачів змінного струму [1].

Можливе штучне скорочення смуги пропускання підсилювача, що визиває зріст постійної часу (рис. 1.12, б) [1]. Однак в підсилювачах змінного струму це більш складна задача в порівнянні з підсилювачем постійного струму. Основна важкість тут заключається в необхідності точного виконання рівності(1.1).

$$\omega_0 = \omega_{0p} = \frac{\omega_H + \omega_B}{2}, \quad (1.1)$$

При відхиленні несучої частоти  $\omega_0$  від резонансного значення  $\omega_{0p}$  коефіцієнт підсилення на несучій частоті  $k_H$ , а також постійна часу підсилювача будуть значно змінюватись. Це відхилення може відбуватися як в результаті нестабільності самої несучої частоти (нестабільність джерела живлення), так і внаслідок зміни амплітудної характеристики (рис. 1.12, б), яке в свою чергу визивається зміною параметрів підсилювача.

У зв'язку з цим складно отримати полосу пропускання підсилювача при використанні несучої частоти  $f = 50 \div 100$  *гц* менш ніж декілька герц і відповідно постійну часу підсилювача більше однієї секунди.

Вузькополосні підсилювачі будуються на базі вибіркового зворотнього зв'язку, в якості якої використовуються частіше всього налаштовані подвійні Т-образні мости (рис. 1.13) [1].

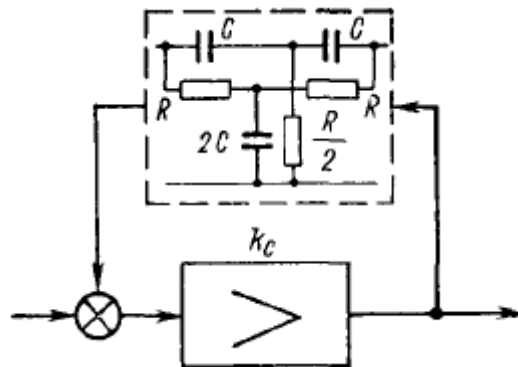


Рис. 1.13 – Вибірковий (вузькополосний) підсилювач [1].

Напівпровідникові підсилювачі. Ці посилювачі відрізняються від електричних підсилювачів меншим споживанням енергії (головним чином через відсутність накаливання), майже миттєвою готовністю и більшим значенням вихідної потужності (десятки і навіть сотні ват). Однак напівпровідникові підсилювачі мають дещо менше вхідного опору ( $10^3 - 10^5$  Ом).

В іншому ці підсилювачі подібні з електричними і можуть використовуватися в якості підсилювачі як постійного, так і змінного струму.

Магнітні підсилювачі. Ці підсилювачі так само, як і електричні та напівпровідникові, відносяться до підсилювачів статичного типу. Їх відмінна особливість полягає в тому, що вони керуються постійним струмом, а вихідний сигнал отримується у вигляді змінного струму, частота якого визначається частотою мережі живлення. На рис. 1.14 [1] схематично зображено сполучення магнітного підсилювача з попереднім підсилювачем та об'єктом що керується (наприклад, двигун чи датчик моменту).

Вихідний каскад попереднього підсилювача, працюючий на обмотку керування магнітного підсилювача, повинен бути або підсилювачем постійного струму, або підсилювачем змінного струму з додаванням фазочутливого випрямляча.

Робоча обмотка може бути з'єднана з об'єктом що управляється безпосередньо або ж через узгоджувальний трансформатор.

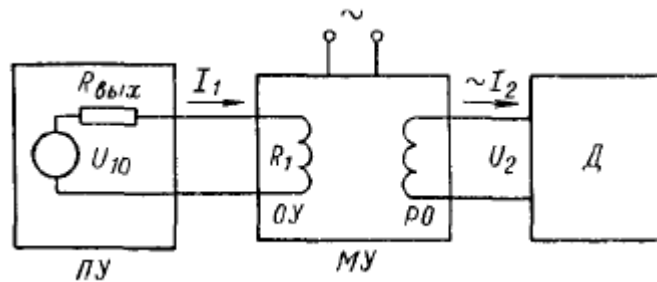


Рис. 1.14 – Магнітний підсилювач в якості вихідного каскаду [1].

Електромашинні підсилювачі. Ці підсилювачі використовуються для керування двигунами постійного струму. Їх перевага полягає в практично не обмеженій вихідній потужності. Недоліком є наявність частин що обертаються, так як електромашинний підсилювач представляє собою по суті генератор постійного струму з незмінною напругою якоря.

В найпростішому випадку в якості електромашинного підсилювача використовується звичайний генератор чи обернений двигун постійного струму, що обертається з постійною швидкістю від приводу двигуна (рис. 1.15, а). Обмотка керування (обмотка збудження) може живитися від електричного, напівпровідникового чи магнітного підсилювача, забезпеченого фазочутливим випрямлячем.

Коефіцієнт підсилення по потужності досягає в такому підсилювачі 50-100, а коефіцієнт підсилення по напрузі зазвичай близький до одиниці.

Постійна часу становить зазвичай соті чи десятки частки секунди.

В електромашинних підсилювачах з поперечним полем (рис. 1.25, б) [1] використовуються два каскади підсилення. Коефіцієнт підсилення по потужності може досягати при цьому десятки тисяч. Коефіцієнт підсилення по напрузі близький до одиниці. В динамічному відношенні електромашинний підсилювач з поперечним полем зводиться зазвичай до аперіодичної ланки другого порядку з передавальною функцією.

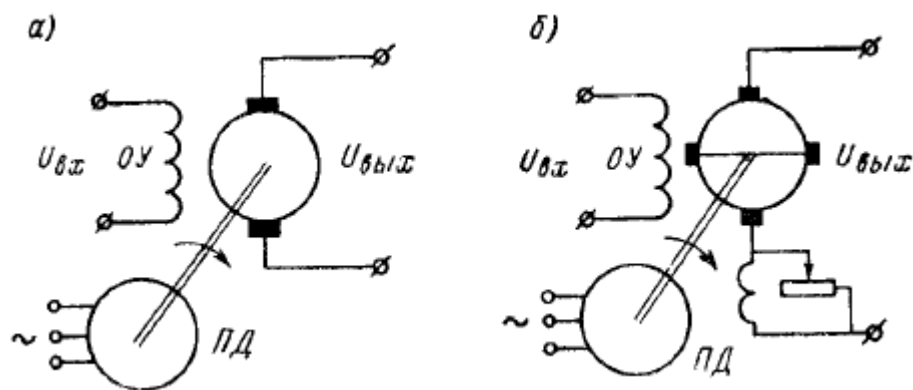


Рис. 1.15 – Електромашинні підсилювачі [1].

## 1.5 Перетворювачі координат

В якості перетворювачів координат в гіроскопічних перетворювачах використовуються в більшості випадків синусо-косинусні трансформатори обертання (СКТО). Однак можливе, використання інших елементів, зокрема синусо-косинусні потенціометри, а також перетворювачі типу вал-цифра з наступним вводом в цифрову обчислювальну машину.

Трансформатор обертання. Конструкція синусо-косинусних обертових трансформаторів проста. На статорі і на роторі мається по дві обмотки з взаємно перпендикулярними осями. Якщо на дві обмотки статора (рис. 1.16) [1] подати дві змінні напруги  $U_{c1}$  та  $U_{c2}$ , тоді роторні обмотки будуть на холостому ході напруги.

В динамічному відношенні СКТО представляє собою безінерційну ланку з коефіцієнтом передачі, рівному коефіцієнту трансформації, тобто відношенню

кількості витків. Зазвичай СКТО використовуються з коефіцієнтом трансформації  $k_t = 0,5 \div 1$  [1].

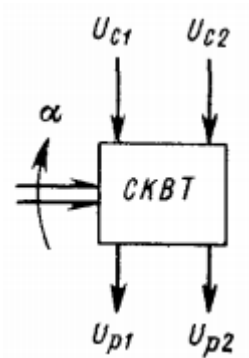


Рис 1.16 – Синусо-косинусний трансформатор обертаня [1].

