

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

Приладобудівний

(повна назва інституту/факультету)

Приладів і систем орієнтації та навігації

(повна назва кафедри)

«На правах рукопису»
УДК 681.3.014

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри

_____ Бурау Н. І.
(підпис) (ініціали, прізвище)
« _____ » _____ 2018 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра**

зі спеціальності (спеціалізації): 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології
(код і назва спеціальності)

на тему: «Гіростабілізатор для безпілотних літальних апаратів»

Виконав: студент VI курсу, групи ПГ-71мп
(шифр групи)

_____ Мульганов Костянтин Юрійович _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник: доц., к.т.н. Лакоза С. Л. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали) (підпис)

Консультант з: Розроблення стартап-проекту _____
(назва розділу)

_____ доц., к.е.н. Бояринова К. О. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент: _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.
Студентка _____
(підпис)

Київ – 2018 року

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація складає 98 сторінок, в ній містяться 77 ілюстрації, 22 таблиць і 21 використаних джерел.

Актуальність: На сьогоднішній день підвищення точності стабілізації фото та кінокамер на БПЛА є актуальною задачею. Питанням синтезу нових законів керування, або покращенням вже існуючих зараз займається велика кількість вчених. Тому подальша модернізація класичних регуляторів може вирішити поставлені проблеми точності стабілізації, особливо при використанні чутливих елементів, створених на базі технологій мікромеханіки.

Магістерська дисертація виконана відповідно до основних напрямків наукових досліджень кафедри.

Мета: Підвищити динамічні характеристики контуру стабілізації та забезпечити достатню точність індикаторного гіростабілізатора, що використовує мікромеханічні датчики.

Завдання:

1. Огляд стану розвитку систем гіроскопічної стабілізації для використання на високодинамічних об'єктах та шляхів вдосконалення систем стабілізації;
2. Аналіз роботи системи стабілізації з використанням класичного ПД-регулятора;
3. Розгляд питань використання нечіткої логіки у системах керування. Розробити правила фазифікації ПД-регулятора.
4. Дослідити та порівняти роботу контуру стабілізації з класичним ПД-регулятором, та з ПД-регулятором з використанням нечіткої логіки.

Об'єкт: процес стабілізації орієнтації обладнання встановленого на БПЛА.

Предмет: підвищення точності і швидкодії систем стабілізації.

Методи дослідження: Для дослідження використано методи теорії автоматичного керування, принципи та закони теоретичної механіки, методи комп'ютерного моделювання, засоби нечіткої логіки.

Наукова новизна:

1. Удосконалено систему керування індикаторним стабілізатор за допомогою використання нечіткої логіки для динамічної корекції значень пропорційного, інтегрального та диференціально коефіцієнта ПД-регулятора.

Практичне значення: Розроблено нечіткі правила, що забезпечують коригування значень коефіцієнтів ПД-регулятора. Розроблено схему системи керування із застосуванням елементів нечіткої логіки для забезпечення необхідних показників точності і швидкодії системи стабілізації об'єктів, які розміщуються на безпілотних літальних апаратах.

Апробація результатів дисертації (виступи на науково технічних конференціях):

1. XI науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування», Київ, 2018

Публікації:

1. Мультганов К.Ю. Гіростабілізатори для малогабаритних об'єктів / К.Ю. Мультганов // Погляд у майбутнє приладобудування: Збірник статей XI науково-практичної конференції студентів та аспірантів/ Нац. техн. ун-т України «КПІ». – Київ, 2018. — С. 41-45.

Ключові слова: система стабілізації, ПД-регулятор, нечітка логіка, гіростабілізатор, малогабаритний гіростабілізатор.

ABSTRACT

The master's thesis consists of 98 pages, it contains 77 illustrations, 22 tables and 21 sources used.

Actuality: To date, increasing the accuracy of the stabilization of photos and cameras on UAV is an urgent task. A large number of scientists are now engaged in the synthesis of new management laws, or in the improvement of already existing ones. Therefore, further modernization of classical regulators can solve the problems of accuracy of stability, especially when using sensory elements created on the basis of micromechanics.

The master's thesis is executed according to the main directions of scientific research of the department.

Objective: To increase the dynamic characteristics of the stabilization circuit and to ensure the accuracy of the indicator gyro-stabilizer, which uses micromechanical sensors.

Task:

1. Review of the state of development of systems of gyroscopic stabilization for use in high-dynamic objects and ways of improvement of stabilization systems;
2. Analysis of the operation of the stabilization system using the classical PID-regulator;
3. Consideration of the use of fuzzy logic in control systems. Develop phasing rules for the PID regulator.
4. To study and compare the operation of the stabilization circuit with the classical PID regulator and the PID regulator using fuzzy logic.

Object: process of stabilization of equipment orientation installed on UAV.

Subject: Improvement of accuracy and speed of stabilization systems.

Methods of research: For research methods of the theory of automatic control, the principles and laws of theoretical mechanics, methods of computer modeling, means of fuzzy logic are used.

Scientific novelty:

1. Improved control indicator system stabilizer by using fuzzy logic for dynamic correction of the proportional, integral and differential coefficient of the PID controller.

2. Practical significance: Fuzzy rules have been developed to provide corrections for the values of the PID-regulator's coefficients. The scheme of the control system with the use of fuzzy logic elements is developed to provide the necessary indicators of accuracy and speed of the stabilization system of objects that are located on unmanned aerial vehicles.

Approbation of the results of the dissertation (presentations at scientific and technical conferences):

1. XI scientific-practical conference of students and post-graduate students "A View to the Future of Instrumentation", Kyiv, 2018

Publications:

1. Mulganov K.Yu. Hyostabilizers for small objects / K.Yu. Mulgalov // A look at the future of instrument making: A collection of articles of the XI scientific and practical conference of students and postgraduates / National. tech Unitary Enterprise of Ukraine "KPI". - Kyiv, 2018. - P. 41-45.

Key words: stabilization system, PID-regulator, fuzzy logic, gyrostabilizer, small-sized gyrostabilizer.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	9
ВСТУП.....	10
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СТАНУ РОЗВИТКУ СУЧАСНИХ СИСТЕМ СТАБІЛІЗАЦІЇ ДЛЯ ВИСОКОДИНАМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ	13
1.1. КЛАСИФІКАЦІЯ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ ЗА ПРИНЦИПОМ ДІЇ.....	13
1.2. КЛАСИФІКАЦІЯ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ ЗА КІЛЬКІСТЮ ОСЕЙ СТАБІЛІЗАЦІЇ	16
1.3. КЛАСИЧНІ КОНСТРУКЦІЇ СТАБІЛІЗУЮЧИХ СИСТЕМ	16
1.4. ПОРІВНЯННЯ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РІЗНИХ ВИРОБНИКІВ	17
1.4.1. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАБІЛІЗАТОРІВ ВИРОБНИКА DJL	17
1.4.2. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАБІЛІЗАТОРІВ ВИРОБНИКА TAROT..	19
1.4.3. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА NOVBYKING BRUSHLESS ACTIONCAM GIMBAL WITH 2208 MOTORS AND 3K CARBON CONSTRUCTION	21
1.4.4. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА TURNIGY™ MOBIUS 2 AXIS GIMBAL WITH AX2206 MOTORS W/O CONTROLLER.....	22
1.4.5. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА QUANUM MID-SIZE BRUSHLESS GIMBAL 4MM CARBON CONSTRUCTION.....	23
1.4.6. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА SHOCK ABSORBING 2 AXIS BRUSHLESS GIMBAL KIT FOR ACTION CAM.....	24
1.4.7. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА ZHIYUN CRANE-M	24
1.5. КАРДАНОВИЙ ПІДВІС	26
1.5.1. ОДНОВІСНИЙ ПІДВІС.....	26
1.5.2. ДВОВІСНИЙ ПІДВІС.....	26
1.5.3. ТРИВІСНИЙ ПІДВІС.	27
1.5.4. ЧОТИРИВІСНИЙ ПІДВІС.	28
1.6. СУЧАСНИЙ СТАН РОЗРОБОК ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ ТА СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ДЛЯ НИХ	29
1.7. ЗАКОНИ КЕРУВАННЯ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРАМИ.....	33
ВИСНОВКИ ДО 1 РОЗДІЛУ	38
РОЗДІЛ 2.	39
2.1. СИСТЕМИ КООРДИНАТ. ПЕРЕТВОРЕННЯ КООРДИНАТ	39
2.2. МАТЕМАТИЧНИЙ ОПИС СИСТЕМИ.....	43
2.3. РОЗРАХУНОК ІНЕРЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВАНТАЖЕННЯ.	46
2.4. РОЗРОБКА ЗАКОНУ КЕРУВАННЯ КОНТУРОМ СТАБІЛІЗАЦІЇ.....	47
2.6. ФАЗИФІКАЦІЯ. FUZZY LOGIC CONTROLLER	48
2.7. ВИЗНАЧЕННЯ КРИТЕРІЇВ ВІДПОВІДНО ДО ЧАСТОТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМИ	49
ВИСНОВКИ ДО 2 РОЗДІЛУ	57
РОЗДІЛ 3. ІМІТАЦІЙНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА МОДИФІКАВАНОЇ З ВИКОРИТАННЯМ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ	58

3.1. ПРОГРАМНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КОНТУРОМ СТАБІЛІЗАЦІЇ	58
3.2. ПРОГРАМНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КОНТУРОМ СТАБІЛІЗАЦІЇ З ВИКОРИСТАННЯМ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ	61
3.3. МОДЕЛЮВАННЯ ОСНОВНИХ РЕЖИМІВ РОБОТИ ПІД КОНТРОЛЕРА ТА ПІД КОНТРОЛЕРА З НЕЧІТКОЮ ЛОГІКОЮ	64
ВИСНОВКИ ДО 3 РОЗДІЛУ	73
РОЗДІЛ 4	74
4.1. ОПИС ІДЕЇ ПРОЕКТУ	74
4.2. ТЕХНОЛОГІЧНИЙ АУДИТ ІДЕЇ ПРОЕКТУ	76
4.3. АНАЛІЗ РИНКОВИХ МОЖЛИВОСТЕЙ ЗАПУСКУ СТАРТАП-ПРОЕКТУ	78
4.4. РОЗРОБЛЕННЯ РИНКОВОЇ СТРАТЕГІЇ ПРОЕКТУ	85
4.5. РОЗРОБЛЕННЯ МАРКЕТИНГОВОЇ ПРОГРАМИ СТАРТАП-ПРОЕКТУ	87
ВИСНОВКИ ДО 4 РОЗДІЛУ	90
ВИСНОВОК	91
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ	92
ДОДАТОК А	95

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ЧЕ – чутливий елемент .

ПД-регулятор – пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор.

ГС – гіростабілізатор.

СГС - силовий гіростабілізатор.

БГС – безпосередній гіростабілізатор.

ІГС - індикаторний гіростабілізатор.

МЕМС - мікро-електромеханічні системи.

БПЛА – безпілотний літальний апарат.

ВСТУП

Розвиток сучасної авіаційної і ракетної техніки характеризується значним зростанням швидкостей, висоти польоту і маневреності літальних апаратів. Величезні технічні успіхи в області створення літаків, ракет і космічних літальних апаратів стали можливими у зв'язку з використанням досягнень аеродинаміки, двигунобудування та автоматизації процесів управління літальними апаратами [1].

Основні завдання з управління літальним апаратом вирішуються за допомогою гіроскопічних приладів і систем, точність роботи яких визначає ефективність дії літальних апаратів. Крім того, на гіроскопічні системи покладаються складні завдання по стабілізації і управління цілою низкою спеціальних бортових систем (антен, бортових радіолокаційних станцій, чутливих елементів головок самонаведення, тепловізорів, авіаційних прицілів, аерофотоапаратів та інше).

Бортові системи, що підлягають стабілізації в заданому напрямку в просторі, мають велику вагу і момент інерції; при цьому в умовах інтенсивних коливань літального апарату гіроскопічна стабілізація зазнає значних динамічних навантажень. Вимоги високої точності стабілізації бортових систем у заданому напрямку в просторі і важкі умови їх експлуатації вимагають створення і використання гіроскопічних стабілізаторів.

Інерціальні системи управління рухомими об'єктами (ракетами, літаками, підводними човнами, космічними апаратами і т.п.) вимагають стабілізації положення чутливого елемента в просторі з високою точністю. У системах управління балістичними ракетами зазвичай стабілізацію виконують відносно нерухомої в просторі (інерційної) системи координат, в системах управління іншими рухомими об'єктами, як правило, - відносно деякої обертової, наприклад земної, системи координат.

У будь-якому випадку стабілізація зводиться до визначення параметрів кутового положення деякої площадки (платформи) з встановленими на ній приладами та виробленні відповідних сигналів керування, що забезпечують необхідне положення платформи в обраній системі координат.

Параметри орієнтації платформи і керуючі сигнали для її стабілізації можуть визначатися і вироблятися різними приладами: наприклад, електромеханічними вимірювачами кутових прискорень і швидкостей, лазерними датчиками кутових швидкостей. Однак найбільше поширеним рішенням цієї проблеми, до теперішнього часу являються гіроскопи.

Платформу, призначену для розміщення об'єктів стабілізації і гіроскопів, що забезпечують її стабілізацію в сукупності з деякими елементами автоматики, прийнято називати гіроскопічним стабілізатором або гіростабілізатором (ГС) [2]. Поряд зі стабілізацією об'єктів гіростабілізатори використовуються і для вимірювання кутових відхилень об'єктів, на яких вони встановлені, тобто виконують роль систем орієнтації.

Гіростабілізатори також активно використовують у цивільних задачах. Наприклад для стабілізації відео камер та кіноапаратури. А технологічний розвиток, та впровадження нових технологій призвело до появи нових продуктів, в яких необхідно вирішувати проблему стабілізації об'єкта. Наприклад гіроскутер чи гіроколесо.

Тому, на сьогоднішній день, завдання розробки малогабаритних стабілізуючих систем є надзвичайно важливою і актуальною задачею. Такі системи, як правило, використовуються для забезпечення якісного зображення при фото, або відео зйомці з рухомих об'єктів.

З вимог, що пред'являються до цих пристроїв, найбільш важливими є наступні:

- висока точність стабілізації, обумовлена застосуванням об'єктивів з великою фокусною відстанню [3];

- дистанційне керування стабілізатором і телекамерою, що пов'язано з доцільністю або навіть необхідністю розміщення телекамери в місці, недоступному для оператора, наприклад, на крані;

- захист від вібраційних збурень, як з метою забезпечення вібростійкості гіростабілізатора, так і для підвищення якості відзнятого матеріалу, що знижується при поступальному русі камери;

- зручність і простота в зверненні, необхідність "захисту від дурня";

- мінімально можливі габарити і маса;
- зручність доступу до стабілізованої камери;
- швидкодія (до 120 град./С) і прискорення (до 200 рад/С².) управління, для отримання "динамічного" відзнятого матеріалу;
- стійкість до хитавиці, по деяким осям до 360 °;
- мінімальне можливе енергоспоживання, тому що для роботи часто використовуються автономні джерела живлення (акумулятори і т.д.).
- великий діапазон балансування, необхідність якого пов'язана з використанням різних типів теле і кінокамер з різними масогабаритними показниками.

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СТАНУ РОЗВИТКУ СУЧАСНИХ СИСТЕМ СТАБІЛІЗАЦІЇ ДЛЯ ВИСОКОДИНАМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

1.1. КЛАСИФІКАЦІЯ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ ЗА ПРИНЦИПОМ ДІЇ

Гіроскопічні пристрої призначені для стабілізації окремих об'єктів або приладів, а також для визначення кутових відхилень об'єктів за принципом дії поділяються на безпосередні, силові і індикаторні.

Безпосередні гіростабілізатори – це пристрої, в яких безпосередньо використовуються стабілізуюча дія трьохступеневого гіроскопа [3]. Їх часто застосовуються в якості заспокоювачів бортової хитавиці корабля, стабілізаторів вагонів однорейкового потяга та ін. (вага і габарити подібних гіростабілізаторів дуже великі), а також для стабілізації чутливих елементів систем управління. Наприклад, гіростабілізатор (рис. 1), що складається з гірокамери 1 з ротором, встановленої в зовнішньому кардановому кільці (рамі) 2, здійснює безпосередню стабілізацію антени 3 і координатора 4. Координатор виробляє сигнали, пропорційні кутам відхилення осі антени від заданого напрямку ОА. Ці сигнали через підсилювачі-перетворювачі 5 і 6 – надходять на датчики моментів 7 і 8 системи корекції, що здійснює автоматичне стеження осі антени за необхідним напрямком. Подібні пристрої називають гіроскопічними слідкуючими системами.

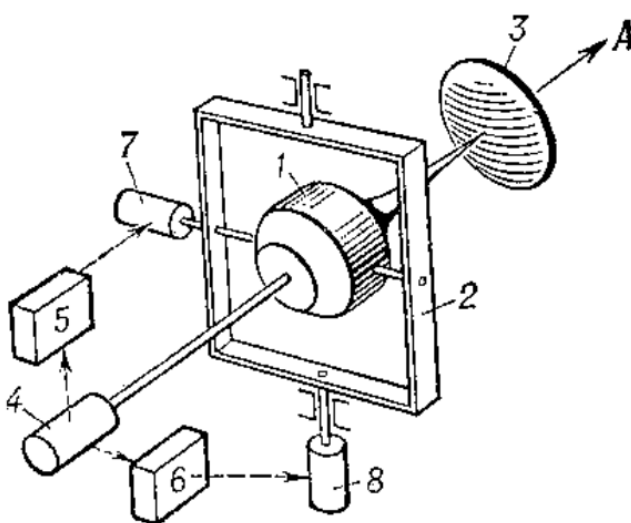


Рис. 1. Принципова схема гіроскопічної слідкуючої системи:

1 – гірокамера з ротором; 2 – зовнішнє карданове кільце; 3 – антена; 4 – координатор; 5,6 – підсилювач; 7,8 – датчик моменту.

Силові гіростабілізатори [3] (гірорами) - електромеханічні пристрої, що містять, крім гіроскопів, спеціальні двигуни для подолання впливу, на стабілізуючий об'єкт, зовнішніх збурюючих моментів. Застосовуються на кораблях, літальних апаратах і інших об'єктах для стабілізації окремих приладів і пристроїв. Крім того, за принципом силової гіроскопічної стабілізації працюють деякі типи гіроскопів напрямки, гіровертикаль і комбінованих пристроїв, так званих гіроазимутгоризонтами. Силові гіростабілізатори залежно від числа гіроскопів в рамі, можуть бути одно- і двухгіроскопними, а по числу осей стабілізації - одно-, дво- і триосними. У одновісного силового стабілізатора з одним гіроскопом (рис. 2) основним елементами є гірокамера з ротором 1; рама 2, яка відіграє роль зовнішнього карданова кільця і жорстко пов'язана зі стабілізуємим об'єктом; датчик кута 3, встановлений на осі прецесії Ox ; підсилювач 4; стабілізуючий двигун 5, призначений для застосування щодо осі стабілізації $O\eta$ моментів, що компенсують діючі на раму зовнішнього збурюючого моменту; маятник-коректор 6 і датчик моментів 7, які є елементами системи корекції.

