

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Приладобудівний факультет
Кафедра приладобудування**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Юрій КИРИЧУК

«__» _____ 20__ р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньо-професійною програмою «Комп'ютерно-інтегровані
технології та системи точної механіки»**

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

на тему: «Пристрій стабілізації для відеозйомки»

Виконав (-ла):

студент (-ка) IV курсу, групи ПМ-61

Горжий Ігор Володимирович _____

Керівник:

к.т.н., доцент

Нечай Сергій Олексійович _____

Консультант з технологічного розділу:

д.т.н., професор Антонюк Віктор Степанович _____

Рецензент:

к.т.н., доцент Шевченко Вадим Володимирович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент (-ка) _____

Київ – 2020 року

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

Приладобудівний факультет

Кафедра приладобудування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

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

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи точної механіки»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Юрій КИРИЧУК

«__» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Горжию Ігорю Володимировичу

1. Тема проєкту «пристрій стабілізації для відеозйомки», керівник проєкту к.т.н. , доцент Нечай Сергій Олексійович затверджені наказом по університету від «25» травня 2020 р. №1180-с
2. Термін подання студентом проєкту _____
3. Вихідні дані до проєкту: габарити пристрою до 500/210/420; маса пристрою до 2.5 кг; габарити камери до 130/100/80; максимальне навантаження до 3кг; кути нахилу до 165°; швидкість нахилу до 90 °/с; частоти стабілізації 1-20 Гц; живлення від батареї 5В .
4. Зміст пояснювальної записки: огляд матеріалів необхідних для проєкту; конструкторський розділ; опис принципу дії та конструкції пристрою; побудова структурної схеми та розрахунок характеристик пристрою; розрахунок вузлів та деталей; технологічний розділ; висновки; список використаної літератури;
5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо) : складальний кресленик (1 арк. А1) , кресленики деталей (1 арк. А1) , схеми та графіки (1.5 арк. А1) , 3D модель (1 арк. А2) .

6. Консультанти розділів проекту*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Технологічний	д.т.н, професор Антонюк Віктор Степанович		

7. Дата видачі завдання _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Строк виконання етапів проекту	Примітка
1.	Одержати у керівника дипломного проекту (ДП) затвердженого завідувачем кафедри завдання на ДП	30 квітня 2020 р.	
2.	Виконання пояснювальної записки ДП	05 червня 2020 р.	
3.	Виконання технологічного розділу ДП, передача на перевірку та одержання підпису консультанта	05 червня 2020 р.	
4.	Виконання графічних матеріалів ДП	05 червня 2020 р.	
5.	Подання керівнику для перевірки: ДП та тексту його остаточного варіанту в електронному вигляді, одержання відгука на ДП	08 червня 2020 р.	
6.	Одержання рецензії на ДП	09 червня 2020 р.	
7.	Подання ДП на кафедру, одержання грифу «До захисту допущено» у завідувача кафедри	09 червня 2020 р.	
8.	Подання ДП, відгука та рецензії в екзаменаційну комісію університету	15 червня 2020 р.	
9.	Захист дипломного проекту в екзаменаційній комісії університету	16 червня 2020 р.	
10.	Подання повної електронної версії ДП на кафедру для розміщенню в ELAKPI	17 червня 2020 р.	

Студент

Ігор ГОРЖИЙ

Керівник

Сергій НЕЧАЙ

* Якщо визначені консультанти. Консультантом не може бути зазначено керівника дипломного проекту.

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту
на тему: «Пристрій стабілізації для відеозйомки»

Анотація

Пояснювальна записка складається з вступу, конструкторського і технологічного розділів, висновків та списку використаної літератури. Робота містить сімдесят вісім сторінок, сорок один рисунок та чотирнадцять використаних джерел літератури. Метою цієї роботи є проектування пристрою стабілізації для відеокамери.

В конструкторському розділі проведений огляд теорії стабілізації та гіроскопічних стабілізаторів. За допомогою цих матеріалів спроектовано гіроскопічний індикаторний пристрій стабілізації, розроблено його структурну схему та розраховані передаточні функції. Результати проаналізовані та побудовані наступні характеристики: перехідний процес, амплітудно-частотну та фазо-частотну характеристики. Система перевірена на стійкість.

В технологічному розділі спроектовано технологічний процес для окремої складальної одиниці приладу: розписано технологічний процес збірки, розроблено та побудовано схему складального складу, розмірний ланцюг та технологічну схему складання. Також проведено розрахунки складальної одиниці на технологічність.

Результати проаналізовані та зроблені відповідні висновки.

Annotation

The explanatory note consists of an introduction, design and technological sections, conclusions and a list of references. This work contains seventy-seven pages, forty-one figures and fourteen references. The purpose of this work is developing a stabilization device for video camera.

The theory of stabilization and gyroscopic stabilizers was reviewed in the design section. Based on these materials, the gyroscopic indicator device of stabilization and its structural scheme were developed. Also transfer functions were calculated. Based on the results following characteristics were built: transient process, amplitude-frequency and phase-frequency characteristics. System was tested for stability.

In the technological section the technological process for a separate assembly unit of the device was designed: the technological process of assembly was written, the scheme of assembly structure, the dimensional chain and the technological scheme of assembly were developed and built. The assembly unit was also calculated for manufacturability.

Results was analyzed and were made conclusions.

Зміст

Перелік скорочень та умовних позначень	5
Вступ.....	6
Конструкторський розділ.....	7
1. Введення в теорію стабілізації.....	7
1.1. Оцінка точності стабілізації.....	7
1.2. Руки як рухома основа.....	8
1.3. Аналіз способів стабілізації.....	8
2. Теорія гіростабілізаторів	12
2.1. Одновісні гіроскопічні стабілізатори	12
2.2. Тривісні гіроскопічні стабілізатори	46
3. Проектування пристрою стабілізації	54
3.1. Постановка задачі	55
3.2. Опис принципу дії та конструкції пристрою	55
3.3. Структурна схема	56
3.4. Вибір конструктивних елементів.....	58
3.5. Розрахунок передаточних функцій пристрою	61
3.6. Перехідний процес	62
3.7. Частотні характеристики	63
3.8. Стійкість системи	66
3.9. Висновки по конструкторському розділу	66
Технологічний розділ.....	66
1. Опис складальної одиниці.....	66
2. Схема складального складу	66
3. Технологічна схема складання	67
4. Проектування технологічного процесу	68
5. Розрахунок розмірного ланцюга	71
6. Визначення технологічності	72
Висновки	75
Література	76
Додатки	

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>		
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			
Розроб.		Горжій			Літера	Аркви	Активів
Перевір.						4	
Реценз.					4 курс, ПМ-61		
Н. Контр.							
Затверд.		Нечай					

Перелік скорочень

ГС – гіростабілізатор;

АЧХ – амплітудно-частотна характеристика;

ФЧХ -фазо-частотна характеристика;

ТГС – тривісний гіростабілізатор;

ДС – двигун стабілізації;

П – підсилювач;

Р – редуктор;

ДК – датчик кута;

ДКШ – датчик кутової швидкості;

СТП – стандарти підприємств;

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
						5
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

В сучасному світі по мірі розвитку суспільства зростають і вимоги до якості фото- та відеозаписів. Сфера використання фотокамер з кожним роком продовжує зростати: охоронні та реєструючі системи, професійні фотоапарати та аматорські камери, камери в телефонах тощо. [1] Телебачення і кіно широко застосовуються в наукових, навчальних, інформаційних і розважальних цілях. Зйомки часто ведуться з наземних, літальних, надводних і підводних рухомих об'єктів. В таких умовах зйомки оптичні прилади часто схильні до хитання або вібрації рухомої основи, на якій вони встановлені. Для отримання якісних відеозаписів та фотографій прилад необхідно стабілізувати для придушення цих вібрацій.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		6

КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.ВВЕДЕННЯ В ТЕОРІЮ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОПТИЧНИХ ПРИЛАДІВ

В даному розділі проведено короткий огляд найпоширеніших систем стабілізації , проведено оцінку точності стабілізації та проаналізовані фактори , що впливають на неї.

1.1.ОЦІНКА ТОЧНОСТІ СТАБІЛІЗАЦІЇ

У більшості випадків точність стабілізації оптичного приладу визначається точністю приведення його (або візирного променя, або поля зору) до заданої позиції. Кут неузгодженості з заданим напрямом залежить від багатьох причин і розглядається як випадкова величина.

Для стабілізаторів, що застосовуються в оптичному приладобудуванні, дуже важливий спектральний склад помилки. Помилки чутливого елемента стабілізатора, обумовлені нестабільністю параметрів, відходом гіроскопів і т. д., створюють збурення з частотою в кілька десятків разів меншою, ніж частота кутових коливань рухомого носія, і можуть викликати лише повільні зсуви стабілізованої платформи від заданого положення. На повільні зсуви платформи накладаються відносно швидкі рухи з частотами качки і власних коливань системи стабілізації, зі значно більшими амплітудами, зумовленими зовнішніми збуреннями на осях стабілізації і обкаткою стабілізуючих двигунів. Ця помилка визначається динамічними властивостями системи стабілізації як системи автоматичного регулювання і є головною при формулюванні вимог до динамічним характеристикам при розрахунку. Крім того, при стабілізації оптики велике значення мають нутаційні коливання гіроскопічної системи стабілізації.

Оскільки кутова роздільна здатність високоякісної оптики досить велика, то амплітуди нутаційних коливань можуть впливати на неї і викликати помітне погіршення частотно-контрастних характеристик оптичного приладу. Існує ряд оптичних приладів, у яких помилка відносно заданої позиції взагалі не є визначальною (наприклад, фотоапарат), а основний вплив на якість зображення стабілізації надають тільки високочастотні складові, що викликають змазування зображення і погіршення роздільної здатності. При цьому критерієм якості стабілізації служить швидкість кутового руху платформи. Звідси виникнення

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		7

такого класу приладів, як гіроскопічні демпфери, де коригуючий вплив з метою приведення стабілізуючого пристрою до заданої позиції немає.

З іншого боку, помилка у визначенні позиції, тобто помилка самих коригувальних елементів, може призвести в деяких оптичних приладах до серйозного спотворення самих спостережуваних параметрів. Підхід до якості стабілізації, оцінка допустимої помилки і швидкості її зміни дуже залежать від призначення оптичного приладу, його роздільної здатності, його конструктивних особливостей. [2]

1.2.РУКИ ЯК РУХОМА ОСНОВА

Для приладів, що працюють з рук, останні можуть розглядатися як рухома підстава. Дію нервово-м'язового апарату рук при нарузі на згинах суглобів, необхідному для підтримання приладу, супроводжується тремтінням, яке в біології має спеціальну назву – тремор. Суглобовий тремор залежить як від виду управління суглобним кутом, так і від психофізичного стану оператора. В даний час слід вважати, що спектр кутових коливань тремору має підйом в області 10 Гц, де амплітуда кутових коливань має величину від 10 до 20', і в низькочастотній області в районі від 1 Гц до 2 Гц, де амплітуда кутових коливань досягає 1°. Кутові коливання приладу залежать також від ваги, відстані від рук (руки) до центру тяжіння, виду захоплення, підтримки однієї або двома руками і т. д.

Тремтіння рук викликає зменшення контрастності зображення і погіршення межі розширення ока через інерційність зору. При малих частотах переміщення, пов'язаних зі спостереженням за об'єктом, що має малу відносну швидкість, мускулатура очі встигає відпрацювати рух об'єкта спостереження і змазування зображення на сітківці невелике. При великих частотах мускулатура ока не встигає за цим об'єктом, і за інерцією зображення змазується, втрачаючи деталі і контраст.

1.3.АНАЛІЗ СПОСОБІВ СТАБІЛІЗАЦІЇ

Розглянемо найбільш поширені типи стабілізаторів зображення, що застосовуються в сучасній фото- і відеотехніці:

- Оптичні стабілізатори
- Стабілізатори з рухливою матрицею
- Електронні стабілізатори

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		8

- Гіроскопічні стабілізатори

1.3.1. Оптичні стабілізатори

У ряді випадків є можливість ввести в оптичну схему елементи, поворотом яких можна змінити напрямок візування. Якщо ці елементи досить малі і їх кутове переміщення менш енергозатратне, ніж кутове переміщення приладу або його оптичної головки, то завдання стабілізації поля зору сильно спрощується. Нижче наведено оптичні елементи, що використовуються для стабілізації та їх принцип дії.

Дзеркала. Для зміни напрямку променя візування може бути використано плоскопаралельне дзеркало з внутрішнім або зовнішнім відбиваючим покриттям. Щоб зрушити візирний промінь на заданий кут, дзеркало повертають на половинний кут

Клини. Для малого відхилення променя візування при значному механічному переміщенні застосовуються заломляючі оптичні клини. Конструктивно відхиляючий пристрій являє собою або пару обертових клинів, або клин, що переміщається уздовж осі в збіжному пучку (використовується в далекомірах). На рис.1.1. схематично зображені пара клинів та принцип їх роботи.

Куб-призма. Складається з двох прямокутних призм, склеєних гранями гіпотенуз, що мають відображають покриття. При значному відхиленні кута візування працює тільки одна половина призми. Розміри куб-призми залежать від розміру пучка променів і кута гойдання. Недоліками кубу-призми є можливість працювати тільки в паралельних пучках, тому що в збіжних пучках викликає двоїння зображення, а також складність виготовлення, оскільки помилки кутів половинок призми і склейки порядку декількох секунд викликають двоїння зображення. На рис.1.2. схематично зображений куб-призма та принцип його роботи.

Рідинний клин. Кювета з еластичними стінками, прозорими вікнами, заповнена прозорою рідиною, використовується в системах стабілізації поля зору як регульований оптичний клин. Залежно від нахилу скляного вікна візирний промінь, що проходить через кювету, відхиляється в ту або іншу сторону. Конструктивно краї кювети виконуються гофрованими, у вигляді металевого

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
						9
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

сильфона. Осі повороту вікон робляться схрещеними під кутом 90° , завдяки чому за допомогою однієї кювети виходять відхилення променя візування по двох взаємно перпендикулярним осям.[3] На рис.1.3. схематично зображений рідинний клин та принцип його роботи.

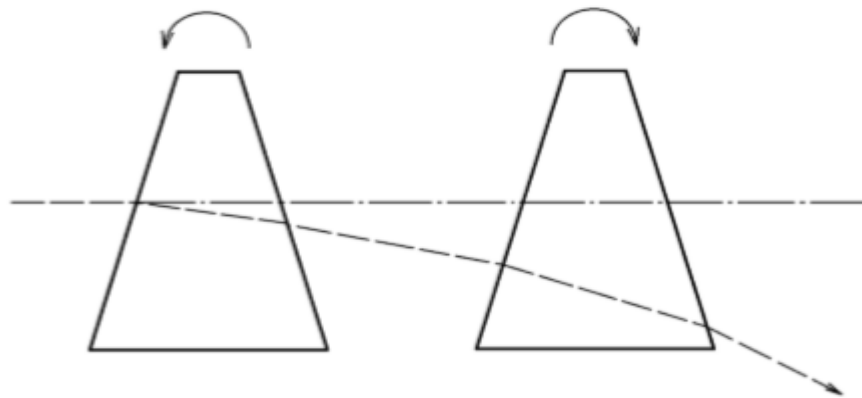


Рис.1.1. Пара обертових клинів

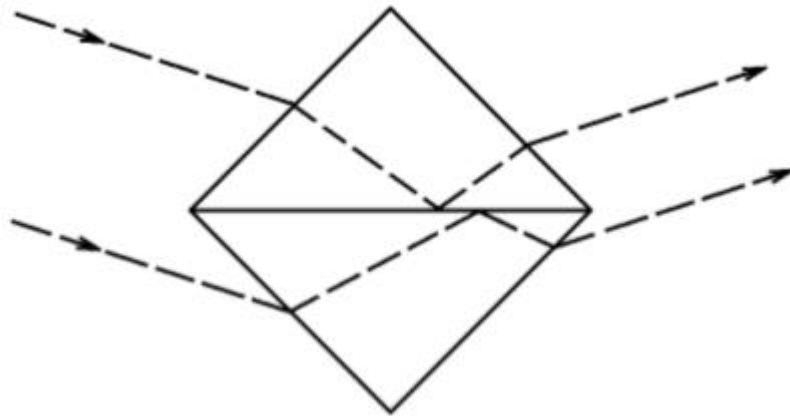


Рис.1.2. Куб-призма

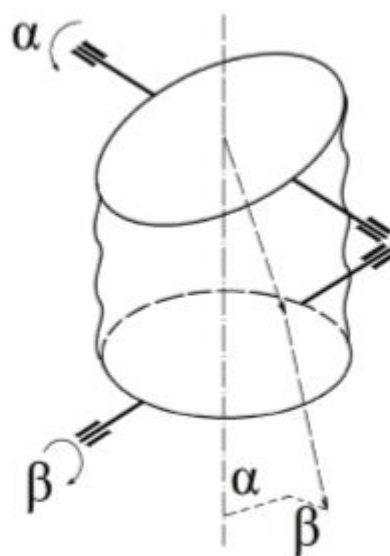


Рис.1.3. Рідинний клин

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

1.3.2.Стабілізатори з рухомою матрицею

У 2003 році була розроблена технологія стабілізації із зсувом матриці. Для компенсації коливань фотоапарата, в даній системі використовується не рухома оптична система, а рухома матриця, закріплена на платформі. Це дає декілька переваг. Об'єктиви стають дешевшими, простішими і надійнішими. Стабілізація з рухливою матрицею може застосовуватися на фотоапаратах з будь-якою оптикою. Це важливо для дзеркальних фотоапаратів, що мають змінну оптику. Стабілізація зі зсувом матриці, на відміну від оптичної, не вносить спотворень в картинку (можливо, крім викликаних нерівномірною різкістю об'єктива) і не впливає на силу світла об'єктива. Однак вважається, що стабілізація з рухливою матрицею є менш ефективною, ніж оптична стабілізація.

1.3.3.Електронні стабілізатори

EIS (англ. Electronic Image Stabilizer - електронна стабілізація зображення). В даному виді стабілізації близько 40% пікселів застосовуються тільки для стабілізації зображення і ніяк не беруть участь у формуванні картинки. При тремтінні камери картинка «плаває» по матриці, а процесор фіксує ці коливання і вносить корекцію, використовуючи резервні пікселі для компенсації тремтіння картинки. Дана система стабілізації має нижчу якість, ніж інші системи стабілізації, проте вона принципово дешевше, так як не вносить в механічну систему фотоапарата додаткових елементів.

1.3.4.Гіроскопічні стабілізатори

Гіроскопічний стабілізатор – гіроскопічний пристрій, принцип дії якого заснований на безпосередньому використанні стабілізуючих властивостей астатичного гіроскопа. Стабілізуючий вплив у цьому разі виникає в результаті виникнення гіроскопічного моменту при впливі зовнішніх сил, що намагаються змінити положення гіроскопа в просторі. Гіроскоп має становити істотну частину маси системи і мати досить великим кінетичним моментом. Силевий гіроскопічний стабілізатор або гірорама - так називається гіроскопічний пристрій, в якому гіроскопічний момент використовується тільки в початковий проміжок часу, а для створення стабілізуючого впливу далі використовується спеціальний

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

стабілізуючий або розвантажувальний двигун. Силовий гіростабілізатор – це електромеханічний гіроскопічний пристрій.

Гіроскопічний демпфер. Цей термін введений для гіроскопічних пристроїв, в яких сили гіроскопічної реакції використовуються для придушення високочастотної складової кутових коливань стабілізуючого об'єкта. Стабілізуючий момент в гіроскопічному демпфері залежить від частоти збурюючої дії. При нульових частотах (або близьких до них) гіродемпфер не розвиває моменту протидії або, іншими словами, стабілізуючого моменту.

Перераховані гіроскопічні пристрої відносяться до пристроїв силового типу. В індикаторних або непрямих гіроскопічних стабілізаторах оптичний прилад встановлюється в окремому карданному підвісі, пов'язаному з позиційним гіропристроєм не механічно, а електрично. Тут гіроскопічний прилад є тільки показником (індикатором) положення в просторі.[4]

2. ТЕОРІЯ ГІРОСКОПІЧНИХ СТАБІЛІЗАТОРІВ

2.1. ОДНОВІСНІ ГІРОСКОПІЧНІ СТАБІЛІЗАТОРИ

Одновісні гіростабілізатори (ГС) забезпечують задану орієнтацію стабілізованого елемента (платформи) щодо однієї осі. Вони знаходять застосування в авіації і ракетній техніці і є складовою частиною двох- і тривісних ГС.

2.1.1 Одновісний силовий гіростабілізатор

Застосування силових гіростабілізаторів в різних гіроскопічних системах розпочалося у нас в кінці 30-х років, але основні принципи і схеми силової стабілізації були розроблені в 1924 р С.А. Ноздровскім. Пізніше з'явилися аналогічні схеми за кордоном. Кінематична схема одноосного силового ГС приведена на рис. 2.1. Основними елементами одноосьового силового гіростабілізатора є: двоступеневий гіроскоп 1 з датчиками кутів 2 і моментів 7; платформа 3 з об'єктом стабілізації 4; підсилювач стабілізації 6 і двигун стабілізації 5. При необхідності вимірювати кутові коливання об'єкта, на якому встановлений гіростабілізатори, по осі обертання платформи розміщують датчик кута (датчик команд) 8.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		12

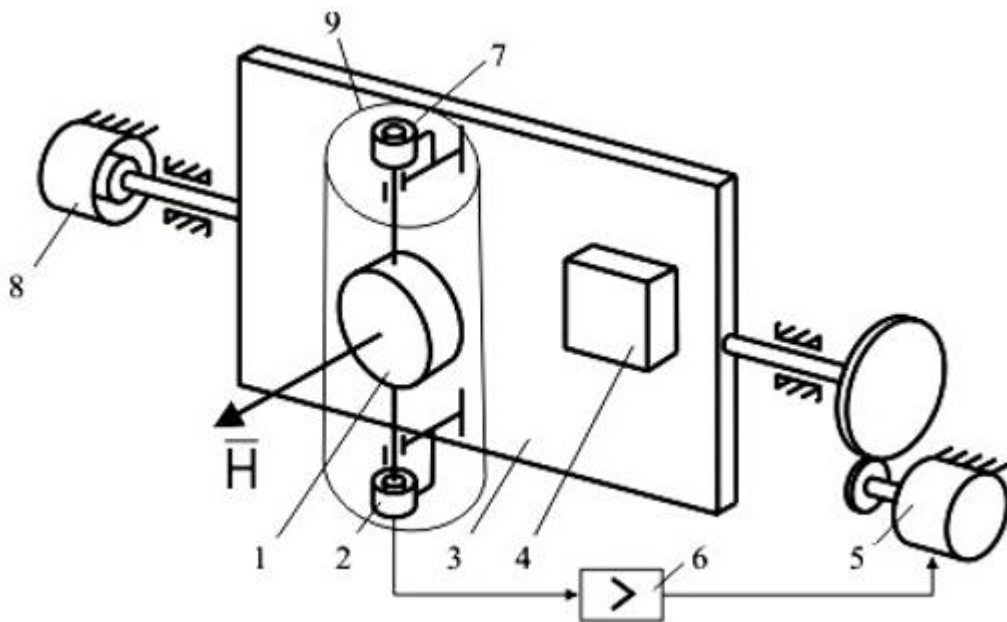


Рис. 2.1. Кінематична схема одноосного силового гіростабілізатора:

- 1 - гіроскоп; 2 - датчик моментів; 3 - платформа;
- 4 - об'єкт стабілізації; 5 - двигун стабілізації;
- 6 - підсилювач стабілізації; 7 - датчик кутів;
- 8 - датчик команд; 9 – гіроблок;

Домовимося називати вісь підвісу гіроскопа віссю прецесії, вісь підвісу платформи - віссю стабілізації, а вісь гіроскопа, перпендикулярну осях власного обертання і прецесії - віссю чутливості. Гіроскоп розташовують на платформі так, щоб в незбурюючому положенні вісь чутливості була паралельна осі стабілізації. Гіроскоп разом з датчиками кутів і моментів, струмопідводами, пристроями для балансування та іншими елементами виконуються, як правило, у вигляді окремого приладу, званого гіроблоком. При цьому ротори датчиків кутів і моментів встановлюються на цапфах осі підвісу гіроскопа, а їх статори закріплюються в корпусі гіроблока. Сигнал з датчика кута гіроблока, пропорційний куту повороту гіроскопа навколо осі прецесії, подається на вхід підсилювача стабілізації, з виходу якого надходить на керовану обмотку двигуна стабілізації. Управління двигуна таке, що його дія на платформу обумовлює рух гіроскопа в сторону зменшення кута прецесії. Сукупність гіроскопа, датчика кута, підсилювача стабілізації і двигуна стабілізації з редуктором називають системою стабілізації, а ланцюг датчик кута -

підсилювач - двигун стабілізація з редуктором - ланцюгом стабілізації. Розглянемо принцип дії гіростабілізатора. Нехай платформа і гіроскоп перебували в спокої, і в певний момент часу на платформу подіяв збурює момент M_1 який для простоти викладу вважатимемо постійним. Розіб'ємо весь процес стабілізації умовно на три етапи. На першому етапі гіроскоп починає повертатися навколо осі прецесії z з кутовою швидкістю прецесії $\dot{\beta} = \frac{M_1}{H}$.