На рис. 1.17 в якості прикладу зображено трьохосний стабілізатор з двома СКТО в якості перетворювачів координат по кутам  $\varphi$  та  $\psi$ . Кутові відхилення внутрішнього майданчику від заданого напрямку у випадку їх малості можуть бути представлені у вигляді трьох взаємно перпендикулярних векторів  $x$ ,  $y$  та  $z$ . Ці відхилення можуть вимірюватися трьома датчиками кутів  $\text{ДУ}_x$ ,  $\text{ДУ}_y$  та  $\text{ДУ}_z$  (рис. 1.18) [1]. Три напруги  $U_x$ ,  $U_y$  та  $U_z$  повинні бути спроектовані на осі підвісу з ціллю впливу на двигуни чи датчики моменту для приведення внутрішнього майданчику в задане положення.

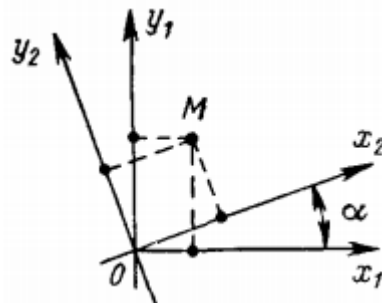


Рис 1.17 – Перетворення координат [1].

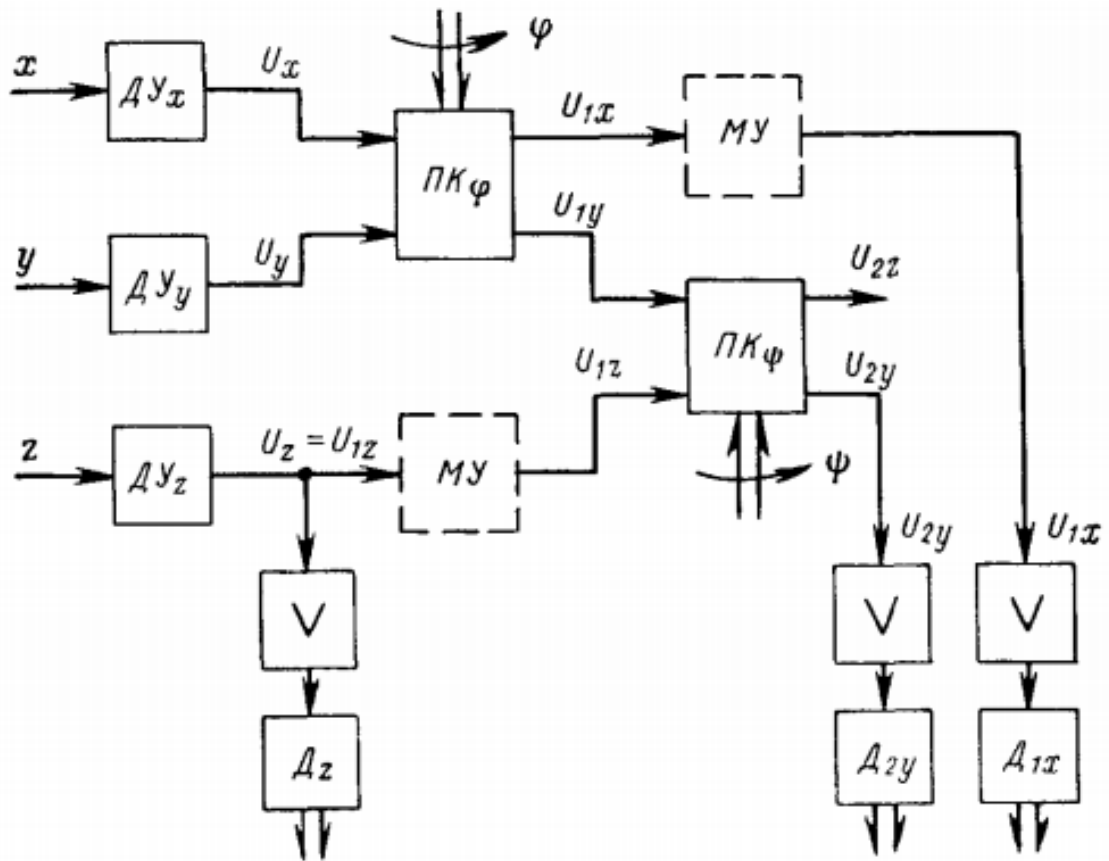


Рис 1.18 – Схема перетворювача координат для трьохосного стабілізатора [1].

Якщо коефіцієнт трансформатора СКТО відрізняється від одиниці то доводиться використовувати масштабуючі пристрої з коефіцієнтом передачі, рівним коефіцієнту СКТО (рис. 1.18).

В карданових підвісах с великою кількістю кілець перетворення координат робиться аналогічно рис. 1.18, але число СКТО повинне бути рівним числу кілець підвісу, тобто числу послідовних поворотів вихідної системи координат.

Подібні перетворювачі координат можуть використовуватися для проектування із однієї системи координат в іншу різних величин: кутів повороту, кутових швидкостей, моментів обертання та інші. Для цієї цілі перетворювані величини мають представлені у вигляді напруг змінного струму з подальшим перетворенням за допомогою синусо-косинусних перетворювачів.

## РОЗДІЛ 2

### АНАЛІЗ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОМАТИЧНОЇ СИСТЕМИ ГІРОСКОПІЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ. МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ

#### 2.1 Структурна та принципова схема, принцип роботи гіроскопічного стабілізатора

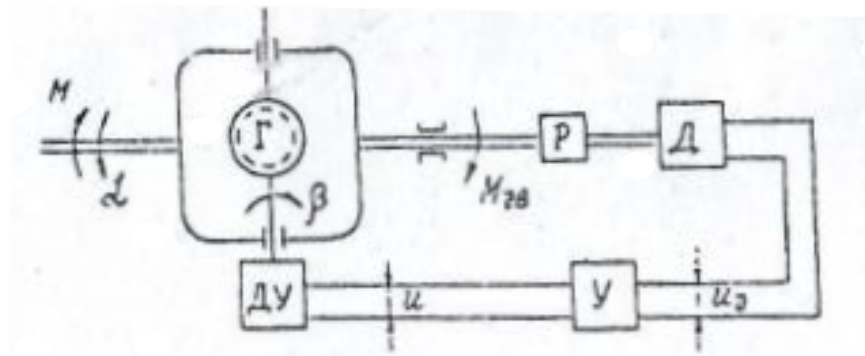


Рис. 2.1 – Принципова схема замкненої системи автоматичної гіроскопічної стабілізації [2]

Г – Гіроскоп; Р – Редуктор; Д – Двигун; У – Підсилювач; Дк – Датчик кута. Маємо такі рівняння елементів системи:

Гіроскоп :

$$\frac{\Delta\beta}{\Delta t} = K_{\Gamma} \cdot \Delta M, \quad (2.1)$$

$$\Delta M = M - M_{\text{д}}, \quad (2.2)$$

Датчик кута:

$$U = K_{\text{д}} \cdot \beta, \quad (2.3)$$

Підсилювач:

$$T_y \cdot \frac{dU_{\text{п}}}{dt} + U_y = K_y \cdot U, \quad (2.4)$$

Двигун та Редуктор:

$$T_d \cdot \frac{dM_d}{dt} + M_d = K_d \cdot U_d, \quad (2.5)$$

Розглянемо принцип роботи гіроскопічного стабілізатора. На вхід поступає момент який починає обертати платформу на якій закріплено гіростабілізатор в ході чого спрацьовує датчик кута. Далі датчик кута подає напругу на підсилювач який в свою чергу подає напругу на двигун. Двигун передає оберти на редуктор який починає подавати зворотній момент на гіроскопічний стабілізатор тим самим вирівнює платформу (рис. 2.2).