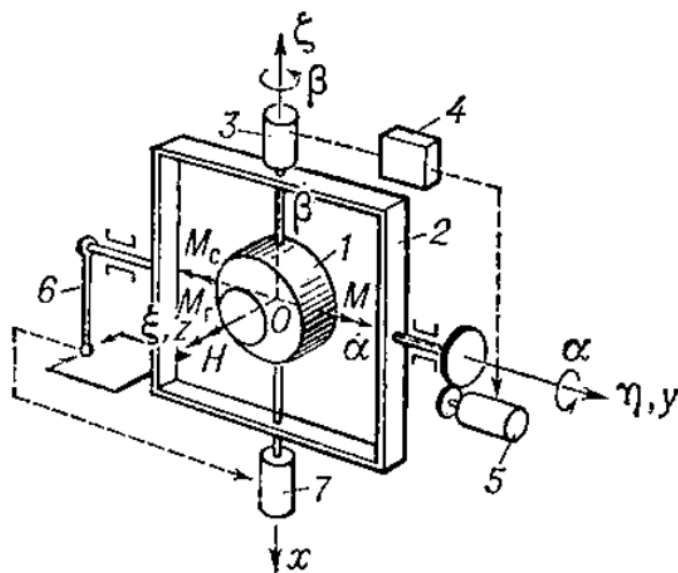


Рис. 2. Принципова схема одноосного силового гіростабілізатора з одним гіроскопом: 1 — гірокамера з ротором; 2 — рама; 3 — датчик кута; 4 — підсилювач; 5 — стабілізуючий двигун; 6 — маятниковий коректор; 7 — датчик моменту; $O\xi\eta\zeta$ — вісі системи відліку; Ox, Oy, Oz — вісі, зв'язані з гірокамерою; Ox — вісь прецесії; $O\eta$ — вісь стабілізації; α — похибка стабілізації; β — кути прицесії.

При дії зовнішнього збурюючого моменту M , який прагне повернути раму навколо осі $O\eta$, гірокамери 1 за властивостями гіроскопа почне прецесувати навколо осі Ox ; при цьому виникає гіроскопічний момент M_g , що протидіє моменту M . Надалі при повороті гірокамери навколо осі Ox на деякий кут β датчик кута 3 через підсилювач 4 включить стабілізуючий двигун 5, прикладають щодо осі $O\eta$ момент стабілізації M_s , протилежний моменту M . В результаті гірокамера почне прецесувати в зворотному напрямку і зупиниться (при постійній величині M) в положенні, для якого $M_s + M = 0$. Тобто в силовому гіростабілізаторі гіроскоп здійснює стабілізацію лише в перший момент; в подальшому її забезпечує стабілізуючий двигун, що дозволяє стабілізувати значні маси при порівняно невеликій вазі і габаритах самого гіроскопа. На практиці застосовують також двухгіроскопні гіростабілізатори, що володіють рядом переваг в порівнянні з одногіроскопними.

Поєднання двох одновісних гіростабілізаторів дає двовісний, який стабілізує платформу відносно площини горизонту; цей прилад може бути також використаний як гіровертикаль силового типу. Поєднання трьох одноосьових гіростабілізаторів дає тривісний силовий гіростабілізатор (гіроазимутгоризонт) - пристрій, що складається з гіроскопа напряму (гіроазимута) і гіровертикалі (гірогоризонта). Він служить для вимірювання трьох кутів, що визначають орієнтацію об'єкта, і застосовується на кораблях і літаках. Трьохвісний стабілізатор використовується також для просторової стабілізації деякої платформи (гіростабілізована платформа). Подібні стабілізатори застосовують в інерційних навігаційних системах.

Індикаторні гіростабілізатори [3] - системи автоматичного регулювання, в яких гіроскопічний пристрій, встановлено на стабілізованому об'єкті (наприклад, платформі), є чутливими або задаючим елементом, який визначає становище об'єкта керуючими слідкуючими системами; стабілізація ж об'єкта (платформи) здійснюється за допомогою слідкування. Як чутливі елементи, що реагують на кутові швидкості, або кути відхилення платформи, застосовують двоступеневий (наприклад, поплавкові інтегруючі) гіроскопи і гіротахометри, або трьохступеневі астатичні гіроскопи. Індикаторні гіростабілізатори використовують в інерційних навігаційних системах, що встановлюються на кораблях та літальних апаратах.

1.2. КЛАСИФІКАЦІЯ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ ЗА КІЛЬКІСТЮ ОСЕЙ СТАБІЛІЗАЦІЇ

Ціль гіростабілізатора - стабілізувати корисне навантаження в заданій системі координат [4]. Якщо взяти в якості системи координат прямокутну декартову, то в залежності від того, навколо скількох осей треба стабілізувати становище об'єкта, і розрізняють типи ГС. Можна назвати 3 типи ГС:

- одновісні
- двовісні
- тривісні

Найбільш поширені двовісні і тривісний гіростабілізатори. Одноосьові ГС використовуються на практиці дуже рідко.

Прикладом одновісного гіростабілізатора [4] є система стабілізації оптичної осі фотоапарата відносно вертикальної площини, або стабілізація вимірювального пристрою гіроінклінометра (для визначення координат точок свердловини) відносно вертикальної площини, що проходить через поздовжню вісь приладу.

Двовісні гіростабілізатори: ЦГВ [4] - центральна гіровертикаль, побудована за схемою двовісного силового ГС, або МДІ - малогабаритна гіровертикаль, побудована на тій же схемі, але з впровадженням менш габаритних елементів.

Тривісний ГС [4] дозволяє виконувати просторову стабілізацію корисного навантаження. Можуть бути використані, наприклад, в балістичній ракеті, де корисне навантаження, встановлено на платформу, стабілізується відносно інерційної системи координат після старту ракети.

1.3. КЛАСИЧНІ КОНСТРУКЦІЇ СТАБІЛІЗУЮЧИХ СИСТЕМ

Провівши моніторинг готових рішень для стабілізації кутового положення фото та відео камер на ринку, було виокремлено дві типові конструкції.

Перша конструкція використовується при стабілізації молодгабаритних об'єктів, до 2 кг (Рис. 1.5). Як правило це камери типу GoPro, тощо. Оскільки об'єкт стабілізації має не великі масогабаритні характеристики, то використовується не класичний кардановий підвіс, а дещо модернізований. Його рамки представляють собою

«напів»рамки, що значно покращує масогабитні показники всієї системи стабілізації, зменшує її інерційність, збільшуючи при цьому швидкість стабілізування.

Друга конструкція використовується для стабілізації професійних камер вагою від 3-5 кг. Вона представляє собою класичний кардановий підвіс (Рис. 1.4).

В обох конструкціях у якості виконавчого двигуна використовують безколекторний двигун постійного струму. Між літальним апаратом та системою стабілізації, як правило вставляють демпфуючі елементи для зменшення вібрацій. У якості чутливих елементів використовують мікромеханічні датчики.

1.4. ПОРІВНЯННЯ ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РІЗНИХ ВИРОБНИКІВ

В роботі розглянуто дві компанії, які являються лідерами на ринку розробки та виготовлення стабілізуючих систем для фото, або відео апаратури, які встановлюють на високодинамічні літальні апарати (квадрокоптери, безпілотні літаки, керовані моделі літальних апаратів).

Компанія DJI спеціалізується на стабілізуючих системах різних типів, від стабілізаторів для камери GoPro, до систем які встановлюються на вертольотах для цивільної, або військової кіно-фото зйомки.

Компанія Tarot займається малогабаритними літальними апаратами та комплектуючими для них.

Розглянувши деякі типові рішення цих виробників по стабілізації малогаритних камер для літальних апаратів, чітко простежуються обмеження кутів стабілізації по тангажу та крену, як правило вони лежать в діапазоні від $45-135^\circ$ та $\pm 45^\circ$ відповідно.

У системах призначених для стабілізації достатньо важких об'єктів (3-5 кг) ці обмеження вже не простежуються. Це пов'язано з різним принципом побудови карданового підвісу для різних типів стабілізуючих об'єктів.

1.4.1. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАБІЛІЗАТОРІВ ВИРОБНИКА DJI

Компанія DJI займається розробкою та виготовленням квадрокоптерів, мікроконтролерів та відеоапаратури.[5] Вона являється одним із лідерів по розробці

та виготовлені малогабаритних гіростабілізаторів для відео та фото камер. Розглянемо основні технічні характеристики деяких їх продуктів [5].

Таблиця 1.1. Технічні характеристики виробника DJI

Характеристики		Ronin-M	Ronin 2	Zenmuse X7	ZENMUSE X4S
Діапазон робочих температур		-15°...+50° С	-20...+50°С	-20...40°С	-10°...+40°С
Маса з рукояткою		2,3 кг	6,4 кг	449 г	253 г.
Розміри стабілізатора (Ш х Г х В)		500 х 210 х 420 мм	5 кг	151 × 108 × 132 мм	125 × 100 × 80 мм.
Вантажопідйомність (опорне значення)		3,6 кг	13,6 кг	-	-
Максимальні кутові вібрації		± 0.02 °	± 0.02 °	± 0.005 °	± 0.01 °
Макс. керована кутова швидкість	Курс	90 ° / с	360 ° / с	360 ° / с	90 ° / с
	Тангаж	100 ° / с	360 ° / с	180 ° / с	90 ° / с
	Крен	30 ° / с	360 ° / с	180 ° / с	90 ° / с
Механічний діапазон кутів обертання	Курс	360 °	360°	± 330 °	± 330°
	Тангаж	+105°...-190°	± 135 °	+ 50° ... -130 °	+ 50°...-140°
	Крен	± 110 °	± 220 °	+ 90° ... + 50°	+ 90° до -50°
Робочий діапазон кутів обертання	Курс	360 °	360 °	± 300 °	± 320°
	Тангаж	+105°...-190°	± 135 °	+ 45° ... -125 °	+ 30° до -90°
	Крен	± 25°	± 30 °	± 20 °	+ 30° до -90°



Рис. 1.3. Стабілізатор Ronin-M



Рис. 1.4. Стабілізатор Ronin 2



Рис. 1.5. Стабілізатор Zenmuse X7



Рис. 1.6. Стабілізатор ZENMUSE X4S

1.4.2. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАБІЛІЗАТОРІВ ВИРОБНИКА TAROT

Компанія TAROT займається виготовленням комплектуючих для квадрокоптерів, та безпілотних літальних апаратів.[6] Вона являється одним із лідерів по розробці та виготовленні малогабаритних гіростабілізаторів для відео та фото камер. Розглянемо основні технічні характеристики деяких їх продуктів.

Таблиця 1.2. Технічні характеристики виробника Tarot

Характеристики	Tarot GOPRO 3DIII Metal gimbal TL3T01	Tarot Gopro T-3D IV metal gimbal HERO 4 SESSION TL3T02	Tarot FLIR Metal 3 Axis gimbal TL02FLIR
Діапазон робочих температур	-20...+50°C	-20...+50°C	
Маса з рукояткою	160 г	153 г	162 г
Максимальний розмір об'єкта стабілізації (Ш x Г x В)	60 мм * 75 мм * 100 мм	80 мм * 90 мм * 120 мм	36 мм × 25 мм × 11 мм
Точність керуванням	± 0,02 градуси	± 0,02 градуси	± 0,02 градуси
Макс. керована швидкість	Курс	± 200 ° / с	± 200 ° / с
	Тангаж	± 200 ° / с	± 200 ° / с
	Крен	± 200 ° / с	± 200 ° / с
Механічний діапазон кутів обертання	Курс	± 330	± 125 °
	Тангаж	від -135 ° до + 45 °	від -120 ° до + 80 °
	Крен	± 48 °	± 50 °



Рис. 1.7. Стабілізатор Tarot GOPRO
3DIII Metal gimbal TL3T01



Рис. 1.8. Стабілізатор Tarot Gopro T-
3D IV metal gimbal HERO 4
SESSION TL3T02



Рис. 1.9. Стабілізатор Tarot FLIR
Metal 3 Axis gimbal TL02FLIR

1.4.3. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА HOBBYKING BRUSHLESS ACTIONCAM GIMBAL WITH 2208 MOTORS AND 3K CARBON CONSTRUCTION



Рис.1.10. Гіростабілізатор HobbyKing Brushless ActionCam Gimbal With 2208 Motors and 3K Carbon Construction

Рама ActionCam Gimbal виготовлена з вуглепластику, який приєднується до алюмінієвих опор простого, але міцного каркасу. Система ActionCam Gimbal є універсальною та передбачає два варіанти монтажу та широким діапазоном розмірів камер, які він може підтримувати. Вгорі система кріпиться до БПЛА через 4 вібраційно-ізолюючі кульки, для демпфування вібрацій.

Переваги:

- Структура вуглецю 3К;
- Два варіанти монтажу;
- Чотири кульових вібраційних ізолятори;
- Регульований нижній монтажний ремінець Velcro.

Характеристики:

- Вага: 195гр (з двигунами);
- Кріплення для контролера: 45x45мм;
- Розмір демпферу нижньої камери: 68x26мм;
- Розмір: 120x105x105мм (без кріплення крічком / штангою додати 30мм);
- Прикріплення: 60 мм крічок / стрижень або відстань 45 × 45 мм.

1.4.4. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА TURNIGY™ MOBIUS 2 AXIS GIMBAL WITH AX2206 MOTORS W/O CONTROLLER



Рис.1.11. Гіростабілізатор Turnigy™ Mobius 2 Axis Gimbal with AX2206 Motors W/O Controller

Особливістю Turnigy Mobius є використання двигуна Brushless AX 2206 BLGM, що ідеально підходить для малогабаритних систем.

Переваги:

- Мала маса;
- Стабілізуючі двигуни AX2206;
- Регульоване розташування осі;
- ВСІ CNC алюмінієві та композитні рами.

Характеристики:

- Розмір: НхWхL 76х67х100mm ;
- Вага: 160г (включаючи двигуни).

Технічні характеристики двигуна Turnigy™ AX2206:

- Полярність: 12N14P;
- КВ (об / хв.): 140;
- Опір: 11.25мОм;
- Вага: 32.3г;
- Дріт: 0,17мм;
- Крутний момент: 230г;
- Нижні отвори центрування: 16 мм і 19 мм;
- Найпопулярніші отвори центрування: 12мм.

1.4.5 ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА QUANUM MID-SIZE BRUSHLESS GIMBAL 4MM CARBON CONSTRUCTION



Рис.1.12. Гіростабілізатор Quantum Mid-Size Brushless Gimbal 4mm Carbon Construction

- **Переваги:**

- Вібраційна ізоляція;
- Швидке встановлення;
- Попередньо настроєний та налаштований;
- Каркас з вуглецевим каркасом 4 мм.

- **Характеристики:**

- Розмір: 155x143x116 мм;
- Вага: 399г;
- Робоча напруга: 2 ~ 4с 7.2 ~ 16В;
- Розмір мотора: 4008;
- Сумісність з камерою: Середні розміри, такі як серія Sony NEX або серія GF Panasonic.

1.4.6. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА SHOCK ABSORBING 2 AXIS BRUSHLESS GIMBAL KIT FOR ACTION CAM



Рис.1.13. Гіростабілізатор Shock Absorbing 2 Axis Brushless Gimbal Kit

Цей стабілізатор камери призначений для використання з екшн-камерами, такими як GoPro Hero 3 і Turnigy HD ActionCam. Він побудований практично повністю із міцного скловолокна.

Переваги:

- Міцна конструкція зі скловолокна;
- Вісім ізолюючих кульок;
- Сумісність з багатьма іншими камерами цієї моделі (включаючи GoPro Hero 3, Mobius і Turnigy ActionCam).

Характеристики:

- Вага: 94г;
- Розміри планшета для нижньої камери: 60x32x46мм;
- Кріплення: відстань між монтажними отворами діаметром 35 x 30 мм.

1.4.7. ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА ZHIYUN CRANE-M



Рис.1.13. Гіростабілізатор Zhiyun Crane-M

Zhiyun - трьохосьовий електронний стабілізатор від компанії Crane-M. Стабілізатор призначений для екшн-камер, смартфонів і Mirrorless-камер вагою до 650 гр.

У порівнянні зі своїми аналогами електронний стедікам Crane-M важить всього лише 740 гр. Електронний стедікам обладнаний трьома 32-bit мікроконтролерами з частотою 4kHz. Потужний мікроконтролер дозволяє регулювати положення камери з точністю до 0.02 ° за 0.25 мілісекунди.

Двигуни стабілізатора оснащені магнітними енкодерами, завдяки чому досягається ідеальна точність позиціонування камери, плавність роботи і економія заряду акумуляторів. Всі двигуни стабілізатора можуть обертатися необмежено на 360 градусів. Механічне налаштування стабілізатора виконується швидко і зручно, без використання ключів, займаючи не більше 1 хвилини.

У нижній частині стабілізатора знаходиться отвір 1/4 ", завдяки чому можливо встановити стабілізатор на штатив або монопод, що зручно для використання стабілізатора, як крана. Зручний джойстик дозволяє плавно керувати поворотами і нахилами камери, а також перемикати режими роботи.

Унікальна система оффлайн калібрування, за допомогою новітнього контролера і додатки для iPhone або Android, дозволяє вручну встановлювати горизонт, а також управляти параметри стабілізатора. Також за допомогою програми відбувається оновлення ПЗ стабілізатора.

Електроживлення стабілізатора Zhiyun Crane-M здійснюється від стандартного типу батарей Li-ion 26500. Час безперервної роботи 12 годин.

Особливості:

- Безперервна робота протягом 12 годин;
- Необмежене обертання камери навколо своєї осі 360 °. Можлива установка камери в перевернутому положенні і ведення зйомки з рук;
- Установка і налаштування балансу інтуїтивно прості, займають не більше 1 хвилини;
- Мобільний додаток Zhiyun Camera дозволяє регулювати зум, розпізнавати обличчя, перемикатися між фото і відео режимами зйомки;

- У нижній частині стедікама розташований гвинт з різьбою 1/4 ", що дозволяє закріпити пристрій на штативі.

1.5. КАРДАНОВИЙ ПІДВІС

Установка стабілізованої платформи на кораблі або іншому рухомому об'єкті проводиться за допомогою карданового підвісу, що представляє собою сукупність поворотних кілець, зв'язаними осями, що перетинаються в спільній точці [7].

1.5.1 ОДНОВІСНИЙ ПІДВІС.

Одновісний підвіс (рис. 1.14), забезпечує поворот платформи тільки навколо однієї осі, і застосовується рідко. Однак при аналізі систем стабілізації, як систем

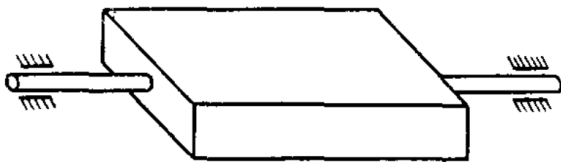


Рис. 1.14. Одновісний підвіс

автоматичного керування дуже часто платформи умовно розглядаються як одновісні. Це робиться, щоб уникнути зайвого ускладнення досліджень в тому

випадку, коли взаємний вплив рухів системи навколо різних осей підвісу платформи може не братися до уваги або може бути враховано окремо.