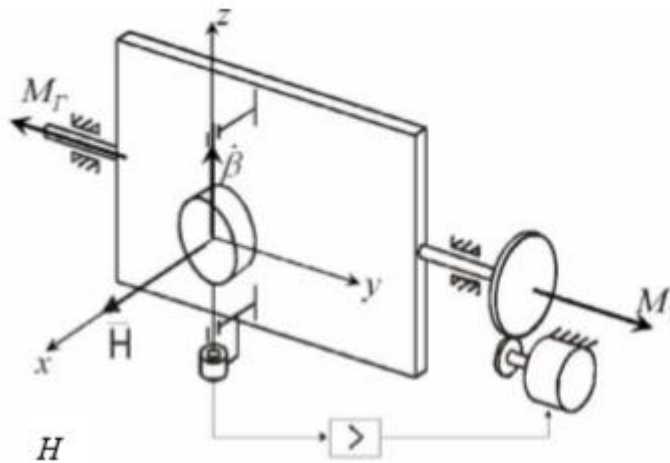


Рис.2.2 Кінематична схема першого етапу стабілізації



Рис.2.3 Структурна схема гіростабілізатора

Завдяки прецесії гіроскопа виникає гіроскопічний момент $M_r = H \cdot \dot{\beta}$, який впливає на платформу і по величині дорівнює зовнішньому моменту:

$$M_r = H \cdot \dot{\beta} = H \cdot \frac{M_1}{H} = M_1, \quad (2.1)$$

а по напрямку протилежний йому. Сумарна дія на платформу цих моментів дорівнює нулю, тобто:

$$\Delta M = M_1 - M_r = 0.$$

Так як в рамках прецесійного пояснення гіроскоп Безінерційна, то можна вважати, що рівність (1.1) досягається миттєво і платформа не встигає відхилитися від початкового положення. Таким чином, на цьому етапі платформа стабілізується безпосередньо гіроскопічним моментом гіроскопа.

На другому етапі стабілізації в міру прецесії гіроскопа з кутовий швидкістю $\dot{\beta}$ він повертається на кут β і з датчика кута (ДУ) починає зніматися сигнал (рис.1.3), який після посилення в підсилювачі стабілізації (УС) надходить на двигун стабілізації (ДС).

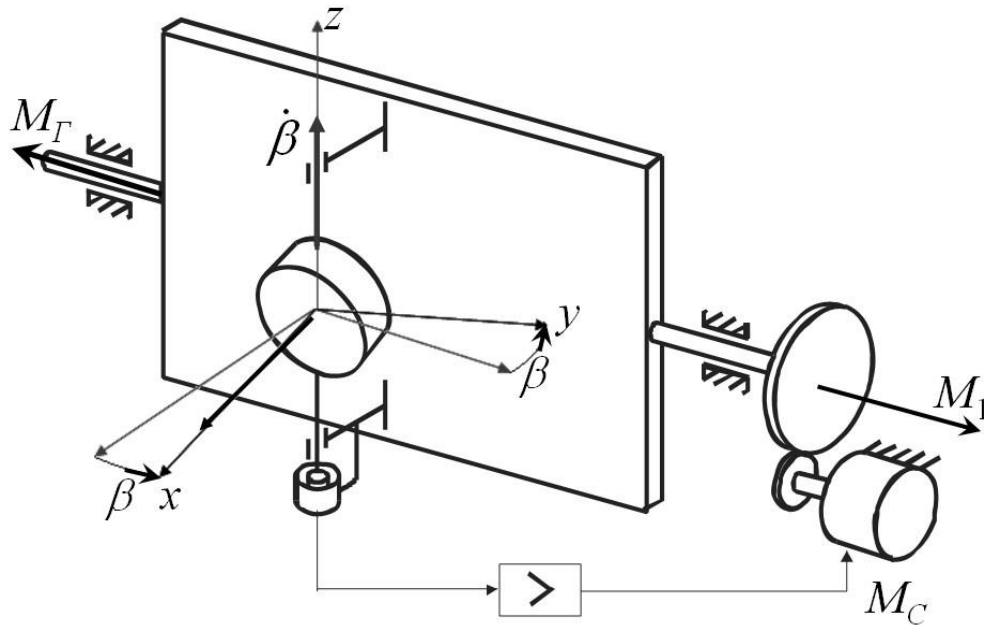


Рис. 2.4. Кінематична схема другого етапу стабілізації

Останній прикладає до платформи, спрямований протилежно зовнішньому моменту, момент:

$$M_C = i \cdot K_{\partial c} \cdot K_y \cdot K_{\partial y} \cdot \beta = K \cdot \beta, \quad (2.2)$$

де i - передавальне відношення редуктора; $K_{\partial y}$, K_y , $K_{\partial c}$ - коефіцієнти передачі двигуна стабілізації, підсилювача і датчика кута відповідно; K - коефіцієнт посилення ланцюга стабілізації.

При цьому сумарний момент, діючий на платформу, буде визначатися різницею моменту зовнішнього, гіроскопічного моменту та моменту двигуна стабілізації:

$$\Delta M = M_1 - M_G - M_C. \quad (2.3)$$

Так як до впливу на платформу зовнішнього моменту M_1 додалося вплив моменту M_c двигуна стабілізації, то кутова швидкість прецесії на цьому етапі зменшиться і буде визначатися виразом:

$$\dot{\beta} = \frac{M_1 - K \cdot \beta}{H} \quad (2.4)$$

Отже, і на другому етапі сумарний вплив на платформу:

$$\Delta M = M_1 - H \cdot \frac{M_1 - K \cdot \beta}{H} - K \cdot \beta = 0,$$

проте досягається це спільним протидією зовнішньому моменту з боку гіроскопа і двигуна.

На третьому етапі стабілізації при подальшому збільшенні кута β момент M_c двигуна стабілізації зростає до величини зовнішнього моменту M_1 .

При цьому прецесія гіроскопа припиниться, гіроскопічний момент M_g стане рівним нулю, а вплив на платформу цілком урівноважиться двигуном стабілізації, тобто:

$$\Delta M = M_1 - M_c = M_1 - K \cdot \beta_{cm} = 0,$$

де β_{cm} – кут, на який повернувся гіроскоп за час встановлення процесу стабілізації.

Таким чином, на останньому третьому етапі платформа стабілізується тільки двигуном стабілізації. Процес встановлення гіроскопа в положення β_{cm} закінчується за соті частки секунди, а величина β_{cm} не перевищує одиниць градусів. Так як в рамках прецесійного пояснення гіроскоп безінерційний, то можна вважати, що рівності :

$$\Delta M = M_1 - M_g - M_c = 0;$$

$$\Delta M = M_1 - M_g = 0;$$

$$\Delta M = M_1 - M_c = 0;$$

досягаються миттєво.

Найважливішою особливістю розглянутого процесу стабілізації є те, що зовнішній момент не викликає безперервної прецесії гіроскопа, а лише призводить до його повороту на кут β_{cm} , достатній для формування необхідної величини стабілізуючого моменту. Тим самим усувається можливість втрати стабілізуючих властивостей при тривалому зовнішньому впливі на платформу. Так як гіроскоп

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16

тільки на початковому етапі виконує функції стабілізації, то в системі стабілізації може бути застосований гіроскоп з відносно невеликим кінетичним моментом. Щоб кут $\beta_{ст}$ при значних збуреннях M_1 був малим, вибирають досить великий коефіцієнт посилення ланцюга стабілізації K [5].

Так як в розглянутому процесі стабілізації гіроскоп робить істотний силовий вплив на платформу, то такі гіростабілізатори будемо називати силовими

Рівняння руху силового гіростабілізатора на нерухомій основі

Кінематична схема одноосного силового гіростабілізатора представлена на рис. 2.5 а). Введемо наступні прямокутні системи координат (рис. 2.5 б)): $O\xi\eta\zeta$ – система координат, пов'язана з основою; $Ox_ny_nz_n$ – система координат, пов'язана з платформою; $Oxyz$ – система координат, пов'язана з гіроскопом (гіровузлом).

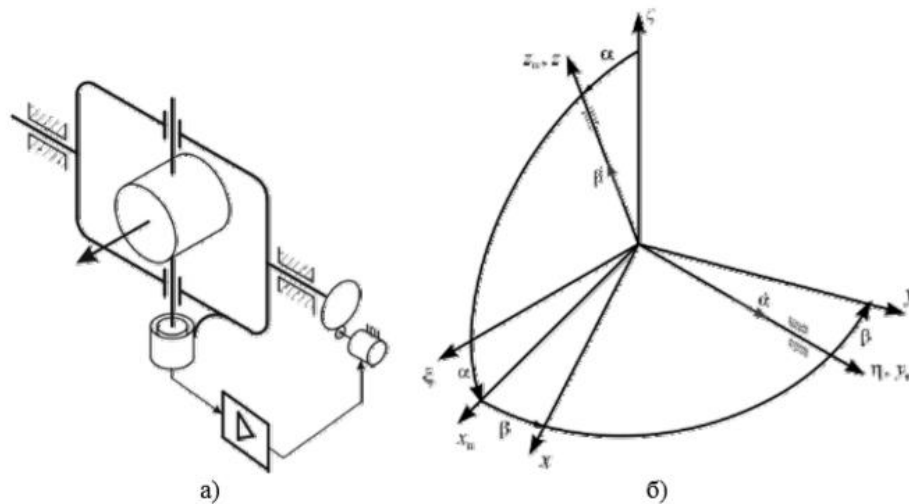


Рис. 2.5. Кінематична схема одноосного силового ГС і системи координат

Позначимо: α – кут повороту стабілізованою платформою щодо основи; β – кут прецесії; M_1, M_2 – збурюючі моменти щодо осей стабілізації і прецесії; A – сумарний момент інерції стабілізованою платформою, гіроблока і ротора двигуна стабілізації приведенного до осі стабілізації щодо осі Oy_n ; B – момент інерції гіроскопа відносно осі прецесії; H – кінетичний момент гіроскопа; K – коефіцієнт підсилення ланцюга стабілізації; h – коефіцієнт демпфування щодо осі стабілізації. Демпфування щодо осі стабілізації визначається в основному за рахунок демпфування в двигуні стабілізації. Коефіцієнт демпфування дорівнює

$$h = i^2 \cdot h_{\partial c}, \quad (2.5)$$

де $h_{\partial c}$ – коефіцієнт демпфування двигуна стабілізації, який визначається по навантажувальній характеристиці двигуна.

Проекції кутової швидкості платформи (рами) на осі системи координат $Ox_n y_n z_n$ мають вигляд:

$$\begin{aligned} \omega_{x_n} &= 0; \\ \omega_{y_n} &= \dot{\alpha}; \\ \omega_{z_n} &= 0. \end{aligned}$$

Проекції кутової швидкості гіроузла на осі системи координат $Oxyz$ запишемо:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\alpha} \sin \beta; \\ \omega_y &= \dot{\alpha} \cos \beta; \\ \omega_z &= \dot{\beta}. \end{aligned}$$

Для виведення рівнянь руху одновісного силового гіростабілізатора скористаємося методом кінетостатики (рис. 2.6).

Сума моментів щодо осі стабілізації дорівнює:

$$\begin{aligned} \sum \text{mom}_{y_n} &= 0; \\ -A\ddot{\alpha} - h\dot{\alpha} - H\dot{\beta} \cos \beta - K\beta + M_1 &= 0. \end{aligned} \quad (2.6)$$

Сума моментів щодо осі прецесії дорівнює:

$$\begin{aligned} \sum \text{mom}_z &= 0; \\ -B\ddot{\beta} + H\dot{\alpha} \cos \beta + M_2 &= 0. \end{aligned} \quad (2.7)$$

Перепишемо рівняння (2.5) і (2.6) у вигляді:

$$\begin{aligned} A \cdot \ddot{\alpha} + h \cdot \dot{\alpha} + H \cdot \dot{\beta} + K \cdot \beta &= M_1; \\ B \cdot \ddot{\beta} - H \cdot \dot{\alpha} &= M_2. \end{aligned} \quad (2.8)$$

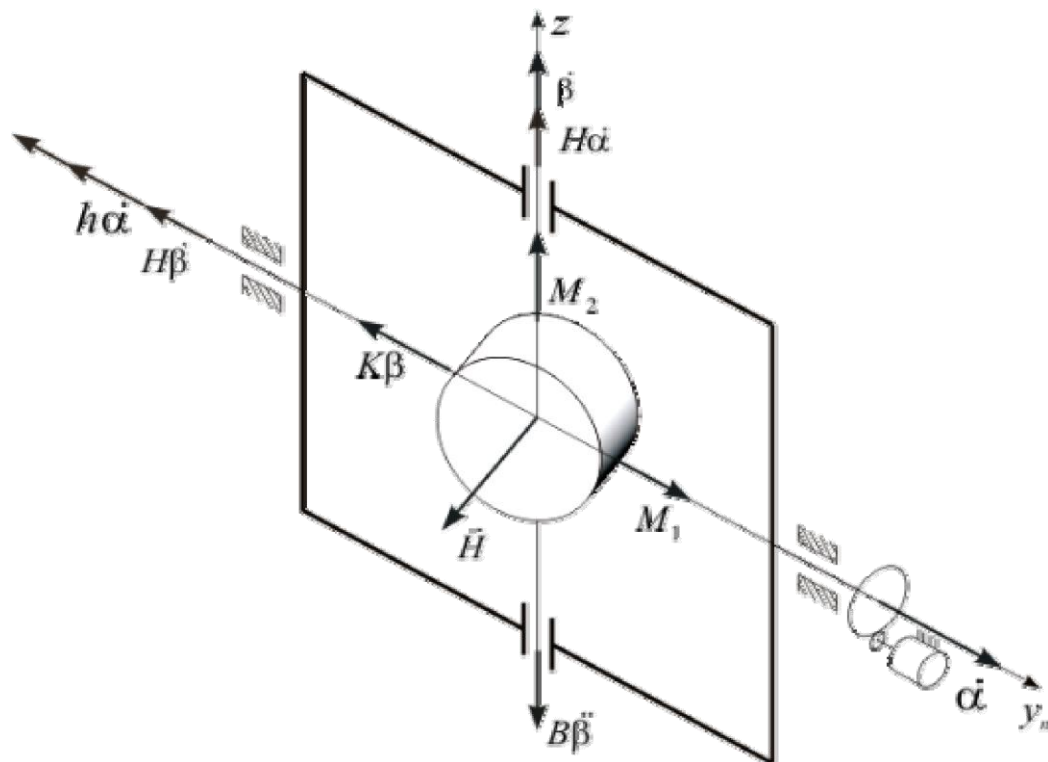


Рис. 2.6. Моменти по осях стабілізації і прецесії

До збурюючих моментів M_1 і M_2 відносяться: моменти сил тертя в осях підвісу платформи і осях прецесії, моменти від неврівноваженості платформи і гіроскопа і ін. Момент стабілізації в системі рівнянь (2.7) прийнято без урахування постійних часу підсилювача і двигуна[6].

Структурні схеми силового гіростабілізатора та його передаточні функції

У зв'язку з тим, що гіростабілізатори представляє систему автоматичного регулювання, в якій об'єктом регулювання є механічна частина (платформа з гіроскопом і об'єкт стабілізації), а регулятором - ланцюг стабілізації, складемо його структурну схему. Для визначення перехідних процесів гіростабілізатора необхідно знайти передавальні функції по відношенню до впливи $M_1(t)$ і $M_2(t)$. Передавальні функції можна знайти з системи рівнянь (2.8) руху гіростабілізатора або шляхом побудови його структурних схем і подальшого їх перетворення. Скористаємося другим із зазначених способів. Зауважимо, що побудова структурної схеми гіростабілізатора вельми корисна також при вирішенні різних завдань аналізу і синтезу.

Як відомо, структурна схема системи автоматичного регулювання дає графічне представлення про залежності між зображеннями по Лапласу для

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

зовнішніх збурень і для змінних даної системи. Тому для побудови структурної схеми використовуються диференціальні рівняння системи, записані в зображеннях по Лапласу.

Застосуємо до рівнянь (2.8) перетворення по Лапласу, тоді, вважаючи початкові умови нульовими, отримаємо:

$$\begin{aligned} A \cdot p^2 \cdot \alpha(p) + h \cdot p \cdot \alpha(p) + H \cdot p \cdot \beta(p) + K \cdot \beta(p) &= M_1(p); \\ B \cdot p^2 \cdot \beta(p) - H \cdot p \cdot \alpha(p) &= M_2. \end{aligned} \quad (2.9)$$

Розв'яжемо перше рівняння відносно $\alpha(p)$, а друге відносно $\beta(p)$:

$$\begin{aligned} \alpha(p) &= \frac{1}{A \cdot p^2} \cdot [M_1(p) - h \cdot p \cdot \alpha(p) - H \cdot p \cdot \beta(p) - K \cdot \beta(p)]; \\ \beta(p) &= \frac{1}{B \cdot p^2} \cdot [M_2(p) + H \cdot p \cdot \alpha(p)]. \end{aligned} \quad (2.10)$$

Далі кожне рівняння можна зобразити у вигляді деякої блок-схеми; сукупність їх представляє структурну схему гіростабілізатора. Складена подібним чином структурна схема наведена на рис. 2.7. У середині кожної ланки записано вираз його передавальної функції. Змінні величини (α , β) і зовнішні збурюючі моменти (M_1 , M_2) дані в їх зображеннях по Лапласу, які для простоти запису позначені тими ж буквами, що й самі оригінали.

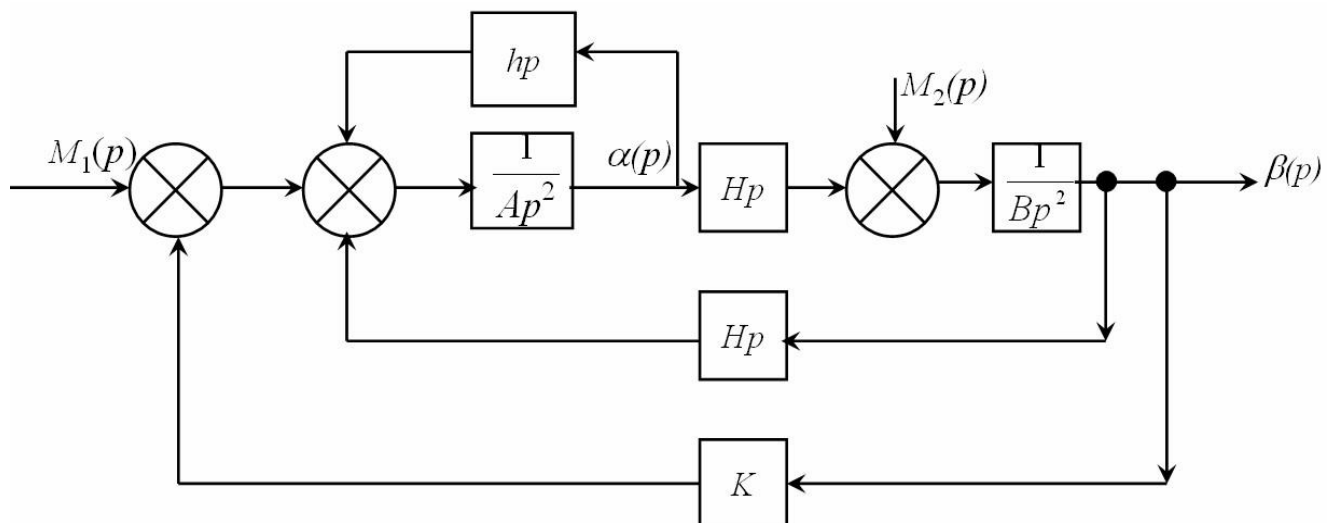


Рис. 2.7. Структурна схема силового гіростабілізатора

Для визначення передаточних функцій гіростабілізатора перетворимо його структурну схему за допомогою правил, відомих з теорії автоматичного

регулювання. Для визначення параметрів гіростабілізатора необхідно отримати передавальні функції $W_{\alpha_1 M_1}(p)$, $W_{\alpha_1 M_2}(p)$, $W_{\beta_1 M_1}(p)$.

Щоб визначити передаточну функцію $W_{\alpha, M_1}(p)$ замкнутої системи гіростабілізатора, перетворимо структурну (рис.2.7), вважаючи $M_2 = 0$ до виду, представленому на рис.2.8.

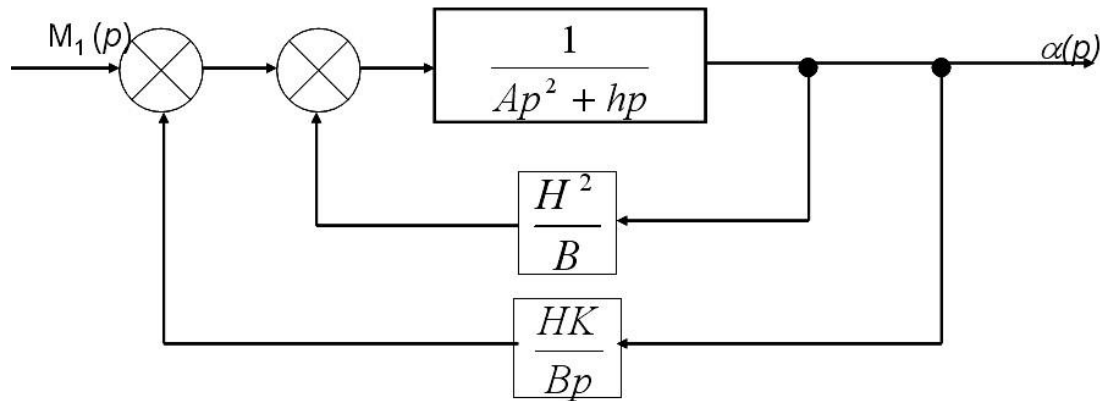


Рис. 2.8. Перетворена структурна схема ГС (при $M_2=0$)

З структурної схеми (рис.2.8) знайдемо передаточну функцію:

$$W_{\alpha, M_1}(p) = \frac{\frac{1}{Ap^2 + hp}}{1 + \frac{1}{Ap^2 + hp} \left(\frac{H^2}{B} + \frac{HK}{Bp} \right)} = \frac{Bp}{ABp^3 + Bhp^2 + H^2p + HK} \quad (2.11)$$

Перейдемо до визначення передавальної функції $W_{\alpha_1 M_2}(p)$ гіростабілізатора. Для цього структурну схему (рис.2.8) представимо у вигляді, зображеному на рис.2.9.

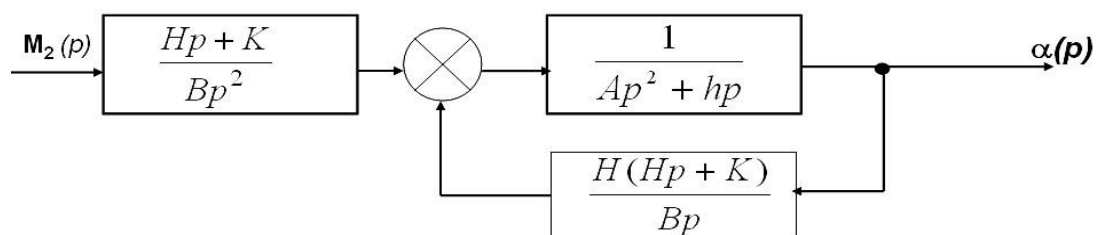


Рис. 2.9. Перетворена структурна схема ГС (при $M_1=0$)

Передаточна функція дорівнює:

$$W_{\alpha, M_2}(p) = \frac{Hp + K}{Bp^2} W_{\alpha, M_1}(p) = \frac{Hp + K}{p(ABp^3 + Bhp^2 + H^2p + HK)} \quad (2.12)$$

На рисунку 2.10 зображена преобразована структурна схема для визначення передаточної функції $W_{\beta_1 M_1}(p)$.

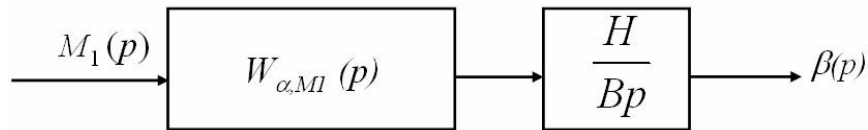


Рис. 2.10. Преобразована структурна схема ($M_2=0$)

З рисунка 2.10 маємо:

$$W_{\beta, M_1}(p) = \frac{H}{Bp} W_{\alpha, M_1}(p) = \frac{H}{(ABp^3 + Bhp^2 + H^2 p + HK)}. \quad (2.13)$$

З передаточних функцій (2.11) і (2.12) випливає, що при постійному збурюючому моменті M_1 статична помилка по координаті α відсутня, тобто $\alpha_{cm} = 0$, а кут повороту гіровузла визначається з виразу:

$$\beta_{cm} = \frac{M_1}{K}. \quad (2.14)$$

З передавальної функції (2.13) при постійному або повільно змінюваному збурюючому моменті M_2 маємо:

$$\dot{\alpha} = \frac{M_2}{H} = \omega_{др}. \quad (2.15)$$

З виразу (2.15) випливає, що при дії збурюючого моменту по осі прецесії гіроскопический стабілізатор обертається навколо осі стабілізації з кутовий швидкістю, званої кутовий швидкістю дрейфу.

Стійкість одновісного силового гіростабілізатора

При проектуванні гіростабілізатора необхідно забезпечити його стійкість і необхідну якість стабілізації. Для отримання умови стійкості необхідно мати характеристичне рівняння гіростабілізатора. Останнє легко отримати, знаючи вираз передавальної функції замкнутої системи гіростабілізатора.

Для знаходження характеристичного рівняння потрібно прирівняти нулю знаменник передавальної функції замкнутої системи. Згідно (2.11), (2.12) або (2.13), а також беручи до уваги, що при складанні передавальних функцій (2.11) і

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
						22
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

(2.13) чисельник і знаменник їх було скорочено на оператор p , отримаємо характеристичне рівняння замкнутої системи гіростабілізатора у вигляді:

$$(a_0\lambda^3 + a_1\lambda^2 + a_2\lambda + a_3)\lambda = 0, \quad (2.16)$$

де $a_0 = AB$, $a_1 = Bh$, $a_2 = H^2$, $a_3 = HK$.