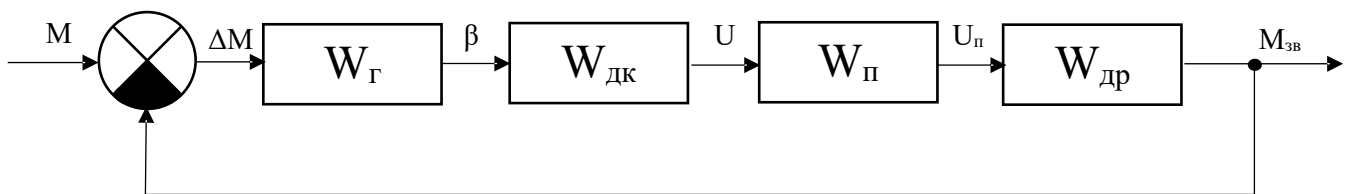


Рис. 2.2 – Структурна схема замкненої системи автоматичної гіроскопічної стабілізації

## 2.2 Передатні функції системи гіроскопічної стабілізації

Визначимо передатні функції кожної з ланок системи гіроскопічного стабілізатора за заданими рівняннями динаміки функціональних елементів.

Для підсилювача системи стабілізації та для двигуна з редуктором передатні функції будуть виглядати таким чином:

$$W_п(p) = \frac{K_п}{T_п p + 1} \quad (2.6)$$

$$W_{др}(p) = \frac{K_{др}}{T_{др} p + 1} \quad (2.7)$$

де  $K_{\pi}$  – коефіцієнт підсилювача;  $T_{\pi}$  – стала часу підсилювача;  $K_{\text{др}}$  – коефіцієнт двигуна;  $T_{\text{др}}$  – стала часу двигуна.

Тепер запишемо передатні функції для гіроскопу:

$$W_{\Gamma}(p) = \frac{K_{\Gamma}}{p} \quad (2.8)$$

де  $K_{\Gamma}$  – коефіцієнт гіроскопу.

Передатна функція останньої ланки, тобто для датчику кута виглядає таким чином:

$$W_{\text{дк}}(p) = K_{\text{дк}} \quad (2.9)$$

Загальна передатна функція усієї розімкненої системи  $W_{\text{роз}}(p)$  дорівнює добутку передатних функцій всіх елементів, що входять до системи[3]:

$$W_{\text{роз}}(p) = W_{\pi}(p) \cdot W_{\text{др}}(p) \cdot W_{\Gamma}(p) \cdot W_{\text{дк}}(p), \quad (2.10)$$

Розпишемо дану формулу та запишемо  $W_{\text{роз}}(p)$  в розгорнутому вигляді:

$$W_{\text{роз}}(p) = \frac{K_{\text{роз}}}{p(T_{\pi}p+1)(T_{\text{др}}p+1)}, \quad (2.11)$$

де  $K_{\text{роз}}$  – добуток усіх коефіцієнтів підсилення (див. 2.6-2.9).

Після визначення передатної функції розімкненої системи можна знайти передатні функції замкненої системи:

- за вхідним діянням:

для  $W_{\text{зз}}(p) = 1$ :

$$\Phi(p) = \frac{K_{\text{роз}}}{p(T_{\pi}p+1)(T_{\text{др}}p+1)+K_{\text{роз}}}, \quad (2.12)$$

- за помилкою системи:

$$\Phi_{\delta}(p) = \frac{\delta(p)}{x(p)} = \frac{p(T_{пp+1})(T_{дрp+1})}{p(T_{пp+1})(T_{дрp+1})+K_{роз}}, \quad (2.13)$$

Вирази (2.12) – (2.13) мають однакові знаменники, які визначають характеристичне рівняння  $D(p)$  замкненої системи [3]. Оскільки передатну функцію розімкненої системи в загальному випадку можна записати у вигляді:

$$W_{роз}(p) = \frac{R(p)}{Q(p)}, \quad (2.14)$$

то для отримання характеристичного рівняння слід до знаменника передатної функції розімкненої системи додати її чисельник:

$$D(p) = R(p) + Q(p). \quad (2.15)$$

Розгорнувши це рівняння отримаємо що:

$$D(p) = p(T_{пp} + 1)(T_{дрp} + 1) + K_{роз}, \quad (2.16)$$

### 2.3 Оцінка стійкості системи за критерієм Гурвіца

Система буде перебувати в рівновазі, якщо керована величина дорівнює потрібному значенню. Зміна вхідного впливу чи зовнішнього збурення призводить до появи відхилення керованої величина від потрібного значення, отже система в такому випадку буде виведена з положення рівноваги.

Якщо ж після закінчення перехідних процесів система знову повернеться в попереднє положення рівноваги, тоді таке положення рівноваги називається стійким, а отже система вважатиметься стійкою [3].

Якщо ж система не повертається в попереднє положення рівноваги, а керована величина змінюється незалежно від вхідного впливу, тоді таке положення рівноваги є нестійким тож така система також вважатиметься не стійкою.

В теорії автоматичного керування розглядається алгебраїчний критерій стійкості.

Для оцінки алгебраїчного критерію стійкості Гурвіца використовується характеристичний поліном замкненої системи, стійкість якої оцінюється за коефіцієнтами характеристичного поліному [3].

Розглянемо характеристичний поліном замкненої системи (2.17):

$$D(p) = a_n p^n + a_{n-1} p^{n-1} + \dots + a_1 p + a_0 = 0 \quad (2.17)$$

- Необхідна умова стійкості

Необхідною умовою є додатність усіх коефіцієнтів характеристичного поліному  $a_i > 0$  при  $a_n > 0$ .

- Достатня умова стійкості

Замкнена система буде стійкою, якщо при  $a_i > 0$  всі  $n$  визначників Гурвіца будуть додатними, де  $n$  – порядок характеристичного поліному:

$$\Delta_n > 0; \Delta_{n-1} > 0; \dots; \Delta_1 > 0 \quad (2.18)$$

Якщо хоча б один визначник буде від'ємним, система буде нестійкою, якщо хоча б один визначник дорівнює нулю – система буде на границі стійкості [3].

Таким чином для оцінки стійкості треба записати  $n$ -ну кількість визначників Гурвіца і перевірити їх знак. Визначники Гурвіца складаються з коефіцієнтів характеристичного поліному замкненої системи.

1. За діагоналлю записуємо коефіцієнти характеристичного поліному починаючи з другого ( $a_{n-1}$ ) а надалі зі зменшенням індексів до  $a_0$  включно.

2. Стівпці вгору від діагоналі заповнюються коефіцієнтами з індексами, що зменшуються, а стівпці вниз від діагоналі – коефіцієнтами з індексами, що збільшуються.
3. Місця де коефіцієнти відсутні заповнюємо нулями.

$$\Delta_n = \begin{array}{|c|c|c|c|c|} \hline a_{n-1} & a_{n-3} & a_{n-5} & a_{n-7} & 0 \\ \hline a_n & a_{n-2} & a_{n-4} & a_{n-6} & 0 \\ \hline 0 & a_{n-1} & a_{n-3} & a_{n-5} & 0 \\ \hline 0 & a_n & a_{n-2} & a_{n-4} & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & a_0 \\ \hline \end{array} \quad (2.19)$$

Визначимо стійкість заданої системи. Розкриємо дужки характеристичного поліному:

$$D(p) = p(T_{np} + 1)(T_{др}p + 1) + K_{роз} = a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0 \quad (2.20)$$

Розрахуємо тримані коефіцієнти :

$$a_3 = T_1 \cdot T_2 = 0,025 \cdot 0,5 = 0,0125$$

$$a_2 = T_1 + T_2 = 0,025 + 0,5 = 0,525$$

$$a_1 = 1$$

$$a_0 = k_{роз} = 0,14 \cdot 0,7 \cdot 10 \cdot 10 = 9,8$$

Необхідна умова виконується:  $a_i > 0$

Тепер визначимо виконання достатньої умови стійкості:

$$1) \Delta_2 = \frac{a_2}{a_3} \frac{a_0}{a_1} = a_2 a_1 - a_0 a_3 = 0,525 \cdot 1 - 9,8 \cdot 0,0125 = 0,4$$

Для головного визначника  $\Delta_n$  і визначника  $\Delta_{n-1}$  умова виконується:

$$\Delta_n = a_0 \Delta_{n-1} \quad (2.21)$$

Враховуючи всі ці умови робимо висновок що дана система є стійкою.