1.5.2 ДВОВІСНИЙ ПІДВІС.

Такий підвіс платформи містить одне кільце і має дві взаємно перпендикулярні осі. На рис. 1.15 зовнішня вісь підвісу показана вертикальною; в даному випадку кут

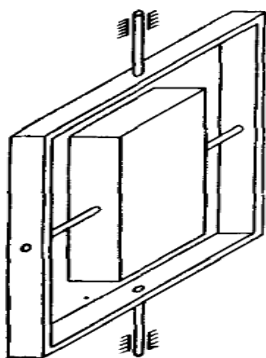


Рис. 1.15. Одновісний підвіс

повороту навколо цієї осі лежить, наприклад на кораблі, в площині його палуби, а кут повороту навколо другий осі - в площині, перпендикулярній до палуби. Однак може бути обрана інша орієнтація зовнішньої осі; наприклад, ця вісь може бути перпендикулярна до діаметральної площині.

Двовісний підвіс широко застосовується в тих випадках, коли поворот платформи навколо двох осей дозволяє вирішити задачу стабілізації при повороті корабля навколо всіх трьох осей. Це має місце, наприклад, при стабілізації платформи з телескопом. Хоча для повної

кутовий стабілізації платформи потрібно поворот її навколо трьох осей, в даному випадку достатньо лише двох осей, так як поворот телескопа навколо його оптичної осі не грає ролі.

Зрозуміло, такий чисто геометричний підхід далеко не вичерпує завдання вибору числа і розташування осей підвісу об'єкта стабілізації. При вирішенні подібних завдань необхідно враховувати, зокрема, швидкості і прискорення, що підлягають відпрацюванню системою стабілізації в різних умовах.

1.5.3 ТРИВІСНИЙ ПІДВІС.

Цей підвіс (рис. 1.16) містить два кільця. Він дозволяє в принципі забезпечити повну кутову стабілізацію платформи при будь-якій хитавиці. Стабілізація такого виду необхідна, наприклад, для чутливих елементів систем інерціальної навігації. Відомі різні варіанти розташування осей підвісу щодо хитається об'єкта. Оптимальність варіанту залежить від швидкостей і прискорень, які відпрацьовуються системою стабілізації при різних межах кутів качки корабля, літака, ракети навколо всіх трьох осей.

На рис. 1.16 представлена платформа з так званим зовнішнім кардановим підвісом. Широко використовуються також платформи з внутрішнім кардановим підвісом. Однак модифікації конструкцій тривісних підвісів тут не розглядаються, як які не впливають на вигляд рівнянь динаміки системи стабілізації.

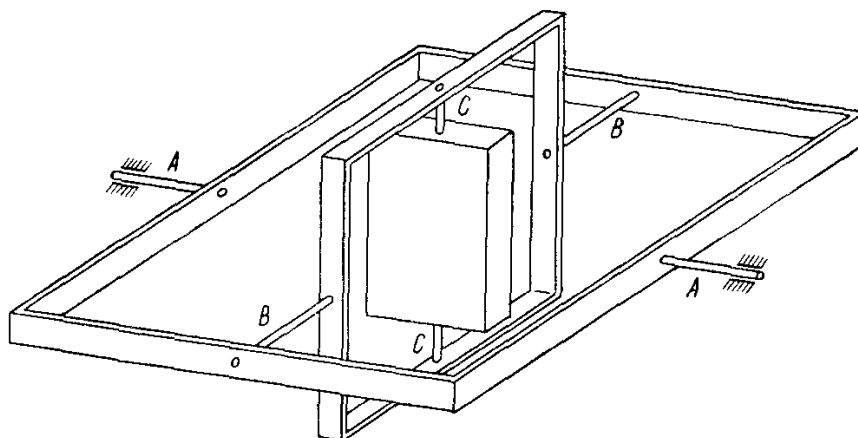


Рис. 1.16. 3-ох вісний підвіс

1.5.4. ЧОТИРИВІСНИЙ ПІДВІС.

В описаному вище трьохвісному підвісі можливо таке положення, коли площина зовнішнього кільця збігається з площиною внутрішнього кільця. Це буде мати місце при розвороті об'єкта, а разом з ним і зовнішнього кільця на 90° щодо осі В-В внутрішнього кільця підвісу. Тоді вісь А-А зовнішнього кільця співпаде з віссю С-С платформи, тобто. трьохвісний підвіс звернеться до двовісного. При цьому підвіс втратить одну ступінь свободи, і стане неможливим поворот платформи навколо напрямку, перпендикулярного до площини зовнішнього кільця. При положенні площин двох кілець, близькому до їх збігу, поворот платформи навколо зазначеного напрямку можливий, але потребує великих швидкостей і прискорень руху платформи навколо внутрішньої осі С-С. Це означає, що такий геометрично можливий поворот виявиться практично нездійсненим в деякому діапазоні кутів повороту середнього кільця.

Для усунення зазначеного недоліку трьохвісного підвісу застосовується чотиривісний підвіс, що відрізняється від трьохвісного додатковими кільцем і віссю С'-С' (рис. 1.17). При розвороті об'єкта, а разом з ним і зовнішнього (Додаткового) кільця на 90° навколо осі В-В площині двох внутрішніх кілець виявляться сполученими (рис. 1.18). Як і раніше, співпадуть осі А-А і С-С. Однак при цьому забезпечуються всі три ступені свободи кутового руху платформи завдяки додатковій осі С'-С'. Очевидно, що чотиривісний підвіс необхідний лише в тому випадку, коли з трьох кутів качки, тобто кутів рискання, дифферента (тангажу) і крену, принаймні два досягають більших значень. Якщо ж тільки один з цих кутів може досягати великих величин, завдання стабілізації вирішується за допомогою трьохвісного підвісу. Для цього достатньо розташувати вісь його зовнішнього кільця (вісь А-А на рис. 1.16) паралельно осі, навколо якої відбувається поворот корабля на великий кут. Тоді кут повороту внутрішнього кільця не може бути більшим, - усувається небезпека суміщення площин кілець трьохвісного підвісу.

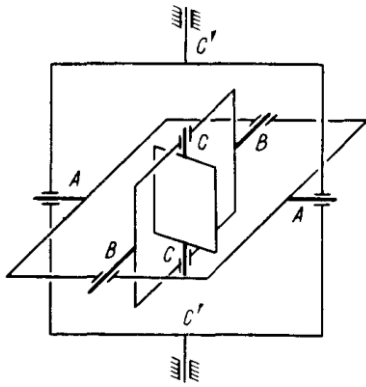


Рис. 1.17. Чотирьохвісний підвіс

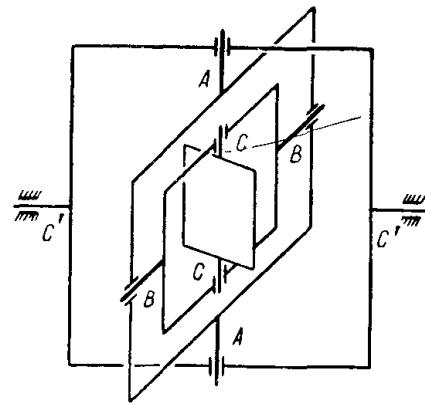


Рис. 1.18. Чотирьохвісний підвіс при складанні всіх внутрішніх рамок

Остаточний вибір типу карданова підвісу пов'язаний зі значеннями швидкостей і прискорень, які система стабілізації може забезпечити при заданій точності, залежність швидкостей і прискорень, необхідних для кутовий стабілізації платформи.

1.6. СУЧАСНИЙ СТАН РОЗРОБОК ГІРОСТАБІЛІЗАТОРІВ ТА СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ДЛЯ НИХ

У статті [8] наведено приклад побудови малогабаритної стабілізуючої системи на базі сучасних комплектуючих, що дозволило збільшити якість і точність, та зменшити розміри. А використання обладнання з числовим програмним керуванням дозволяє виготовити систему з мінімальними затратами коштів при серійному виробництві.

Саме динамічний технологічний розвиток, та постійне покращення характеристик невід'ємних складових частин гіростабілізатора (двигуна, енодера та ін.) дозволяє покращувати характеристики готового виробу.

Метою статті [9] представлено порівняння декількох підходів до вирішення проблеми механічної стабілізації камери. Суть цієї стабілізації полягає у тому, щоб механічно утримувати камеру в стані спокою. Стабілізація у випадку наземного застосування необхідна наприклад для компенсації вібрацій чи ударів, або від коливань рук оператора. У тому випадку, коли немає можливості стаціонарно встановити камеру. Тому цю проблему вирішують за допомогою гіростабілізатора, або за допомогою механічних приводів та інерційного датчика.

У наступній роботі [10] цю проблему вирішили за допомогою спеціальної платформи, яка здатна відтворювати заданий кут повороту. У якості виконавчого двигуна, який буде повертати платформу, автор пропонує використовувати сервопривод, або крокові двигуни. У статті розглянуто позитивні та негативні наслідки використання того, чи іншого приводу.

Розглянувши ці два типи двигунів автор рекомендує використовувати, для керованих платформ, сервопривід, оскільки це двигун з зворотнім зв'язком. В ньому вже вбудована система з енкодером, яка відслідковує правильність відпрацювання кута повороту. І у випадку коли між показам слідкуючої системи та заданим кутом є неузгодженість, вона сама надає відповідний сигнал двигуну, який в свою чергу намагається мінімізувати цю неузгодженість.

Використання крокового двигуна дозволяє повертати платформу на заданий кут, але у нього відсутня система, яка відстежує правильність його роботи, тому проблема цих двигунів – це процес так званої «втрати кроку». Він відбувається коли у двигуна не вистачає потужності для відтворення кута повороту, і він просто не відтворює певні кроки, що призводить до похибки відтворення кута повороту.

Автор іншої статті [11] висвітлив власний досвід по конструюванню та виготовленні малогабаритної стабілізуючої системи для екшн камер, на базі мікроконтролера ATmega 328 та сервомоторів MG 995. У якості чутливого елемента він використовував плату MPU 605. Дані комплектуючі мають доволі низьку ціна та якість, але для виготовлення першого прототипу, та відшліфовування алгоритму їх потужності достатню – стверджує автор. Ним було створено 3D-модель стабілізатора, а потім використовуючи технологію 3D-друку її було надруковано. Автор наголошує, що пластикові деталі мали малу жорсткість, тому йому довелося вмонтувати в конструкцію додаткові ребра жорсткості.

По його словам під час досліду від використовував дві плати MPU 605. Тому, що робота першого чутливого елемента його не влаштувала. Він це аргументував тим, що гіроскоп мав великий нулевий сигнал, а другий гіроскоп мав кращі характеристики (менші нульові сигнали). Тому він прийняв рішення використовувати другу плату MPU 605.

Виходячи з слів автора про нульові сигнали можна зробити висновок, що він не проводив калібрування чутливих елементів. А при використанні мікромеханічних датчиків процес калібрування просто необхідний, оскільки без нього не можливо отримати адекватні покази. А враховуючи той факт, що чутливі елементи вибрані найдешевші на ринку, тобто їх якість сумнівна, використовувати їх без попереднього калібрування просто не можливо.

На кафедрі точного приладобудування ІНК ТПУ розробляється тривісний ГС фотокамери для проведення ортофотозйому з легких або надлегких літальних апаратів (ЛА) [12]. У приладі реалізований принцип двоступеневої стабілізації, коли одновісний ГС устанавлюється на стабілізованій в площині горизонту рамі. Особливістю конструкції розробленого ГС є установка його платформи на рамі за допомогою одного шарикопідшипника А700084 полегшеної серії з великим посадковим діаметром внутрішнього кільця (120 мм). Таке рішення продиктоване необхідністю зберегти в центрі ГС вільний простір для розміщення там об'єктива фотокамери.

Автором була спроектована система стабілізації, яка за допомогою магнітного датчика визначає кут рискання та виставляє платформу під певним кутом в азимуті, використовуючи для цього двигун та цифровий енкодер.

Задачею цієї роботи є пошук оптимально з позиції простоти реалізації та малогабаритних характеристик функціональної схеми САК ГС. Виходячи з цих даних автором в якості магнітних датчиків було диференціальний ферозонд типу ІД-6.

Він розглядає три варіанти фізичної реалізації розробленої САК:

Сигнал з цифрового енкодера перевести у аналогову область, та проводити усі операції у ній. У такому випадку необхідно буде використовувати СКТ та і інші електромеханічні елементи, що ускладнюють концепцію та погіршуються масогабаритні характеристики стабілізатора.

Переведення сигналів магнітометра у цифрову область, та проводити усі операції у ній. А кінцевий вихідний сигнал у цьому випадку необхідно буде перетворити в аналоговий, щоб потім його можна було подати на двигун.

Передбачає переведення усіх аналогових сигналів у цифрові, та використання для обрахунків мікроконтролер. Вихідний сигнал з якого подаватиметься напругу на драйвер двигуна.

Враховуючи сучасний розвиток мікроконтролерів та АЦП автор вирішив скористатися третім варіантом вирішення проблеми, та розробити експериментальний прототип.

У Каліфорнійському політехнічному університеті провели розробку двухвісного гіростабілізатора для портативної камери типу GoPro, чи мобільного телефону [13]. За основу, або як вони виражаються «За мозок» даної системи було обрано мікроконтролер Mega 2560, у якості чутливого елемента обрано тривісний інерційний вимірювальний модуль IMU. Виконавчим двигуном обрано безколекторний трифазний двигун. Заявлена матеріальна база є відносно дешевою в порівнянні з професійними аналогами. У роботі представлені переваги використання мікромеханічних датчиків для визначення орієнтації предмета у просторі.

Авторами було розроблено відповідне програмне забезпечення, та виготовлено перший прототип. Провівши ряд експериментів, вони констатують, що дана конструкція має право на існування, а враховуючи її ціну – це дуже перспективний напрямок розвитку, але вона потребує певних покращень. А саме вони підкреслюють, що необхідно виготовляти кардановий підвіс з надлегких матеріалів, для зменшення маси приладу, и блок електроніки необхідно встановлювати стаціонарно у корпусі, для запобігання втрати контакту у електричних ланцюгах.

Автори іншої статті у своїй роботі представили процес розробки та виготовлення прототипу системи багато вісної механічної стабілізації [14]. В їхньому баченні ідея стабілізації цифрової камери полягає в тому, щоб мати можливість отримання чіткого зображення з камери, встановленої на будь-якій рухомій платформі (наприклад, автомобілі). Процес стабілізації вони розділили на 3 різних рівнях:

1) Механічна стабілізація - додавання спеціальних сервомеханізмів або пружин для зменшення перешкоджання, що дозволить камері самостійно відстежувати об'єкти;

2) Оптична стабілізація - стабілізація системи проектування зображення за допомогою оптичних систем;

3) Цифрова стабілізація - рух та обертання зображення, щоб компенсувати коливання на рівні пікселів.

Метою їх роботи - є експериментальне тестування та порівняння кількох різних підходів контролю для механічної стабілізації. Для досягнення цієї мети ними було підготовано спеціальній стенд для випробувань, маятник, на якому камера може обертатися навколо 2 осей. Для того, щоб зробити механічну стабілізацію, було встановлено 3 сервомеханізми для компенсації обертання (хоча маятник має лише 2 ступеня свободи, третє обертання може відбуватися як склад двох інших). Крім того, для здійснення необхідних вимірювань встановлено два інерціальні модулі для вимірювання (IMU). Один був поміщений саме на маятник, а другий камеру.

В результаті було розглянуто декілька варіантів алгоритму роботи системи з різними виконавчими двигунами. А саме з сервомоторами та кроковими двигунами. Використання сервоприводу, стверджують автори, може призвести до збільшення сталої часу всієї системи, оскільки він вже обмежений зворотнім зв'язком з вбудованим датчиком кута. Кроковий двигун має меншу сталу часу, и чудово справляється з поставленою задачею, але він не дає можливості відслідковувати кут повороту платформи.

Зважаючи на все вище перераховане авторами було вирішено використовувати сервоприводи, у парі з ПД-контролером.

1.7. ЗАКОНИ КЕРУВАННЯ ГИРОСТАБІЛІЗАТОРАМИ

Провівши огляд літератури, було знайдено декілька рішень задачі керування виконавчими двигунами гіростабілізаторів для камери. Як правило більшість таких систем використовують класичний ПД-регулятор (Рис. 1.19).

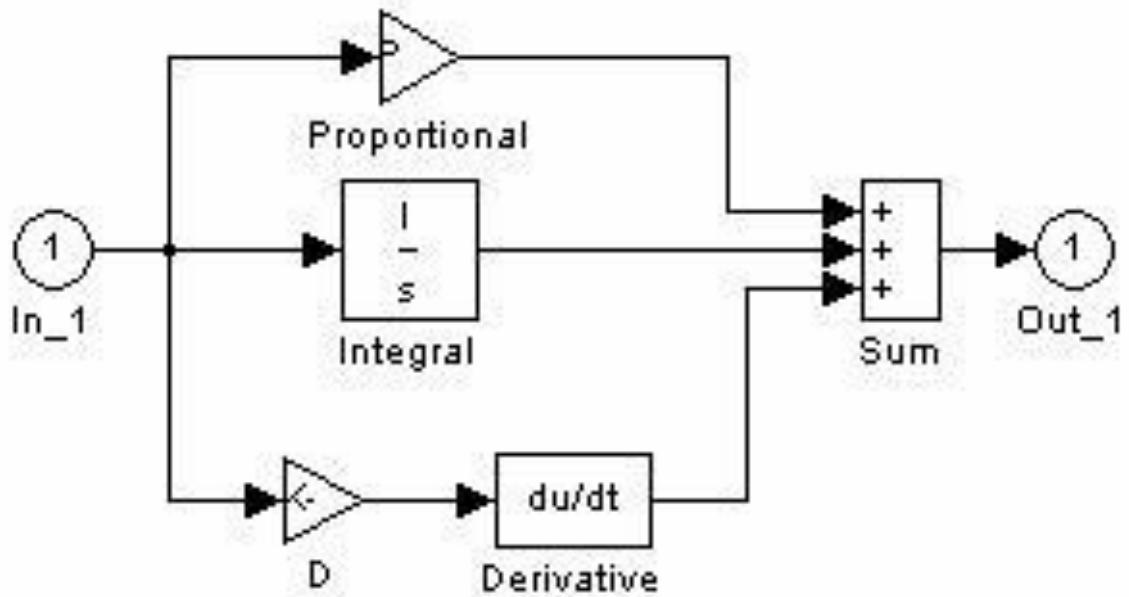


Рис. 1.19. Класичний ПІД-регулятор

В міжнародному журналі контролю та автоматизації [15], було запропоновано використання інтелектуального ПІД-регулятора (Рис. 1.20).