З рівняння (2.16) випливає, що один корінь цього рівняння $p = 0$. Це означає, що положення рівноваги платформи стабілізатора є довільним, тобто платформа утримує будь-який заданий початкове значення кута стабілізації. Тому для аналізу стійкості біля положення рівноваги можна скористатися характеристичним рівнянням:

$$a_0\lambda^3 + a_1\lambda^2 + a_2\lambda + a_3 = 0,$$

Для визначення співвідношення між основними параметрами при якому гіростабілізатори стійкий, скористаємося критерієм Гурвіца:

$$a_i > 0;$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix} = a_1 a_2 - a_0 a_3 > 0.$$

Додатність коефіцієнтів a_0 , a_1 , a_2 характеристичного рівняння завжди виконується.Dodatність коефіцієнта $a_3 = HK$ виконується при правильному підключенні ланцюга стабілізації. Підставляючи в умову $\Delta_2 > 0$ коефіцієнти a_i , отримаємо $hH - AK > 0$, звідки:

$$h > \frac{AK}{H}. \quad (2.17)$$

Ця умова була отримана в 1943р В.І. Кузнецовим. З отриманої умови випливає, що стійкість гіростабілізатора може бути забезпечена за рахунок збільшення лівої частини, тобто демпфування по осі стабілізації або за рахунок збільшення знаменника правої частині.

Збільшення демпфування по осі стабілізації може бути здійснено за рахунок установки демпфуючого пристрою або тахогенератора по осі стабілізації. Сигнал з тахогенератора після відповідного посилення подається на двигун стабілізації.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		23

Рівняння руху одноосного силового гіростабілізатора з демпфером по осі стабілізації мають вигляд

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + (h + h_0)\dot{\alpha} + H\dot{\beta} + K\beta &= M_1; \\ B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= M_2, \end{aligned} \quad (2.18)$$

де h_0 – коефіцієнт демпфування демпфера.

Умова стійкості в цьому випадку буде:

$$h_0 + h > \frac{AK}{H}$$

Кінематична схема гіростабілізатора з тахогенератором по осі стабілізації представлена на малюнку 2.11.

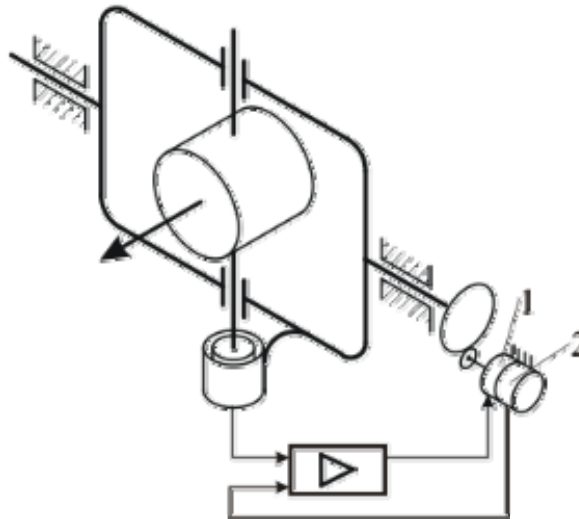


Рис. 2.11. Кінематична схема
ОГС з тахогенератором

Сигнал з тахогенератора 2, який конструктивно може бути виготовлений разом з двигуном стабілізації (двигун-генератор) після посилення надходить на двигун стабілізації 1.

Рівняння руху гіростабілізатора запишемо :

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + i_{ТГ}k_{ТГ}k_{y1} \cdot k_{dc}i\dot{\alpha} + H\dot{\beta} + K\beta &= M_1; \\ B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= M_2, \end{aligned} \quad (2.19)$$

де $i_{ТГ}$, $k_{ТГ}$, k_{y1} – передавальне відношення редуктора, що з'єднує вісь стабілізації з тахогенератором; коефіцієнт передачі тахогенератора і коефіцієнт посилення підсилювача відповідно. Система рівнянь записана без урахування динамічних

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		24

характеристик тахогенератора і підсилювача. Умова стійкості гіростабілізатора з тахогенератором по осі стабілізації має вигляд:

$$h + h_1 > \frac{AK}{H}, \quad (2.20)$$

де $h_1 = i_{ТГТГК} K_{y1} \partial c i$ – коефіцієнт передачі тахометричного ланцюга.

Основним недоліком цих способів забезпечення стійкості гіростабілізатора є значне збільшення збурюючих моментів по осі стабілізації при кутових коливаннях об'єкта навколо осі стабілізації і, як наслідок цього, збільшення моменту двигуна стабілізації для придушення цих збурень. Для зменшення збурюючих моментів в схемі гіростабілізатора з тахогенератором на об'єкті можна встановити датчик кутової швидкості (ДУС) (рис. 2.12), сигнал з якого після відповідного посилення подається на двигун стабілізації.

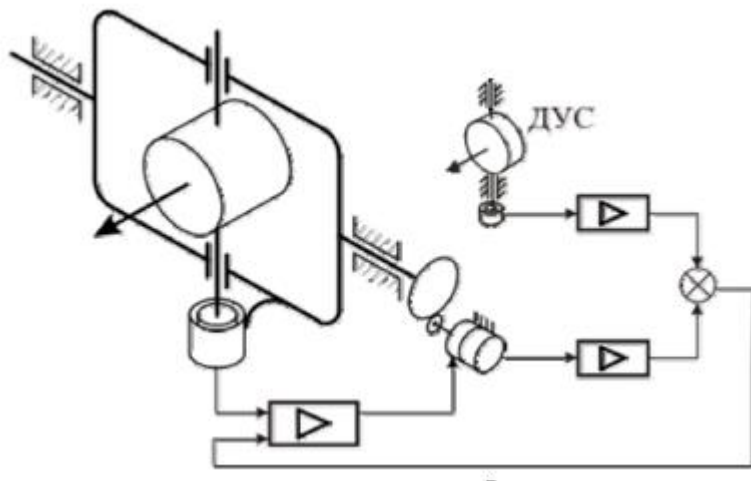


Рис. 2.12. Кінематична схема одновісного гіростабілізатора з компенсацією впливу кутового руху навколо вісі стабілізації

Можна побудувати гіростабілізатори на основі введення в канал управління сигналу з датчика кутової швидкості, встановленого на стабілізованій платформі (рис. 2.13).

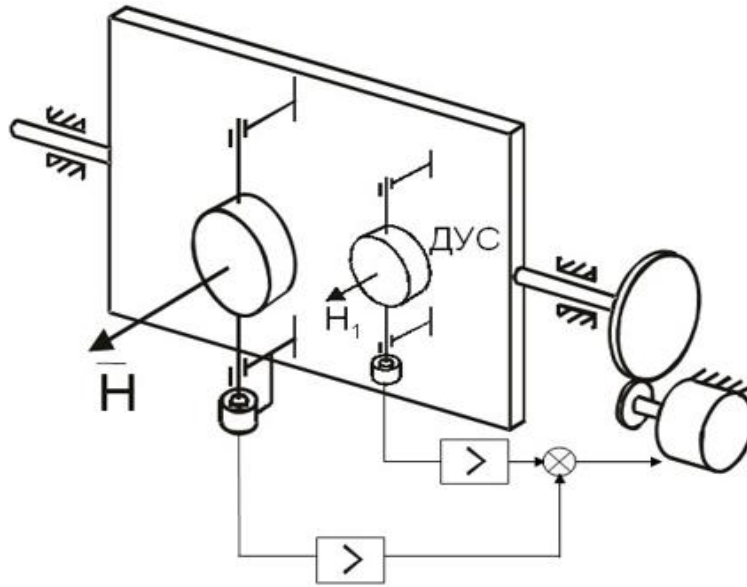


Рис. 2.13. Одновісний гіростабілізатор, демпфований сигналом с датчика кутової швидкості

Рівняння руху гіростабілізатора в цьому випадку мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + H\beta + K\beta + K_1\beta_1 &= M_1; \\
 B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= M_2; \\
 B_1\ddot{\beta}_1 + K_\delta\dot{\beta}_1 + K_n\beta_1 - H_1\dot{\alpha} &= M_3,
 \end{aligned}
 \tag{2.21}$$

де H_1 – кінетичний момент гіроскопа датчика кутової швидкості; K_1 – коефіцієнт посилення ланцюга демпфування; β_1 – кут повороту гіровузла датчика кутової швидкості; B_1 – момент інерції гіровузла датчика кутової швидкості; K_δ – коефіцієнт демпфування по осі гіроузла датчика кутової швидкості; K_n – коефіцієнт жорсткості пружини; M_3 – збурюючий момент по осі гіровузла датчика кутової швидкості.

Перепишемо систему рівнянь (2.21) в операторній формі:

$$\begin{aligned}
 (Ap^2 + hp)\alpha(p) + (Hp + K)\beta(p) + (H_1p + K_1)\beta_1(p) &= M_1(p); \\
 Bp^2\beta(p) - Hp\alpha(p) &= M_2(p); \\
 (B_1p^2 + K_\delta p + K_n)\beta_1(p) - H_1p\alpha(p) &= M_3(p).
 \end{aligned}
 \tag{2.22}$$

Структурна схема гіростабілізатора представлена на малюнку 2.14.

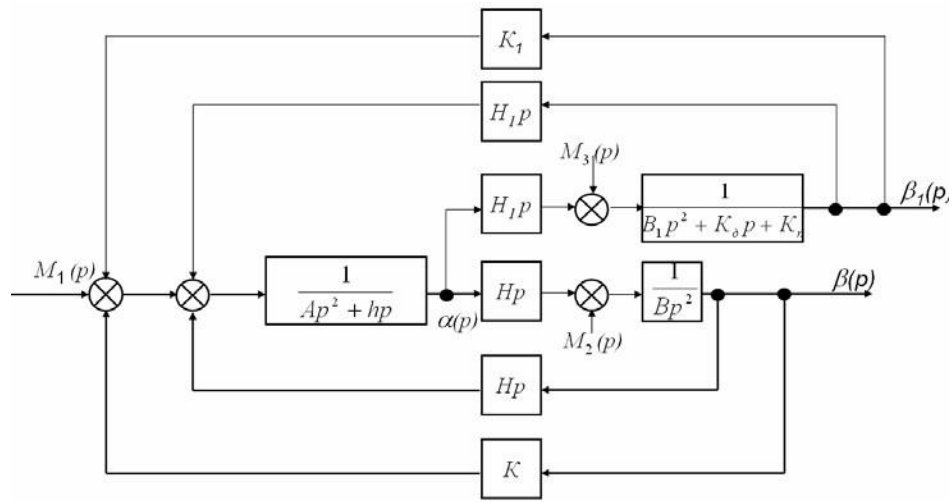


Рис. 2.14. Структурна схема гіростабілізатора, демпфованого сигналом с датчика кутової швидкості

Для отримання передавальних функцій гіростабілізатора скористаємося правилом Крамера. Головний визначник системи (2.22) має вигляд:

$$\Delta = \begin{vmatrix} Ap^2 + hp & Hp + K & H_1p + K_1 \\ -Hp & Bp^2 & 0 \\ 0 & 0 & B_1p^2 + K_\delta + K_n \end{vmatrix} = p[ABV_1p^5 + (BV_1h + ABK_\delta)p^4 + (H^2V_1 + VhK_\delta + ABK_n)p^3 + (HKK_1 + H_1K_1V + H^2K_\delta + VhK_n)p^2 + (HKK_\delta + H^2K_n)p + HKK_n]. \quad (2.23)$$

Визначники заміщення Δ_α , Δ_β , Δ_{β_1} , отримані шляхом заміни відповідного стовпчика колонкою правих частин рівнянь (2.22) будуть:

$$\begin{aligned} \Delta_\alpha &= \begin{vmatrix} M_1 & Hp + K & H_1p + K_1 \\ M_2 & Bp^2 & 0 \\ M_3 & 0 & B_1p^2 + K_\delta + K_n \end{vmatrix} = M_1Bp^2(B_1p^2 + K_\delta p + K_n) - \\ &- M_2(Hp + K)(B_1p^2 + K_\delta p + K_n) - M_3Bp^2(H_1p + K_1); \\ \Delta_\beta &= \begin{vmatrix} Ap^2 + hp & M_1 & H_1p + K_1 \\ -Hp & M_2 & 0 \\ -H_1p & M_3 & B_1p^2 + K_\delta + K_n \end{vmatrix} = M_1Hp(B_1p^2 + K_\delta p + K_n) - \\ &- M_2[(Ap^2 + hp)(B_1p^2 + K_\delta p + K_n) + H_1p(H_1p + K_1)] - M_3Hp(H_1p + K_1); \\ \Delta_{\beta_1} &= \begin{vmatrix} Ap^2 + hp & Hp + K & M_1 \\ -Hp & Bp^2 & M_2 \\ -H_1p & 0 & M_3 \end{vmatrix} = M_1H_1pBp^2 - M_2H_1p(Hp + K) + \\ &+ M_3[Bp^2(Ap^2 + hp) + Hp(Hp + K)]. \end{aligned} \quad (2.24)$$

Використовуючи отримані вирази для Δ , Δ_α , Δ_β , $\Delta_{\beta 1}$ передаточні функції матимуть вид

$$\begin{aligned}
 W_{\alpha, M_1}(p) &= \frac{Bp(B_1p^2 + K_\delta p + K_n)}{\Delta_1}; \\
 W_{\alpha, M_2}(p) &= -\frac{(Hp + K)(B_1p^2 + K_\delta p + K_n)}{p\Delta_1}; \\
 W_{\alpha, M_3}(p) &= -\frac{Bp(H_1p + K)}{\Delta_1}; \\
 W_{\beta, M_1}(p) &= \frac{H(B_1p^2 + K_\delta p + K_n)}{\Delta_1}; \\
 W_{\beta 1, M_1}(p) &= \frac{H_1Bp^2}{\Delta_1}.
 \end{aligned}
 \tag{2.25}$$

де

$$\begin{aligned}
 \Delta_1 &= a_0p^5 + a_1p^4 + a_2p^3 + a_3p^2 + a_4p + a_5; \\
 a_0 &= ABV_1; \\
 a_1 &= BV_1h + ABK_y; \\
 a_2 &= HB_1 + BhK_\delta + ABK_n; \\
 a_3 &= HKK_1 + H_1K_1B + H^2K_\delta + BhK_n; \\
 a_4 &= HKK_\delta + H^2K_n; \\
 a_5 &= HKK_n.
 \end{aligned}$$

З передавальних функцій (2.25) випливає, що при дії постійного збурюючого моменту M_1 по осі стабілізації статистична помилка по куту α відсутня, відхилення по координаті β дорівнює $\beta_{cm} = \frac{M_1}{k}$ і відхилення по координаті β_1 також відсутня. Збурюючий момент M_2 по осі прецесії викликає рух гіростабілізатора зі швидкістю:

$$\omega_{\partial p} = \frac{M_2}{H}.
 \tag{2.26}$$

Постійний збурюючий момент M_3 по осі підвісу датчика кутової швидкості не викликає відхилень по осі стабілізації. З умови (2.18) випливає, що стійкість гіростабілізатора може бути забезпечена за рахунок збільшення знаменника правої

частини. Звернемося до системи рівнянь руху гіростабілізатора (2.7). Для визначення впливу на умову стійкості гіроскопічних моментів $H\dot{\alpha}$, $H\dot{\beta}$, помітимо кінетичний момент у гіроскопічного моменту $H\dot{\beta}$ зірочкою:

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + H^*\dot{\beta} + K\beta &= M_1; \\ B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= M_2. \end{aligned}$$

Звідки умова стійкості матиме вигляд:

$$h > \frac{AK}{H^*}. \quad (2.27)$$

З умови (2.27) випливає, що стійкість гіростабілізатора залежить від гіроскопічного моменту $H\dot{\beta}$ і, отже, збільшення знаменника умови (2.18) може бути реалізовано за рахунок введення моменту по осі стабілізації пропорційного $\dot{\beta}$. Реалізація даного способу представлена на кінематичній схемі (рис. 2.15). Сигнал з тахогенератора (ТГ), встановленого по осі прецесії, після відповідного посилення подається на двигун стабілізації. Такий гіростабілізатори названий гіростабілізатором на "малому" гіроскопі[7].

Рівняння руху гіростабілізатора мають вигляд:

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + H\dot{\beta} + K\beta + K_1\dot{\beta} &= M_1; \\ B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= M_2. \end{aligned} \quad (2.28)$$

де K_1 – передавальний коефіцієнт тахогенератора і коефіцієнт посилення підсилювача відповідно.

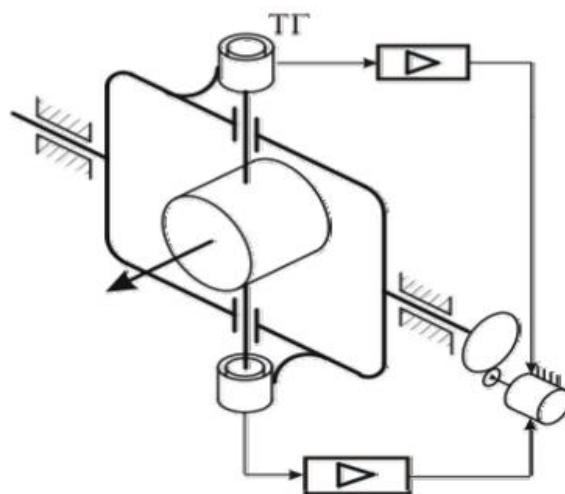


Рис. 2.15. Кінематична схема гіростабілізатора на «малому» гіроскопі

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		29

Структурна схема гіростабілізатора представлена на рис.2.16, де позначено $K_1 = k_{\text{к}} k_{\text{ТГ}} y_1 \delta c i$ – коефіцієнт посилення тахометричного ланцюга.

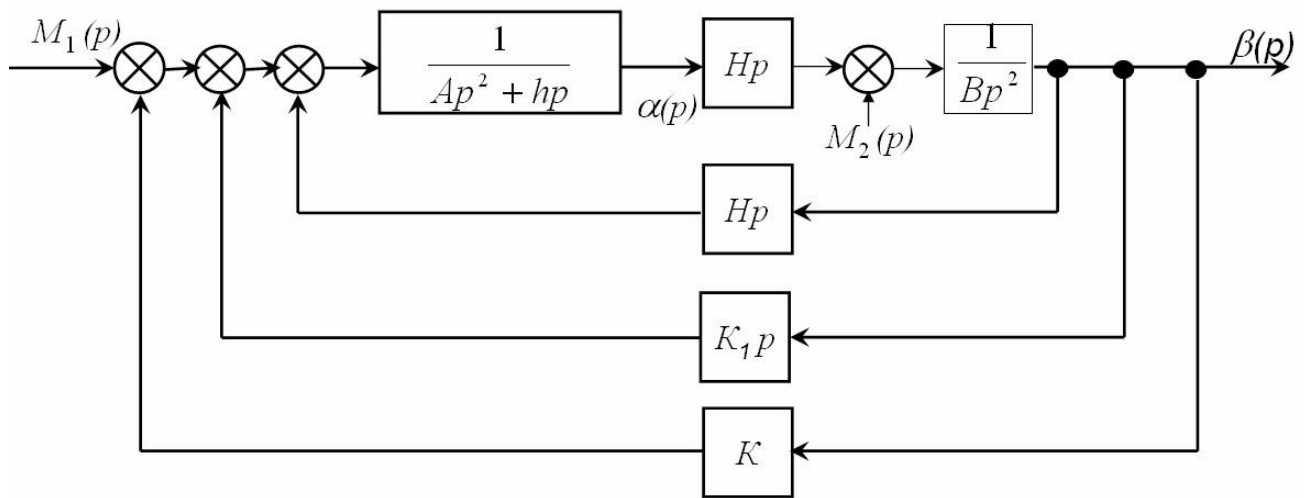


Рис. 2.16. Структурна схема гіростабілізатора на «малому» гіроскопі

Умова стійкості гіростабілізатора з тахогенератором по осі прецесії має вигляд:

$$h > \frac{AK}{H + K_1}. \quad (2.29)$$

Таким чином, застосовуючи подібний закон управління, можна забезпечити стійкість гіростабілізатора, що еквівалентно введенню деякого додаткового "фіктивного" кінетичного моменту.

Як впливає з умови (2.17), для того щоб гіростабілізатор був стійкий, коефіцієнт не повинен перевищувати деякого критичного значення. Крім того, для забезпечення прийнятних динамічних властивостей гіростабілізатора, наприклад, досить швидкого загасання власних коливань, необхідно забезпечити певні запаси стійкості, що накладає обмеження на величину K . У той же час, щоб підвищити точність стабілізації, необхідно збільшувати. Це протиріччя дозволяють звичайним для систем автоматичного керування способом: обирають K виходячи з необхідної точності стабілізації, а стійкість гіростабілізатора забезпечують шляхом введення в ланцюг стабілізації відповідних коригувальних контурів. Тип і параметри коригувальних контурів залежать від параметрів механічної частини гіростабілізатора, від вимог до точності і динамічним характеристикам[8].

При виборі виду і параметрів коригувального контуру зазвичай застосовують логарифмічні частотні характеристики. В якості критерію стійкості при цьому використовується частотний критерій (критерій Найквіста), що дозволяє за характеристиками розімкнутої системи судити про її стійкість в замкнутому стані. Відповідно до структурної схеми (рис. 2.7) структурну схему для розімкнутого ланцюга стабілізації гіростабілізатора представимо у вигляді:

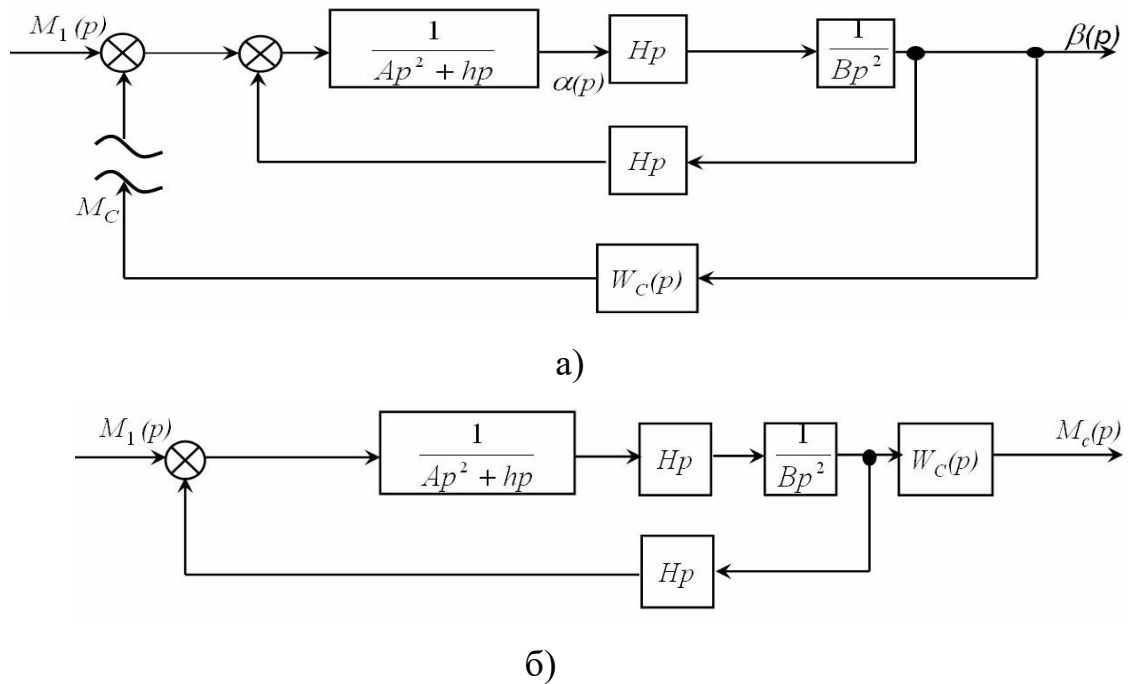


Рис. 2.17. Структурна схема розімкнутого гіростабілізатора

Передаточна функція розімкнутого гіростабілізатора буде:

$$W_p(p) = \frac{1}{Hp \left(\frac{AB}{H^2} p^2 + \frac{Bh}{H^2} p + 1 \right)} W_c(p), \quad (2.30)$$

де $W_c(p)$ – передаточна функція ланцюга стабілізації і дорівнює:

$$W_c(p) = \frac{K}{(T_\delta p + 1)(T_{\delta s} p + 1)} W_{\kappa\kappa}(p), \quad (2.31)$$

де $W_{\kappa\kappa}(p)$ – передаточна функція коригувального контуру, вид і параметри якого необхідно визначити. Введемо позначення:

$$\frac{Bh}{H^2} = 2T\xi; \quad \nu^2 = \frac{1}{T^2} = \frac{H^2}{AB},$$

де ν – частота нутаційних коливань розімкненого гіростабілізатора, ξ – відносний коефіцієнт демпфування, тоді передаточна функція (1.16) буде:

$$W_p(p) = \frac{K}{Hp(T^2 p^2 + 2T\xi p + 1)(T_y p + 1)(T_{ds} p + 1)} \quad (2.32)$$

Відносний коефіцієнт демпфування

$$\xi = \frac{h}{2H} \sqrt{\frac{B}{A}} \quad (2.33)$$

в силовому гіростабілізаторі, як правило, менше 0.01, так як зазвичай $h \ll H$ і $B \ll A$. При відсутності коригуючого контуру і безінерційної ланки стабілізації ($W_c(p) = K$) амплітудно-частотна (L) і фазо-частотна (ϕ) характеристики разомкнутого гіростабілізатора має вигляд, представлений на малюнку 2.18, а). Згідно з критерієм стійкості гіростабілізатори нестійкий (див. рис.2.18, а)).