## 2.4 Оцінка точності системи автоматичного керування

В теорії автоматичного керування точність систем оцінюється за усталеними помилками, тобто за помилками в усталеному режимі, що настає після завершення перехідного процесу [3].

Використовуючи теорему про кінцеве значення визначимо усталені похибки САК:

$$\delta_{уст} = \lim_{p \rightarrow 0} p \Phi_{\delta}(p) X(p), \quad (2.22)$$

де  $\Phi_{\delta}(p)$  – передатна функція замкненої системи за помилкою;  $X(p)$  – зображення вхідного діяння [3].

Підставимо наші значення та отримаємо що:

$$\delta_{уст} = \lim_{p \rightarrow 0} p \cdot \frac{p(T_n p + 1)(T_{др} p + 1)}{p(T_n p + 1)(T_{др} p + 1) + K_{роз}} \cdot \frac{M}{p} = 0, \quad (2.23)$$

Робимо висновок що дана система не має похибки та є точною.

## 2.5 Побудова логарифмічно частотної характеристики розімкненої системи

Логарифмічна амплітудно-частотна характеристика (ЛАЧХ) розімкненої системи визначається сумою [3]:

$$L(\omega) = 20 \lg N(\omega) = \sum_{i=1}^n L_{i;f}(\omega) \quad (2.24)$$

де  $L_i(\omega)$  – ЛАЧХ  $i$ -тої ланки системи.

Одиницею виміру  $L(\omega)$  є децибел, а на осі абсцис відкладається частота  $\omega[\text{с}^{-1}]$  в логарифмічному масштабі.

Вираз для ЛФЧХ також записується у вигляді алгебраїчної суми:

$$\varphi(\omega) = \sum_{i=1}^n \varphi_i(\omega) \quad (2.25)$$

де  $\varphi_i(\omega)$  – ЛФЧХ  $i$ -тої ланки.

Характеристики  $L(\omega)$  і  $\varphi(\omega)$  будують разом, причому важливо щоб  $\varphi(\omega)$  розташовувався точно під  $L(\omega)$  [3].

ЛАЧХ і ЛФЧХ можна побудувати за виразами (2.24) та (2.25), або безпосередньо за заданою передатною функцією, використовуючи відомі асимптотичні характеристики окремих ланок.

Побудова асимптотичних характеристик за заданою передатною функцією розімкненої системи виконується поетапно (Рис. 2.3).

1. Визначаємо частоти спряження  $\omega_{\text{п}}$  та  $\omega_{\text{др}}$ , де  $\omega_i = 1/T_i$ , та відкладаємо їх значення вздовж осі частот. Отримуємо такі значення  $\omega_{\text{п}} = 40$ , а  $\omega_{\text{др}} = 2$ .
2. На частоті  $\omega = 1$  відкладаємо ординату, яка дорівнює  $20 \lg k_{\text{роз}}$ , позначивши дану точку  $A$ . Визначаємо що  $20 \lg k_{\text{роз}} = 19,8$
3. Через точку  $A$  проведемо пряму з нахилом ( $- \nu 20$  дБ/дек), де  $\nu$ - порядок астатизму системи, від осі ординат до першої частоти спряження. Даний відрізок є низькочастотною асимптотою ЛАЧХ. Після кожної частоти спряження  $\omega_i$  поступово змінюємо нахил ЛАЧХ на ( $- 20$  дБ/дек), оскільки частота спряження визначається сталою часу ланки першого порядку типу  $(T_p + 1)$  в знаменнику  $W_{\text{роз}}(p)$  [3];

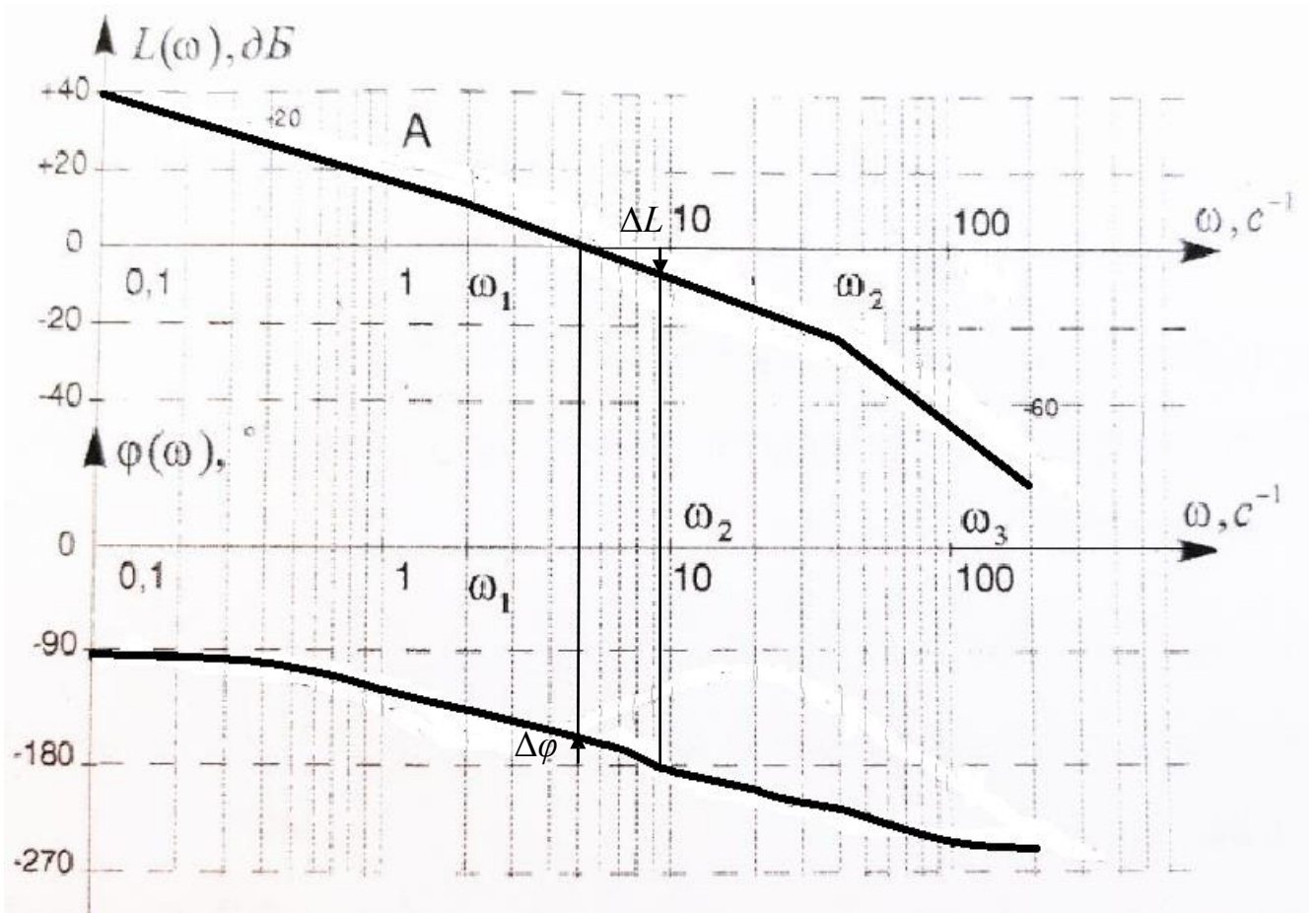


Рис 2.3 – Побудова асимптотичних логарифмічних частотних характеристик розімкненої системи