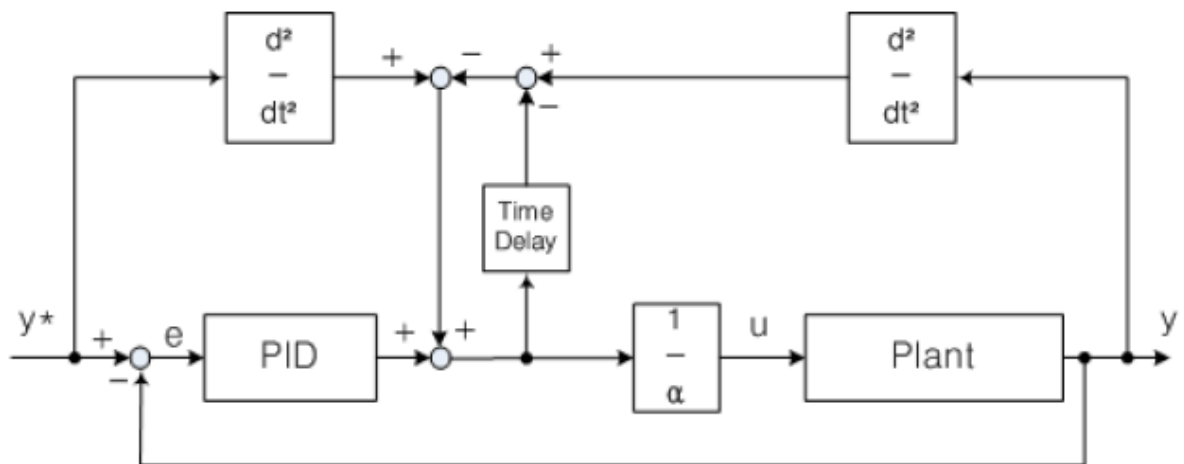


Рис. 1.20. Інтелектуальний ПІД-регулятор

Відмінність такої системи від класичної полягає у тому, що при її використанні параметри та налаштування регулятора постійно корегуються, що позитивно відображається на роботі всієї системи. Авторами було проведено порівняння

роботи двох регуляторів, та представлено відповідні графіки (Рис. 1.21-1.22).

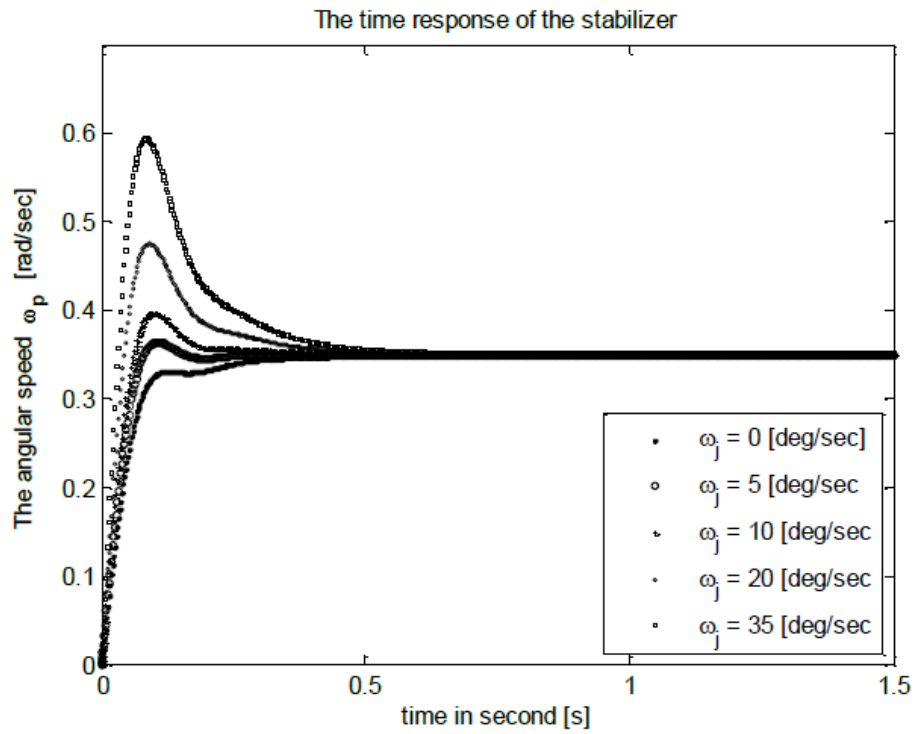


Рис. 1.21. Робота класичного ПДД-регулятор

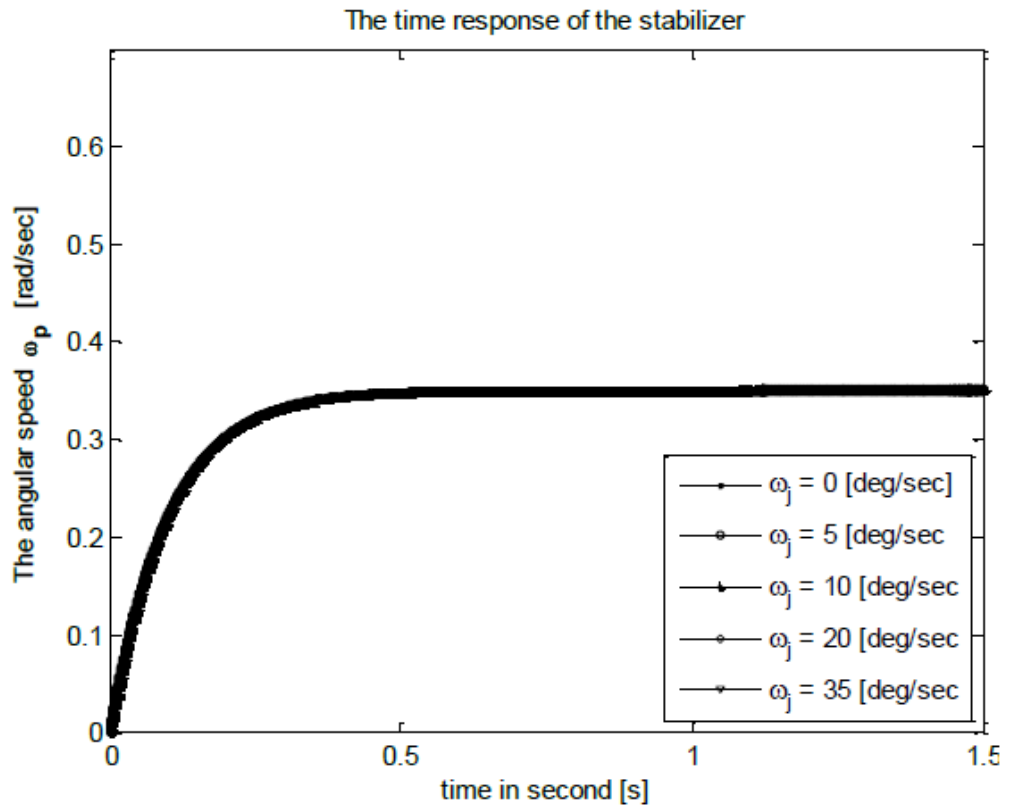


Рис. 1.22. Робота інтелектуального ПДД-регулятор

Як видно з графіків, при використанні класичного ПД-регулятора з постійними параметрами, перехідна характеристика змінюється в залежності від вхідного навантаження, а саме зі збільшенням кутової швидкості – збільшується перерегулювання системи, що призводить до нестабільної роботи регулятора при різних навантаженнях.

При використанні регулятора з корегованими параметрами (Рис. 1.22), перехідна характеристика представлена у вигляді аперіодичного процесу, яка не залежить від величини вхідної кутової швидкості. Використання такого ПД-регулятора дозволить підвищити стабільність та якість роботи всієї системи.

Окрім ПД-регулятора для керування двигунами стабілізації використовують і інші. Наприклад Вільям Дж. Біглі та Вінсент Дж. Ріццо з Lockheed Electronics представили свою роботу [16], в якій використали лінійно-квадратичної теорії керування. Вони запропонували ввести в систему, для керування двигунами, лінійно-квадратичний регулятор (Рис. 1.23).

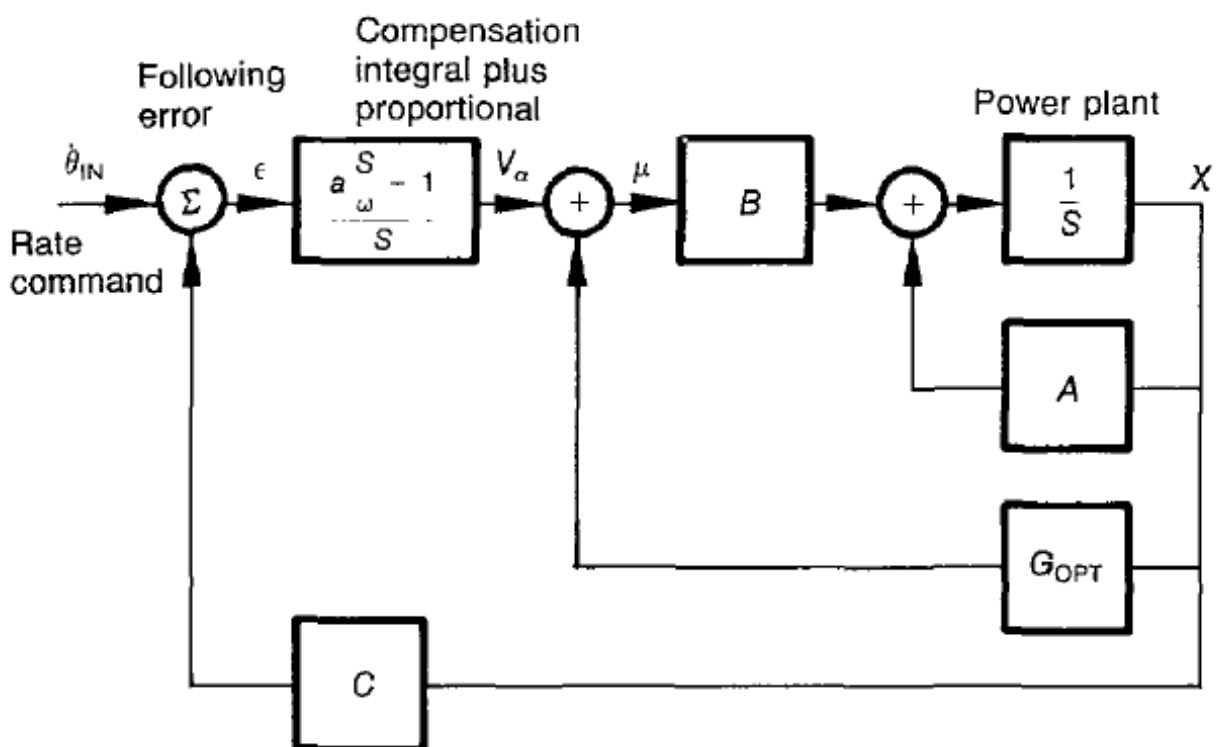


Рис. 1.23. Модель лінійно-квадратичного регулятора

Таке рішення було продиктовано тим, що масивні інерційні системи схильні до низькочастотного резонансу, ефекту насичення та тертю. Проблема резонансу

обмежує смугу пропускання та викликає нестабільність роботи усієї системи. А ефект насичення викликає збільшення часу синхронізації, а відповідно збільшує помилку позиціювання.

В результаті авторами було досягнуто покращення ЛАЧХ досліджуваної системи (Рис. 16).

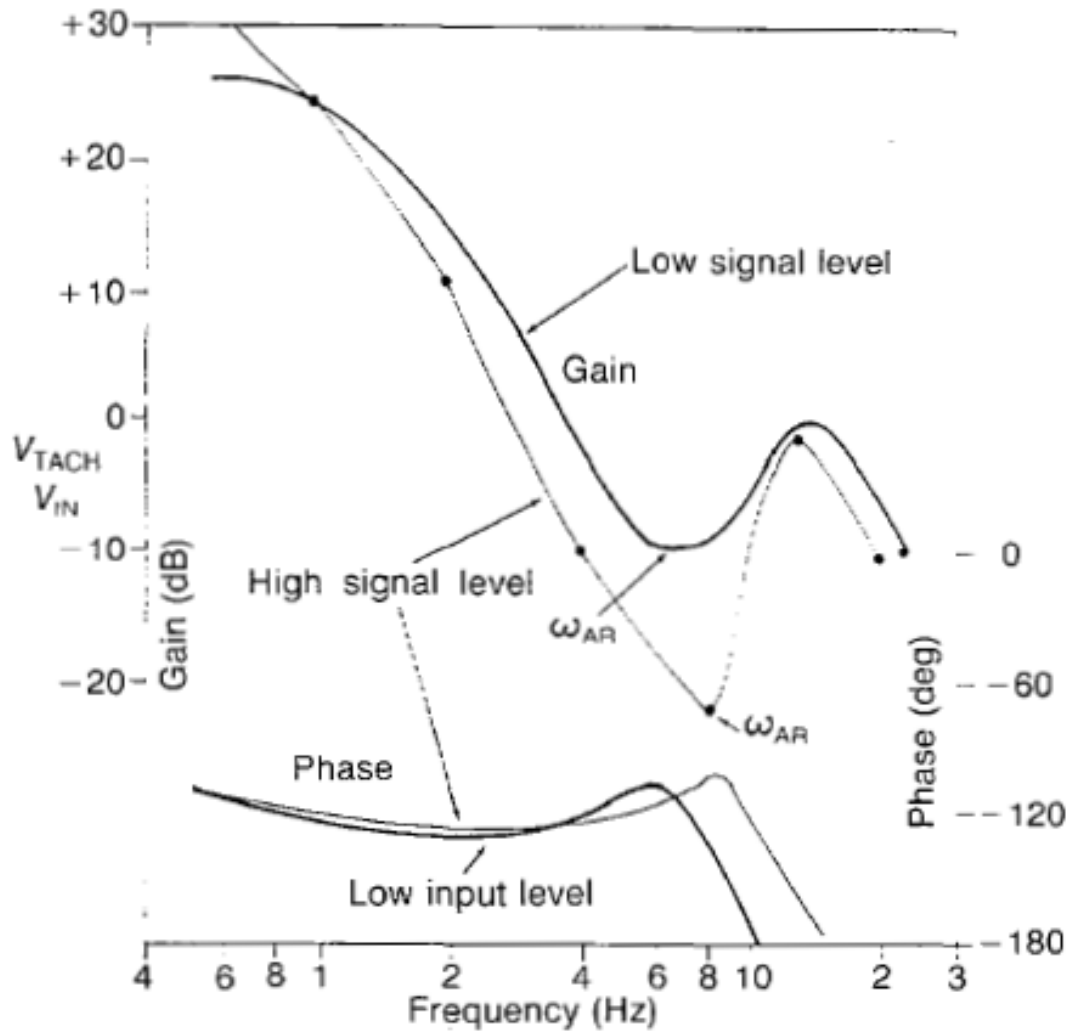


Рис. 1.24. ЛАЧХ системи з використанням лінійно-квадратичного регулятора

В результаті використання лінійно-квадратичного регулятора авторам вдалося значно розширити смугу пропускання, що вирішило проблему низькочастотного резонансу, зменшити насичення та час синхронізації, цим самими зменшити похибку позиціювання.

ВИСНОВКИ ДО 1 РОЗДІЛУ

У 1 розділі було розглянуто класифікацію гіростабілізаторів за принципом дії та кількістю осей стабілізації. Ознайомлено з класичною конструкцією стабілізуючих систем.

Було зроблено огляд та порівняння існуючих систем стабілізації різних виробників. Було виокремлено таких основних виробників, як DJI, Tarot, QUANUM та інші. Провівши детальний огляд їх стабілізуючих систем було помічено однотипність конструкції карданового підвісу, чутливих елементів та виконавчих двигунів.

Після цього було розглянуто класичні конструкції карданового підвісу, які забезпечують різні ступеня свободи.

Проведено огляд літератури по даній тематиці для отримання інформації про сучасний стан розробок гіростабілізаторів та систем керування ними. В результаті було опрацьовано достатню кількість статей виходячи з яких, можна зробити висновок, що зараз активно проводиться робота по покращенню законів керування виконавчими двигунами. Авторами представлено декілька видів регуляторів для різних типів двигунів, та багато методів по покращень класичних законів керування.

Було детально розглянуто декілька основних законів керування, а саме використання в системі стабілізації ПД-контролера та лінійно-квадратичного регулятора.

РОЗДІЛ 2.

2.1. СИСТЕМИ КООРДИНАТ. ПЕРЕТВОРЕННЯ КООРДИНАТ

Кутове положення стабілізованої платформи в просторі може бути задано в деякій опорній, або нерухомій, системі координат, яка не пов'язана з хитним об'єктом (кораблем, літаком та ін.), і в рухомій системі координат, наприклад жорстко пов'язаної з цим об'єктом [7]. В якості нерухомої зазвичай використовується інерційна система координат, нерухома відносно зірок, або система координат, однозначно орієнтована в даній точці земної поверхні.

Розглянемо перехід від однієї системи координат до іншої. Нехай одиничний вектор \vec{r} (рис. 2. 1) заданий в нерухомій системі координат $Ox\eta z$, координатами або, що те ж саме, напрямними косинусами x, η, z . Знайдемо координати або направляючі косинуси x, y, z цього одиничного вектора в деякої рухомій системі координат $Oxuyz$, повернутою відносно системи $Ox\eta z$.

Направляючі косинуси осей рухомої системи координат щодо осей нерухомої системи вказані в табл. 2.1.

Перехід від нерухомої системи координат до рухомий, визначається табл. 2.1, характеризується квадратною матрицею званої матрицею перетворення координат або перетворюючої матрицею.

$$A = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix} \quad (2.1)$$

Матриця перетворення (2. 1) коротко записується у вигляді

$$A = ||a_{ik}||, \quad i, k = 1, 2, 3. \quad (2.2)$$

Направляючі косинуси (координати) одиничного вектора \vec{r} в рухомій системі координат визначаються формулами перетворення координат

$$\begin{aligned} x &= a_{11}\xi + a_{12}\eta + a_{13}\zeta; \\ y &= a_{21}\xi + a_{22}\eta + a_{23}\zeta; \\ z &= a_{31}\xi + a_{32}\eta + a_{33}\zeta. \end{aligned} \quad (2.3)$$

У матричній формі ці формули мають вид

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{pmatrix}, \quad (2.4)$$

або при використанні замість стовпцевих матриць, що складаються з елементів x, y, z і ξ, η, ζ , позначень $[x, y, z]$ і $[\xi, \eta, \zeta]$

$$[x, y, z] = A[\xi, \eta, \zeta]. \quad (2.5)$$

Зворотне перетворення координат вектора \vec{r} , тобто перехід від його координат в системі $Oxyz$ до координат в системі $O\xi\eta\zeta$, записується у вигляді

$$[\xi, \eta, \zeta] = A^{-1}[x, y, z] \quad (2.6)$$

де A^{-1} - матриця зворотного перетворення координат, що представляє собою матрицю, зворотну по відношенню до матриці A .