Як коригувальний контур в гіроскопічному стабілізаторі, що має частотну характеристику, представлену на рис.2.18,а), використовується немінімально-фазова ланка типу фазообертача:

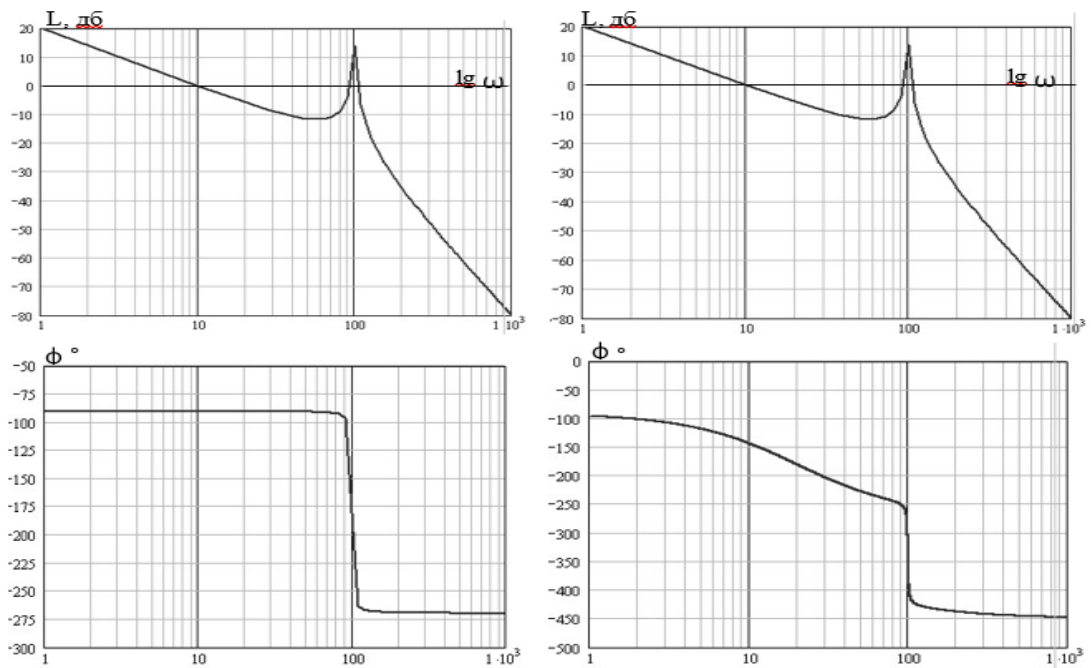
$$W_{\text{із}}(p) = \frac{1 - T_k p}{1 + T_k p} \quad (2.34)$$

або аперіодичні ланки

$$W_{\text{із}}(p) = \frac{1}{(1 + T_k p)^2} \quad (2.35)$$

Зазначені коригувальні ланки реалізуються або пасивними схемами, або із застосуванням операційних підсилювачів. З урахуванням корекції частотна характеристика розімкнутої системи має вигляд, представлений на малюнку 2.18, б) - для немінімально-фазового ланки і на малюнку 2.19, б) - для аперіодических ланок.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

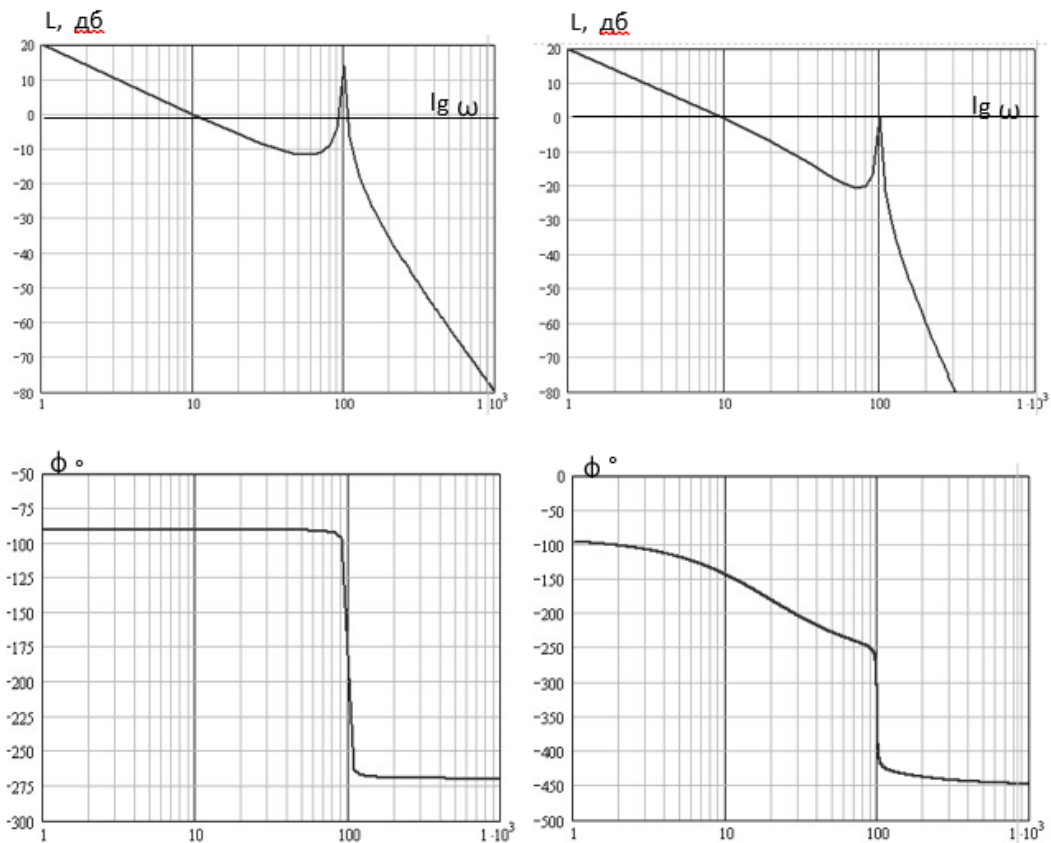


а) без корекції

б) з корекцією

Рис. 2.20. Частотні характеристики

силового гіростабілізатора при корекції немінімально-фазовою ланкою



а) без корекції

б) з корекцією

Рис. 2.21. Частотна характеристика

силового гіростабілізатора при корекції апаріодичними ланками

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ

Арк.

33

Для визначення умови стійкості гіростабілізатора з немінімально- фазовим коригуючим контуром підставимо в характеристичне рівняння (2.16) вираз

$$\frac{K(1-T_k p)}{1+T_k p}$$

Тоді характеристичне рівняння буде мати вигляд:

$$ABT_k \lambda^4 + (AB + BhT_k) \lambda^3 + (Bh + H^2 T_k) \lambda^2 + (H^2 - HKT_k) \lambda + HK = 0. \quad (2.36)$$

Беручи до уваги, що

$$A \gg hT_k, H^2 T_k \gg Bh,$$

характеристичне рівняння (2.24) запишемо:

$$b_0 \lambda^4 + b_1 \lambda^3 + b_2 \lambda^2 + b_3 \lambda + b_4 = 0,$$

де

$$b_0 = ABT_k;$$

$$b_1 = AB;$$

$$b_2 = H^2 T_k;$$

$$b_3 = H^2 - HKT_k;$$

$$b_4 = HK.$$

З умови $a_3 > 0$ маємо умову стійкості:

$$T_k < \frac{H}{K}. \quad (2.37)$$

З умови

$$\Delta_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 \\ 0 & a_1 & a_3 \end{vmatrix} = a_1 a_2 a_3 - a_0 a_3^2 - a_1^2 a_4 > 0$$

маємо

$$-HKT_k^3 + H^2 T_k^2 + AB > 0. \quad (2.38)$$

Вважаючи ліву частину нерівності (2.38) функцією постійної часу коригуючого контуру T_k і прирівнюючи її нулю, отримаємо

$$f(T_k) = 0, \quad (2.39)$$

яка графічно зображена на малюнку 2.22.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		34

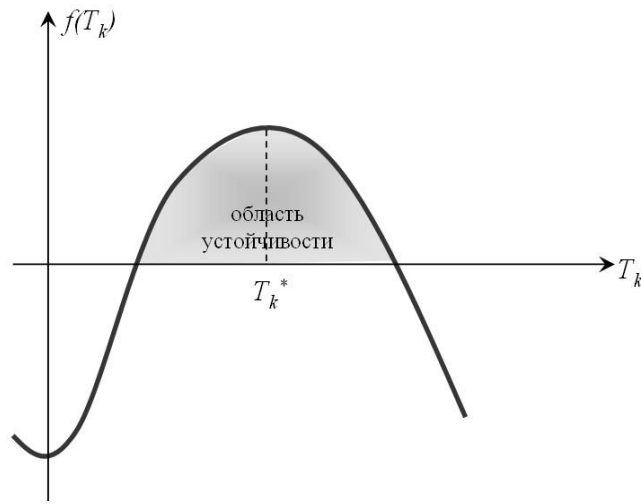


Рис. 2.22. Залежність функції $f(T_k)$

Користуючись рівністю (2.39), визначимо величину постійної часу T_k , відповідну максимальному запасу стійкості системи. Диференціюючи (2.39) по параметру T_k і прирівнюючи отриманий вираз нулю, отримаємо:

$$2H^2T_k - 3HKK_\zeta^2 = 0.$$

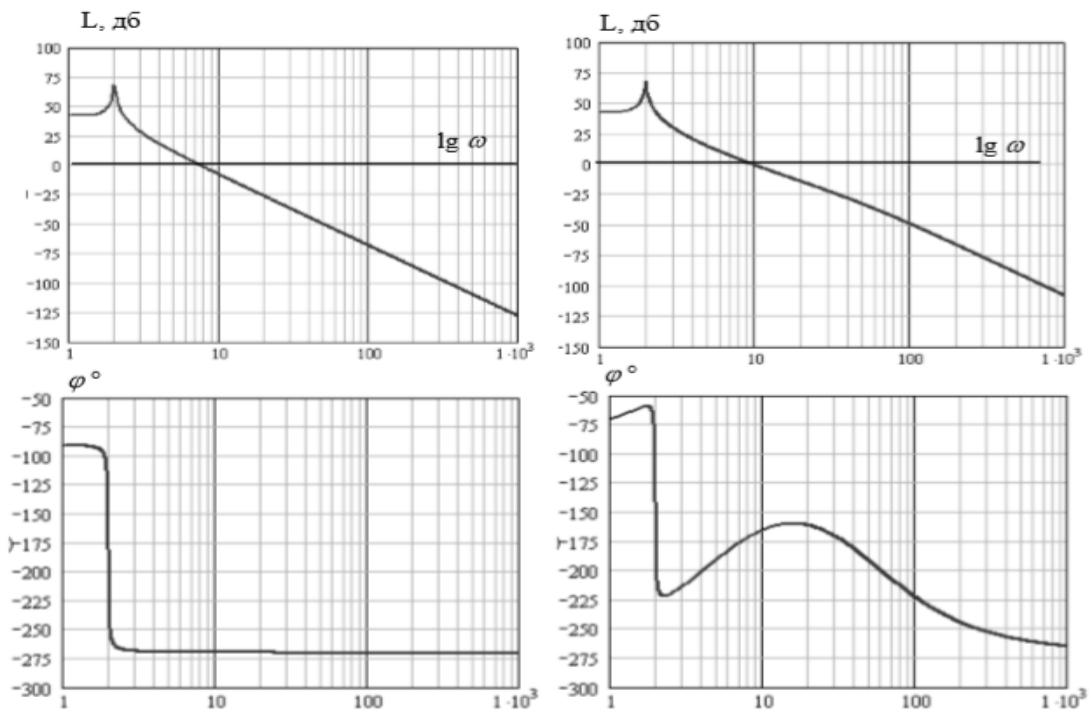
З останнього рівняння маємо:

$$T_k^* = \frac{2H}{3K}, \quad (2.40)$$

де T_k^* - значення постійної часу немінімально-фазового коригуючого контуру, що відповідає максимальному запасу стійкості системи.

Зі збільшенням відношення $\frac{H}{K}$, а також зі збільшенням моменту інерції гіростабілізатора частотні характеристики мають вигляд (рис. 2.23). В цьому випадку в ланцюг стабілізації необхідно включити коригувальний контур з передавальної функцією

$$W_{\text{кк}}(p) = \frac{T_1 p^2 + 2\xi_1 T_1 p + 1}{T_2^2 p^2 + 2\xi_2 T_2 p + 1}. \quad (2.41)$$



а) без корекції

б) з корекцією

Рис. 2.23. Частотні характеристики силового гіростабілізатора при коригувальній ланці (2.41)

2.1.2. Одновісний індикаторно-силовий гіростабілізатор

Чутливими елементами індикаторно-силового гіростабілізатора можуть бути інтегруючий гіроскоп або датчик кутової швидкості.

Принцип дії гіростабілізатора, побудованого на інтегруючому гіроскопі

Інтегруючий гіроскоп є вимірником малих кутів повороту підстави. Стосовно до гіростабілізатори це означає, що кут прецесії гіроскопа буде пропорційний куту повороту платформи навколо осі стабілізації. Нехай до гіростабілізатору (рис. 2.24) прикладений постійний момент M_1 , під дією якого платформа починає повертатися навколо осі стабілізації, відхиляючись від займаного спочатку положення на кут α . При цьому інтегруючий гіроскоп повернеться за цей час навколо осі прецесії на кут $\beta = k\alpha$ (k – коефіцієнт передачі інтегруючого гіроскопа)[9].

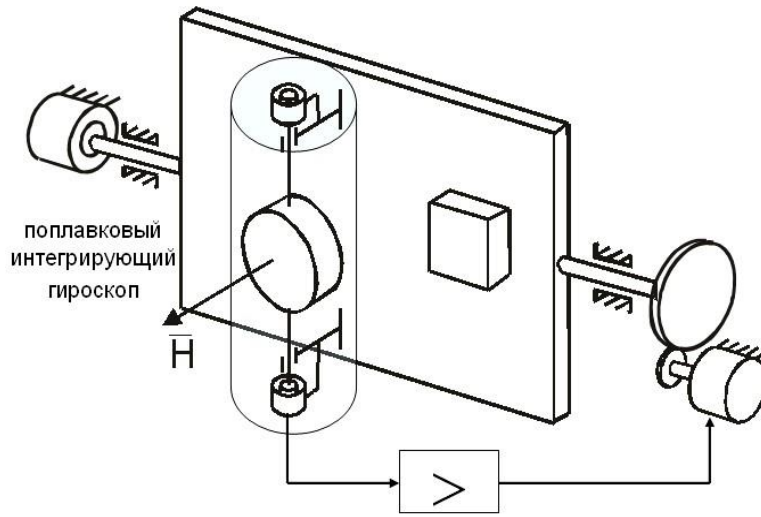


Рис. 2.24. Кінематична схема
одновісного індикаторно-силового гіростабілізатора

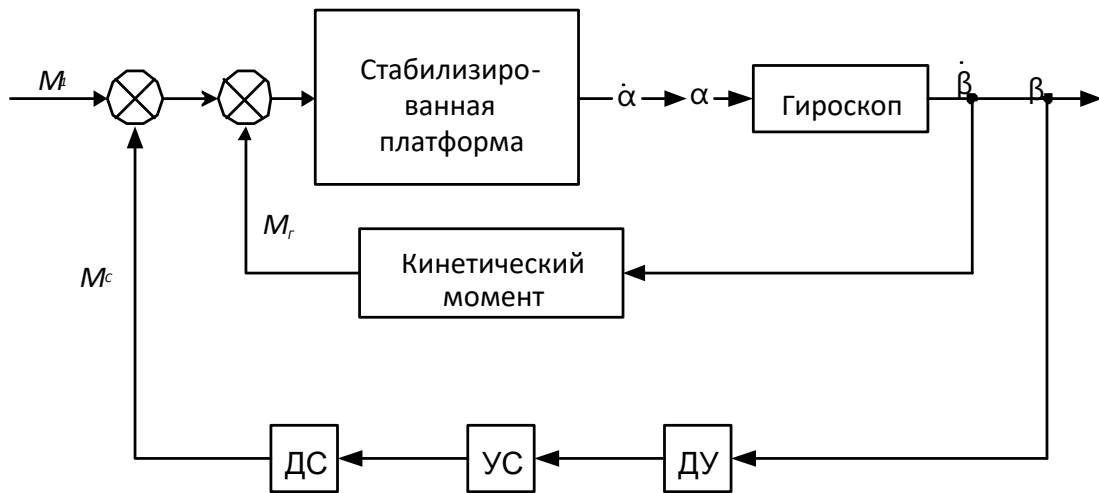


Рис. 2.25. Структурная схема гіростабілізатора,
побудованого на базі інтегуючого гіроскопа

З датчика кута прецесії гіроскопа буде поданий сигнал на двигун, який прикладе до вісі стабілізації момент $M_c = K\beta = Kk\alpha$, протилежний збурючому. При подібному розгляді принципу стабілізації гіроскоп, встановлений на платформі, лише "відчуває" поворот платформи, виробляє сигнал про відхилення від необхідного положення, не беручи безпосередньої силового участі в її стабілізації.

Однак при більш точному розгляді необхідно мати на увазі, що під час повороту гіроскопа навколо осі прецесії зі швидкістю β на платформу по осі стабілізації діє гіроскопічний момент $M_{Г\eta} = H\dot{\beta}$ так само, як і в силовому. Але так як величина H в даному випадку порівняно невелика, а швидкість $\dot{\beta}$ істотно менше

її значення в силовому гіростабілізаторі, цей гіроскопический момент не досягає скільки-небудь помітної величини. Більш того, в поплавкових гіроскопах величину M_{Γ_1} необхідно навмисно обмежувати, щоб не навантажувати цапфи і опори підвісу поплавка. Для цього слід так вибрати параметри ланцюга стабілізації, щоб вже при малих β двигун стабілізації розвивав необхідний для стабілізації платформи момент M_C [10].

У зв'язку з тим, що силовий вплив з боку гіроскопа на платформу все-таки є, хоча воно і мало (відмінність з силовим гіростабілізатором чисто кількісне, а не якісне), гіростабілізатори, побудовані на інтегруючому гіроскопі називається індикаторно-силовим.

Рівняння руху, структурні схеми та передаточні функції індикаторно-силового гіростабілізатора

Рівняння руху одновісного гіростабілізатора, побудованого на інтегруючому гіроскопі мають вигляд :

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + H\dot{\beta} + M_C &= M_1; \\ B\ddot{\beta} + K_\delta\dot{\beta} - H\dot{\alpha} &= M_2; \\ M_C &= K\beta, \end{aligned} \quad (2.42)$$

де K_δ – коефіцієнт демпфування щодо осі прецесії. Застосовуючи до рівнянь (2.42) перетворення по Лапласу, отримаємо:

$$\begin{aligned} (Ap^2 + hp)\alpha(p) + (Hp + K)\beta(p) &= M_1(p); \\ (Bp^2 + K_\delta p)\beta(p) - Hp\alpha(p) &= M_2(p). \end{aligned} \quad (2.43)$$

У відповідності до системи (2.43) структурна схема гіростабілізатора має вигляд (рис. 2.26):

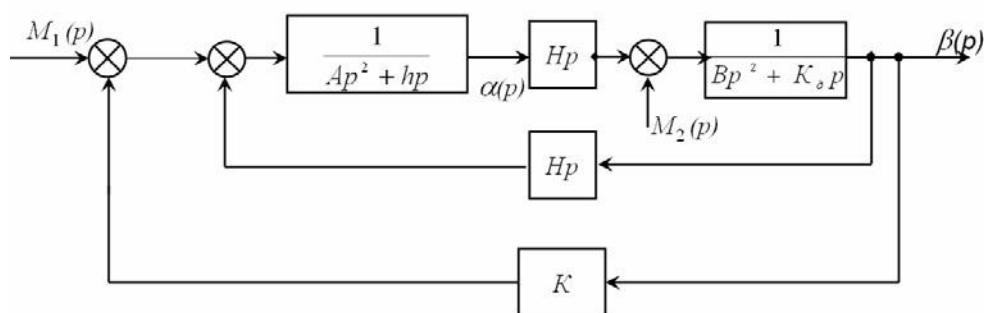


Рис. 2.26. Структурна схема індикаторно-силового гіростабілізатора

З структурної схеми (рис. 2.26) отримаємо наступні передаточні функції:

$$W_{\alpha, M_1}(p) = \frac{Bp + K_\delta}{ABp^3 + (Bh + AK_\delta)p^2 + (H^2 + hK_\delta)p + HK}; \quad (2.44)$$

$$W_{\alpha, M_2}(p) = -\frac{Hp + K}{p[ABp^3 + (Bh + AK_\delta)p^2 + (H^2 + hK_\delta)p + HK]}; \quad (2.45)$$

$$W_{\beta, M_1}(p) = \frac{H}{ABp^3 + (Bh + AK_\delta)p^2 + (H^2 + hK_\delta)p + HK}. \quad (2.46)$$

З передавальних функцій (2.45) і (2.46) випливає, що при постійному збурюючому моменті M_1 , статична помилка по координаті α визначається з виразу:

$$\alpha_{ст} = \frac{M_1 K_\delta}{KH} = \frac{M_1}{Kk}, \quad (2.47)$$

а кут повороту гіровузла буде :

$$\beta_{ст} = \frac{M_1}{K}. \quad (2.48)$$

З передавальної функція (2.33) маємо вираз для кутової швидкості дрейфу гіростабілізатора:

$$\omega_{др} = \frac{M_2}{H}. \quad (2.49)$$

2.1.3. Одновісний гіростабілізатор , побудований на датчику кутової швидкості

Як чутливий елемент гіростабілізатора може бути використаний гіроскопічний датчик кутової швидкості (рис. 2.27). Рівняння руху гіростабілізатора мають вигляд:

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + H\dot{\beta} + K\beta &= M_1; \\ B\ddot{\beta} + K_\delta\dot{\beta} + K_n\beta - H\dot{\alpha} &= M_2, \end{aligned} \quad (2.50)$$

де K_n – коефіцієнт жорсткості пружини.

Застосовуючи до системи рівнянь (2.50) перетворення по Лапласу, отримаємо :

$$\begin{aligned} (Ap^2 + hp)\alpha(p) + (Hp + K)\beta(p) &= M_1(p); \\ (Bp^2 + K_\delta p + K_n)\beta(p) - Hp\alpha(p) &= M_2(p). \end{aligned} \quad (2.51)$$

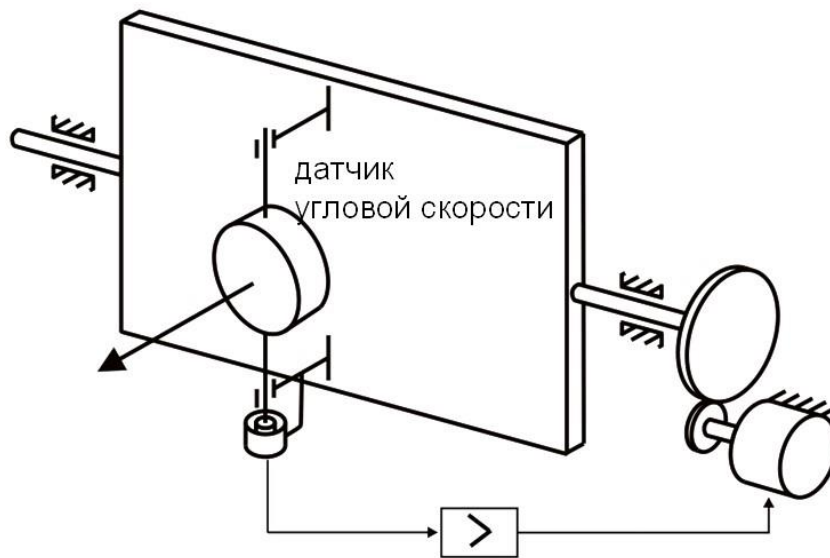


Рис. 2.27. Кінематична схема гіростабілізатора , побудованого на базі датчика кутової швидкості

Звідки структурна схема гіростабілізатора має вигляд :

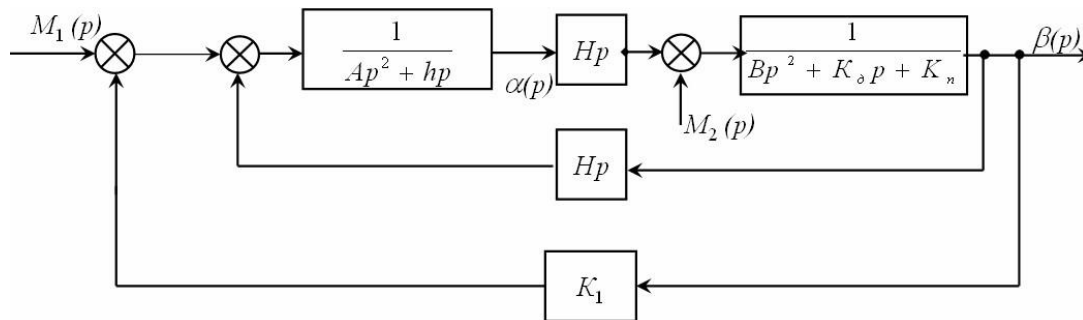


Рис. 2.28. Структурна схема гіростабілізатора , побудованого на базі датчика кутової швидкості

З структурної схеми(рис.2.28) отримаємо передавальні функції:

$$W_{\alpha, M_1}(p) = \frac{Bp^2 + K_0p + K_n}{p[ABp^3 + (Bh + AK_0)p^2 + (H^2 + hK_0 + AK_n)p + (HK_1 + hK_n)]}; \quad (2.52)$$

$$W_{\alpha, M_2}(p) = -\frac{Hp + K}{p[ABp^3 + (Bh + AK_0)p^2 + (H^2 + hK_0 + AK_n)p + (HK_1 + hK_n)]}; \quad (2.53)$$

$$W_{\beta, M_1}(p) = \frac{H}{ABp^3 + (Bh + AK_0)p^2 + (H^2 + hK_0 + AK_n)p + (HK_1 + hK_n)}. \quad (2.54)$$

З передавальних фікцій (2.32) і (2.54) випливає, що при дії постійного моменту по осі стабілізації гіростабілізатори обертається з кутовою швидкістю:

$$\dot{\alpha} = \frac{K_n M_1}{HK_1 + hK_n}, \quad (2.55)$$

А поворот гіровузла:

$$\beta_{cm} = \frac{HM_1}{HK_1 + hK_n}, \quad (2.56)$$

Тобто:

$$\dot{\alpha} = \frac{K_n \beta_{cm}}{H} = \frac{M_{np}}{H}, \quad (2.57)$$

де M_{np} – момент, створюваний пружиною датчика кутової швидкості.