Для побудови ЛФЧХ застосуємо формулу (2.26) та створюємо таблицю 2.1 для побудови графіку.

$$\varphi_i(\omega) = -\arctg \omega \cdot T_i, \quad (2.26)$$

Таблиця 2.1. Частотні значення ЛФЧХ

$\omega$	$\varphi_1$	$\varphi_2$	$\varphi_3$	$\sum \varphi_i$
0	$-90^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	$-90^\circ$
0,1	$-90^\circ$	$-2,86^\circ$	$-0,14^\circ$	$-93^\circ$
0,2	$-90^\circ$	$-5,71^\circ$	$-0,28^\circ$	$-95,99^\circ$
0,3	$-90^\circ$	$-8,53^\circ$	$-0,42^\circ$	$-98,95^\circ$
0,4	$-90^\circ$	$-11,3^\circ$	$-0,57^\circ$	$-101,87^\circ$
0,5	$-90^\circ$	$-14,03^\circ$	$-0,71^\circ$	$-104,74^\circ$

0,6	-90°	-16,69°	-0,85°	-107,54°
0,7	-90°	-19,29°	-1°	-110,29°
0,8	-90°	-21,8°	-1,14°	-112,94°
0,9	-90°	-24,22°	-1,28°	-115,5°
1	-90°	-26,56°	-1,43°	-117,99°
2	-90°	-45°	-2,86°	-137,86°
3	-90°	-56,3°	-4,29°	-150,59°
4	-90°	-63,43°	-5,7°	-159,13°
5	-90°	-68,19°	-7,12°	-165,31°
6	-90°	-71,56°	-8,53°	-170,09°
7	-90°	-74,05°	-9,9°	-173,95°
8	-90°	-75,96°	-11,3°	-177,26°
9	-90°	-77,47°	-12,6°	-180,07°
10	-90°	-78,69°	-14,03°	-182,72°
20	-90°	-84,28°	-26,56°	-200,84°
30	-90°	-86,18°	-36,86°	-213,04°
40	-90°	-87,13°	-45°	-222,13°
50	-90°	-87,70°	-51,34°	-229,34°
60	-90°	-88,09°	-56,3°	-234,39°
70	-90°	-88,36°	-60,25°	-238,79°
80	-90°	-88,56°	-63,43°	-241,99°
90	-90°	-88,72°	-66°	-244,72°
100	-90°	-88,85°	-68,2°	-247,2°
200	-90°	-89,42°	-78,46°	-257,88°

## 2.6 Визначення запасу стійкості системи

Для визначення запасу стійкості системи використовується побудована ЛАЧХ розімкненої системи (рис. 2.3). Вимогою до залишку стійкості є дві умови, це  $\Delta L$  має дорівнювати 5-15 дБ, а  $\Delta\varphi$  – 15-45°.

Опустимо з точки перетину  $L(\omega) = 0$  вертикальну пряму (рис. 2.4) на графік  $\varphi(\omega)$  і розрахуємо залишок ходу даної системи до найближчої ділянки (від  $-180^\circ$  до  $-90^\circ$ ). Враховуючи це, спостерігаємо що залишок ходу дорівнює приблизно  $\Delta\varphi = 25^\circ$ . Тепер зробимо протилежну дію та проведемо вертикальну пряму від наступної точки перетину ділянки у  $-180^\circ$  (рис. 2.3) на графік  $L(\omega)$  та отримаємо, що запас стійкості даної системи складає приблизно  $\Delta L = 7$  дБ.

Враховуючи дані розрахунки, робимо висновок що система має достататній запас стійкості, тому гармонічні коливання до  $\approx 2$  Гц система зможе стабілізувати.

## 2.6 Simulink та побудова моделі системи стабілізації

Simulink, додатковий продукт до MATLAB, забезпечує інтерактивне графічне середовище для моделювання, симуляції та аналізу динамічних систем. Це дозволяє швидко побудувати віртуальні прототипи для вивчення дизайнерських концепцій на будь-якому рівні деталізації з мінімальними зусиллями. Для моделювання Simulink надає графічний інтерфейс користувача (GUI) для побудови моделей як блок-схеми. Він включає в себе повну бібліотеку заздалегідь визначених блоків, які будуть використовуватися для побудови графічних моделей та систем за допомогою перетягування операції з мишею. Користувач може створити модель, яка буде працювати, коли як реальні моделі систем будуть вимагати годин для побудови в лабораторних умовах. Додаток підтримує лінійні та нелінійні системи, змодельовані у безперервному часі, вибіркового часі або гібриді двох [8].

Simulink підтримує:

- дизайн системного рівня
- моделювання
- автоматична генерація коду
- тестування та перевірка вбудованих систем

Stateflow: використовується для розробки автоматів та блок-схем систем.

Кодер Simulink: використовується для генерації коду С для реалізації додатків у режимі реального часу.

xPC Target разом із базовими системами реального часу: Це платформа, що використовується для моделювання та аналізу стану машин у системі.

Вбудований кодер: використовується для вбудованих систем.

Кодер HDL: використовується при розробці коду VHDL та коду Verilog.

SimEvents: надає графічний інтерфейс користувача для проектування систем.

Simulink ефективний для систематичної перевірки та тестування систем шляхом проектування перевірки стилю, вимог та аналізу завершення моделі. Модель Simulink Verifier дозволяє виявляти помилки, а також створювати сценарії тестових випадків для перевірки системи.

Отже перейдемо безпосередньо до побудови моделі гіроскопічної системи стабілізації в середовищі Simulink.

Для побудови моделі використовуються стандартна бібліотека функцій. Модель будується на основі структурної схеми системи автоматичної стабілізації (див. рис. 2.2). Оскільки передатні функції нам вже відомі (див. п. 2.2), підставляємо значення у функціональні ланки та поєднуємо між собою (рис. 2.4).

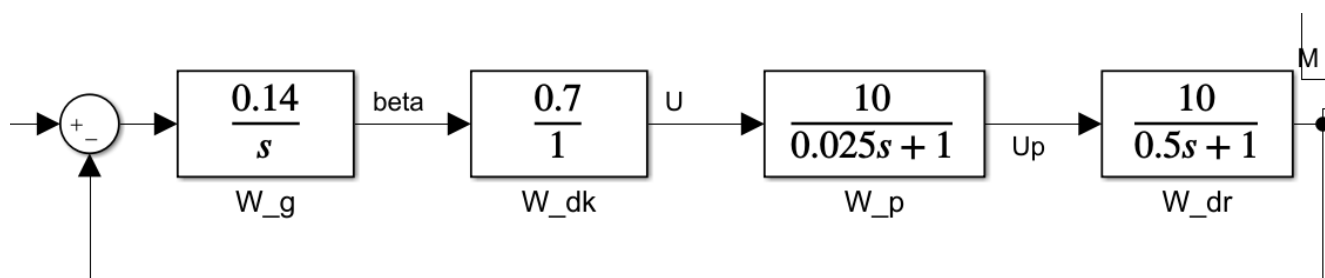


Рис. 2.4 – Побудова функціональних елементів в Simulink.

## 2.7 Результати моделювання

Подаємо на нашу платформу момент, який в подальшому гіроскопічна система стабілізації буде компенсувати. Для даної системи момент на вході дорівнює 1400 Н·см (рис. 2.5).