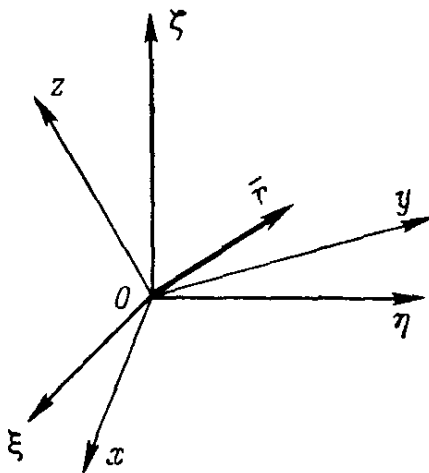


Рис. 2.1. Вектор \vec{r} в двох системах координат.

При перетвореннях координат, що представляють собою повороти прямокутних систем координат, зворотна матриця збігається з транспонованою в силу відомих властивостей

ортогональних перетворень. Тому матриця A^{-1} виходить з матриці A , яка визначається виразом (2.1), просто заміною рядків стовпцями, тобто

$$A^{-1} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{32} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{pmatrix}, \quad (2.7)$$

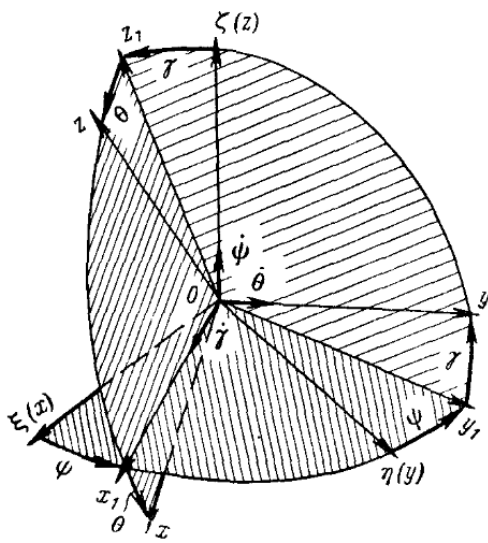
або

$$A^{-1} = ||a_{ik}||^{-1} = ||a_{ki}||, \quad i, k = 1, 2, 3. \quad (2.8)$$

Таблиця 2.1. Напрямні косинуси осей координат

Осі рухомої системи координат	Осі не рухомої системи координат		
	Ox	Oη	Oz
Ox	a_{11}	a_{12}	a_{13}
Oy	a_{21}	a_{22}	a_{23}
Oz	a_{31}	a_{32}	a_{33}

Елементи цієї матриці є напрямними косинусами осей нерухомої системи координат щодо осей рухомої системи.

Рис. 2.3. Кути качки γ , ψ , θ .

Задавши положення нерухомої і рухомої (пов'язаної з об'єктом) систем координат $Ox\eta z$, і $Oxuz$, побудуємо відповідну матрицю перетворення координат через кути хитавиці об'єкта.

Нехай в точці земної поверхні, де знаходиться об'єкт, вісь Oz , направлена по місцевій вертикалі до зеніту; вісь $O\eta$, що лежить в площині горизонту, направлена по заданому курсу об'єкта, а вісь Ox , також лежить в площині горизонту,

утворює з першими двома осями праву систему координат. Рухливу систему координат задано таким чином, щоб вісь Oz була направлена (наприклад, якщо об'єкт-корабель) перпендикулярно до палубі вгору, вісь Oy – по поздовжньої лінії корабля до його носі, а вісь Ox - по поперечної осі корабля до його правого борту.

Обертання корабля навколо точки O визначається кутами курсу ψ , дифферента (тангажу в разі літака, ракети) γ і крену (Обертання) θ . Ці кути визначимо наступним чином. При відсутності качки осі Ox , Oy , Oz збігаються за осями Oz , $O\eta$, Oz , (рис. 2.3). В результаті повороту корабля навколо осі Oz , на кут курсу ψ рухливі осі переходять в положення Ox_1y_1z . В результаті повороту навколо осі Ox_1 на кут диференту (Тангажу) γ рухливі осі переходять в положення $Ox_1y_1z_1$. Нарешті, після

повороту навколо осі Oy на кут крену (обертання) q рухливі осі займають положення $Oxyz$.

Кути u , γ і q лежать відповідно в площині горизонту, в вертикальній площині, що містить поздовжню вісь корабля Oy , і в площині шпангоута (поперечній площині літака, ракети).

Значеним трьом поворотам відповідають матричні співвідношення, записані за зразком (2.5),

$$[x_1, y_1, \zeta] = A_\psi [\xi, \eta, \zeta]; \quad (2.16)$$

$$[x_1, y, z_1] = A_\gamma [x_1, y_1, \zeta]; \quad (2.17)$$

$$[x, y, z] = A_\vartheta [x_1, y, z_1]. \quad (2.18)$$

Складові цих рівнянь можуть бути записані за зразком отримання матриці (2.1) з табл. 2.1. ці матриці Згідно рис. 2.3 мають такий вигляд:

$$A_\psi = \begin{vmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}; \quad (2.19)$$

$$A_\gamma = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{vmatrix}; \quad (2.20)$$

$$A_\vartheta = \begin{vmatrix} \cos\vartheta & 0 & -\sin\vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\vartheta & 0 & \cos\vartheta \end{vmatrix}. \quad (2.21)$$

Загальний підсумок перетворень (2.16) - (2.18), тобто результат переходу від нерухомої земної системи координат до рухомої корабельної, має вигляд

$$[x, y, z] = A[\xi, \eta, \zeta], \quad (2.22)$$

$$A = A_\psi A_\gamma A_\vartheta, \quad (2.23)$$

тобто, відповідно до виразів (2,19)-(2,21)

$$A = \begin{vmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} * \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{vmatrix} * \begin{vmatrix} \cos\vartheta & 0 & -\sin\vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\vartheta & 0 & \cos\vartheta \end{vmatrix}. \quad (2.24)$$

Перемноження трьох матриць в правій частині виразу (2.24), дасть матрицю перетворення нерухомою земної системи координат в рухому корабельну у вигляді

$$A = \begin{vmatrix} \cos\vartheta\cos\psi - \sin\vartheta\sin\gamma\sin\psi & \cos\vartheta\sin\psi + \sin\vartheta\sin\gamma\cos\psi & -\sin\vartheta\cos\gamma \\ -\cos\gamma\sin\psi & \cos\gamma\sin\psi & \sin\gamma \\ \sin\vartheta\cos\psi + \cos\vartheta\sin\gamma\sin\psi & \sin\vartheta\cos\psi - \cos\vartheta\sin\gamma\cos\psi & -\cos\vartheta\cos\gamma \end{vmatrix} \quad (2.25)$$

Звідси легко отримати також матрицю A^{-1} зворотного перетворення, тобто. перетворення рухомої системи координат в нерухому. Ця матриця відповідно до виразами (2.1), (2.2) і (2.7), (2.8) є зворотною по відношенню до матриці (2.25) і виходить шляхом заміни її рядків відповідними стовпцями.

При малих кутах качки про ψ , γ і ϑ матриця (2.25) наближено, з точністю до членів першого порядку малості, дорівнює

$$A = \begin{vmatrix} 1 & \psi & 0 \\ -\psi & 1 & \gamma \\ 0 & -\gamma & 1 \end{vmatrix}. \quad (2.26)$$

При врахуванні членів другого порядку малості отримаємо більш точній варіант:

$$A = \begin{vmatrix} 1 - \frac{\psi^2}{2} - \frac{\vartheta^2}{2} & \psi + \gamma\vartheta & -\vartheta \\ -\psi & 1 - \frac{\psi^2}{2} - \frac{\gamma^2}{2} & \gamma \\ \gamma\psi & \psi\vartheta - \gamma & 1 - \frac{\gamma^2}{2} - \frac{\vartheta^2}{2} \end{vmatrix}. \quad (2.27)$$

Перетворюють матриці для цих випадків виконується по розглянутому вище прикладу, а зіставлення зазначених варіантів є другорядним при дослідженні питань динаміки систем стабілізації.

2.2. МАТЕМАТИЧНИЙ ОПИС СИСТЕМИ

У якості математичної моделі було обрано модель з роботи Сущенко О. А. [17]. Використовуючи рівняння Ейлера він описав систему стабілізації наступним чином:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x J_x + \omega_y \omega_z (J_z - J_y) - (\omega_y^2 - \omega_z^2) J_{yz} - (\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) J_{xz} + (\omega_x \omega_z + \dot{\omega}_y) J_{xy} &= M_x; \\ \dot{\omega}_y J_y + \omega_x \omega_z (J_x - J_z) - (\omega_z^2 - \omega_x^2) J_{xz} - (\omega_z \omega_y + \dot{\omega}_x) J_{xy} + (\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) J_{yz} &= M_y; \\ \dot{\omega}_z J_z + \omega_x \omega_y (J_y - J_x) - (\omega_x^2 - \omega_y^2) J_{xy} - (\omega_x \omega_z + \dot{\omega}_y) J_{yz} + (\omega_x \omega_z + \dot{\omega}_x) J_{xz} &= M_z, \end{aligned} \quad (2.28)$$

де $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції кутової швидкості на відповідні осі; J_x, J_y, J_z – моменти інерції платформи з вимірювальним приладом (гіроскопом);

J_{xy}, J_{yz}, J_{xz} – відцентрові моменти інерції відносно осей стабілізації; $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ – проєкції кутових прискорень платформи на відповідні вісі; M_x, M_y, M_z – збурюючі моменти, що діють по осі.

Взаємне розташування осей зображено на кінематиці (Рис. 16).

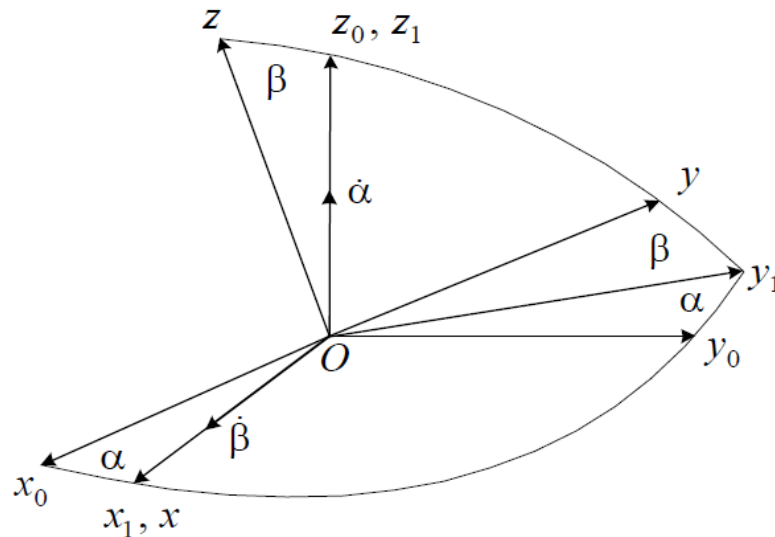


Рис. 2.4. Кінематика 2-х вісного гіростабілізатора, де $Ox_0y_0z_0$ – система координат зв'язана з БПЛА; $Ox_1y_1z_1$ – система координат зв'язана внутрішньою кардановою рамкою; $Oxyz$ – система координат зв'язана зовнішньою кардановою рамкою.

Відповідно до кінематики (Рис. 2.4.) проєкції кутової швидкості на відповідні вісі можна представити в наступному вигляді:

$$\omega_x = \dot{\beta}; \quad (2.29)$$

$$\omega_y = \dot{\alpha} \sin \beta; \quad (2.30)$$

$$\omega_z = \dot{\alpha} \cos \beta. \quad (2.31)$$

Оскільки, як видно з кінематики (Рис. 2.4.), стабілізація по осі z не відбувається – то кути повороту платформи можна зобразити наступним чином:

$$\dot{\alpha} = \omega_z \cos \beta + \omega_y \sin \beta; \quad (2.32)$$

$$\dot{\beta} = \omega_x;$$

(2.33)

$$\dot{\alpha} = \omega_{e\alpha}; \quad (2.34)$$

$$\dot{\beta}_e = \omega_{e\beta}; \quad (2.35)$$

$$\dot{U}_{\omega\alpha} = U_{\omega d\alpha}; \quad (2.36)$$

$$\dot{U}_{\omega\beta} = U_{\omega d\beta}; \quad (2.37)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{[-(J_y - J_x)\omega_x\omega_y - M_{frz} \text{sign}\omega_z + c_r(\alpha_e - \alpha)]}{J_z}; \quad (2.38)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{[-(J_x - J_z)\omega_x\omega_z - M_{fry} \text{sign}\omega_y]}{J_y}; \quad (2.39)$$

$$\dot{\omega}_x = \frac{[-(J_z - J_y)\omega_y\omega_z - M_{frx} \text{sign}\omega_x + c_r(\beta_e - \beta)]}{J_x}; \quad (2.40)$$

$$\dot{\omega}_{e\alpha} = \frac{[-M_{fra} \text{sign}\omega_{e\alpha} + \frac{c_m U_\alpha}{R_W} + c_r(\alpha_e - \alpha)]}{J_{e\alpha}}; \quad (2.41)$$

$$\dot{\omega}_{e\beta} = \frac{[-M_{fr\beta} \text{sign}\omega_{e\beta} + \frac{c_m U_\beta}{R_W} + c_r(\beta_e - \beta)]}{J_{e\beta}}; \quad (2.42)$$

$$\dot{U}_\alpha = \frac{[-U_\alpha + k_{U_\alpha} U_{con\alpha} - c_{ed}\omega_{e\alpha}]}{T_{arm}}; \quad (2.43)$$

$$\dot{U}_\beta = \frac{[-U_\beta + k_{U_\beta} U_{con\beta} - c_{ed}\omega_{e\beta}]}{T_{arm}}; \quad (2.44)$$

$$\dot{U}_{\omega d\alpha} = -2\nu\Delta_\omega U_{\omega e\alpha} - U\Delta_{\omega\alpha}^2 + \Delta\omega k_{ars}\omega_z; \quad (2.45)$$

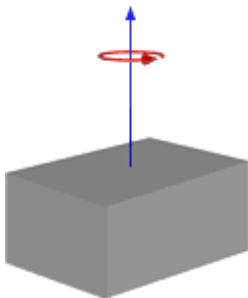
$$\dot{U}_{\omega d\beta} = -2\nu\Delta_\omega U_{\omega e\beta} - U\Delta_{\omega\beta}^2 + \Delta\omega k_{ars}\omega_x, \quad (2.46)$$

де α, β – кути повороту платформи; ω_z, ω_x – кутові швидкості БПЛА; α_e, β_e – кути повороту двигунів стабілізації по осях z та x; $\omega_{e\alpha}, \omega_{e\beta}$ – кутова швидкість роботи двигунів стабілізації; $U_{\omega\alpha}, U_{\omega\beta}$ – вихідні сигнали ДКШ, які встановлено по осях z та x; $U_{\omega d\alpha}, U_{\omega d\beta}$ – похідна з вихідних сигналів ДКШ; J_x, J_y, J_z – моменти

інерції платформи; $M_{frx}, M_{fry}, M_{frz}$ — моменти сухого тертя; $M_{fr\alpha}, M_{fr\beta}$ — моменти сухого тертя двигунів стабілізації; c_r — жорсткість пружного зв'язку між двигуном стабілізації та платформою; c_m — константа моменту навантаження на валу; R_W — опір обмотки двигуна; $J_{e\alpha}, J_{e\beta}$ — момент інерції двигуна; U_α, U_β — напруга на двигунах стабілізації; $k_{U_\alpha}, k_{U_\beta}$ — коефіцієнти підсилення; $U_{con\alpha}, U_{con\beta}$ — напруга на виході контролера; c_{ed} — коефіцієнт пропорційності між кутовою швидкістю двигуна та електрорушійною силою; T_{arm} — постійна часу двигуна стабілізації; ν — відносний коефіцієнт демпфування; Δ_ω — пропускна здатність ДКШ; k_{ars} — коефіцієнт передачі ДКШ.

2.3. РОЗРАХУНОК ІНЕРЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВАНТАЖЕННЯ

У якості корисного навантаження виступає відео камера. Для моделювання було взято камеру GoPro 4. Її маса складає 88 грам. Щоб розрахувати момент інерції навантаження, камеру було представлено у вигляді паралелепіпеду (Рис. 2.5.) [18].



$$\begin{aligned} J_h &= \frac{1}{12} m(w^2 + d^2); \\ J_w &= \frac{1}{12} m(h^2 + d^2); \\ J_d &= \frac{1}{12} m(h^2 + w^2), \end{aligned} \quad (2.47)$$

Рис. 2.5. Паралелепіпед де h — висота, w — ширина, d — довжина, m — вага.

Підставивши у відповідні формули (2.47.) чисельні параметри обраної системи маємо наступні значення моментів інерції навантаження на платформу:

$$J_h = 3.8727e - 5; J_w = 2.9634e - 5; J_d = 1.5561e - 5 \text{ кгм}^2.$$

Оскільки камера встановлюється на платформу, необхідно привести обраховані моменти інерції до осей, зв'язаних з платформою. Для цього використано теорему Штейнера (2.48) [19]. Для подальшої роботи нас буде цікавити лише момент інерції, який дає навантаження по осі стабілізації. Таким чином приведений момент інерції навантаження на платформу відносно осі стабілізації буде мати наступний вигляд:

$$J_{pr} = J_0 + ma^2 = 1.5561e - 5 + 0.088 * 0.025 = 0.0022 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; \quad (2.48)$$

2.4. РОЗРОБКА ЗАКОНУ КЕРУВАННЯ КОНТУРОМ СТАБІЛІЗАЦІЇ

В ході розробки контуру стабілізації було побудовано наступну принципову схему (Рис. 2.6.).

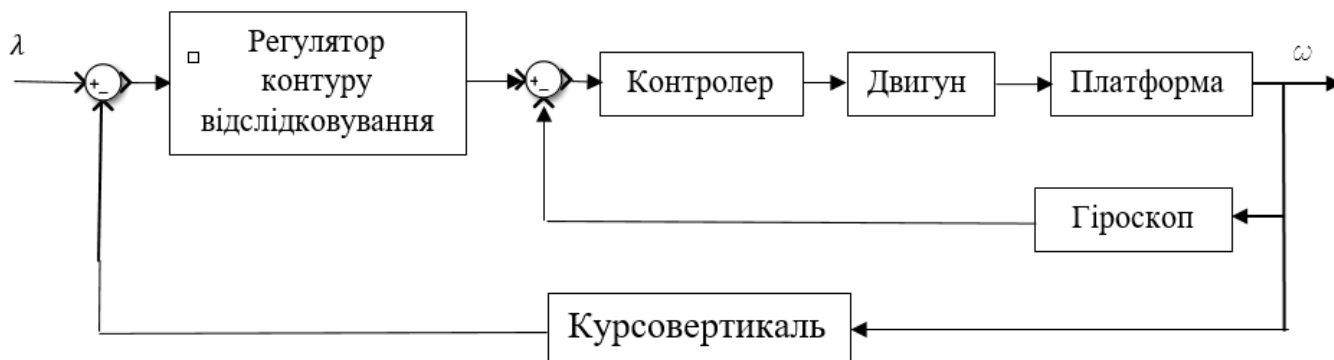


Рис. 2.6. Контур стабілізації.