Кутова швидкість дрейфу, обумовлена моментом M_2 , визначається з передавальної функції (2.53) і буде:

$$\omega_{dp} = \frac{M_2}{H}. \quad (2.58)$$

Для усунення обертання стабілізатора під дією моменту M_1 в ланцюг стабілізації включається інтегруюча ланка [11]. Передавальна функція ланцюга стабілізації має вигляд:

$$W_c(p) = K_1 + \frac{K}{p} = \frac{K_1 p + K}{p}. \quad (2.59)$$

Підставляючи в передавальні функції (2.52) ... (2.54) замість K_1 вираз (1.69), отримаємо:

$$W_{\beta, M_1}(p) = \frac{Hp}{p[ABp^4 + (Bh + AK_\delta)p^3 + (H^2 + hK_\delta + AK_n)p^2 + (HK_1 + hK_n)p + HK]}; \quad (2.60)$$

$$W_{\alpha, M_1}(p) = \frac{Bp^2 + K_\delta p + K_n}{ABp^4 + (Bh + AK_\delta)p^3 + (H^2 + hK_\delta + AK_n)p^2 + (HK_1 + hK_n)p + HK}; \quad (2.61)$$

$$W_{\alpha, M_2}(p) = -\frac{Hp^2 + K_1 p + K}{ABp^4 + (Bh + AK_\delta)p^3 + (H^2 + hK_\delta + AK_n)p^2 + (HK_1 + hK_n)p + HK}. \quad (2.62)$$

З передавальних функцій (2.60) і (2.61) випливає, що при дії постійного моменту по осі стабілізації:

$$\alpha_{cm} = \frac{K_n M_1}{HK_1};$$

$$\beta_{cm} = 0. \quad (2.63)$$

Кутова швидкість дрейфу визначається з передавальної функції (2.62) і дорівнює:

$$\omega_{др} = \frac{M_2}{H} \quad (2.64)$$

Для визначення співвідношень між параметрами гіростабілізатора, при яких він стійкий, скористаємося характеристичним рівнянням:

$$a_0 \lambda^4 + a_1 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_3 \lambda + a_4 = 0, \quad (2.65)$$

де

$$a_0 = AB; a_1 = Bh + AK_\delta; a_2 = H^2 + hK_\delta + AK_n; a_3 = HK_1 + hK_n; a_4 = HK.$$

Розділивши всі коефіцієнти на АВ отримаємо:

$$b_0 \lambda^4 + b_1 \lambda^3 + b_2 \lambda^2 + b_3 \lambda + b_4 = 0, \quad (2.66)$$

де

$$b_0 = 1; b_1 = \frac{h}{A} + 2d\omega_0; b_2 = \frac{H^2}{AB} + \frac{h}{A} 2h\omega_0 + \omega_0^2; b_3 = (K_1 \frac{\kappa}{A} + \frac{h}{A}) \omega_0^2; b_4 = K \frac{\kappa}{A} \omega_0^2, \omega_0 = \sqrt{\frac{K_n}{B}}$$

$$\kappa = \frac{H}{K_n}$$

ω_0 - власна частота датчика кутової швидкості; κ - коефіцієнт передачі датчика кутової швидкості; d – відносний коефіцієнт демпфірування.

Застосовуючи критерій Гурвіца до характеристическому рівняння (2.66), отримаємо умови стійкості:

$$\Delta_3 = \begin{vmatrix} b_1 & b_3 & 0 \\ b_0 & b_2 & b_4 \\ 0 & b_1 & b_3 \end{vmatrix} = b_1 b_2 b_3 - b_1^2 b_4 - b_3^2 > 0.$$

Прирівнявши остання нерівність нулю, отримаємо:

$$b_3^2 - b_1 b_2 b_3 + b_1^2 b_4 = 0.$$

Звідки:

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		42

$$b_{3(1,2)} = \frac{b_1 b_2}{2} \left[1 \pm \frac{\sqrt{b_2^2 - 4b_4}}{b_2} \right].$$

При $b_2^2 > 4b_4$:

$$\frac{H^2}{AB} + \frac{h}{A} 2d\omega_0 + \omega_0^2 > 2\omega_0 \sqrt{K \frac{\kappa}{A}} \quad (2.67)$$

або з урахуванням реальних співвідношень параметрів

$$\omega_0 > 2\sqrt{K \frac{\kappa}{A}}. \quad (2.68)$$

При виконанні останнього умови $b^*_3 = \frac{b_1 b_2}{2}$, де b^*_3 – відповідає максимальному запасу стійкості, звідки $(K k_1)^* = d\omega_0 A$.

2.1.4. Одновісний індикаторний гіростабілізатор

Принцип дії одновісного індикаторного гіростабілізатора

В якості чутливого елемента гіростабілізатора використовується триступеневий астатичний гіроскоп або динамічно налаштовуваний гіроскоп. Властивість триступеневого гіроскопа зберігати заданий напрямок осі власного обертання в інерціальній просторі використовується для вимірювання кутових відхилень платформи від необхідного положення і формування стабілізуючого моменту. Гіроблок встановлюється на платформі так, щоб одна з його осей (зовнішня чи внутрішня) була паралельна осі стабілізації. На малюнку 1.36 представлена схема гіростабілізатора для випадку, коли вісь зовнішньої рамки гіроскопа паралельна осі стабілізації[12].

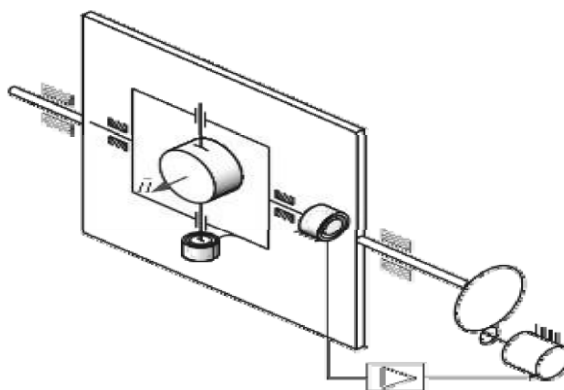


Рис. 2.29. Кінематична схема
одновісного стабілізатора

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		43

На осі зовнішньої рамки гіроскопа встановлений датчик кута, сигнал з якого через підсилювач стабілізації подається на стабілізуючий двигун. Крім системи стабілізації гіростабілізатор має систему приведення, датчик моменту якої розташований на осі внутрішньої рамки гіроскопа[13].

Нехай платформа і гіроскоп займають необхідне (вихідне) положення. При виникненні збурюючого моменту M_1 по осі стабілізації платформа повернеться на кут α . З датчика кутів гіроскопа зніметься сигнал, пропорційний кутовому відхиленню, який після посилення надійде на двигун і останній докладе до осі стабілізації момент $M_C = K\alpha$, протилежний зовнішньому моменту. Очевидно, що при дії на платформу постійного зовнішнього моменту M_1 , встановлюється деяке відхилення α_{cm} , при якому стабілізуючий момент врівноважує зовнішній момент. $M_C = K\alpha_{cm} = M_1$, звідки

$$\alpha_{cm} = \frac{M_1}{K}. \quad (2.69)$$

Відхилення α_{cm} є статистичною похибкою стабілізації. Порівнюючи вирази (2.35) і (2.51), видно, що для забезпечення однієї і тієї ж величини статичної похибки в індикаторному стабілізаторі необхідно мати істотно більший коефіцієнт посилення K ланцюга стабілізації.

Так як в процесі стабілізації гіроскоп не робить навіть короткочасного силового впливу на платформу, гіростабілізатори цього типу є індикаторними.

Рівняння руху, структурна схема індикаторного гіростабілізатора

Рівняння руху індикаторного гіростабілізатора без урахування динамічних властивостей триступеневого гіроскопа мають вигляд:

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} - K\alpha_r &= M_1; \\ H(\dot{\alpha} + \dot{\alpha}_r) &= M_2, \end{aligned} \quad (2.70)$$

де α_r – кут повороту гіроскопа навколо осі зовнішньої рамки щодо платформи; M_2 – збурюючий момент навколо осі внутрішньої рамки гіроскопа.

Застосовуючи до рівнянь (2.52) перетворення Лапласа, отримаємо:

$$\begin{aligned} (Ap^2 + hp)\alpha(p) - K\alpha_r(p) &= M_1(p); \\ Hp\alpha(p) + Hp\alpha_r(p) &= M_2(p). \end{aligned} \quad (2.71)$$

					ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		44

Відповідно до рівнянь (2.53) структурна схема індикаторного гіростабілізатора має вигляд:

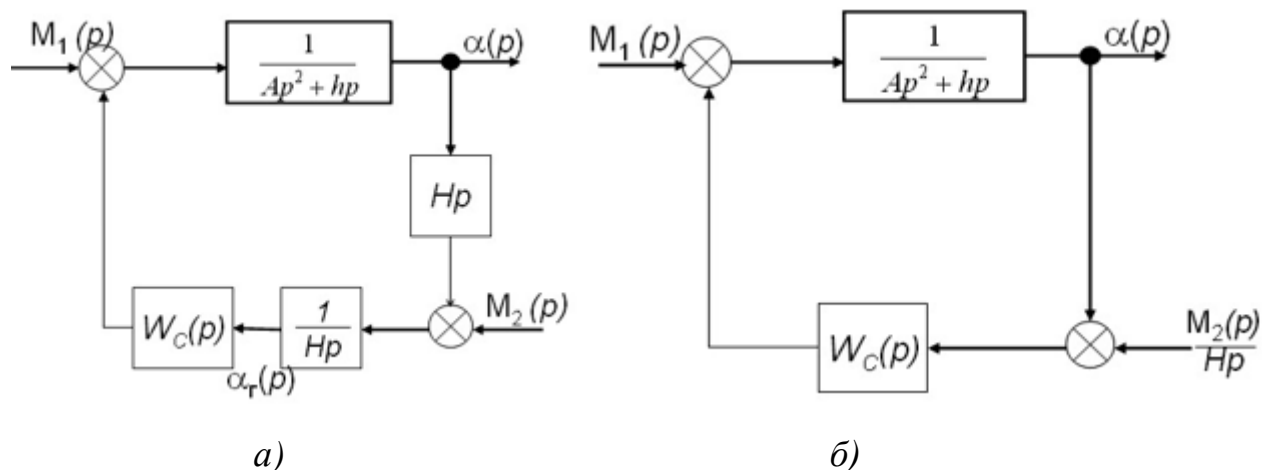


Рис.2.30. Структурна схема індикаторного гіростабілізатора

З структурних схем (рис. 2.30) отримаємо передавальні функції:

$$W_{\alpha, M_1}(p) = \frac{1}{Ap^2 + hp + K}; \quad (2.72)$$

$$W_{\alpha, M_2}(p) = \frac{K}{Hp(Ap^2 + hp + K)}. \quad (2.73)$$

З передавальної функції (2.72) видно, що при дії постійного збурюючого моменту M_1 гіростабілізатор має статичну помилку:

$$\alpha_{cm} = \frac{M_1}{K}, \quad (2.74)$$

а з передавальної функції (2.55) випливає вираз для кутової швидкості гіростабілізатора:

$$\omega_{op} = \frac{M_2}{H}. \quad (2.75)$$

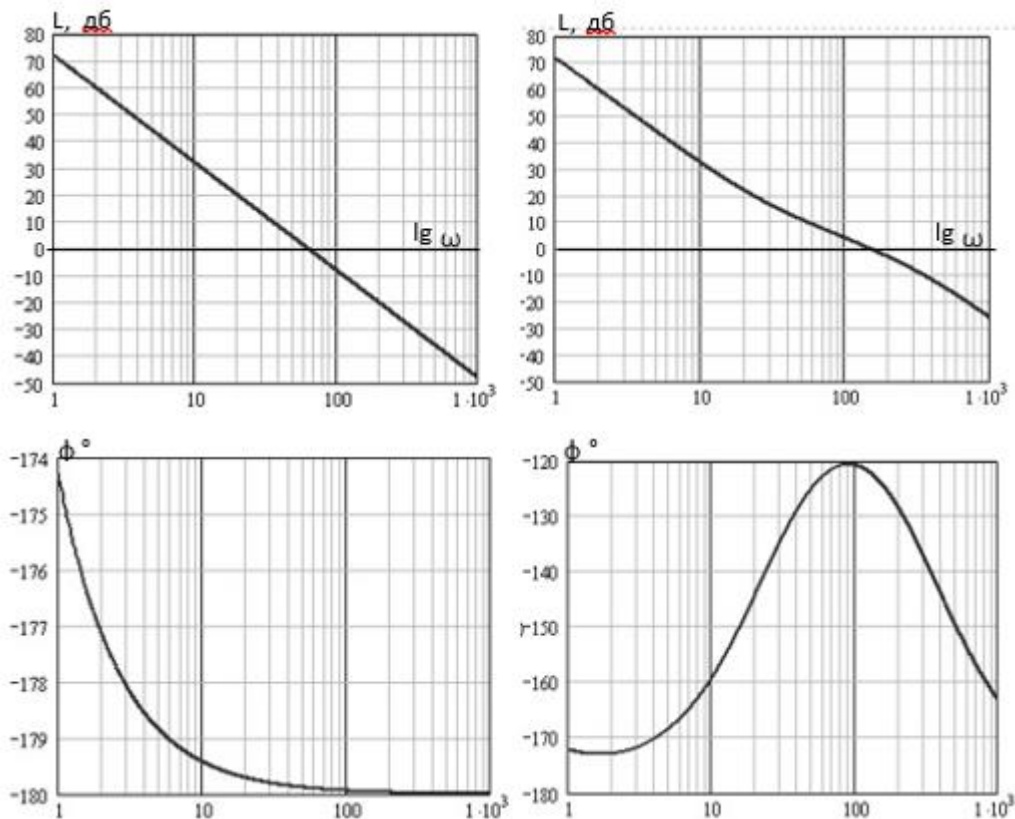
Стійкість індикаторного гіростабілізатора

З структурної схеми (рис. 2.30) маємо передавальну функцію розімкнутого гіростабілізатора:

$$W_p(p) = \frac{W_c(p)}{hp(T_{\Pi}p + 1)} = \frac{KW_{\text{кк}}(p)}{hp(T_{\Pi}p + 1)(T_y p + 1)(T_{os} p + 1)}, \quad (2.76)$$

При відсутності коригуючого контуру і безинерційної ланцюга стабілізації частотні характеристики разомкненого гіростабілізатора представлені на малюнку 2.31, а). Для забезпечення необхідних запасів стійкості в ланцюзі стабілізації може бути включений коригувальний контур з передавальною функцією (рис. 2.31, б)):

$$W_{\text{кк}}(p) = \frac{1 + T_1 p}{1 + T_2 p}. \quad (2.77)$$



а) без корекції

б) з корекцією

Рис. 2.31. Частотні характеристики індикаторного гіростабілізатора

2.2. ТРИВІСНІ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРИ

Тривісні (просторові) гіроскопічні стабілізатори служать для стабілізації і управління платформою з встановленими на ній різними пристроями навколо трьох осей стабілізації. Управління літаками, балістичними ракетами, носіями космічних апаратів і самими космічними апаратами вимагає підтримки в просторі строго заданого кутового положення вимірників прискорення руху (ньтонметрів) при дуже жорстких вимогах до погрішностей орієнтації. Таке завдання має виконуватися в умовах великих перевантажень, вібрацій, змін температури та інших факторів, які супроводжують політ[14].

Для стабілізації ньютонметрів або гіроінтеграторів в просторі застосовуються тривісні гіростабілізатори (ТГС). Основною частиною тривісного гіростабілізатора (рис. 2.32) є стабілізований елемент 1 (стабілізована платформа), що має посадочні поверхні для монтажу гіроскопів стабілізації (гіроблоків), ньютонметрів або гіроінтеграторів системи управління, рівнів (маятників) і оптичних пристроїв (призм) початкової виставки.

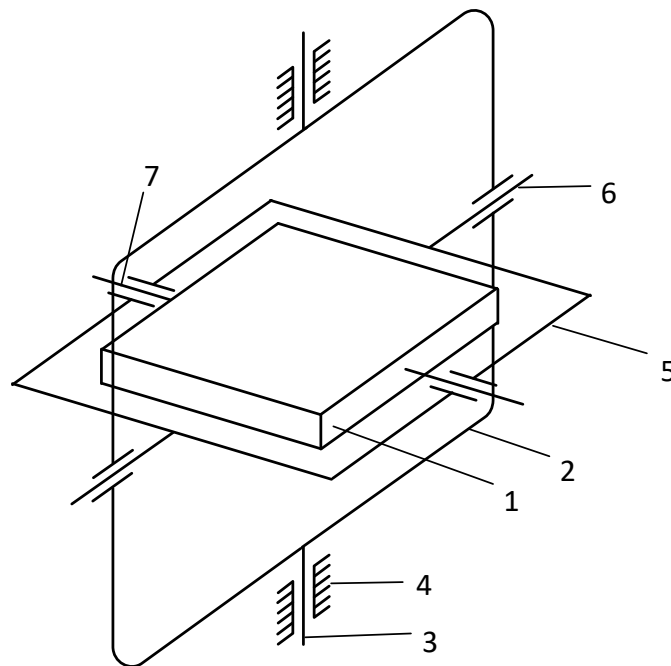


Рис. 2.32. Схема тривісного гіростабілізатора

Для того щоб ізолювати стабілізовану платформу від кутового руху об'єкта, використовують систему піввісь і рам, що утворюють триступеневої карданний підвіс. Зовнішня рама 2 такого підвісу за допомогою цапф 3, що утворюють зовнішню вісь підвісу, встановлена в підшипниках корпусу 4 приладу. Внутрішня рама 5 своїми цапфами 6, що представляють проміжну вісь підвісу, укріплена в підшипниках зовнішньої рами. Платформа своїми цапфами 7, що утворюють внутрішню вісь підвісу, встановлена в підшипниках внутрішньої рами. Зовнішня і проміжна, проміжна і внутрішня осі конструктивно перпендикулярні, а в початковому положенні досягається, як правило, перпендикулярність всіх осей підвісу платформи. Для вирішення завдання забезпечення платформі трьох ступенів кутового руху можуть бути використані і інші типи підвісів, наприклад, газостатичному.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		47

2.2.1. Підвіси тривісних гіростабілізаторів

Найбільш широке поширення для ізоляції стабілізованою платформи від кутового руху об'єкта отримав карданний підвіс. Конструкція карданного підвісу визначається в кожному конкретному випадку вимогами по величинам кутових поворотів об'єкта щодо стабілізованою платформи, кількістю і компонованням ньютонметрів, гіроінтеграторов, гіроскопів та інших приладів, розташованих на платформі, допустимими деформаціями підвісу на вигин при перевантаженнях, точністю взаємної виставки приладів і іншими факторами. Залежно від взаємного розташування стабілізованою платформи і рам карданови підвіси підрозділяються на зовнішні і внутрішні.

Зовнішній карданний підвіс (рис.3.1) являють собою стабілізовану платформу 1, оточену двома (іноді трьома) рамами: зовнішньої 2 і внутрішньої 5. При необхідності розміщення на стабілізованою платформі телескопів астрокоррекції або подібних до них приладів зовнішня рама підвісу може виконуватися неповної (рис. 2.33), у вигляді «ліри».

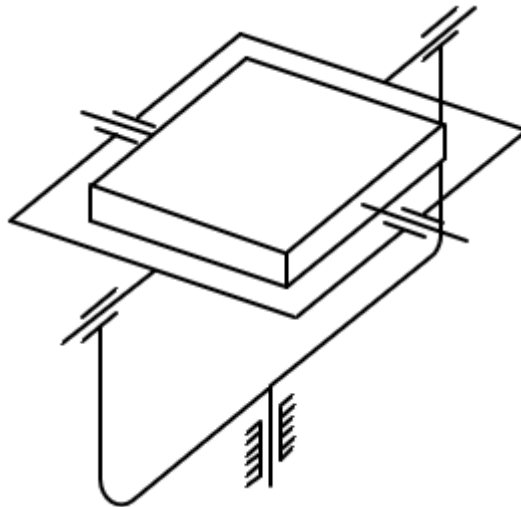


Рис.2.33. Зовнішня рама підвісу у вигляді ліри

При порівняно невеликих розмірах рами виготовляються як правило, литтям з алюмінієвих сплавів. При великих розмірах рам і при підвищених вимогах до їх жорсткості переходять до коробчатої конструкції з сталі.

Основною перевагою зовнішнього підвісу гіростабілізатора є компактність і жорсткість самого стабілізованого майданчика. Це дозволяє забезпечити високу точність взаємної виставки гіроскопів, ньютонметрів, гіроінтеграторов, призм і

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		48

інших приладів і її підтримку в умовах перевантажень і вібрацій. Ці фактори роблять зовнішній карданний підвіс особливо зручним для малогабаритних гіростабілізаторів з мініатюрними чутливими елементами. Іншою перевагою зовнішнього підвісу є майже необмежена свобода кутового маневру об'єкта щодо двох (зовнішньої і внутрішньої) осей підвісу стабілізованої платформи, так як при скоєнні таких маневрів ортогональність вісей підвісу не порушується.

Недоліками зовнішнього підвісу є: недостатня жорсткість підвісу, збільшення габаритів і ваги гіростабілізатора при великій кількості стабілізованих приладів, обмеження поля зору оптичних пристроїв, труднощі забезпечення рівножорсткості. Іноді для підвищення жорсткості рами зовнішнього підвісу виконують у вигляді сфери (рис. 2.34), що призводить до суттєвого ускладнення конструкції.



Рис.2.33. Зовнішня рама карданного підвісу у вигляді сфери

Внутрішній карданний підвіс (рис. 2.34) заснований на застосуванні траверси 1 і рамки 2, в підшипниках якої встановлена платформа 3. Стабілізована платформа при такому типі підвісу може мати замкнуту конструкцію (рис. 2.34, а)) або складатися з двох частин (рис. 2.34, б)), жорстко пов'язаних один з одним віссю, що утворює внутрішню вісь підвісу.

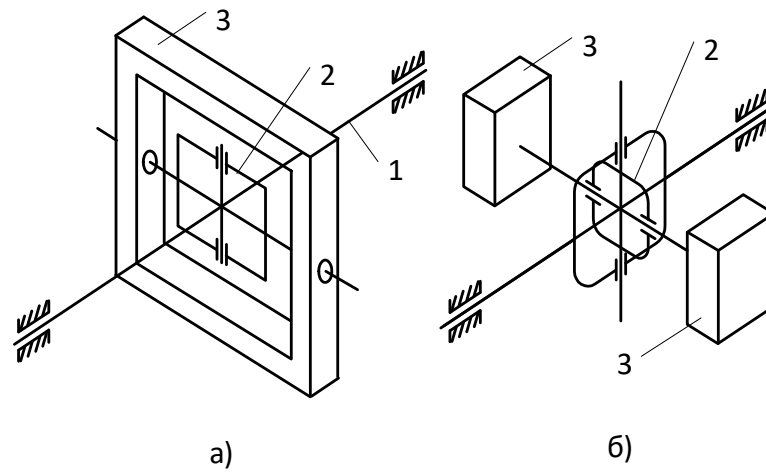


Рис. 2.34. Схеми внутрішнього карданного підвісу

При замкнутій конструкції платформи жорсткість її залишається досить високою, що дозволяє забезпечити високу точність взаємної виставки гіроскопів і ньютонometrів. Однак свобода поворотів об'єкта суттєво обмежується не тільки по проміжній, але і по внутрішній осі підвісу. При «гантельній» конструкції платформи можна, як і при зовнішньому підвісі, забезпечити широку свободу кутового маневру об'єкта по двох осях підвісу (внутрішньої і зовнішньої), однак жорсткість стабілізованого майданчику забезпечити важко. Внутрішній підвіс платформи дозволяє отримати менші габарити і вагу гіростабілізатора при порівняно великих розмірах гіроскопів і гіроінтеграторів.

2.2.2.Тривісний гіростабілізатор, побудований на трьох двоступеневих гіроскопах

Одна з можливих схем тривісного гіростабілізатора приведена на рис.2.35.

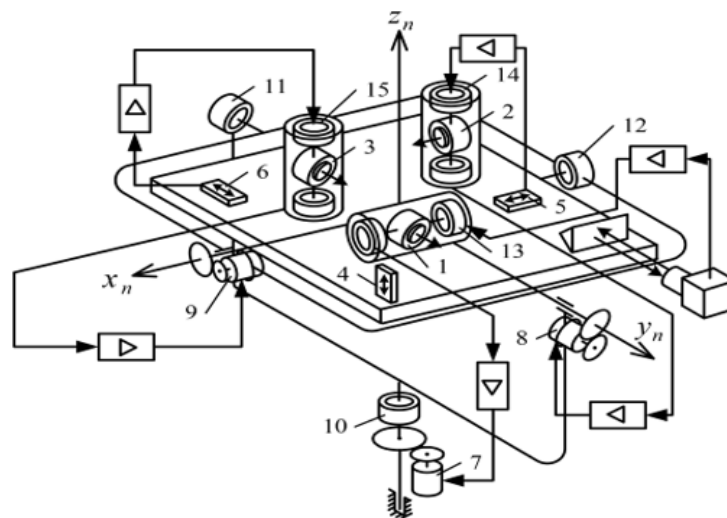


Рис.2.35. Гіростабілізатор, побудований на трьох двоступеневих гіроскопах

Тут стабілізована платформа встановлюється в кардановому підвісі, що складається з внутрішньої і зовнішньої рам і забезпечує платформі три ступені свободи щодо заснування. На платформі розташовується об'єкт стабілізації, в даному випадку ньтонметри 4, 5, 6 інерціальної навігаційної системи і три двоступеневих гіроскопа. Кожен з гіроскопів забезпечений датчиком кута прецесії і датчиком моментів. По осях карданова підвісу – осях стабілізації – встановлюються стабілізуючі двигуни, керовані через підсилювачі сигналами здавачів кутів прецесії. Таким чином, тривісний гіростабілізатор має систему стабілізації, що складається з трьох каналів, кожен з яких здійснює стабілізацію платформи щодо однієї з осей. Наприклад, гіроскоп 1 спільно зі стабілізуючим двигуном 7 стабілізує платформу щодо осі зовнішньої рами. Нехай до платформи програми збурює момент по зовнішній осі підвісу. Цей момент викликає поворот гіроскопа 1 навколо осі прецесії. З датчика кута гіроскопа знімається сигнал, який після посилення і перетворення в підсилювачі надходить на керуючу обмотку двигуна стабілізації 7. Останній прикладає до платформи момент, протилежний зовнішньому, компенсуючи тим самим його вплив на платформу.