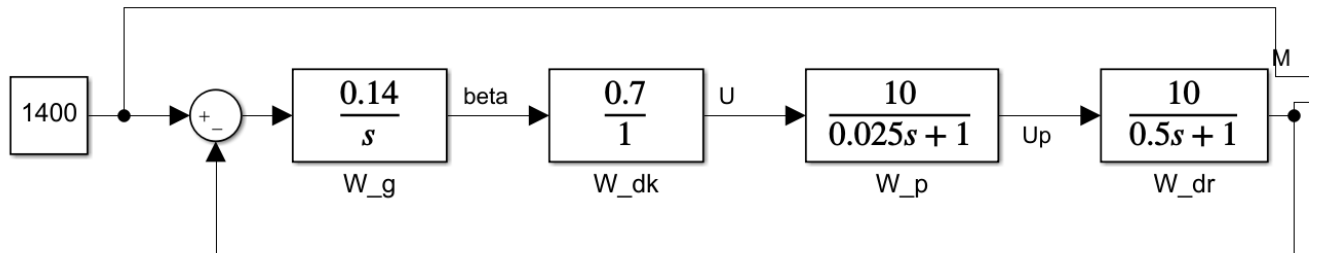


Рис. 2.5 – Система стабілізації з поданим моментом на вході

Щоб спостерігати зміни в системі та реакцію самої системи на прикладений момент на вході підключаємо на виході Score (аналізатор). Червоною лінією на графіку відображається вхідний момент, зеленою – момент що подається на стабілізатор для стабілізації платформи. На всіх графіках по осі Y відкладеться момент що подається на вході системи, а по X час який займає система для стабілізації платформи.

Відтепер коли схема побудована, запускаємо її, та спостерігаємо реакцію системи стабілізації на збурюючий момент  $M=1400$  Н·см на вході. Судячи з графіку (рис. 2.6) який ми отримали з аналізатора, спостерігаємо, що за час  $t \approx 5$ с система стабілізує платформу на якій закріплено гіростабілізатор, подаючи на нього момент набагато більш за потрібний  $M_{\text{вих}} \approx 2200$  Н·см та з часом вирівнює величину вихідного моменту до потрібних  $M_{\text{вих}} = 1400$  Н·см, але в протилежному напрямку. Реакція системи розглядаєть на проміжку 10 с.

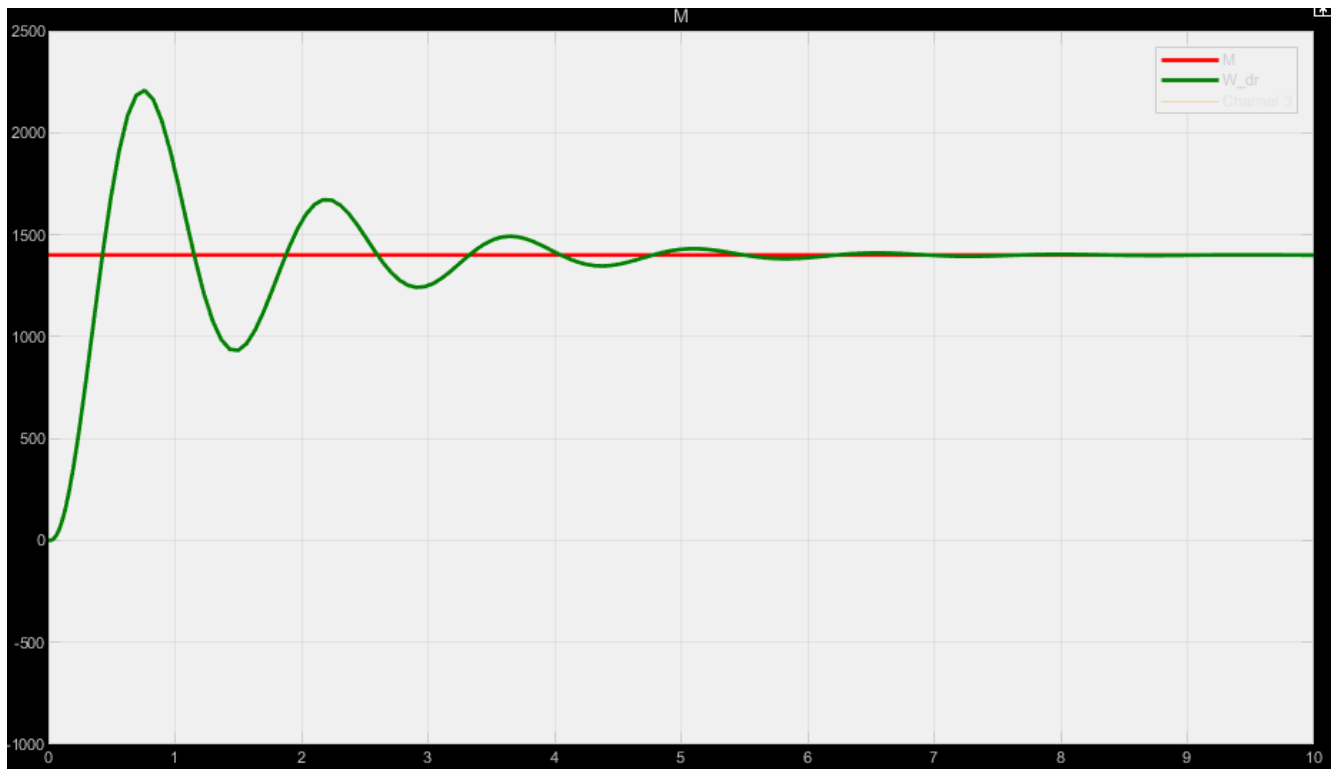


Рис. 2.6 – Графік реакції системи стабілізації на вхідний момент 1400 Н·см.

Тепер розглянемо реакцію системи коли момент на вході є не сталим, а гармонічним збуренням з частотою коливань 5 Гц (рис. 2.7).

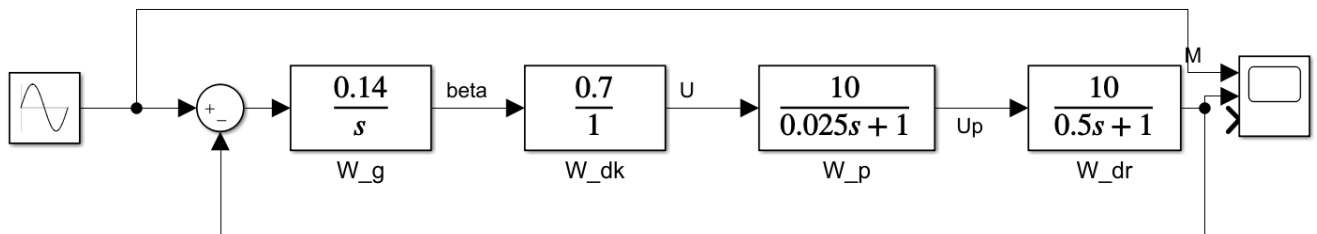


Рис 2.7 – Система стабілізації у взаємодії із гармонічним збуренням.

На графіку (рис. 2.8) спостерігаємо реакцію системи при 5 повних коливань за 1 секунду, амплітуда коливань складає 5 Гц. Реакція системи розглядаєть на проміжку 5 с.

Оцінивши графік, отриманий з аналізатора, бачимо, що через недостатню потужність даної системи стабілізації, системі не вдається достатньо компенсувати

вхідні коливання та стабілізувати платформу. Це відбувається через замалий запас стійкості, як було зазначено в п. 2.6. Ці дані нам говорять про те що система стабілізації потребує більшої потужності двигуна та/або підсилювача, або ж коефіцієнтів підсилення елементів системи.