Побудований контур стабілізації працює наступним чином: на вхід системи подається значення кута на який необхідно повернути платформу. Він заходить на суматор, на виході з якого формується сигнал неузгодженості вхідного сигналу та курсовертикалі. Цей сигнал поступає на блок регулятора контуру відслідковування. На виході з цього блоку буде отримано значення кутової швидкості повороту платформи. Далі цей сигнал подається на ще один суматор для отримання сигналу неузгодженості отриманого сигналу зі даними з гіроскопа. Далі сигнал подається на контролер двигуна, з нього на двигун, який буде повертати платформу. Швидкість повороту платформи буде відслідковувати гіроскопом, для подальшого формування сигналу неузгодженості. Паралельно з гіроскопом фіксувати швидкість повороту платформи буде й курсовертикаль, інформація з якої буде формувати сигнал неузгодженості для визначення куту повороту платформи.

2.5. НЕЧІТКА ЛОГІКА В УПРАВЛІННІ СКЛАДНИМИ СИСТЕМАМИ

З точки зору складності побудови адекватної математичної моделі всі об'єкти можуть бути умовно розділені на два класи: «прості» і «складні»[20].

Прості об'єкти допускають побудову цілком адекватної і порівняно нескладної математичної моделі, яка відповідає реальним процесам в об'єкті і придатна для

реалізації на обчислювальній техніці. Складні об'єкти, що утворюють набагато більш великий клас в порівнянні з простими, мають ряд відмінних рис.

- 1) Кількість факторів, що впливають та протікають в об'єкті, настільки велике, а взаємозв'язки між його окремими елементами є настільки складними, що створення адекватної математичної моделі досить важко, а в ряді випадків взагалі неможливо. Якщо ж таку модель все-таки вдається побудувати, вона виявляється, як правило, дуже громіздкою і неприйнятною для практичного застосування в силу того, що час реакції системи управління на вхідну дію виходить неприпустимо великим. З іншого боку, ігнорування окремих фактів і взаємозв'язків у структурі об'єкта з метою отримання більш простий математичної моделі може привести до невиправданої ідеалізації об'єкта і втрати адекватності.
- 2) Відсутня досить точна і достовірна інформація про характер функціонування об'єкта і про процеси що протікають у ньому, або кількість такої інформації виявляється недостатнім для побудови точної та адекватної моделі за допомогою традиційного математичного апарату.
- 3) Значна частина інформації, що є необхідною для математичного опису об'єкта, існує лише в формі уявлень фахівців, що мають досвід роботи з даної об'єктом.
- 4) У ряді випадків умови, що впливають на вибір стратегії управління, можуть бути виражені лише в якісному вигляді. Найчастіше сама мета управління не може бути представлена у вигляді якихось кількісних співвідношень, наприклад, у вигляді будь-якої цільової функції.

Для успішного вирішення завдання управління складним об'єктом за допомогою методів нечіткої логіки слід будувати не модель об'єкта, а модель управління об'єктом.

2.6. ФАЗИФІКАЦІЯ. FUZZY LOGIC CONTROLLER

У контексті нечіткої логіки під фазифікацією розуміється не тільки окремий етап нечіткого виводу, але й власне процес або процедура визначення значень функції

приналежності незначних множин (термів) на основі звичайних (невідомих) вихідних даних. Фазифікацію ще називають введенням нечіткості [21].

Ціллю етапу фазифікації є встановлення відповідності між конкретними, звичайно численними, значеннями окремої вхідної змінної системи нечіткого виводу та значенням функції приналежності відповідної їй терміни вхідної лінгвістичної змінної. Після завершення цієї стадії для всіх вхідних змін необхідно визначити конкретні значення функцій приналежності по кожному з лінгвістичних термів, які використовуються в під умовах бази правил системи нечіткого виводу.

Для включення в систему керування нечіткого логічного виводу, в середовищі Simulink використовують блок Fuzzy Logic Controller або Fuzzy Logic Controller з Regular Viewer. Для роботи з ним необхідно задати файл, або назву змінної в робочій області відповідної системі нечіткого логічного виводу. Цю змінну можна згенерувати за допомогою Fuzzy Logic Toolbox.

2.7. ВИЗНАЧЕННЯ КРИТЕРІЇВ ВІДПОВІДНО ДО ЧАСТОТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМИ

Побудуємо заборонену область для низькочастотної частини ЛАХ слідкуючої системи відтворення кута [7].

Припустимо, що максимальна швидкість відтворення куту $\Omega_{1\ max} = 10$ град/сек, максимальне прискорення $\varepsilon_{1\ max} = 30$ град/сек², допустима похибка відтворення кута $\vartheta_{\ max} = 20$ кутових хвилин.

Визначимо еквівалентний гармонійний режим, відповідний максимальним швидкостям та прискоренням.

$$\omega_k = \frac{\varepsilon_{1\ max}}{\Omega_{1\ max}} = \frac{10}{30} = 3 \text{ сек}^{-1}; \quad (2.49)$$

$$\vartheta_{1\ max} = \frac{\Omega_{1\ max}^2}{\varepsilon_{1\ max}} = \frac{100}{30} \text{ град.} = 200 \text{ кут. хв.} \quad (2.50)$$

По цим даним будується контрольна точка A_k с координатами $\omega = \omega_k = 3 \text{ сек}^{-1}$ і $L(\omega_k) = 20 \lg \frac{\vartheta_{1\ max}}{\vartheta_{\ max}} \approx 42$ дб (Рис. 2.7.). Положення цієї точки і визначає шукану границю забороненої області для низькочастотної частини л. а. х., зазначену на рис. 2.7 штрихуванням.

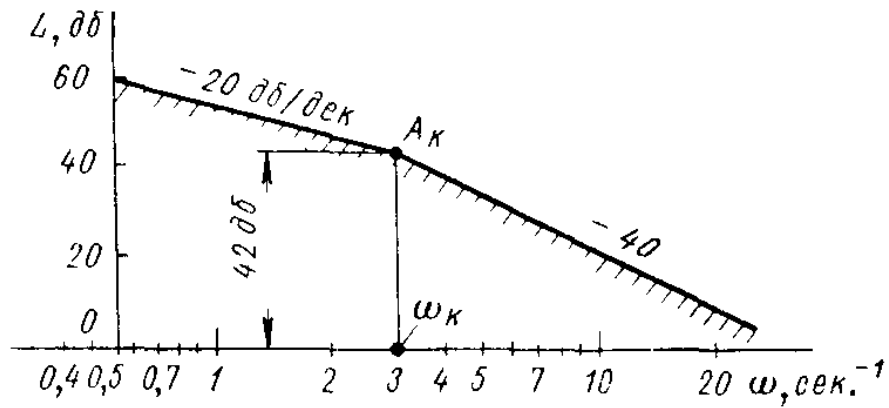


Рис. 2.7. Заборонена границя для л.а.х.

Побудуємо заборонену область для низькочастотної частини л. а. х. системи стабілізації [7]. Стабілізована платформа СП стабілізується щодо осі А-А (Рис. 2.8.).

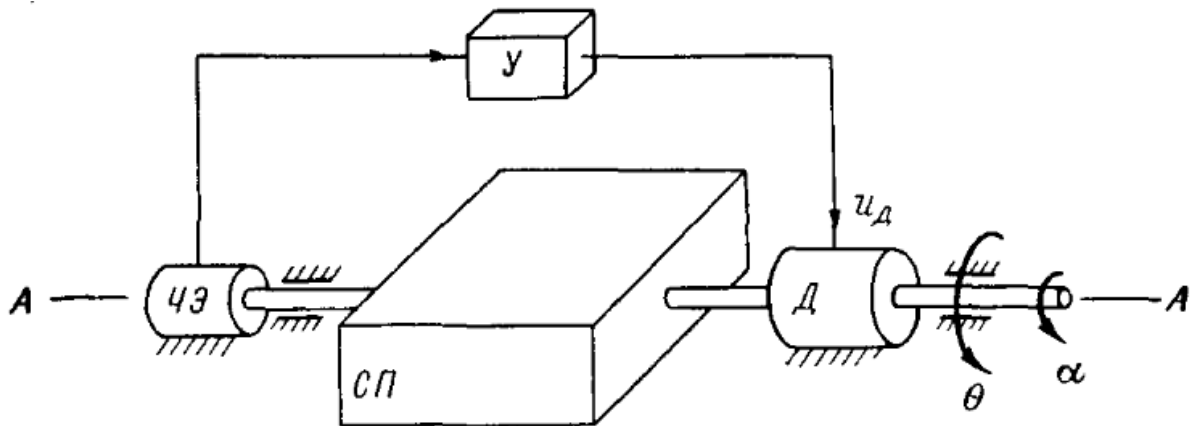


Рис. 2.8. Система стабілізації

Чутливий елемент ЧЕ визначає абсолютний кут повороту платформи а, тобто її кут повороту в нерухомій системі координат, або помилку стабілізації. Сигнал чутливого елемента через підсилювач У управляє стабілізуючим двигуном Д, ротор якого пов'язаний з платформою безпосередньо, без редуктора. Штрихуванням відзначені елементи, жорстко пов'язані з корпусом об'єкту і хитні разом з ним навколо осі А-А; це опори осі стабілізації, а також статори двигуна і чутливого елемента. Кут качки θ змінюється за гармонійним законом з частотою $\omega_K = 3 \text{ сек.}^{-1}$ і амплітудою $\theta_{\max} = 200$ кут. хв. Допустима амплітуда помилки стабілізації без урахування навантажень від сил тертя $\alpha_{\max} = 20$ кут. хв.

Подібна система стабілізації описується рівняннями

$$\begin{aligned} J_0 p^2 (\alpha^2 - \theta) &= M_d; & u_d &= W_{\text{ч.е.}}(p) \alpha; \\ M_d &= \kappa_d u_d - s \rho \alpha; & \alpha &= \theta - \alpha_2. \end{aligned} \quad (2.51)$$

Тут прийняті наступні позначення:

J_0 - сумарний момент інерції платформи і роторів двигуна і чутливого елемента;

α_2 - кут повороту ротора двигуна щодо статора;

M_d - момент стабілізуючого двигуна;

κ_d і s - постійні коефіцієнти в лінеаризованому рівнянні стабілізуючого двигуна;

u_d - напруга управління двигуна;

$W_{\text{ч.е.}}(p)$ - передавальна функція ланцюга чутливий елемент-підсилювач.

Із системи рівнянь (2.51) знайдемо

$$\left[1 + \frac{\frac{\kappa_d}{s}}{\rho(1 + \frac{J_0}{s}\rho)} - W_{\text{ч.е.}}(p) \right] \alpha = \frac{1}{1 + \frac{J_0}{s}\rho}. \quad (2.52)$$

Множник, що стоїть в квадратних дужках при передатній функції $W_{\text{ч.е.}}(p)$, являє собою передатну функцію двигуна спільно з платформою, яка б пов'язала кут повороту ротора двигуна з керуючою напругою. Тому в цілому другий доданок в квадратних дужках виразу (б) являє собою передатну функцію ланцюга чутливий елемент - підсилювач - двигун - платформа, тобто передавальну функцію розімкнутої системи стабілізації.

$$W(p) = \frac{\frac{\kappa_d}{s} W_{\text{ч.е.}}(p)}{\rho(1 + T_c p)}; \quad (2.53)$$

Тут $T_c = \frac{J_0}{s}$ - електромеханічна стала часу двигуна разом з платформою. З рівнянь (2.51) і (2.52) отримаємо:

$$[1 + W(p)\alpha] = \frac{1}{1 + T_c p} \theta. \quad (2.54)$$

Звідси похибка стабілізації дорівнює:

$$\alpha = \rho(p) \frac{1}{1 + T_c p} * \frac{1}{1 + W(p)} \theta; \quad (2.55)$$

$$(2.56)$$

$$\alpha = \rho(p) * \frac{1}{1 + W(\rho)} \theta;$$

$$\rho(p) = \frac{1}{1 + T_c p}. \quad (2.57)$$

Рівняння для побудови ЛАЧХ будуть мати наступний вигляд:

$$|W(j\omega)| \geq \frac{1}{|1 + j\omega T_c|} * \frac{\theta_{max}}{\alpha_{max}}, \quad \omega \leq \omega_k \quad (2.58)$$

$$L(\omega) \geq 20 \lg \frac{1}{|1 + j\omega T_c|} * \frac{\theta_{max}}{\alpha_{max}}, \quad \omega \leq \omega_k$$

Цьому співвідношенню відповідає шукана границя забороненої області для низькочастотної частини л. а. х., показана лінією зі штрихуванням на рис. 2.9. аналогічно до рис. 2.10.

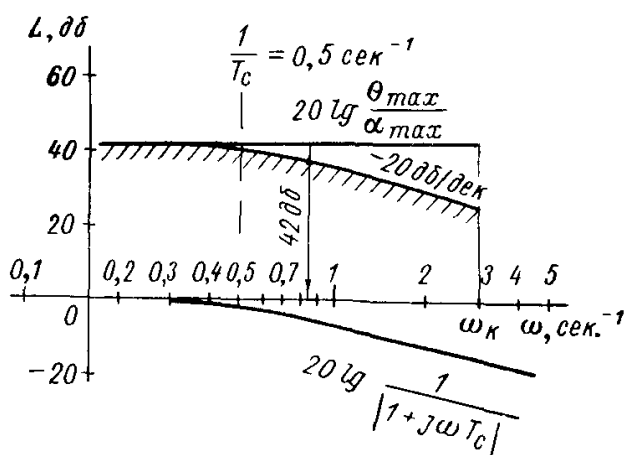


Рис. 2.9. Заборонена область л.а.х.

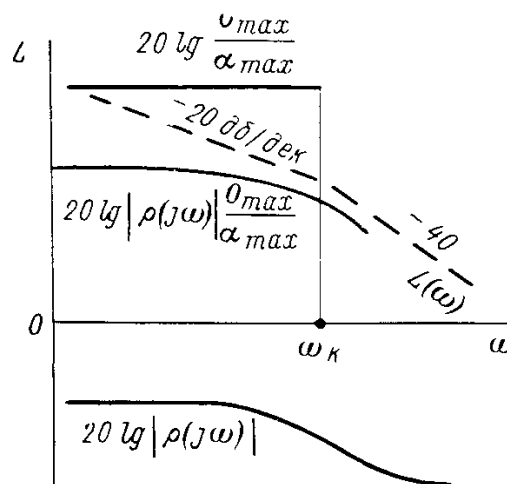


Рис. 2.10. Визначення частотних характеристик системи стабілізації на основі вимог по точності

Побудову виконано при $T_c = 2$ сек.; $20 \lg \frac{\theta_{max}}{\alpha_{max}} \approx 42$ дБ. Лінія відповідає співвідношенню (2.57) і характеризується виразом:

$$20 \lg |\rho(j\omega)| = 20 \lg \frac{1}{|1 + j\omega T_c|}, \quad (2.59)$$

при $\omega < \frac{1}{T_c} = 0.5 \text{ сек}^{-1}$ – горизонтальна, а при $\omega > \frac{1}{T_c}$ матиме нахил $-20 \frac{\text{дб}}{\text{дек}}$.

Порівнявши отримані заборонені зони для системи відтворення кута та системи стабілізації видно, в обох випадках відношенню амплітуд вхідного впливу і допустимої помилки відповідає одній і тій же величині – 42 дб; частота вхідного впливу $\omega_k = 3 \text{ сек}^{-1}$.

Межа забороненої зони, отриманої для системи стабілізації, проходить при $\omega = \omega_k$ на висоті приблизно 26 дб, тобто на 16 дб нижче контрольної точки A_k для слідкуючої системи відтворення кута. Це вказує на те, що при заданих числах система стабілізації повинна буде мати значно менший загальний коефіцієнт підсилення, ніж система відтворення кута.

Побудуємо л.а.х. в області середніх частот. Передаточна функція розімкненої системи в області середніх частот має наступний вид:

$$W(\rho) = \frac{K_\varepsilon(1 + T_2\rho)}{\rho^2(1 + T_3\rho)} = \frac{\omega_0^2(1 + T_2\rho)}{\rho^2(1 + T_3\rho)}. \quad (2.60)$$

Базова частота л. а. х. $\omega_0 = 20 \text{ сек}^{-1}$. Потрібно знайти значення постійних часу T_2 і T_3 , при яких показник коливальності системи буде не більше $M = 1,7$; особливості передавальної функції в області високих частот можуть не враховуватися.

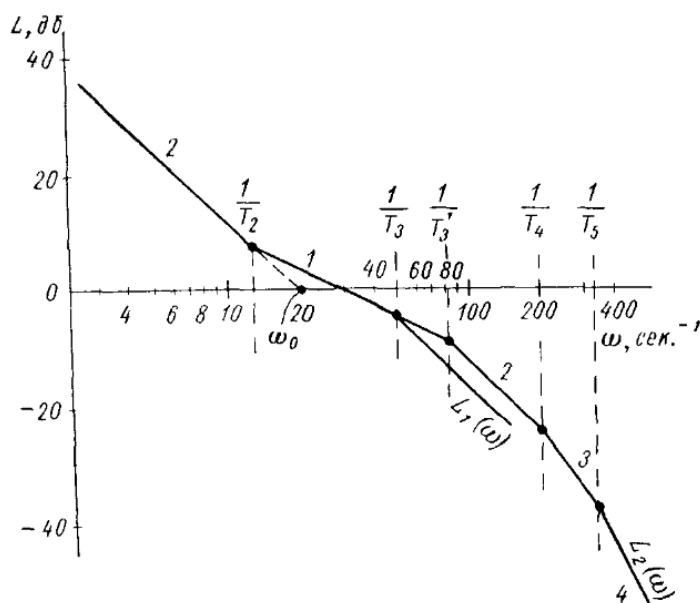


Рис. 2.11. Л.а.х. $L_1(\omega)$ і $L_2(\omega)$

По формулам знаходимо значення постійних часу, які задовільняють задані умови:

$$T_2 = \frac{1}{\omega_0} \sqrt{\frac{M}{M-1}} = \frac{1}{20} \sqrt{\frac{1.7}{1.7-1}} = 0.078 \text{ сек.}; \quad (2.61)$$

$$T_3 = \frac{1}{\omega_0} \sqrt{\frac{M}{M-1}} = 0.02 \text{ сек.}; \quad (2.62)$$

Підставивши отримані постійні часу в рівняння (2.60), знайдемо:

$$W(\rho) = \frac{400(1 + 0,078\rho)}{\rho^2(1 + 0,02\rho)}. \quad (2.63)$$

Цій передатній функції відповідає л. а. х. $L_1(w)$ на рис. 2.11. числа 1,2, ... означають нахил -20, -40 дб/дек, . . . ділянок асимптотичних л. а. х.

Врахуємо малі постійні часу при побудові бажаної л. а. х. в області середніх частот.