Система керування положенням платформи гіростабілізатора (система корекції або приведення, система стеження) має три канали, які містять чутливі елементи, підсилювачі, датчики моментів. Наприклад, в трьохвісному гіростабілізаторі, зображеному на рисунку 3.5, для приведення осей X_n, Y_n до площини горизонту в якості чутливих елементів ставляться ньтонметри 6 і 5, пов'язані через підсилювачі з датчиками моментів 15 і 14. Для задання азимутального положення платформі можуть бути застосовані різні курсові прилади, оптичні та інші пристрої. У гіростабілізаторі, зображеному на малюнку 2.35, в якості чутливого елемента системи азимутальної корекції використовується автоколімаційний кутомір АК, що вимірює неузгодженість між виходять з нього і відображеному від призми світловими променями. Якщо платформа відхилилася від необхідного азимутального положення, то відбитий і випускається автоколіматорні промені виявляються непаралельними, що призводить до появи сигналу неузгодженості з фотоприймача. Цей сигнал після посилення в підсилювачі надходить на датчик моменту 13 гіроскопа 1, під дією моменту якого

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
						51
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

платформа повертається в азимут до ліквідації з'явленої неузгодженості. Для визначення кутових відхилень об'єкту від необхідного положення в просторі на осях підвісу гіростабілізатора встановлені датчики команд 10, 11 і 12, які на етапі приведення можуть бути використані як елементи грубого приведення.

2.2.3. Тривісний індикаторний гіростабілізатор

На платформі трехосного гіростабілізатора (рис. 2.36) встановлено два триступеневих гіроскопа 1 і 2, вимірювальні осі яких, за відсутності взаємних поворотів платформи і рам підвісу, паралельні осям стабілізації. На вимірювальних осях гіроскопів встановлені датчики кутів 3 (6), 4 і 5, сигнали з яких використовуються для управління стабілізуючими двигунами.

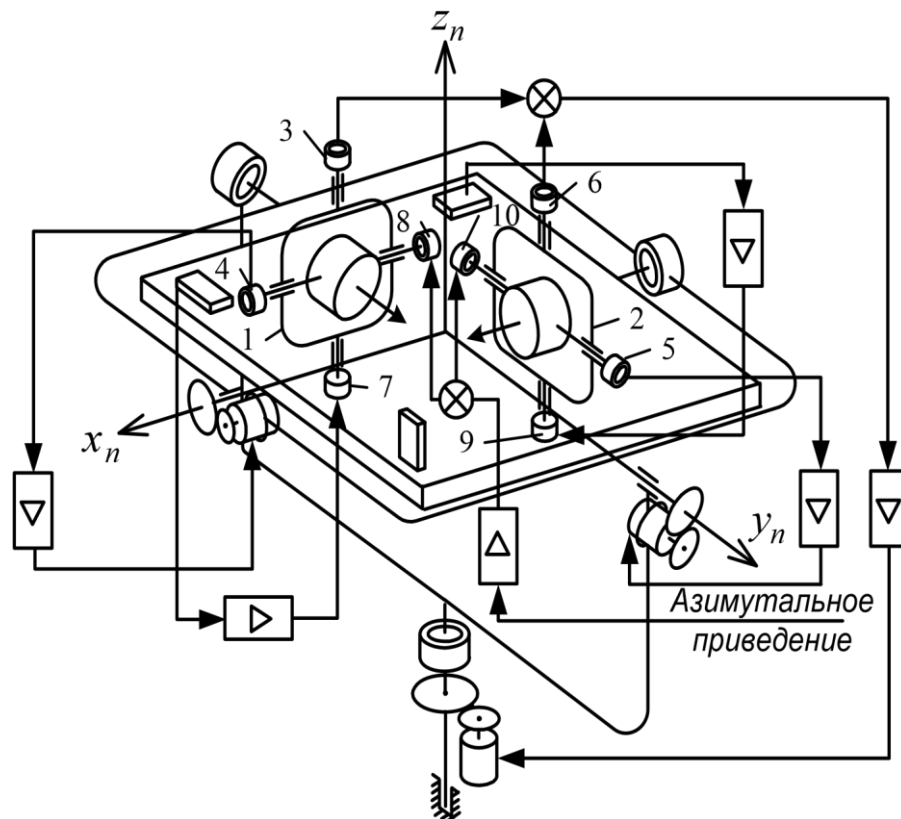


Рис. 2.36. Схема тривісного індикаторного гіростабілізатора

Для виставки платформи в початкове положення служать датчики моментів 7, 8 (10) і 9, керовані сигналами з чутливих елементів системи приведення.

2.2.4. Тривісний гіростабілізатор з додатковою рамою підвісу

Для балістичних ракет і ракет-носіїв, призначених для виведення головної частини (космічного апарату) на орбіту, зовнішню і внутрішню осі карданного підвісу платформи зазвичай поєднують з осями обертання і тангажа, а проміжну

вісь встановлюють по осі рискання ракети. На транспортних і пасажирських літаках зовнішню і проміжну осі карданного підвісу поєднують з осями крену і тангажа, а внутрішню вісь встановлюють по осі рискання літака.

Однак для цілого класу об'єктів (зенітні керовані ракети, самолетиснаряди, літаки-ракетоплани і інші маневруючі об'єкти) може знадобитися широкий маневр по всіх трьох осях. При цьому в звичайному карданному підвісі відбувається блокування обертання і платформа втрачає одну зі ступенів свободи. Для ліквідації явища «складання» карданний підвіс доповнюють ще однією рамою (рис. 3.7).

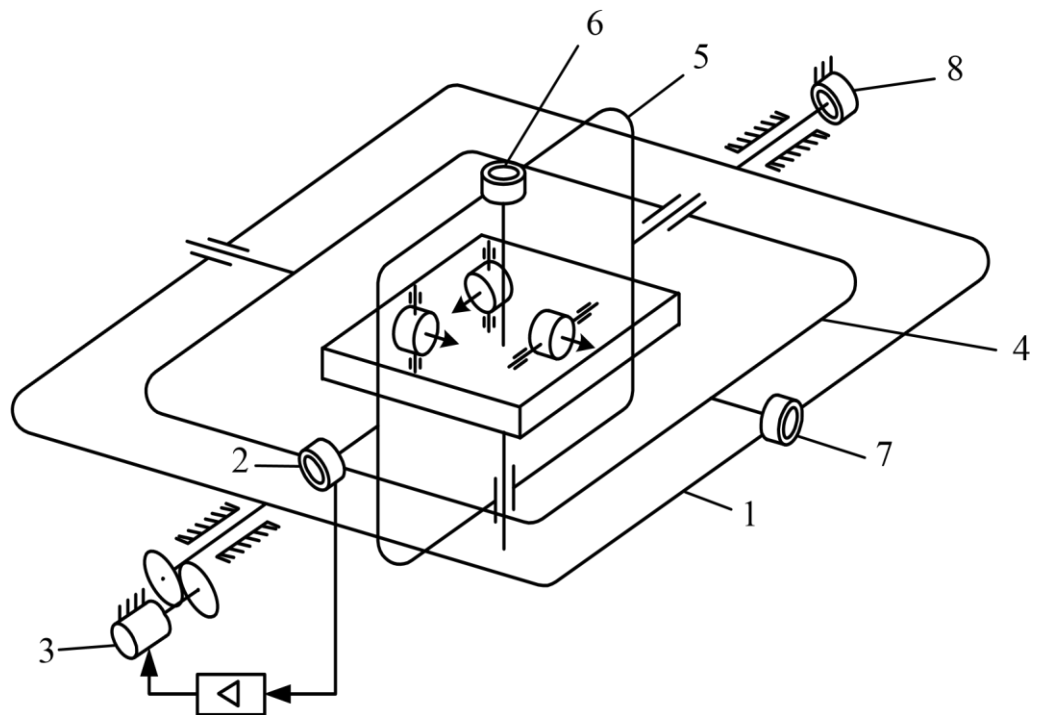


Рис. 2.37. Схема тривісного гіростабілізатора з додатковою рамою підвісу

Платформа має додаткову раму 1. За допомогою системи стеження, що містить датчик кута 2, підсилювач та виконавчий двигун 3, зовнішня рама 4 наводиться в положення, коли вісь її цапф перпендикулярна площині внутрішньої рами 5. Цим досягається перпендикулярність всіх трьох осей карданного підвісу платформи і працездатність системи при будь-яких можливих маневрах літака. Датчики команд 6, 7 і 8 виробляють сигнали, пропорційні кутам рискання, тангажу і крену об'єкта.

3.ПРОЕКТУВАННЯ ПРИСТРОЮ СТАБІЛІЗАЦІЇ

У результаті аналізу різних схем стабілізації було прийнято рішення використовувати індикаторний гіроскопічний метод стабілізації . Прототипом пристрою стала ручна система стабілізації DJI Ronin-MX.



Рис.3.1. Система стабілізації DJI Ronin-MX.

Нижче наведені технічні характеристики DJI Ronin-MX.

Характеристики:

Максимальне навантаження: 3,6 кг

Мотори: безщіткові (3шт.)

Струм: 300 - 600 мА при 16 В

Сенсори: IMU, сенсор температури

Процесор: DJI 32-bit DSP

Точність: $\pm 0.02^\circ$

Швидкість панорамування: $90^\circ / \text{сек}$

Швидкість фронтального нахилу: $100^\circ / \text{сек}$

Швидкість бокового нахилу: $30^\circ / \text{сек}$

Діапазон панорамування: 360°

Діапазон фронтального нахилу: від 105° до 165°

Діапазон бокового нахилу: $\pm 25^\circ$

Частота роботи пульта управління: 2.4 ГГц

Особливості: підтримка D-Bus

Бездротовий інтерфейс: Bluetooth 4.0

Провідний інтерфейс: USB, DJI Lightbridge

Максимальний розмір камери: 120 мм (від центра ваги)

Максимальна висота камери: 195 мм (від верху пластини)

Максимальна ширина камери: 160 мм

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		54

Батарея: Ronin-M 4S (до 6 годин роботи)

Робоча температура: від -15 до + 50 °С

Габарити: 500/210/420 мм

Вага: 2.3 кг

3.1. Постановка задачі

Пристрій проектується для використання з фотокамерою SONY Alpha 7 або схожими за габаритами приладами . Пристрій повинен виконувати стабілізацію по трьох осях. Габарити пристрою до 500/210/420 мм, маса до 2.5 кг. Максимальне навантаження на систему 3 кг. Система стабілізації повинна придушувати коливання з частотами 1-20 Гц, та мати максимальний кут нахилу до 165°. Живлення всіх елементів відбувається від батарейки 5 В.

3.2.Опис конструкції та принципу дії

На рис.3.2 зображено конструкції пристрою стабілізації

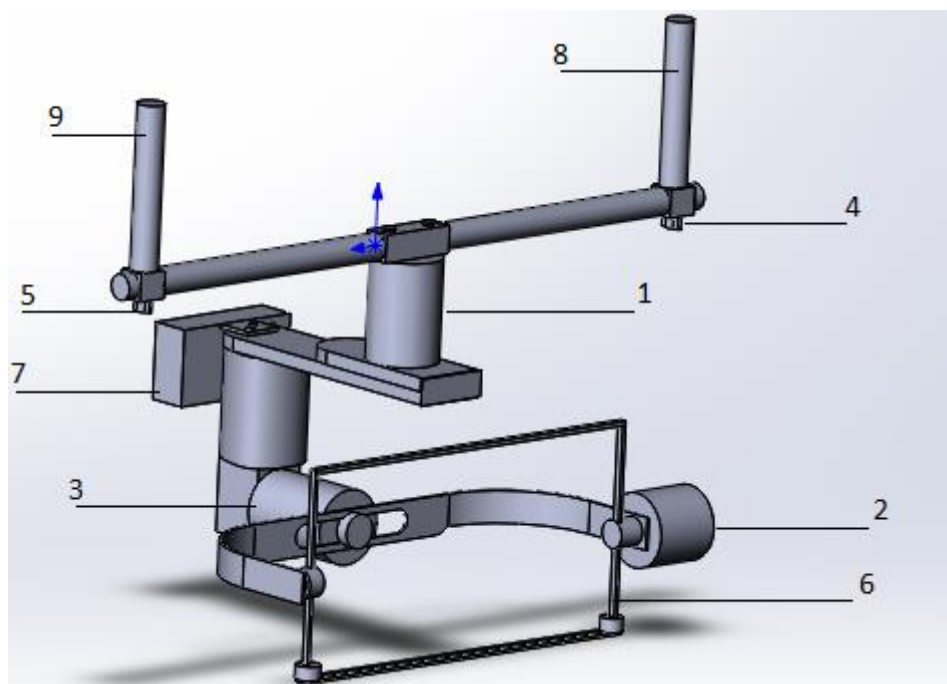


Рис.3.2.Конструкція пристрою

У пристрої розташовані три гіроблока (1,2,3) , вісі чутливості яких розташовуються по трьох осях стабілізації. Кожен гіроблок включає в себе гіроскопічний датчик кута , підсилювач сигналу стабілізації , двигун стабілізації та редуктор двигуна стабілізації. До рухливої рами 6 кріпиться зйомна платформа , на яку встановлюється камера . Пристрій необхідно використовувати тримаючи в руках , для чого встановленні ручки 8 та 9. Завдяки піджимним гвинтам 5 та 4 ,

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		55

ручки можна встановлювати в зручному для користувача місці та положені. Батарейний відсік 7 слугує для живлення всіх елементів пристрою.

Під дією зовнішнього збурюючого моменту на оптичний прилад, він змінює своє положення в просторі, відхиляючись на деякі кути від вісей чутливості(стабілізації), гіроскопічні датчики кута фіксують відхилення і подають сигнал на двигуни стабілізації, які виробляють моменти стабілізації, що протилежні по знаку зовнішнім моментам. Сигнал з датчика посилюється за допомогою підсилювача для достатнього живлення привода.

3.3. Структурна схема

Опишемо детальніше принцип дії приладу. Коли на рухому платформу, на якій знаходиться оптичний прилад, діє момент M , під дією останнього вона починає відхилятися від початкового положення. Датчик кута (ДК) сприймає кут відхилення та видає пропорційний сигнал, який надходить на підсилювач (П). Після посилення сигналу та наповнення його енергією, він надходить на двигун стабілізації (ДС), в якості якого використовується датчик моменту. Двигун виробляє момент стабілізації (M_c), що протилежний по знаку збурюючому моменту M .

З урахуванням вищенаписаного, можна скласти наступну структурну схему:

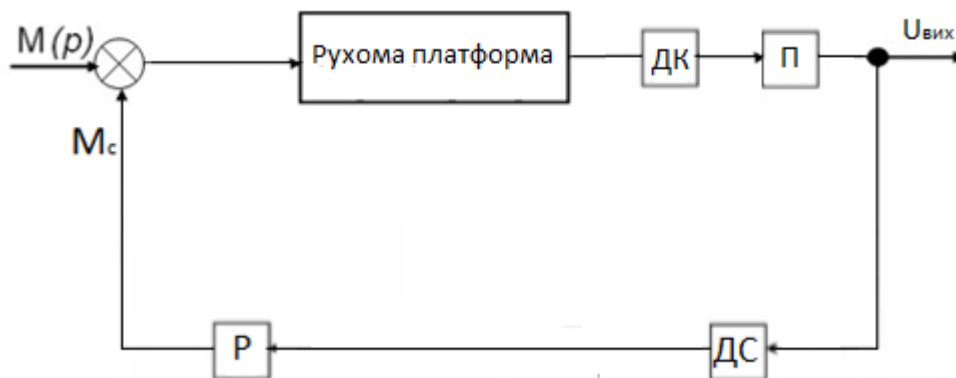


Рис.3.3. Структурна схема пристрою стабілізації

Датчик кута та підсилювач знаходяться в гілці прямого зв'язку для підвищення запасу стійкості системи.

При дії зовнішнього збурюючого моменту M_3 , рівняння руху гіростабілізатора буде мати вигляд:

$$A\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} - K_c\alpha = M_3, \quad (3.1)$$

де A – сумарний момент інерції стабілізованої платформи, гіроблоків і ротора двигуна стабілізації;

M_c – момент стабілізації ;

h – коефіцієнт демпфування щодо осі стабілізації.

Коефіцієнт демпфування оцінюється за такою формулою:

$$h_{дс} = \frac{M_{пуск}}{n_{хх}} \quad (3.2)$$

Тут $n_{хх}$ – швидкість холостого ходу датчика моменту , а $M_{пуск}$ – пусковий момент двигуна.

$$h = i^2 \cdot h_{дс}, \quad (3.2.1)$$

де i – передаточне число редуктора.

Момент стабілізації , можна розрахувати за виразом:

$$M_c = K_c\alpha,$$

де K_c – коефіцієнт стабілізації , що дорівнює:

$$K_c = K_{дк} K_{п} K_{дс} K_{р}, \quad (3.2.2)$$

де $K_{дк}$ – чутливість датчика кута ;

$K_{п}$ – коефіцієнт посилення підсилювача;

$K_{дс}$ – чутливість двигуна стабілізації ;

$K_{р} = i$ – передаточне число редуктора двигуна стабілізації.

Застосовуючи до рівняння (3.1) перетворення Лапласа, отримаємо:

$$(Ap^2 + hp)\alpha(p) - K_c\alpha(p) = M_3 \quad (3.3)$$

З рівняння (3.3) можна побудувати наступну структурну схему:

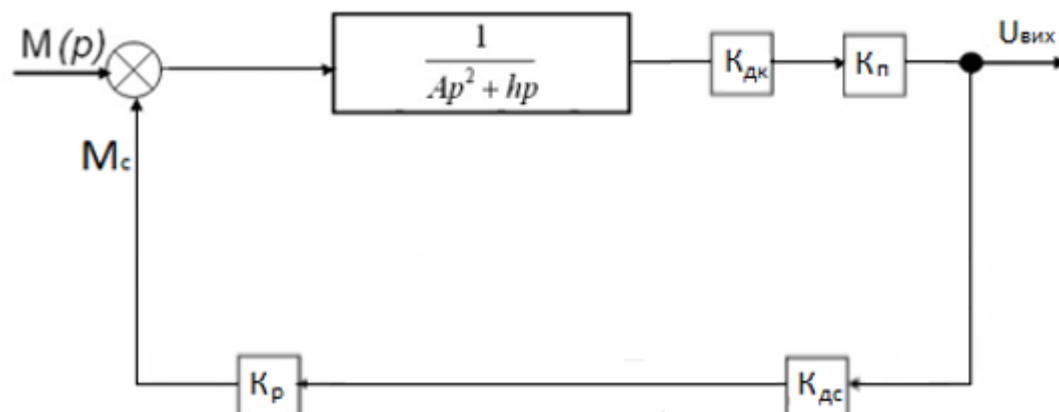


Рис.3.4. Структурна схема

Відповідно рис.3.4 , передаточна функція гіростабілізатора буде мати вигляд:

$$W(p) = \frac{K_{дк}K_{п}}{Ap^2+hp+K_c} \quad (3.4)$$

Передаточна функція (3.4) відповідає коливальній ланці.

Передаточна функція в розімкненому стані системи :

$$W_{роз}(p) = \frac{K_{дк}K_{п}}{Ap^2+hp} \quad (3.4.1)$$

При розриві ланцюга зворотнього зв'язку , пристрій буде працювати як вимірювальний прилад кута повороту рухомої платформи , при цьому ніяк не впливаючи на її стабілізацію.

3.4. Вибір конструктивних елементів

3.4.1. Вибір приводу стабілізації

В якості двигунів стабілізації виберемо датчик моменту ДМ-5, що є двигуном постійного струму колекторного типу. Даний датчик моменту забезпечує максимальний крутний момент +1430 сН·см, що дозволяє придушувати збурюючі моменти по вісі стабілізації. Виробник ООО «ЗАПАДПРИБОР».

Технічні характеристики ДМ-5:

- Максимальний струм протягом не більше 1,5 хв - 1,3 А;
- Опір обмотки - 18 ± 3 Ом;
- Крутизна характеристики – $1.1 \pm 0,2$ кг·см / А;
- Нелінійність моменту від струму - 10%;
- Сталість моменту по куту повороту - 10%;
- Перегрів при струмі 0,6 А - 50 ° С;
- Вага - 170 г;
- Момент тертя - 70 г·см;
- Максимальна температура нагріву обмоток - 130 ° С;
- Температурний діапазон - -60 .. + 80 ° С;
- Ресурс - 2000 годин;
- Час безперервної роботи - 20 годин;
- Номінальний струм - 0,6 А;

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		58

- Номінальний зовнішній діаметр - 50 мм;
- Номінальний внутрішній діаметр - 15 мм;
- Товщина - 13,1 мм;
- Максимальний крутний момент - 1430 сН·см;

3.4.4. Розрахунок та вибір діаметру валу

При дії на вал крутного моменту $M_{кр}$ на вал, рекомендований діаметр для нього, може бути знайдений з виразу:

$$d = \sqrt[3]{\frac{16 M_{кр}}{\pi [\tau]}} \quad (3.4.2)$$

де $[\tau]$ – допустиме дотичне напруження матеріалу валу.

З метою зменшення пружного мертвого ходу в точних і силових механізмах кути закручування перерізів валів один щодо одного обмежуються допустимим кутом закручування φ . Умова жорсткості валу при крученні має:

$$[\varphi] \leq [\varphi]_{max} \quad (3.4.3)$$

Діаметр валу на закрученій ділянці визначається за формулою:

$$d_3 = \sqrt[3]{\frac{32 L_B M_{кр}}{\pi G [\varphi]}} \quad (3.4.4)$$

де L_B – робоча довжина валу;

G – модуль здвигу матеріалу.

Якщо умова жорсткості при діаметрі валу d не виконується, то рекомендується обирати більший з розрахованих діаметрів. Допустимий кут повороту валу оберемо $\varphi = 20$ кутових хвилин або $\frac{\pi}{540}$. Робоча довжина валу дорівнює 50мм.

Задамо величини $[\tau]$ та G . Для матеріалу сталь 40:

$$[\tau] = 25 \text{ МПа};$$

$$G = 8 \cdot 10^4 \text{ МПа}.$$

Максимальне значення крутного моменту, що діють на валу $M_{кр} = 4.45 \text{ Нм}$.

Тоді діаметр валу, відповідно (3.4.4) буде:

$$d = \sqrt[3]{\frac{16 \cdot 4.45}{3.14 \cdot 25 \cdot 10^6}} = 9.7 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

					ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		59

А діаметр валу на закрученій ділянці (3.4.4) :

$$d_3 = \sqrt[3]{\frac{32 \cdot 0.05 \cdot 4.45}{3.14 \cdot 8 \cdot 10^{10} \cdot \frac{\pi}{540}}} = 8.02 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

Отже , умова жорсткості виконується. Беремо більший з розрахованих діаметрів $d = 9.7 \cdot 10^{-3} \text{ м} = 9.7 \text{ мм}$ та вибираємо з ряду розмірів стандартних валів діаметр валу $d = 10 \text{ мм}$.

3.4.3.Вибір датчика кута

В якості датчика кута було прийнято рішення використовувати гіроскопічний датчик РТК-29.

Технічні характеристики датчика кута РТК-29:

- Живлення – 10В;
- Струм - 50мкА;
- Діапазон лінійності характеристики - $\pm 40^\circ$;
- Крутизна вихідної характеристики - 4,6 мВ / кут. хв;
- Ставлення залишкового сигналу до крутизни - 6,5 кут. хв;
- Похибка лінійності характеристики - $\pm 1\%$;
- Маса - 60г;
- Габарити - 30мм/9,7мм/8мм;

3.4.4.Вибір підсилювача

При виборі підсилювачу , головним критерієм був достатній коефіцієнт підсилення . Було обрано наступний варіант – AS89000. Нижче наведено його технічні характеристики.

Технічні характеристики:

- Інтерфейс: аналоговий вихід напруги;
- Вхідний струм: 25nА - 20μА;
- Коефіцієнт підсилення: 4.5;
- Частоти сигналу [кГц]: від 6 до 300;
- Напруга живлення [В]: 0,3 - 7,0;
- Пакет: QSOP16;
- Розмір [мм]: 4,90 x 6,00 x 1,75;
- Діапазон температур [° C]: від -40 до 125;

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		60

3.5. Розрахунок передаточних функцій пристрою

Маса пристрою включаючи підшипники і ротори датчика моменту, датчики кута: $m = 2.427 \text{ кг}$.

Сумарні моменти інерції по трьох осях дорівнюють:

$$I_x = 572.9 \cdot 10^{-4} \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_y = 164.5 \cdot 10^{-4} \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_z = 456.5 \cdot 10^{-4} \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Відповідно до виразу (3.2), знайдемо коефіцієнт демпфування двигуна

ДМ5. Задамося величиною швидкості холостого ходу: $n_{\text{хх}} = 1000 \frac{\text{об}}{\text{хв}}$. Пусковий момент ДМ5 складає $M_{\text{пуск}} = 0,143 \text{ Н} \cdot \text{м}$. Тоді коефіцієнт демпфування буде:

$$h_{\text{дс}} = \frac{0,143}{1000} \cdot \frac{60}{2\pi} = 1,366 \cdot 10^{-3} \frac{\text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}}{\text{рад}}.$$

Відповідно (3.2.1):

$$h = 0.001366 \cdot 25 = 0.03415 \frac{\text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}}{\text{рад}}.$$

З виразу (3.2.2) знайдемо коефіцієнт стабілізації, підставивши вищеприведені чутливості та перевіривши їх в систему СІ:

$$K_c = K_{\text{дк}} K_{\text{п}} K_{\text{дс}} K_{\text{р}} = 0.276 \cdot 4.5 \cdot 0.011 \cdot 5 = 0.06831 \text{ град} / \text{Н} \cdot \text{м};$$

Оскільки моменти інерції по кожній з вісей різні, передаточні функції для кожного гіроблока теж будуть різні.