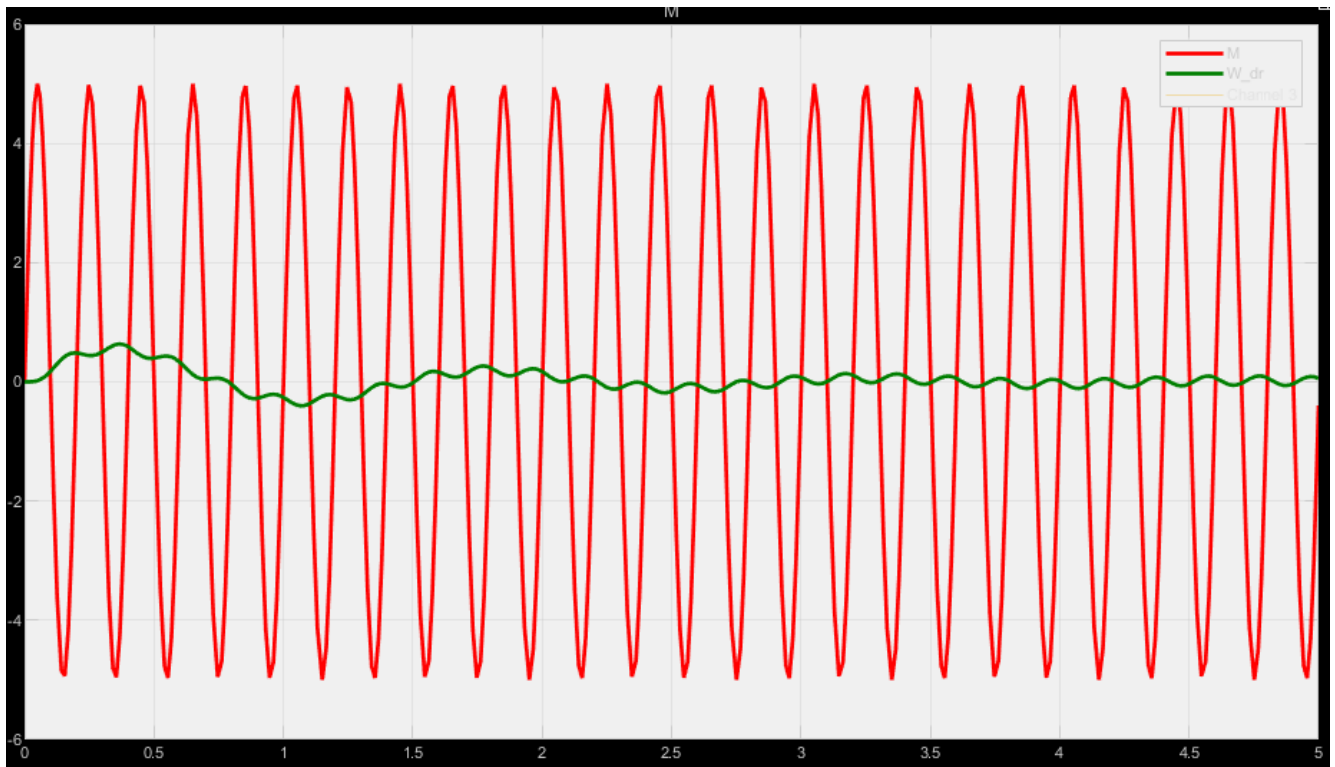


Рис. 2.8 – Графік реакції системи стабілізації на гармонічне збурення 5 Гц на вході.

Наступна система стабілізація розглядається із вхідним коливанням від 0 до 1 Гц, амплітуда складає 1 Гц. Змінюємо вхідні дані та спостерігаємо реакцію системи на низькочастотні коливання (рис. 2.9). Реакція системи розглядається на проміжку 10 с.

Проаналізувавши графік знятий з аналізатора, робимо висновок, що система стабілізує низькочастотні коливання на вході та передає протилежний за знаком момент на виході. Така реакція системи обумовлена тим, що запасу стійкості вистачає для стабілізації низькочастотних гармонійних коливань на вході.

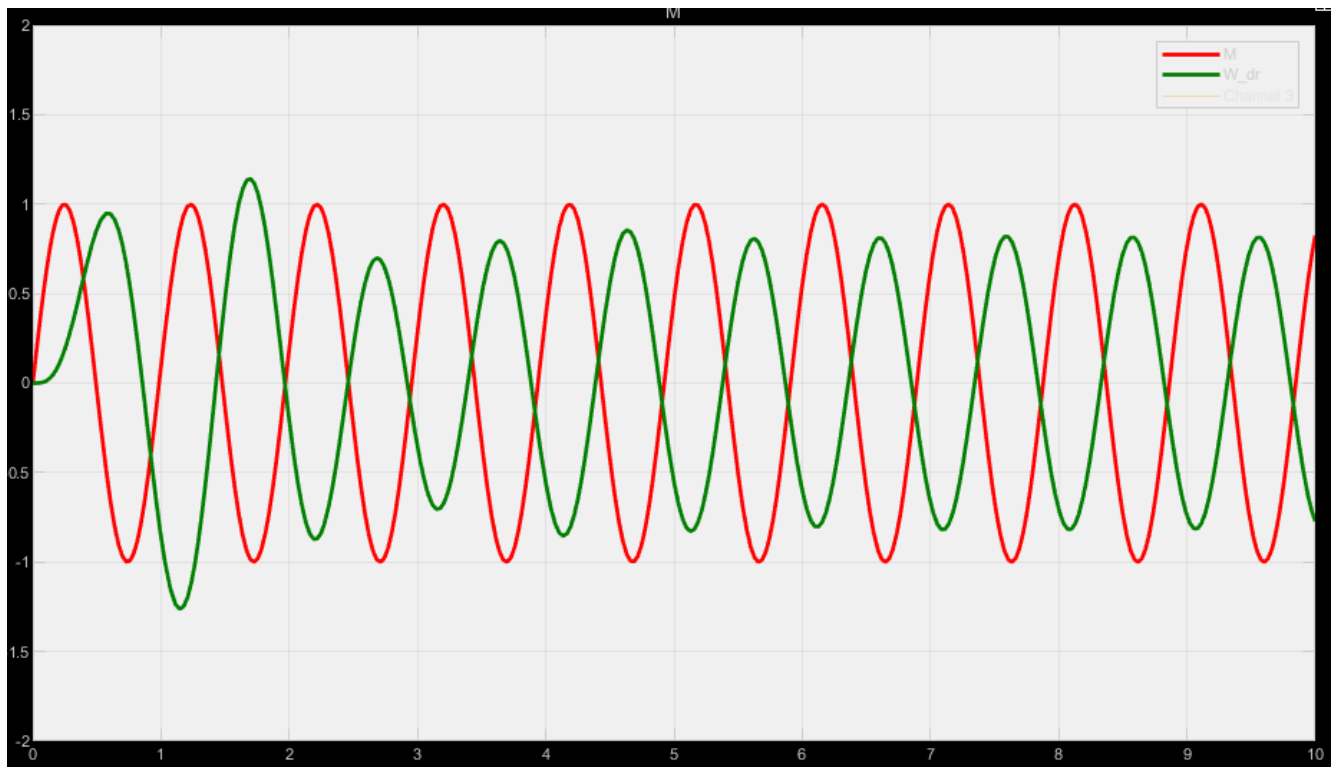


Рис. 2.9 – Графік реакції системи стабілізації на вхідний момент 1 Гц.

Для того щоб визначити показник якості, побудуємо схему з вхідним моментом  $M=1 \text{ Н}\cdot\text{см}$ . Реакція системи розглядаєть на проміжку 10 с.

Зазначимо, що для даної системи стабілізації не важлива величина вхідного сталого моменту, а тому для стабілізації платформи, дана система стабілізації, займає один і той самий час. За даним графіком можемо оцінити перерегулювання системи. Максимальна амплітуда вихідного сигналу складає 1,5 Гц, а вхідного 1 Гц. Робимо висновок що перерегулювання складає 50%, тоді як нормою вважається 20%. Таким чином розуміємо, що система більш схильна по коливань.