В системі, розглянутої в попередньому прикладі, не враховані раніше малі постійні часу $T_4 = 0,005$ сек. і $T_5 = 0,003$ сек. В цьому випадку для збереження заданого показника коливальності $M = 1,7$ необхідно подовжити ділянку л. а. х. з одиничним нахилом (-20 дб / дек) в районі частоти зрізу. Це здійснено за рахунок зменшення постійної часу T_3 . Підставляючи в останню $T_\Sigma = T_4 + T_5 = 0.008$ сек., отримаємо:

$$T'_3 = \frac{1}{\omega_0} \sqrt{\frac{M(M-1)}{M-1}} - T_\Sigma = 0.02 - 0.008 = 0.012 \text{ сек.} \quad (2.64)$$

Тепер замість передатної функції (2,63), будемо мати:

$$W(\rho) = \frac{400(1 + 0,078\rho)}{\rho^2(1 + 0,012\rho)(1 + 0,005\rho)(1 + 0,003\rho)} \quad (2.65)$$

Цій передатній функції відповідає л. а. х. $L_2(w)$ на рис. 2.11.

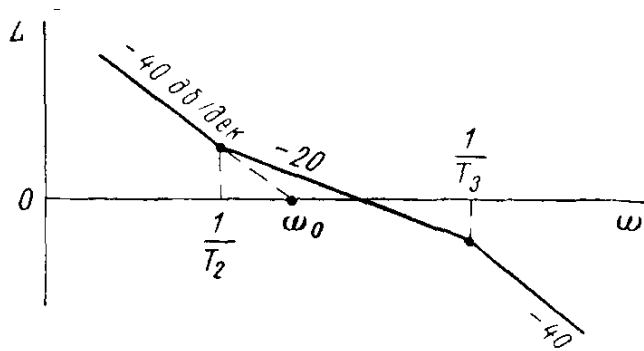


Рис. 2.12. Область середніх частот л.а.х.

умовах. Згідно з побудови л.а.х. в області середніх частот задана передаточна функція відповідає системі з астатизмом другого порядку із симетрично типовою л. а. х. (Рис. 2.12), має показник коливальності $M = 1,7$ і базову частоту $\omega_0 = 20 \text{ сек}^{-1}$.

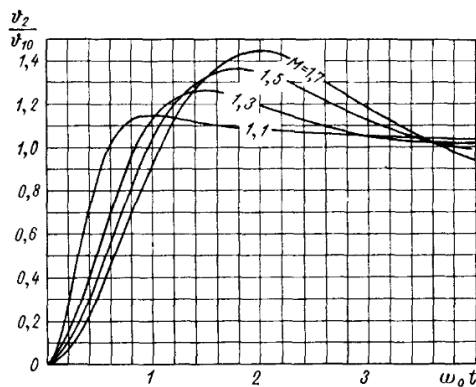


Рис. 2.13. Перехідні процеси при ступеневому вхідному збуренню

Шукану криву перехідного процесу $q_2(t)$, зображену на рис. 2.14, отримуємо з кривою, побудованої на рис. 2.13 для $M = 1,7$, помноживши її ординати на величину $q_{10} = 10$ град, і поділивши її абсциси на базову частоту $\omega_0 = 20 \text{ сек}^{-1}$.

Побудуємо графік помилки слідкуючої системи при лінійній вхідній дії. Передавальна функція системи, що стежить має вигляд:

$$W(\rho) = \frac{K_{\Omega}(1 + T_2\rho)}{\rho(1 + T_1\rho)(1 + T_3\rho)}, \quad (2.66)$$

Де $K_{\Omega} = 133 \text{ сек}^{-1}$; $T_1 = 0.333 \text{ сек}$; $T_2 = 0.078 \text{ сек}$; $T_3 = 0.02 \text{ сек}$; Вхідний сигнал дорівнює $\vartheta_1 = At$, де $A = 10 \frac{\text{град}}{\text{сек}}$.

Знаходимо базову частоту:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{K_{\Omega}}{T_1}} = 20 \text{ сек}^{-1} \quad (2.67)$$

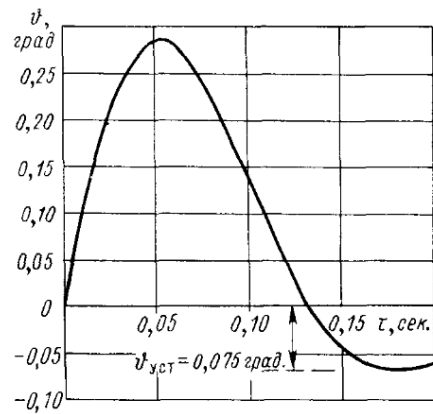
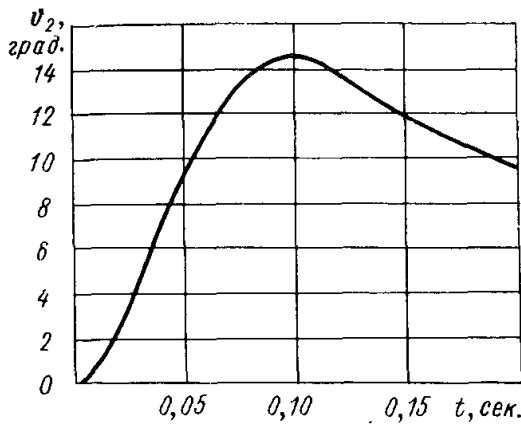


Рис. 2.14. Перехідні процеси у 1 випадку Рис. 2.15. Перехідні процеси у 2 випадку

Перехідний процес в заданій системі з астатизмом першого порядку визначаємо, як в системі з астатизмом другого порядку, з такою ж базовою частотою, тобто відповідно до виразу (2.67), передатна функція буде мати наступний вигляд:

$$W(\rho) = \frac{400(1 + 0,078\rho)}{\rho^2(1 + 0,02\rho)}. \quad (2.68)$$

З огляду на, що ця система має показник коливальності $M = 1,7$, скористаємося відповідною кривою на рис. 2.16. З цієї кривої, помноживши її ординати на величину $\frac{A}{\omega_0} = \frac{10}{20} = 0,5$ град, і ділячи абсциси на величину $\omega_0 = 20$ сек. $^{-1}$, отримуємо шукану криву похибки $q(t)$, побудовану на рис. 2.15.

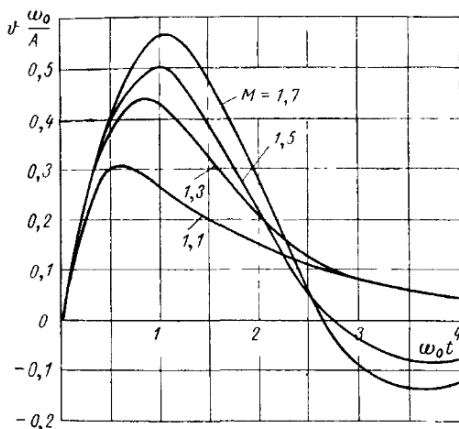


Рис. 2.16. Похибка відтворення кута при лінійному керуючому впливу

Помилка заданої системи з астатизмом першого порядку і передатною функцією (2.66) буде в кінці перехідного процесу прямувати до сталого значення:

$$\vartheta_{уст} = \frac{A}{K_{\Omega}} = \frac{10}{133} = 0,075 \text{ град.} = 4,5 \text{ угл. мин.}$$

Це значення вказано на рис. 2.15. У разі астатизму другого порядку установлена похибка при лінійній входній дії відсутня.

ВИСНОВКИ ДО 2 РОЗДІЛУ

Під час роботи над 2 розділом було розглянуто системи координат та методи переходу від однієї системи до іншої. Це необхідно для того щоб поєднати системи координат зв'язану з об'єктом стабілізації, чутливими елементами та інерціальною системою координат.

Було обрано опис математичної моделі системи стабілізації зі статі Сущенко О.А. [17]. Проведено її детальний аналіз та скореговано під свою систему стабілізації.

Проведено розрахунок інерційних характеристик навантаження, для цього корисне навантаження було представлено у вигляді паралелепіпеду. Отримані моменти інерції було приведено до осі стабілізації за допомогою теореми Штейнера.

Також було побудовано контур стабілізації, розглянуто поняття нечіткої логіки, та методи її впровадження у систему керування. Ознайомлено з процесом фазифікації та Fuzzy logic controller.

Після цього проведено визначення критеріїв до частотних характеристик системи. Побудовано заборонену область для низькочастотної частини л.а.х. слідкуючої системи, та системи стабілізації. Також було побудовано область середніх та визначено постійні часу системи.

РОЗДІЛ 3. ІМІТАЦІЙНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ГІРОСТАБІЛІЗАТОРА МОДИФІКОВАНОЇ З ВИКОРИТАННЯМ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ

3.1. ПРОГРАМНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КОНТУРОМ СТАБІЛІЗАЦІЇ

В ході виконання дослідження в середовищі Simulink було побудовано наступний контур стабілізації (Рис. 3.1):

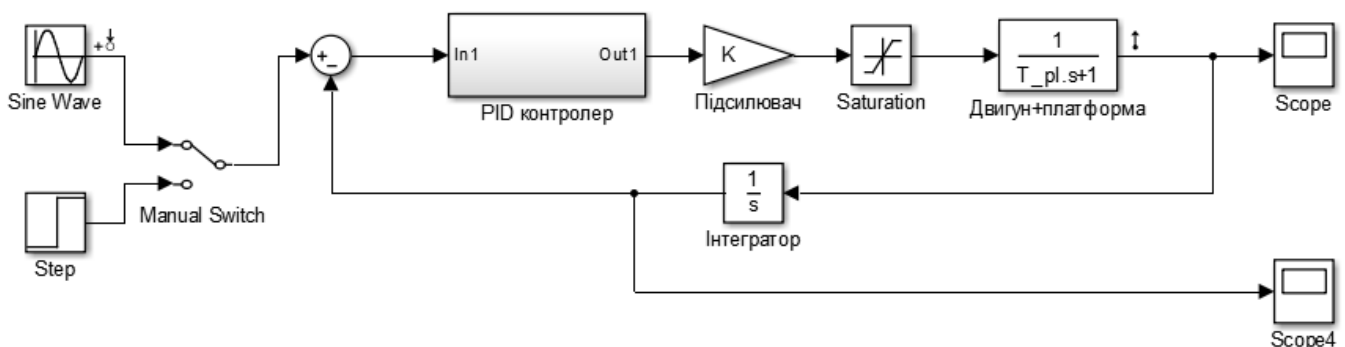


Рис. 3.1. Контур стабілізації

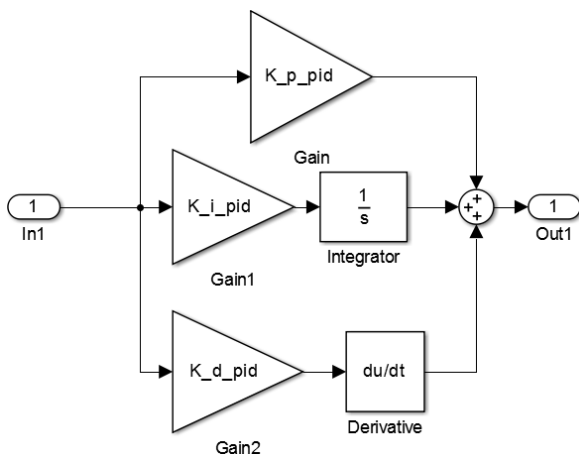


Рис. 3.2. ПІД контролер

Він складається з вхідного сигналу, який подається на суматор. На виході з нього будемо мати сигнал неузгодженості, який подається на ПІД контролер (Рис. 3.2) для формування подальшого керуючого сигналу. Далі цей сигнал підсилюється та подається на блок під назвою «Saturation», для обмеження величини вихідного сигналу та врахувати

процесу насичення двигуна. Після цього керуючий сигнал сформовано, він подається

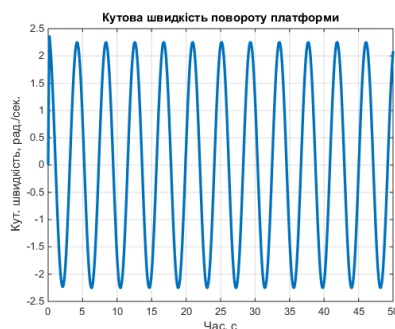


Рис. 3.3. Кутова швидкість повороту платформи

на двигун, який повертає платформу. Кутову швидкість повороту платформи фіксує гіроскоп та подає цей сигнал на у якості зворотного зв'язку на суматор, який знаходиться на початку системи.

На вхід системи було подано хитавицю, яка змінюється по закону синуса, з амплітудою 1.5 рад. та

частотою 1.5 рад./сек. (Рис. 3.4). В результаті системою було відпрацьовано кути як на рис. 3.5., з кутовою швидкістю рис. 3.3.

По отриманим результатам було побудовано графік похибки системи стабілізації (Рис. 3.6).

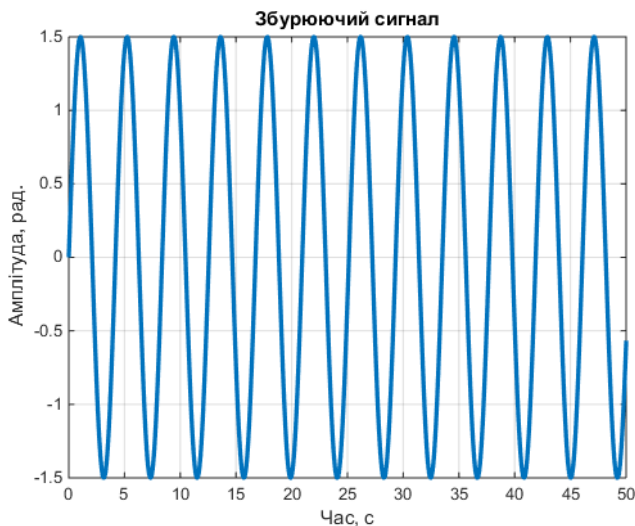


Рис. 3.4. Вхідний сигнал

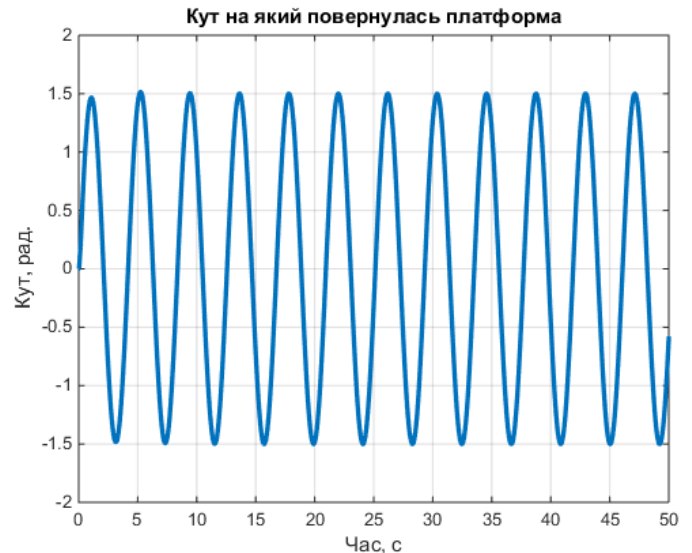


Рис. 3.5. Кут повороту платформи

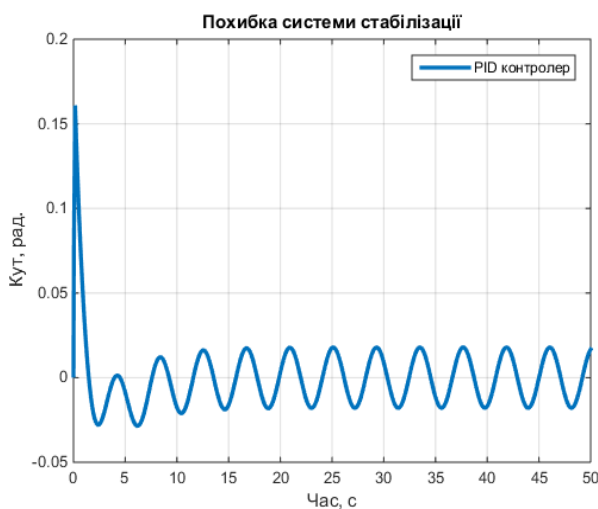


Рис. 3.6. Похибка системи стабілізації

Проаналізувавши отриманий результат можна зробити висновок, що похибка системи стабілізації при гармонічному збуренні буде мати вигляд гармонічної функції з не великим перехідним процесом, який затухає за 7 секунд, та має не велике перегулювання.

Налаштування параметрів ПІД контролера було проведено за допомогою методу математичного аналізу (за допомогою моделювання). Було виявлено,

як та чи інша складова впливає на роботу всієї системи.

При збільшенні пропорційної складової контролера спостерігається зменшення перегулювання системи та часу перехідного процесу, але при його надмірному збільшенні система може втратити стійкість під час роботи на високих частотах.

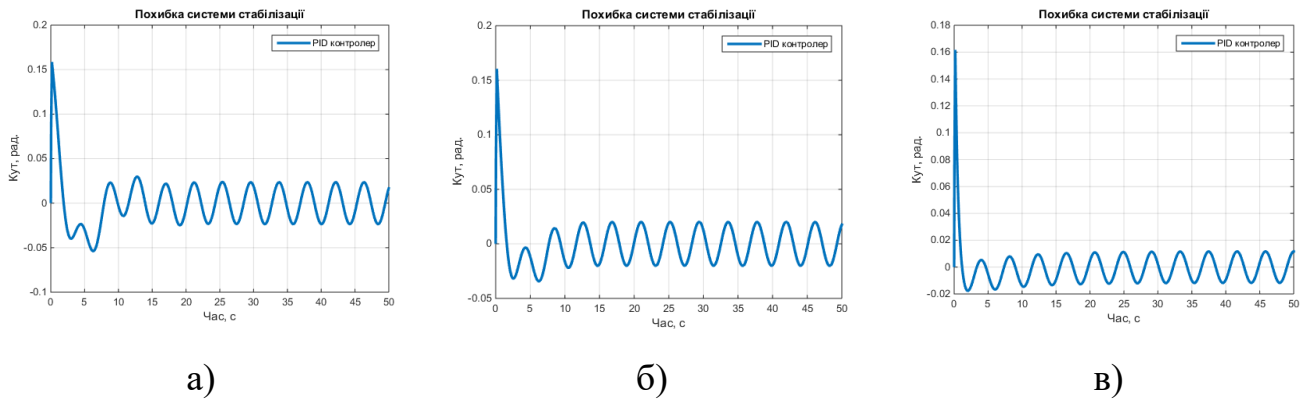


Рис. 3.7. Похибка системи стабілізації при різних значеннях пропорційного коефіцієнта ПД контролера

На рис. 3.7. зображено похибки системи стабілізації при значеннях пропорційного коефіцієнта $K_p=5, 10, 25$ відповідно.

При збільшенні інтегрального коефіцієнта ПД контролера спостерігається збільшення коливальності системи та зменшення часу перехідного процесу. Ця ланка призначена для усунення статичної похибки системи та пришвидшення всіх процесів, які відбуваються у ній, але при надмірно високому коефіцієнті, система може накопичувати похибку при дії постійного збурення.