Підставивши в вираз (3.4) чисельні дані, можна знайти передаточні функції по кожній з вісей стабілізації:

$$W_x(p) = \frac{K_{\text{дк}} K_{\text{п}}}{I_x p^2 + hp + K_c} = \frac{1.242}{0.05729p^2 + 0.03415p + 0.06831}; \quad (3.5)$$

$$W_y(p) = \frac{K_{\text{дк}} K_{\text{п}}}{I_y p^2 + hp + K_c} = \frac{1.242}{0.01645p^2 + 0.03415p + 0.06831}; \quad (3.6)$$

$$W_z(p) = \frac{K_{\text{дк}} K_{\text{п}}}{I_z p^2 + hp + K_c} = \frac{1.242}{0.0565p^2 + 0.03415p + 0.06831}. \quad (3.7)$$

3.6. Перехідний процес

Перехідний процес — процес зміни в часі координат динамічної системи, який виникає при переході від одного усталеного режиму роботи до іншого.

Визначається перехідний процес за виразом:

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61

$$h(t) = L^{-1}(W(p)) . \quad (3.8)$$

Відповідно (3.8) та (3.5-3.7) , отримаємо вирази для перехідних процесів кожного з гірблоків:

$$h_x(t) = L^{-1}(W_x(p)) = L^{-1} \left(\frac{1.242}{0.05729p^2 + 0.03415p + 0.06831} \right) = -3.159j e^{(-0.0298 - 0.344j)t} (e^{(0.688j)t} - 1);$$

$$h_y(t) = L^{-1}(W_y(p)) = L^{-1} \left(\frac{1.242}{0.01645p^2 + 0.03415p + 0.06831} \right) = -5.935j e^{(-0.1038 - 0.636j)t} (e^{(1.272j)t} - 1);$$

$$h_z(t) = L^{-1}(W_z(p)) = L^{-1} \left(\frac{1.242}{0.0565p^2 + 0.03415p + 0.06831} \right) = -3.173j e^{(-0.0302 - 0.3464j)t} (e^{(0.6928j)t} - 1);$$

1).

За результатами обчислень , були побудовані графіки перехідних процесів:

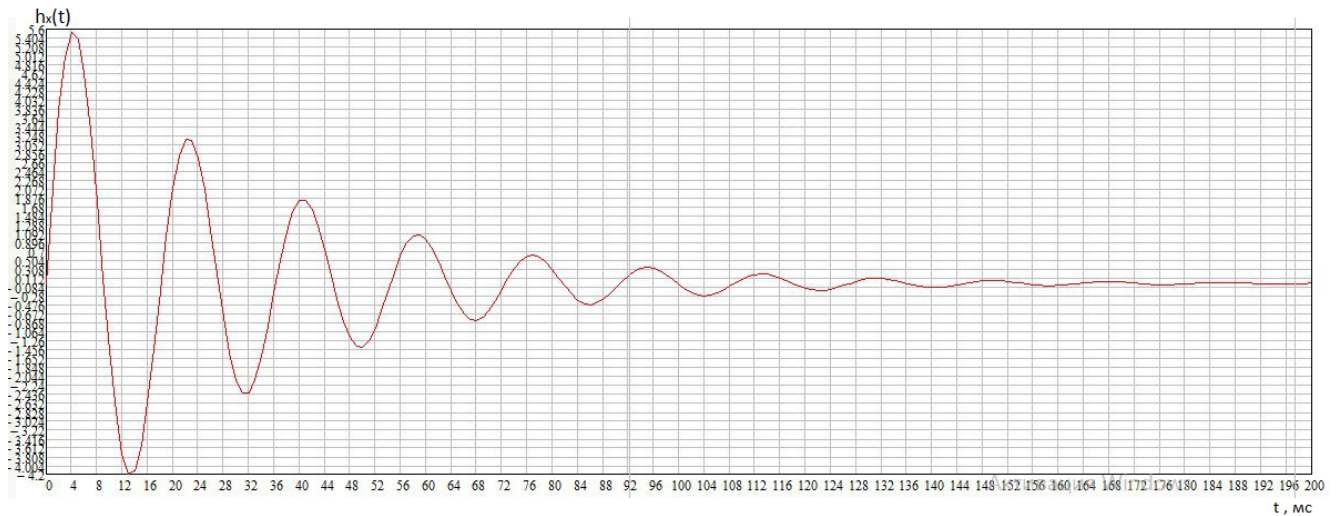


Рис.3.5.Графік перехідного процесу пристрою по осі X

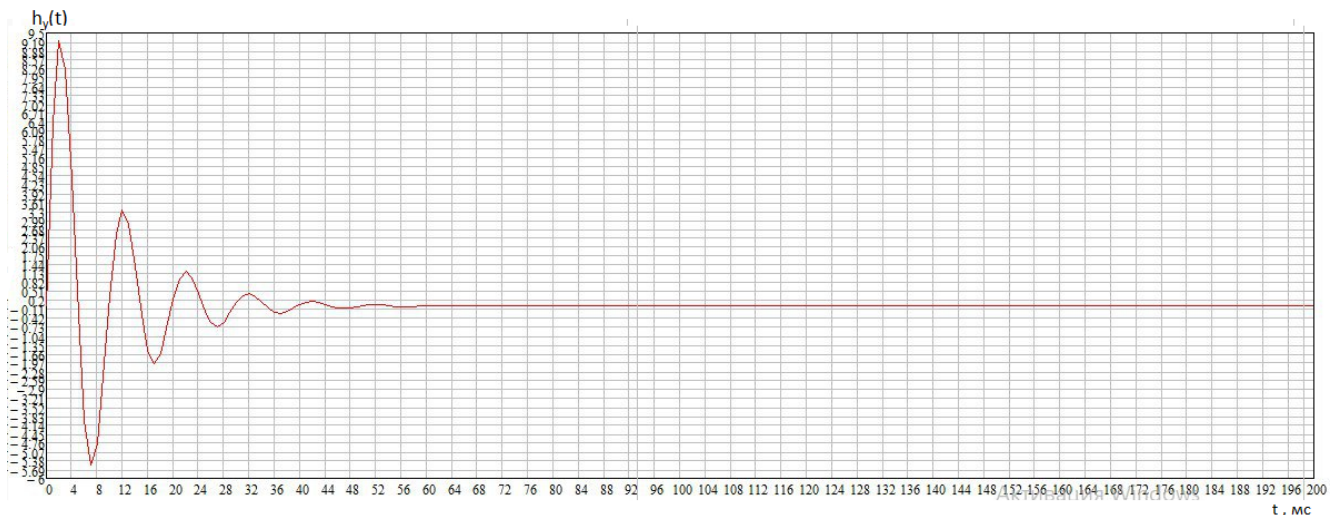


Рис.3.6.Графік перехідного процесу пристрою по осі Y

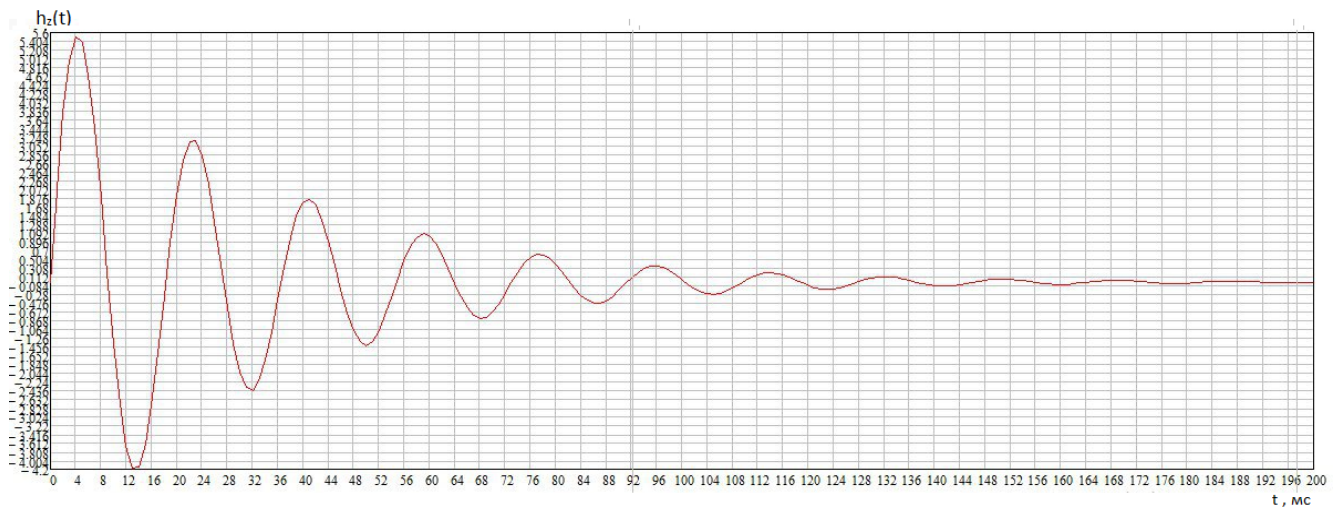


Рис.3.7.Графік перехідного процесу пристрою по осі Z

При динамічній похибці 1% мають місце наступні параметри перехідного процесу:

1)Час перехідного процесу:

$$t_{пх} = 0.168с;$$

$$t_{пч} = 0.06с;$$

$$t_{пз} = 0.152с;$$

2)Декремент затухання , що визначається за формулою(3.8.1):

$$\gamma = \frac{|h_{max1} - h_{уст}|}{|h_{max1} - h_{уст}|} \cdot 100\% \quad (3.8.1)$$

$$\gamma_x = 1.71;$$

$$\gamma_y = 2.612$$

$$\gamma_z = 1.73;$$

Вищенаведені параметри задовольняють початково заданим критеріям пристрою.

3.7.Частотні характеристики

Амплітудно-частотна характеристика(АЧХ) - залежність амплітуди сталих коливань вихідного сигналу деякої системи від частоти її вхідного гармонійного сигналюю.

Фазочастотна характеристика (ФЧХ) - залежність різниці фаз між вихідним і вхідним сигналами від частоти сигналу, функція, що виражає (описує) цю залежність.

Для визначення частотних характеристик нам необхідно перейти в частотну область. Для цього перепишемо рівняння (3.5-3.7) з підстановкою $p = j\Omega$:

					ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		63

$$W_x(j\Omega) = \frac{1.242}{0.5729(j\Omega)^2 + 0.03415j\Omega + 0.06831}; \quad (3.9)$$

$$W_y(j\Omega) = \frac{1.242}{0.1645(j\Omega)^2 + 0.03415j\Omega + 0.06831}; \quad (3.10)$$

$$W_z(j\Omega) = \frac{1.242}{0.565(j\Omega)^2 + 0.03415j\Omega + 0.06831}. \quad (3.11)$$

Розкривши дужки (3.9-3.11) та згрупувавши окремо дійсні числа та уявні числа, домножимо знаменники на комплексно-спряжені вирази. Отримаємо:

$$W_x(j\Omega) = \frac{1.242(-0.5729\Omega^2 + 0.06831 - 0.03415j\Omega)}{(-0.5729\Omega^2 + 0.06831 + 0.03415j\Omega)(-0.5729\Omega^2 + 0.06831 - 0.03415j\Omega)}$$

$$= \frac{-0.7115\Omega^2 + 0.0848}{(-0.1645\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2} - j \frac{0.04235\Omega}{(-0.1645\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2};$$

$$W_y(j\Omega) = \frac{1.242(-0.1645\Omega^2 + 0.06831 - 0.03415j\Omega)}{(-0.1645\Omega^2 + 0.06831 + 0.03415j\Omega)(-0.1645\Omega^2 + 0.06831 - 0.03415j\Omega)}$$

$$= \frac{-0.204\Omega^2 + 0.0848}{(-0.565\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2} - j \frac{0.04235\Omega}{(-0.565\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2};$$

$$W_z(j\Omega) = \frac{1.242(-0.565\Omega^2 + 0.06831 - 0.03415j\Omega)}{(-0.565\Omega^2 + 0.06831 + 0.03415j\Omega)(-0.565\Omega^2 + 0.06831 - 0.03415j\Omega)}$$

$$= \frac{-0.702\Omega^2 + 0.0848}{(-0.565\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2} - j \frac{0.04235\Omega}{(-0.565\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2}.$$

Вирази АЧХ та ФЧХ можуть бути знайдені по формулам:

$$A_x(\Omega) = \sqrt{Re(W(j\Omega))^2 + Im(W(j\Omega))^2}; \quad (3.12)$$

$$\Phi_x(\Omega) = \arctg\left(\frac{Im(W(j\Omega))}{Re(W(j\Omega))}\right). \quad (3.13)$$

Відповідно (3.12) та (3.13):

$$A_x(\Omega) = \sqrt{\left[\frac{-0.7115\Omega^2 + 0.0848}{(-0.5729\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2}\right]^2 + \left[\frac{0.04235\Omega}{(-0.1645\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2}\right]^2};$$

$$\Phi_x(\Omega) = \arctg\left(\frac{0.04235\Omega}{-0.7115\Omega^2 + 0.0848}\right);$$

$$A_y(\Omega) = \sqrt{\left[\frac{-0.204\Omega^2 + 0.0848}{(-0.1645\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2}\right]^2 + \left[\frac{0.04235\Omega}{(-0.1645\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2}\right]^2};$$

$$\Phi_y(\Omega) = \arctg\left(\frac{0.04235\Omega}{-0.204\Omega^2 + 0.0848}\right);$$

$$A_z(\Omega) = \sqrt{\left[\frac{-0.702\Omega^2 + 0.0848}{(-0.565\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2}\right]^2 + \left[\frac{0.04235\Omega}{(-0.565\Omega^2 + 0.06831)^2 + 0.03415\Omega^2}\right]^2};$$

$$\Phi_z(\Omega) = \arctg\left(\frac{0.04235\Omega}{-0.702\Omega^2 + 0.0848}\right).$$

За результатами були побудовані графіки АЧХ та ФЧХ:

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		64

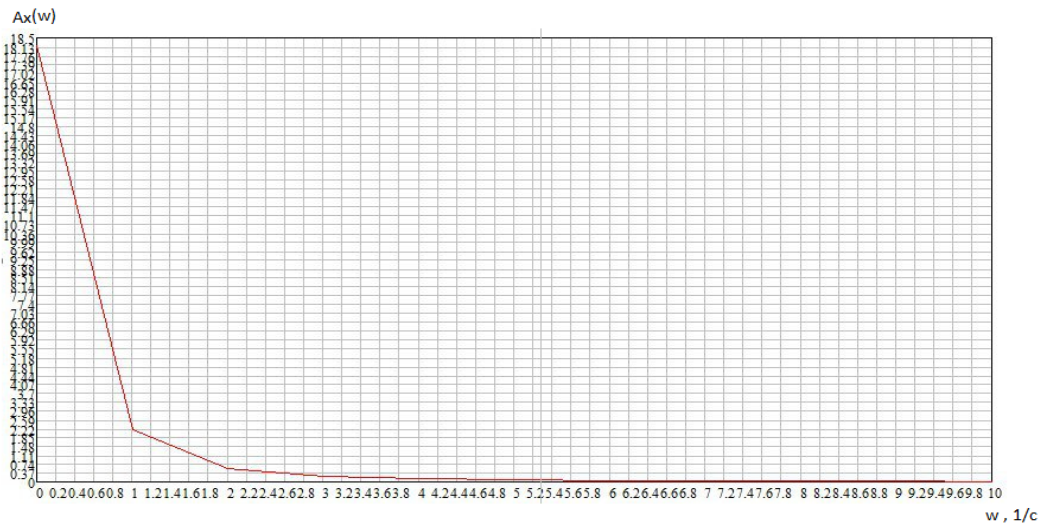


Рис.3.8. АЧХ пристрою по осі X

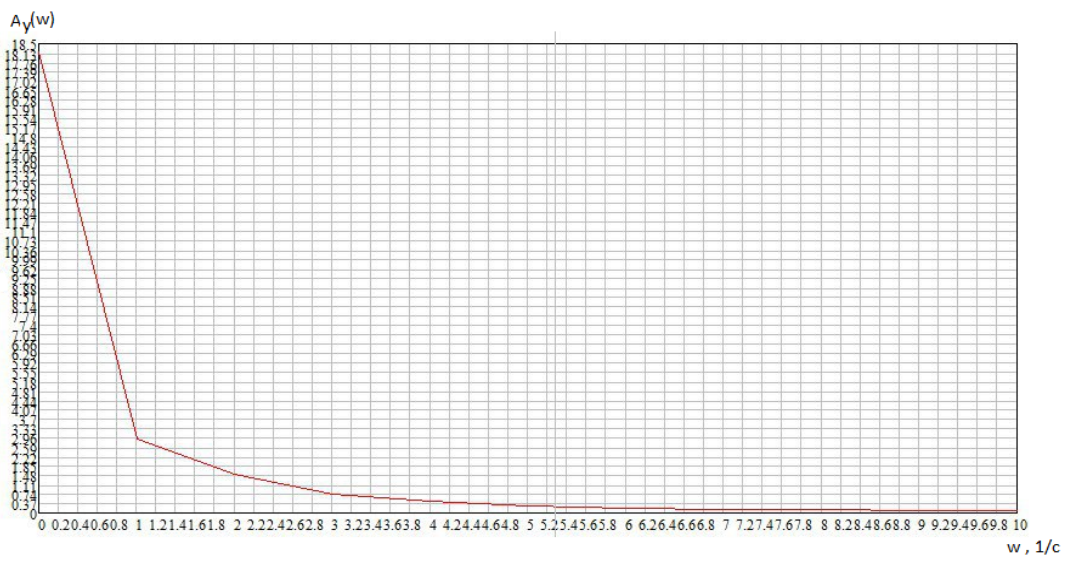


Рис.3.9. АЧХ пристрою по осі Y

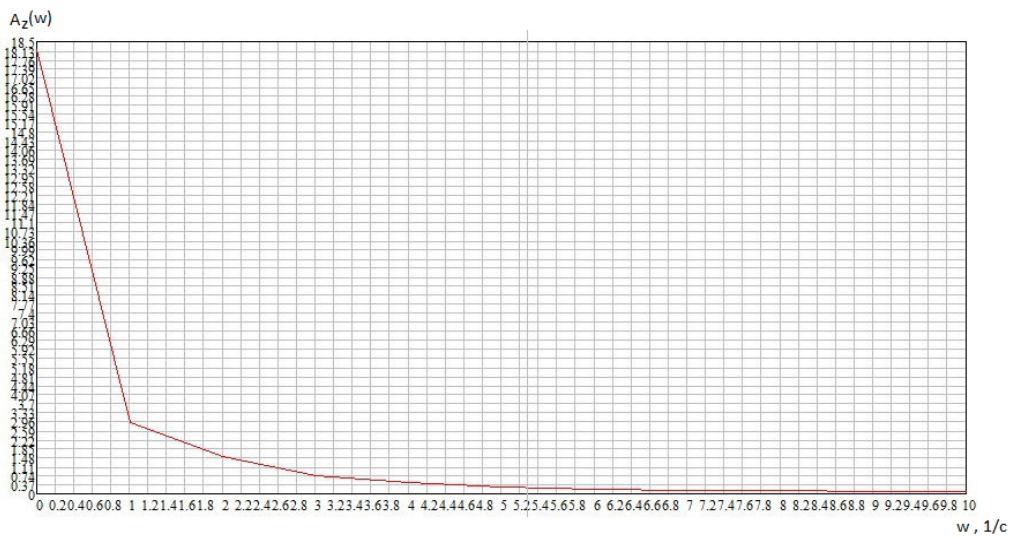


Рис.3.10. АЧХ пристрою по осі Z

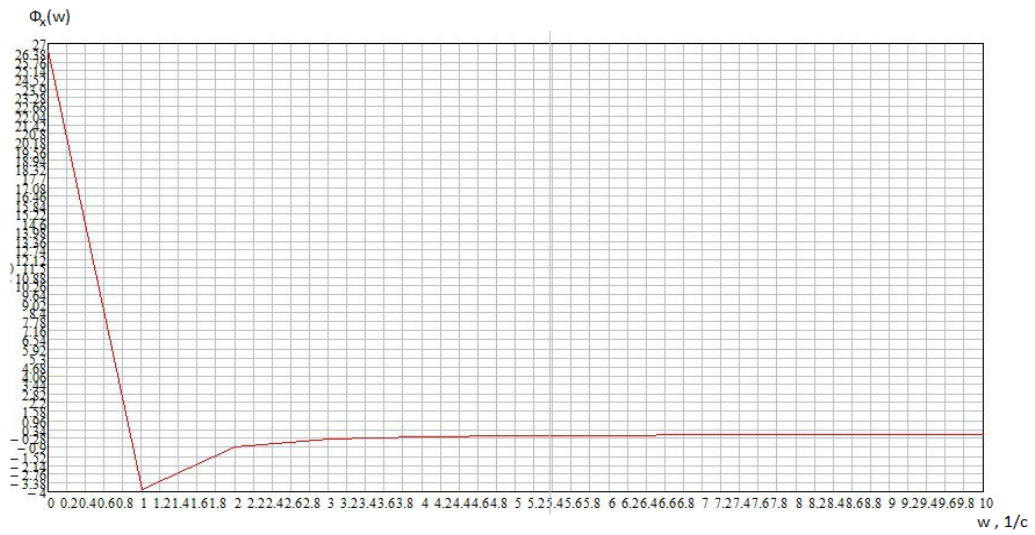


Рис.3.11. ФЧХ пристрою по осі X

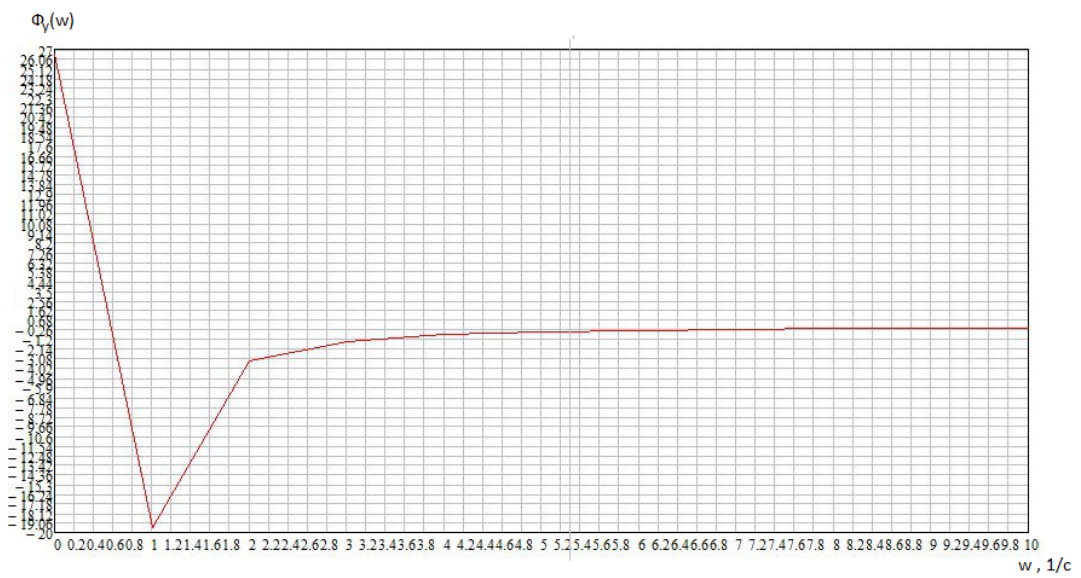


Рис.3.12. ФЧХ пристрою по осі Y

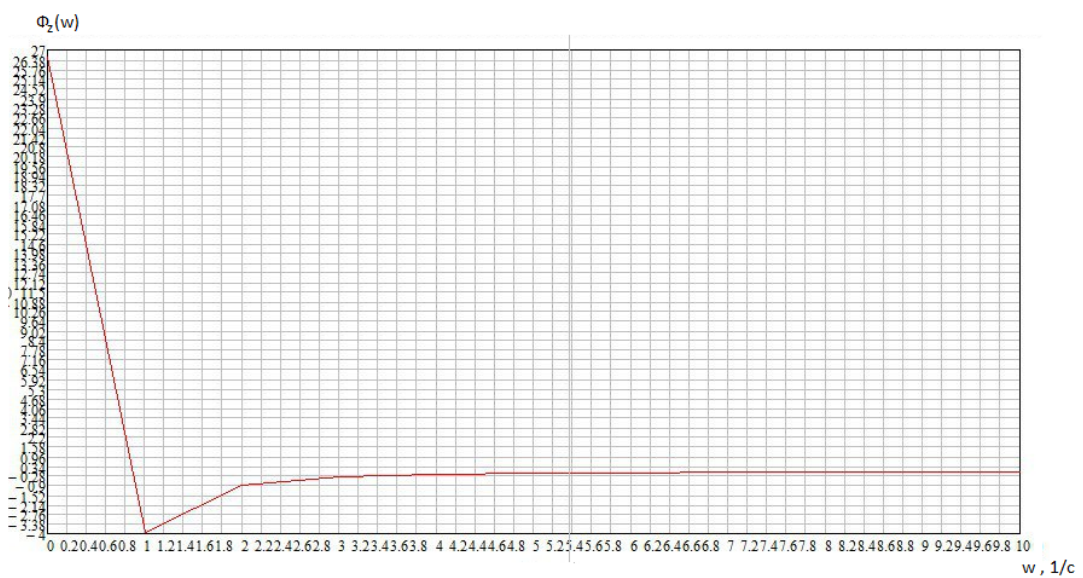


Рис.3.11. ФЧХ пристрою по осі Z

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		66

Як видно з графіків АЧХ та ФЧХ , пристрій працює в початково заданому діапазоні частот.