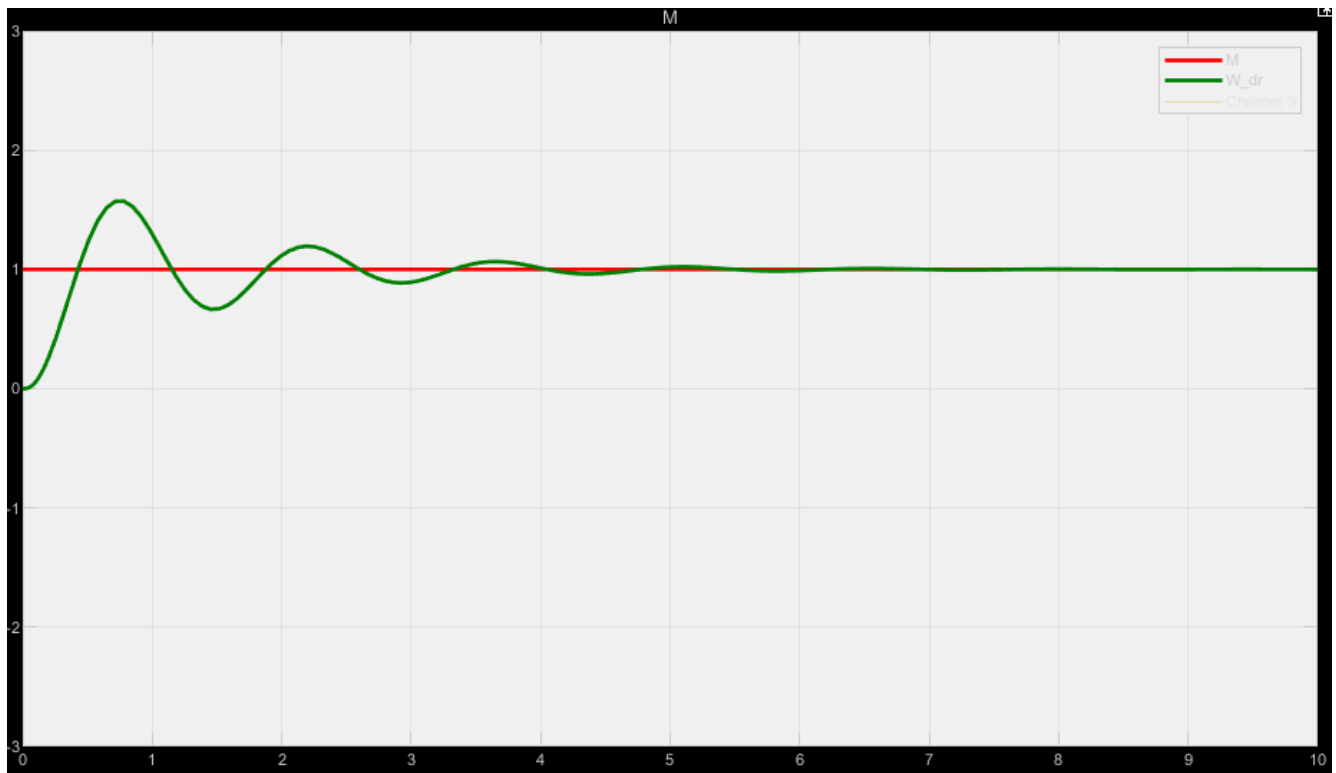


Рис. 2.10 – Перехідна характеристика системи.

Швидкодія системи визначається тривалістю перехідного процесу. Оскільки реальний перехідний процес продовжується нескінченно довго, то будемо вважати, що перехідний процес закінчився, якщо відхилення вихідної величини  $X_{\text{вих}}$  від усталеного значення  $X_{\text{вих уст}}$  не перевищує 3-5% [4].

Спостерігаємо, що для даної системи стабілізації необхідно приблизно  $t \approx 3,5\text{с}$  (рис. 2.10) для стабілізації платформи враховуючи умову якості системи. Зазвичай достатнім показником швидкодії вважають  $t \approx 0,45\text{с}$  [4]. Це нам каже про те, що дана система має поганий показник якості та мала швидкодію. Така система потребує вдосконалення, а саме зменшення сталої часу підсилювача та двигуна на більш низькі значення.

## Висновок до розділу 2

В даному розділі була побудована принципова та структурна схема, розраховані передатні функції кожної з ланок системи стабілізації, оцінена точність

системи, побудовані ЛАЧХ та ЛФЧХ, визначено запас стійкості. Всі ці дії дали нам змогу змодельовати дану систему гіроскопічної стабілізації.

Система стабілізації була побудована і змодельована в середовищі Simulink. Це нам дало зрозуміти що дана система працює коректно. Дана система реагує як на сталий момент збурення так і на гармонічні збурення намагаючись компенсувати момент на вході та вирівняти платформу подаючи протилежний за значенням момент на виході. Також виходячи з розрахунків якості та швидкодії системи, бачимо, що система потребує суттєвого вдосконалення, щоб відповідати достатній умові якості систем стабілізації. Варіантом для вдосконалення системи може бути заміна на більш потужий двигун та/або підсилювач, зменшення сталої часу, та збільшення коефіцієнтів підсилення елементів системи для можливості стабілізувати високочастотні коливання.

## ВИСНОВОК

Гіростабілізатори є розповсюдженою системою стабілізації, та як і будь яка система має свої недоліки на переваги. Кожний вид стабілізатора має своє призначення та мету. Технології розвиваються невпинно тому і розвиток систем стабілізаторів буде розвиватися з кожним днем. Постійно з'являються нові технології а тому нові системи стабілізації, але точно можна сказати, що механічні автоматичні системи гіроскопічної стабілізації не зникнуть та будуть і надалі використовуватися повсюди.

Провівши всі розрахунки та оцінивши систему, дало змогу побудувати модель даної системи за допомогою середовища програмування/моделювання MATLAB/Simulink. Користуючись запропонованими варіантами тестування даної системи, дали нам змогу оцінити її якість та методи використання. Проаналізувавши всі отримані результати у вигляді реакції системи стабілізації на різні вхідні сигнали, як сталі так і гармонічні збурення, ми дійшли висновку, що система потребує серйозного вдосконалення, оскільки така система розрахована лише для стабілізації низькочастотних коливань або стабілізації сталих вхідних сигналів, якщо час для стабілізації системи не грає великої ролі.

Пропоную вдосконалити дану систему шляхом заміни двигуна та/або підсилювача на такі самі елементи з набагато меншою сталою часу, для того щоб задовольняти умову якості та швидкодії системи. Також зміна коефіцієнтів підсилення елементів системи на більш високі, для забезпечення стабілізації платформи із набагато більшим вхідним гармонічним сигналом.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Динамический синтез систем гироскопической стабилизации/ В.А. Бесекерский, Е.А. Фабрикант. – Л.: Судостроение 1968. - 348 с
2. Методические указания по выполнению курсовых и расчетно-графических работ по теории автоматического управления/ Сост. О.К Федоров, И.И. Голубничный. – К.:КПИ, 1989. – 72 с.
3. Теорія автоматичного керування Матодичні вказівки до виконання розрахункових робіт/ Уклад.: Н.І. Бурау, С.А. Мураховський, Ю.В. Сопілка– К.:КПИ, 2007. – 32 с
4. [https://studopedia.com.ua/1\\_208123\\_pobudova-perhidnih-protsesiv-ta-viznachennya-pokaznikiv-yakosti-sistemi.html](https://studopedia.com.ua/1_208123_pobudova-perhidnih-protsesiv-ta-viznachennya-pokaznikiv-yakosti-sistemi.html)
5. Зайцев Г.Ф. Теория автоматического управления и регулирования. - 2е изд., перераб. и доп./ Г.Ф. Зайцев. - К.: Вища шк. Головное изд-во, 1989. - 431 с.
6. Попов Е.П. Теория линейных систем автоматического регулирования и управления/ Е.П. Попов. - М.: Наука, 1978. - 256 с.
7. Попович М. Г., Ковальчук О. В. Теорія автоматичного керування: Підручник. – К.: Либідь, 1997. – 544с.
8. <https://ewh.ieee.org/r1/ct/sps/PDF/MATLAB/chapter8.pdf>