3.8. Стійкість системи

Для визначення стійкості системи , скористаємося критерієм Гурвіца. Відповідно передаточним функціям (3.5-3.7) , поліноми характеристичних рівнянь мають вигляд:

$$D_x(p) = 0.5729p^2 + 0.03415p + 0.06831; \quad (3.14)$$

$$D_y(p) = 0.1645p^2 + 0.03415p + 0.06831; \quad (3.15)$$

$$D_z(p) = 0.565p^2 + 0.03415p + 0.06831. \quad (3.16)$$

Запишемо визначники Гурвіца:

$$\Delta_1 = a_1;$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix} = a_1 a_2 - a_0 a_3 .$$

Умовою стійкості системи за цим критерієм є додатність усіх визначників Гурвіца. Отже , для системи другого порядку необхідною і достатньою умовою стійкості буде додатність усіх коефіцієнтів характеристичного рівняння. Як видно з (3.14-3.16) ця умова цілком виконується.

3.9. Висновки по конструкторському розділу

В конструкторському розділі було проведено огляд найпоширеніших засобів стабілізації оптичних приладів та розглянуто теорію гіростабілізаторів , на основі чого був спроектований індикаторний гіроскопічний пристрій стабілізації для відеозйомки . Було розроблено структурну схему приладу та обрано необхідні конструктивні елементи для реалізації . Розраховано ряд характеристик : перехідний процес , амплітудно-частотна характеристика , фазо-частотна характеристика; перевірено систему на стійкість. Проаналізувавши результати , можна зробити висновок , що пристрій відповідає попередньо заданим критеріям.

ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

1.Опис складальної одиниці

В якості складальної одиниці представлений гіроблок , який складається з датчику моменту , гіроскопічного датчику кута , підсилювача, двох деталей кріплення для них , валу, двох зубчастих коліс , шарикового підшипника , кожуху , кришки та гвинтів (14 шт.). Загальна кількість деталей в складальній одиниці – 25.

2.Схема складального складу

Схема складального складу представлена нижче (рис.4.1).

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		67

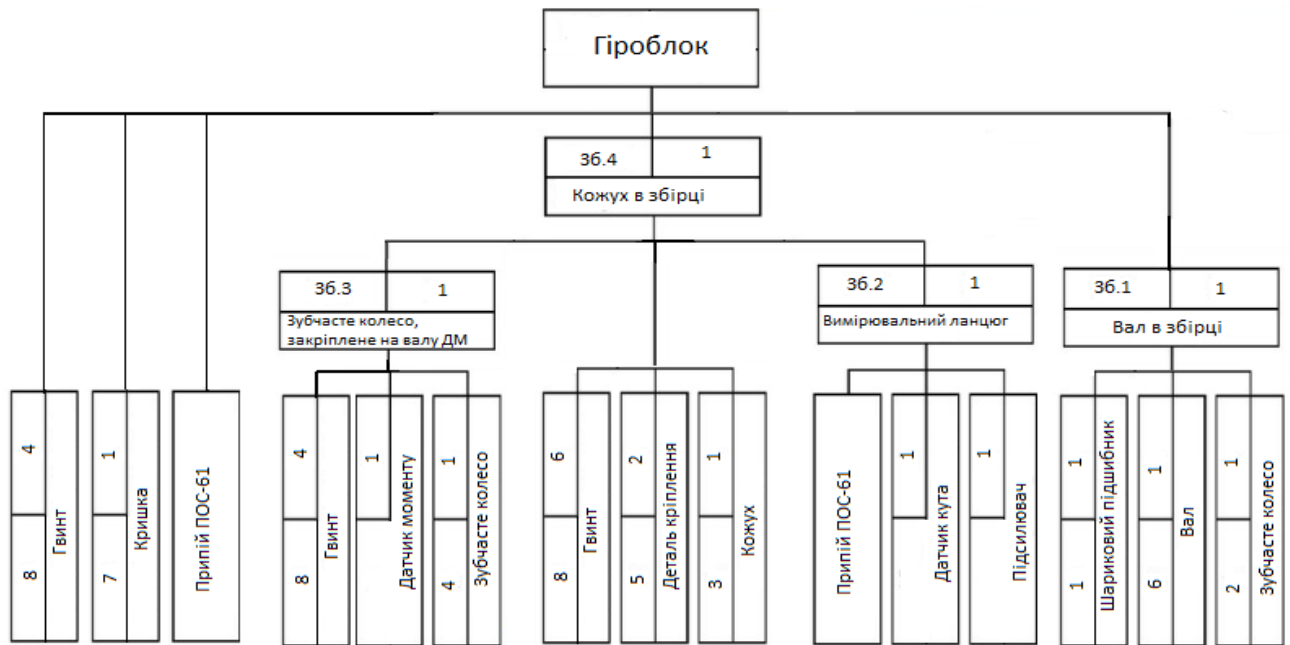


Рис.4.1. Схема складального складу

3. Технологічна схема складання

3.1. Правила побудови технологічних схем складання

1. На умовному зображенні елемента в лівій половині вказується номер позиції за кресленням; у правій половині - кількість однакових елементів. На умовному зображенні матеріалу вказується марка матеріалу. Покупні елементи штрихуються у верхній половині.

2. Технологічна схема складання починається з зображення базової деталі або базової складальної одиниці, що виконує в даній конструкції роль корпусу або підстави, а закінчується зображенням зібраного виробу.

3. Збіркові одиниці або деталі, які збираються одночасно, приєднуються до лінії зборки в одній точці.

4. Кілька деталей або складальних одиниць, встановлюваних після їх попередньої збірки, але без формування складальної одиниці, приєднуються до додаткової лінії збірки в послідовності їх з'єднання; додаткова лінія збірки підводиться до основної в точці операції, на якій формується складальна одиниця з іншими елементами виробу.

5. Складальна одиниця, формована паралельно з основним виробом, будується на додатковій лінії складання; а додаткова лінія збірки підводиться до основної в точці складання цієї складальної одиниці з основним виробом.

6. Стрілка показує напрямок складання. При частковому розбиранні стрілка спрямована від операції до елемента.

7. Знаки контрольних і регулювальних операцій підбиваються до лінії складання безпосередньо після тієї складальної одиниці, щодо якої вони виробляються.

Номери позицій деталей відповідають специфікації.

3.2. Побудова технологічної схеми складання

Була складена технологічна схема складання, яка представлена нижче (рис.4.2).

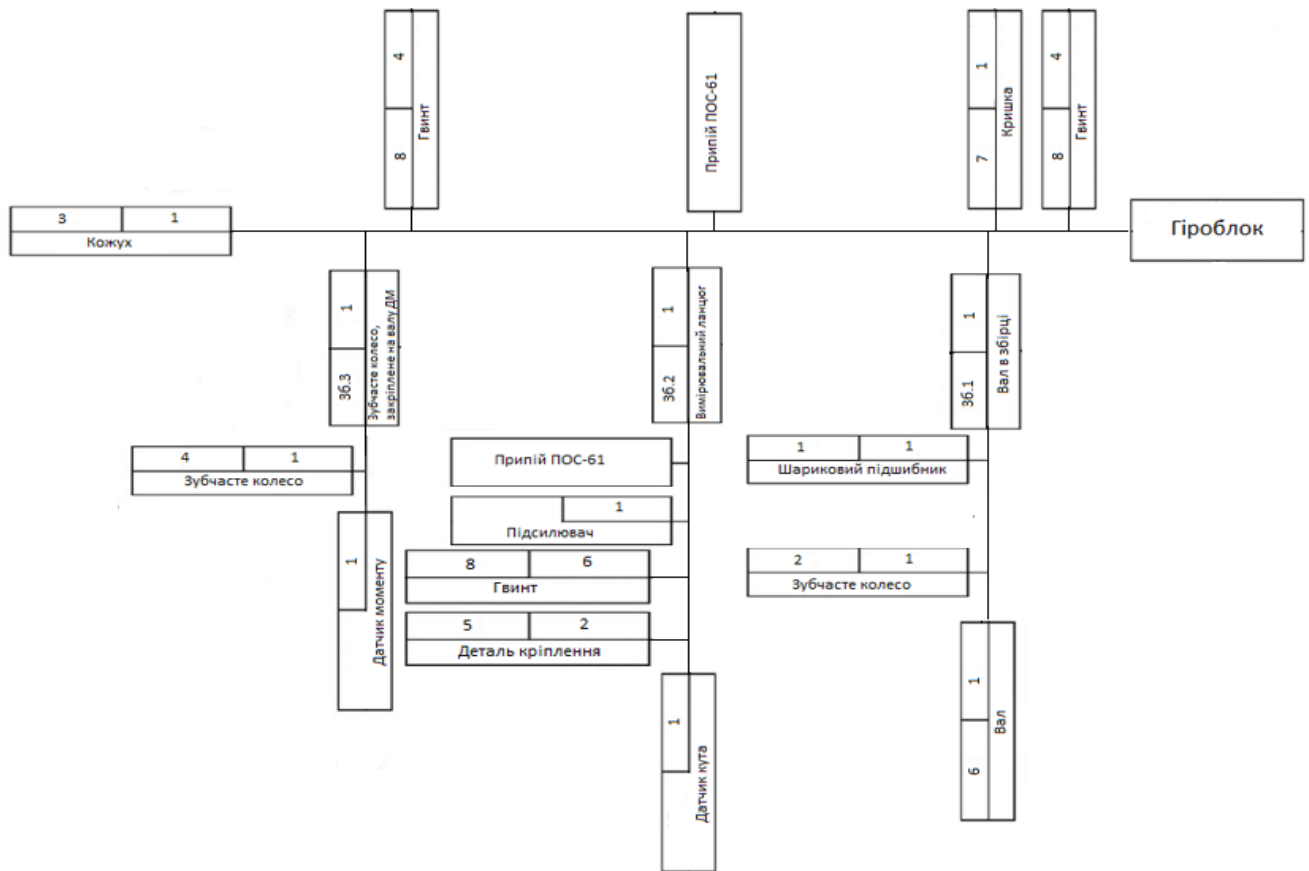


Рис.4.2. Технологічна схема складання вузла

4. Технологічний процес збірки

1. Збірку приладу проводити в кондиціонованому приміщенні з підвищеною чистотою повітря.

2. Деталі і складальні одиниці промити і перевірити на відсутність задирок, гострих кромek, металевого пилу і т. д. Огляд проводити при 16-ти кратному збільшенні.

3. Застосовувані при складанні інструменти і пристосування, виготовлені з магнітного матеріалу, деталі приладу, кожух, крім приводу перед складанням повинні бути розмагнічені.

4. При виготовленні, транспортуванні і зберіганні гіроскопа не допускаються різкі удари, струси і силовий вплив на нього.

5. Контроль режимів полімеризації клею і витримки деталей складальних одиниць при знижених і підвищених температурах проводити по діаграмі на самописці термокамери.

Допускається відсутність діаграми при використанні термокамер з мікропроцесорним управлінням.

6. При монтажі і складальних операціях застосовувати флюси, що не спричиняють корозію металів.

7. Провести перевірку відкритого приладу.

8. Гайки, гвинти стопорити ґрунтовкою ЕП-76.

9. Кожух і кришку варити з корпусом приводу лазерною зваркою герметичним швом.

10. Паяти дроти до контактної майданчику нагрівального елемента кожуха припоєм ПОС-61 з флюсом ФКСп. Висота пайки не повинна перевищувати 0,5 мм. Місця пайки покрити клеєм ВК-9.

11. Прилад перевірити на герметичність. Він повинен бути герметичним при температурі +85°C при перевірці методом гелієвої або вакуумної камери.

12. Остаточну герметизацію приладу провести пайкою заглушки припоєм ПОСК 50-18 з флюсом ФКСп. Місце пайки залити клеєм ВК-9.

13. Прилад в тарі, заповненій газоподібним азотом піддати 3-х кратному впливу температур мінус 65 ± 5 ° С і плюс 85 ± 5 ° С, витримуючи на кожній температурі 3 ч.

14. Провести регулювання приладу.

15. Плату приводу залити герметиком. Заливка герметиком проміжку між платою приводу і корпусом приводу обов'язкове. При заливці герметиком дроти повинні лежати вільно.

16. Провести перевірку приладу.

					<i>ДІП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		70

5. Розрахунок розмірного ланцюга

Розмірний ланцюг - сукупність взаємно пов'язаних лінійних розмірів, що утворюють замкнений контур. Розрізняють подетальні і складальні розмірні ланцюги.

Замикаючий розмір - це розмір розмірної ланцюга, получаючийся останнім у результаті обробки деталі або складання вузла. В складальній розмірній ланцюга, що відноситься до з'єднанням деталей, замикаючим розміром є або зазор або натяг, або величина зміщення однієї деталі відносно інших в процесі функціонування механізму. В складальній розмірній ланцюга замикаючий розмір називають початковим розміром. Цей розмір визначає правильне функціонування всього механізму, тому конструктор насамперед визначає його допустимі відхилення.

Після визначення замикаючого розміру залишилися розміри розмірної ланцюга в залежності від їх впливу на замикаючий (вихідний) розмір підрозділяють на що збільшують і зменшують розміри.

Збільшуючі розміри - розміри, із збільшенням яких замикаючий розмір збільшується.

Зменшуючі розміри - розміри, із збільшенням яких замикаючий розмір зменшується.

Зв'язок між допусками і граничними відхиленнями розмірів ланцюга виражається різними формулами в залежності від прийнятого методу вирішення задачі. Очевидно, що при заданому допуску на замикаючий розмір допуски на розміри, що складають розмірну ланцюг, виявляться не тільки економічно недоцільними, але і нездійсненними. Тому завдання формулюється як пряма завдання в умовах неповної взаємозамінності. Для вирішення цієї задачі можна використовувати метод пригону, передбачивши в конструкції компенсує ланка - шайбу. Недоліком методу є збільшення часу на складання. При цьому операцію повинен виконувати кваліфікований збирач. Тому метод застосовується в серійному і масовому виробництвах. Розвитком методу підгонки є метод змінних компенсаторів. При цьому методі в механічному цеху заздалегідь виготовляють деталі-компенсатори різних розмірів в необхідній кількості з тим, щоб при збірці можна було лише підібрати підходящу за розміром деталь. Розрахуємо розмірну

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		71

ланцюг методом змінних компенсаторів. На всі розміри розмірного ланцюга встановлюємо прецизійні допуски по 6 квалітету точності. Розміри і граничні відхилення на них, взяті для цього квалітета точності наведені в таблиці(табл.1):

Табл.1.Таблиця розмірів і граничних відхилень

Умовне позначення розміру	Номінальна величина розміру, мм	Допуск, мкм	Тип розміру
A1	54	19	Збільшуючий
A2	52	19	Зменшуючий
A3	50	16	Збільшуючий
A4	10	9	Збільшуючий
A5	8	9	Збільшуючий
A6	8	9	Зменшуючий
A7	22	13	Збільшуючий
A8	18	13	Зменшуючий
A9	2	6	Збільшуючий

Найбільш можлива розрахункова зміна розміру компенсаційної шайби обчислюється за формулою:

$$\Delta = \sum TA_{УВ}^{max} - \sum TA_{УМ}^{min} = 19+16+9+9+6+13-19-9-13= 31 \text{ мкм.}$$

6.Розрахунок технологічності

Показники технологічності конструкції приладів розроблені на підставі ГОСТ 14201-73...14203-73, методики Держстандарту СРСР, ОСТ і узагальнення досвіду у відпрацюванні та оцінки технологічності конструкції виробів.

Дані показники застосовані до конструкції окремих функціональних елементів, використовуваних в САУ і вимірювальних комплексах. Вони визначаються на етапі робочого проектування і входять у комплект документації на виріб, що передається в серійне виробництво.

Технологічним є такий виріб, яке за умови виконання всіх технічних вимог більш зручно в експлуатації і дозволяє при даній серійності виробництва виготовити його з мінімальними витратами праці, матеріалів і з найменшим виробничим циклом.

Виходячи з цього положення будується методика визначення показників технологічності конструкції приладів. Основна ідея методики полягає в тому, що

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
						72
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

технологічна конструкція виробу забезпечує найбільшу продуктивність праці, зниження витрат і скорочення часу на проектування, технологічну підготовку виробництва, виготовлення, технічне обслуговування та ремонт виробу при забезпеченні необхідної його якості.

Показники технологічності використовуються для:

- 1) кількісної оцінки технологічності конструкції приладу перед передачею його у серійне виробництво;
- 2) вказівки конструкторам вимог щодо технологічності при видачі завдання на проектування нового приладу.

Система показників містить:

- 1) базові приватні коефіцієнти, до яких відносяться коефіцієнти освоєності $K_{осв}$, уніфікації деталей $K_{уд}$ та уніфікації матеріалів $K_{ум}$;
- 2) комплексний коефіцієнт технологічності $K_{тех}$.

Вирази для визначення значень всіх приватних показників технологічності повинні для «ідеального» приладу прагнути до 1; фактичні значення показників технологічності K повинні знаходитися в межах $0 < K < 1$.

Значення коефіцієнтів визначаються на основі аналізу технічної документації на виріб (складального креслення і специфікації). Для розрахунку коефіцієнтів $K_{осв}$ і $K_{уд}$ складемо таблицю (табл.2):

Табл.2. Таблиця для розрахунку коефіцієнтів технологічності

Загальна кількість деталей (без кріпильних)	У тому числі				Кількість кріпильних деталей
	Власні	Запозичені	Стандартні	Покупні	
$n_{\Sigma} = 13$	$n_{сб} = 6$	$n_{зм} = 0$	$n_{ст} = 3$	$n_{пок} = 0$	$n_{кр} = 2$
$N_{\Sigma} = 25$	$N_{сб} = 6$	$N_{зм} = 0$	$N_{ст} = 16$	$N_{пок} = 0$	$N_{кр} = 2$

Перший рядок у таблиці означає число найменувань деталей у виробі, а друга - загальне число деталей у виробі.

До стандартних відносяться деталі, охоплені ГОСТом і остом, галузевої нормаллю.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		73

До запозиченим відносяться деталі, взяті з інших аналогічних розробок, і деталі, виготовлені за стандартами підприємств (СТП).

До власних належать деталі, які застосовуються тільки в даному приладі і на які розроблені креслення в проекті на прилад.

Складальні одиниці, отримані армованим литтям або пресуванням з пластмас, приймаються за одну деталь.

До кріпильних деталей відносяться гайки, гвинти, болти, шпильки, заклепки і т.п., а також монтажні дроти, товарні знаки, ізоляційні прокладки і т.п.

Тоді коефіцієнт освоєності приладу і коефіцієнт уніфікації деталей буде визначатися за виразами:

$$K_{\text{осв}} = \frac{N_{\text{ст}} + N_{\text{зм}} + N_{\text{пок}}}{N_{\Sigma}} \quad (4.1)$$

$$K_{\text{уд}} = 1 - \frac{n_{\Sigma} + n_{\text{кр}}}{N_{\Sigma} + N_{\text{кр}}} \quad (4.2)$$

Коефіцієнт уніфікації матеріалів розраховується тільки для власних деталей приладу за формулою:

$$K_{\text{ум}} = 1 - \frac{c_{\Sigma}}{n_{\text{сб}}} \quad (4.3)$$

де c_{Σ} - кількість сорторозмірів матеріалів для виготовлення власних деталей приладу;

Сорторозмір обумовлений маркою матеріалу і визначальним розміром. Для визначення $K_{\text{ум}}$ складається таблиця:

Табл.3. Таблиця для визначення сорторозміру

Кількість	Метали			пластмаси	кераміка	Сума
	чорні	кольорові	цінні			
Сорторозмір матеріалів	5	2	-	-	-	7
Власних деталей	22	3	-	-	-	25

Тоді відповідно (4.1-4.3) коефіцієнти освоєності $K_{\text{осв}}$, уніфікації деталей $K_{\text{уд}}$ та уніфікації матеріалів $K_{\text{ум}}$ будуть дорівнювати:

$$K_{\text{ум}} = 1 - \frac{c_{\Sigma}}{n_{\text{сб}}} = 1 - \frac{7}{25} = 0.72$$

$$K_{\text{осв}} = \frac{N_{\text{ст}} + N_{\text{зм}} + N_{\text{пок}}}{N_{\Sigma}} = \frac{16}{25} = 0.64$$

$$K_{\text{уд}} = 1 - \frac{n_{\Sigma} + n_{\text{кр}}}{N_{\Sigma} + N_{\text{кр}}} = 1 - \frac{15}{27} = 0.45$$

Комплексний коефіцієнт технологічності визначається як добуток базових коефіцієнтів:

$$K_{\text{тех}} = K_{\text{ум}} \cdot K_{\text{осв}} \cdot K_{\text{уд}} = 0.72 \cdot 0.64 \cdot 0.45 = 0.207$$

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		75

ВИСНОВКИ

При виконанні дипломного проекту, було розроблено пристрій стабілізації для відеозйомки, прототипом якого стала система стабілізації Ronin MX. Були задані певні параметри та критерії, яким повинен відповідати прилад.

В конструкторському розділі розроблено структурну схему приладу, обрано необхідні конструктивні елементи для реалізації та перевірено систему на стійкість. Визначено передаточну функцію, за допомогою якої розраховано та побудовано у вигляді графіків ряд характеристик: перехідний процес, амплітудно-частотна та фазо-частотна характеристики.

В технологічному розділі спроектовано технологічний процес для окремої складальної одиниці приладу – гіроблока: розписано технологічний процес збірки, розроблено та побудовано схему складального складу, розмірний ланцюг та технологічну схему складання. Також проведено розрахунки складальної одиниці на технологічність.

Проаналізувавши результати, можна зробити висновок, що прилад ще потребує вдосконалень, але початково заданим параметрам та критеріям відповідає цілком.

					<i>ДІП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		76

Література

- [1] Нечай, С.О. Дослідження ефективності систем стабілізації зображення фотокамер / С.О. Нечай, Т.В. Хильченко // Журнал “Вісник Національного технічного університету ХПІ ” Серія: Механіко-технологічні системи та комплекси. — 2015. — № 22. — С. 35-38.
- [2] Татарников, Е. В. Проектирование стабилизатора видеокамеры. Инженерия для освоения космоса : сборник научных трудов IV Всероссийского молодежного Форума с международным участием / Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2016. – 327 с.
- [3] Карпухин , И. В. Способы стабилизации изображения / И. В Карпухин // Журнал “Евразийский научный журнал ”. — 2016. — № 2. — С. 1967-1978.
- [4] Смирнов, В.А. Система стабилизации и управления линии визирования подвижных объектов , построенная на трехстепенном гироскопе: дис. ... канд. техн. наук : 05.13.01 / Смирнов Владимир Александрович; Тульский государственный университет, 2000. — 24-31 с.
- [5] Лысов, А.Н. Теория гироскопических стабилизаторов: учебное пособие / Л887 А.Н. Лысов, А.А. Лысова. – Челябинск Издательский центр ЮУрГУ, 2009. – 117 с.
- [6] Бесекерский, В.А. Динамический синтез систем гироскопической стабилизации: монография / В.А. Бесекерский, Е.А. Фабрикант. – Л.: Судостроение, 1968. – 348 с.
- [7] Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем: учебное пособие: в 3-х кн. Т. 2. Гироскопические стабилизаторы. / под ред. Д.С. Пельпора. – М.: Высшая школа, 1977. — 223 с.
- [8] Ишлинский, А.Ю. Механика гироскопических систем: монография /А.Ю. Ишлинский. – М.: Изд-во АН СССР, 1963. – 362 с.
- [9] Пельпор, Д.С. Гироскопические системы ориентации и стабилизации: справ. пособие / Д.С. Пельпор. – М.: Машиностроение, 1982. – 165 с.
- [10] Индикаторные гироскопические платформы: монография / А.Д. Александров, Е.А. Правоторов, В.Ф. Рафельсон, М.П. Фельдман; под ред.

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		77

А.Д. Александрова. – М.: Машиностроение, 1979. – 239 с.

[11] Пельпор, Д.С. Гироскопические системы. Теория гироскопических стабилизаторов: учебник / Д.С. Пельпор. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высшая школа, 1986. – 423 с.

[12] Пельпор, Д.С. Расчет и проектирование гироскопических стабилизаторов: монография / Д.С. Пельпор, Ю.А. Колосов, Е.Р. Рахтеенко. – М.:Машиностроение, 1972. – 216 с.

[13] Ривкин, С.С. Теория гироскопических устройств: монография: в 2-х кн. / С.С. Ривкин. – Л.: Судостроение, 1964. – Т. 2. – 546 с.

[14] Назаров, Б.И. Гиростабилизаторы ракет: монография / Б.И. Назаров, Г.А. Хлебников. – М.: Воениздат, 1975. – 216 с.

					<i>ДІІ ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		78

Додатки

					<i>ДП ПМ-6104.000.000 ПЗ</i>	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		79

Формат		Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание	
					<u>Документация</u>			
A1				ДП ПМ6104.02.000 СК	Складальный кресленик			
					<u>Сборочные единицы</u>			
			1		Гироблок	3		
			2		Батарейний відсік	1		
			3		Рама	1		
			4		Пластина для камери	1		
			5		Корпус	1		
					<u>Детали</u>			
A4		7		Платформа для камери	ДП ПМ-6104.01.005	1		
A4		7		Кріплення для скоби	ДП ПМ-6104.01.006			
A4		8		Ручка	ДП ПМ-6104.01.003			
A1		9		Скоба	ДП ПМ-6104.01.007	1		
		9		Кріплення для основної рами				
		10		Основна рама				
		11		Піджимні гвинти				
				ДП ПМ6104.02.000 СП				
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата				
Разраб.					Приїстрію стабілізації для відеозйомки Складальний кресленик	Лит.	Лист	Листов
Проб.							1	2
Н.контр.								
Утв.								