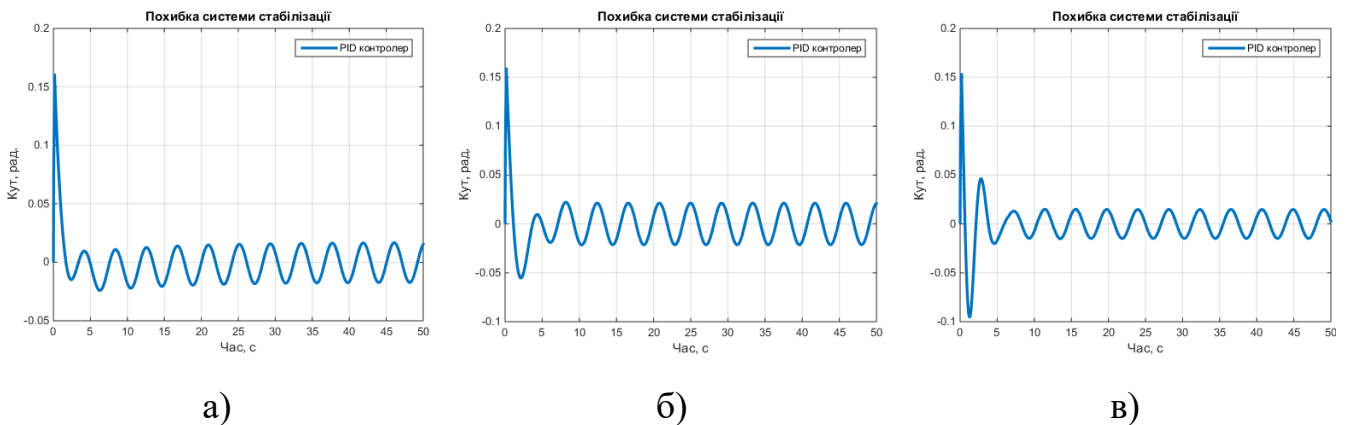


Рис. 3.8. Похибка системи стабілізації при різних значеннях інтегрального коефіцієнта ПД контролера

На рис. 3.8. зображено похибки системи стабілізації при значеннях інтегрального коефіцієнта $K_i=1, 10, 50$ відповідно.

При збільшенні диференційного коефіцієнта ПД контролера спостерігається збільшення часу перехідного процесу та перегулювання, але при високих значеннях, система може втратити стійкість та увійти у процес автоколивання.

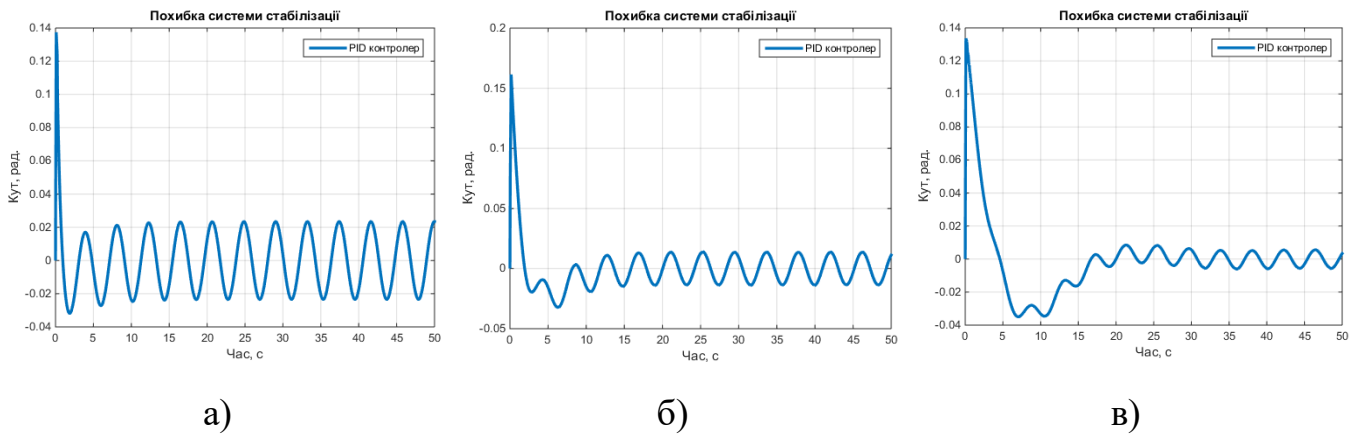


Рис. 3.9. Похибка системи стабілізації при різних значення диференціального коефіцієнта ПІД контролера

На рис. 3.9. зображено похибки системи стабілізації при значеннях диференціального коефіцієнта $K_d=5, 15, 40$ відповідно.

Виходячи з результатів моделювання було обрано наступні параметри ПІД контролера:

$$K_p = 13; \quad K_i = 3; \quad K_d = 10. \quad (3.1)$$

3.2. ПРОГРАМНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ КОНТУРУ СТАБІЛІЗАЦІЇ З ВИКОРИСТАННЯМ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ

В ході моделювання системи стабілізації в середовищі Simulink було побудовано програмну модель ПІД контролера з використанням нечіткої логіки (Рис. 3.10). Це було реалізовано за допомогою блоку «Fuzzy Logic Controller» та спеціального інструменту в середовищі Matlab – «Fuzzy Logic Toolbox»

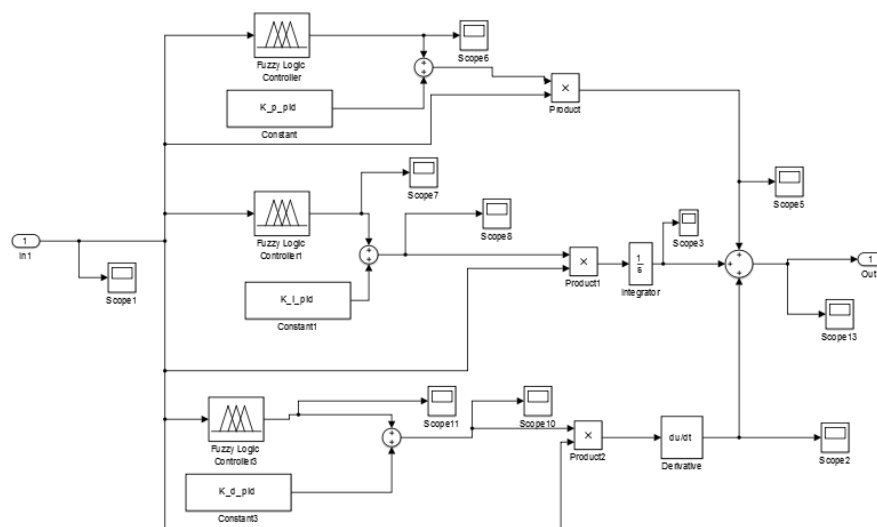
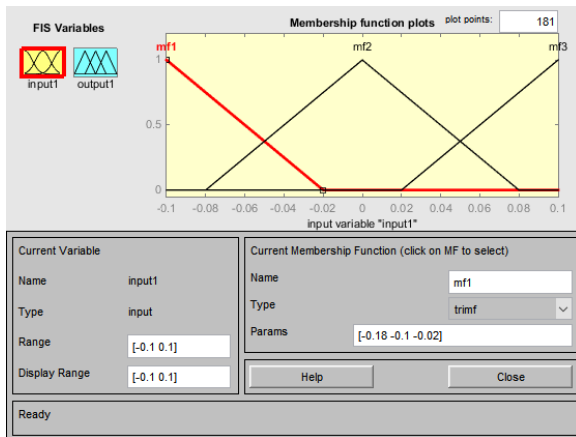


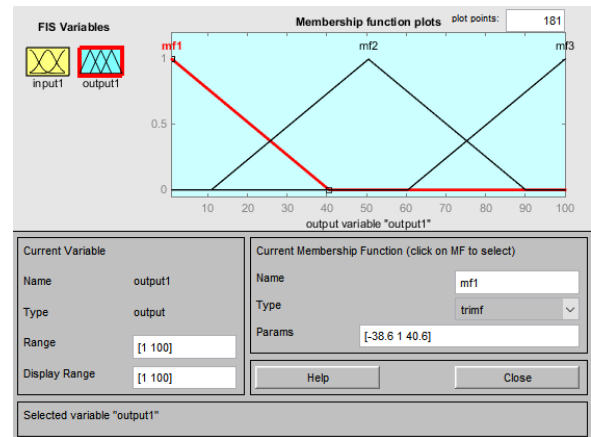
Рис. 3.10. Модель ПІД контролера з нечіткою логікою

За допомогою «Fuzzy Logic Toolbox» було згенеровано відповідні файли параметрів для «Fuzzy Logic Controller».

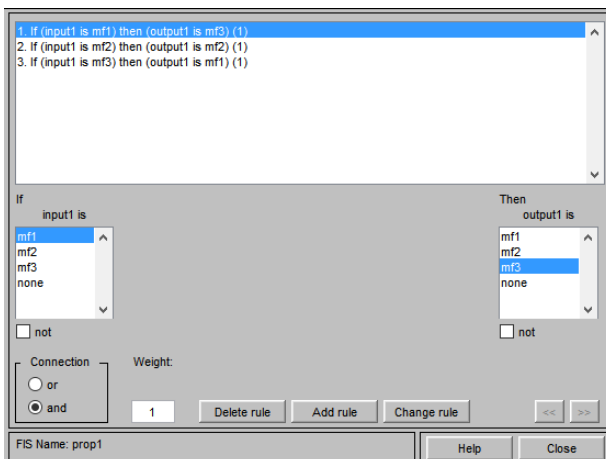
Налаштування «Fuzzy Logic Controller» для пропорційної ланки ПІД контролера показано на рис.3. 11.



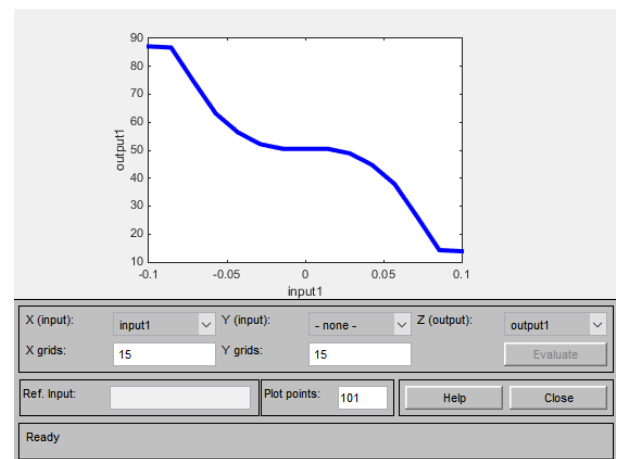
а)



б)



в)

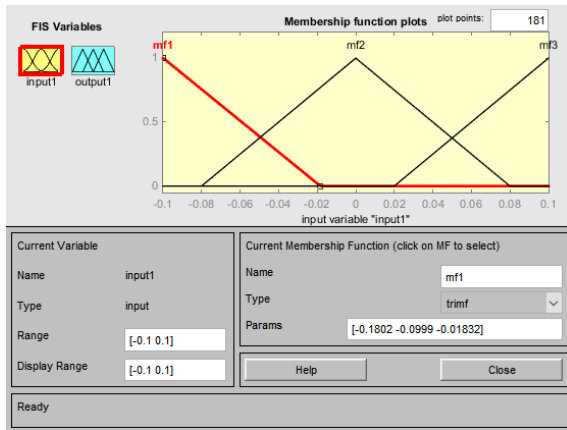


г)

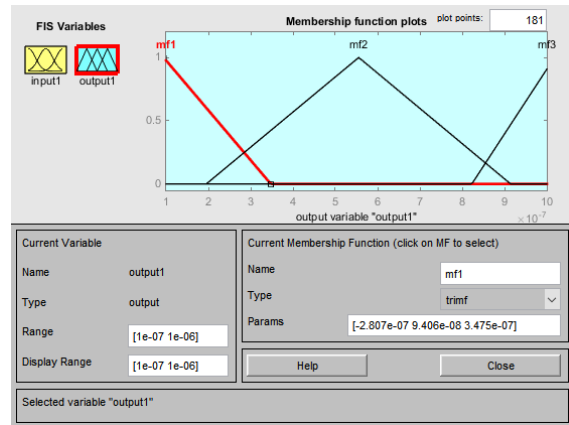
Рис. 3.11. Параметри налаштування «Fuzzy Logic Toolbox» для пропорційної ланки

Як видно з параметрів налаштування вхідний сигнал виставлено в межах від -0,1 до 0,1 рад., а вихідний від 1 до 100. Логічна умова задана наступним чином, чим більший вхідний сигнал, там менший вихідний, і навпаки. Таким чином графік передатної функції «Fuzzy Logic Controller» зображено на рис 3.11. г).

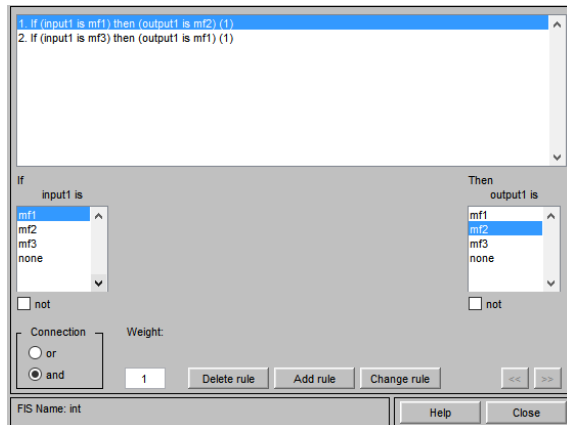
Налаштування «Fuzzy Logic Controller» для інтегральної ланки ПІД контролера показано на рис.3. 12.



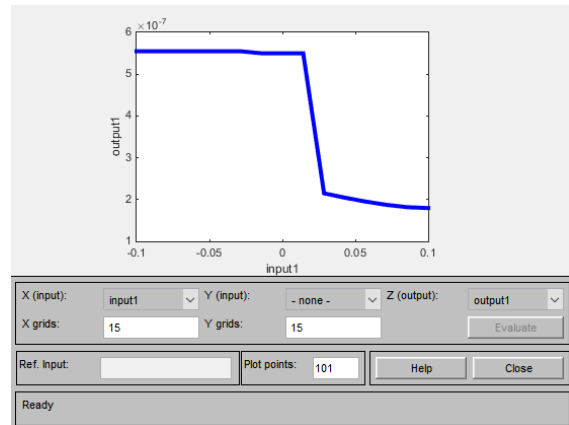
а)



б)



в)

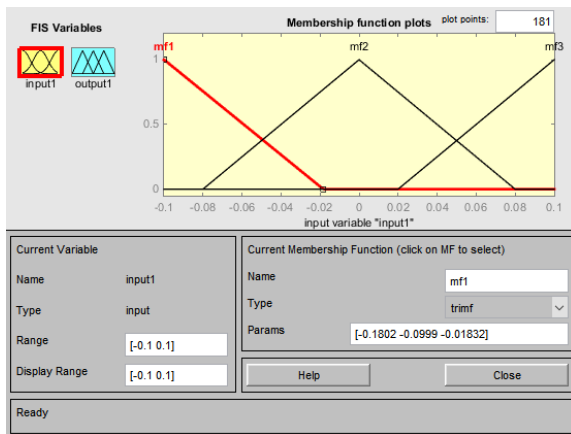


г)

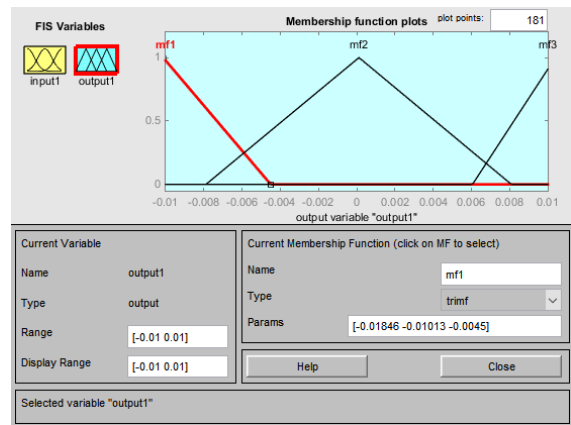
Рис. 3.12. Параметри налаштування «Fuzzy Logic Toolbox» для інтегральної ланки

Як видно з параметрів налаштування вхідний сигнал виставлено в межах від $-0,1$ до $0,1$ рад., а вихідний від $1e-7$ до $1e-6$. Логічна умова задана наступним чином, чим більший вхідний сигнал, там менший вихідний, і навпаки. Таким чином графік передатної функції «Fuzzy Logic Controller» зображено на рис 3.12. г).

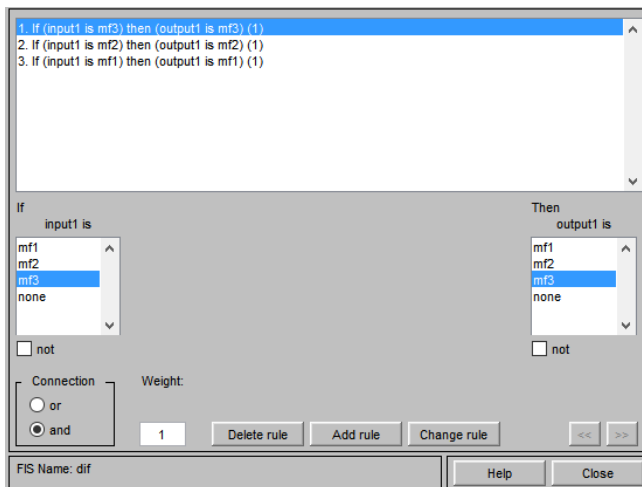
Налаштування «Fuzzy Logic Controller» для диференціальної ланки ПІД контролера показано на рис.3. 13.



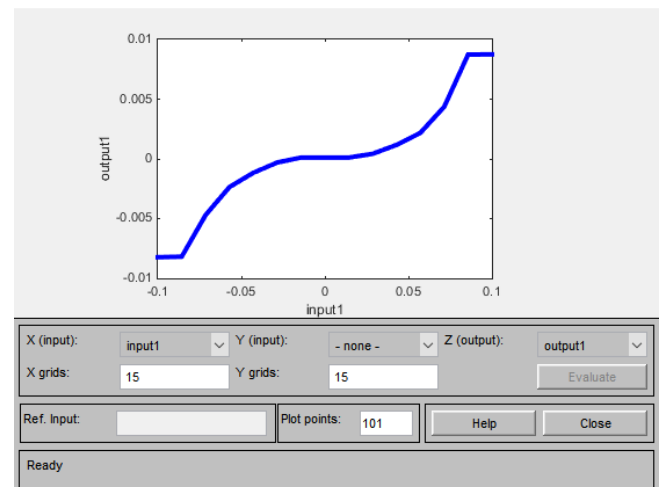
а)



б)



в)



г)

Рис. 3.13. Параметри налаштування «Fuzzy Logic Toolbox» для диференціальної ланки

Як видно з параметрів налаштування вхідний сигнал виставлено в межах від $-0,1$ до $0,1$ рад., а вихідний від $-0,01$ до $0,01$. Логічна умова задана наступним чином, чим більший вхідний сигнал, там більший вихідний, і навпаки. Таким чином графік передатної функції «Fuzzy Logic Controller» зображено на рис 3.13. г).

3.3. МОДЕЛЮВАННЯ ОСНОВНИХ РЕЖИМІВ РОБОТИ ПІД КОНТРОЛЕРА ТА ПІД КОНТРОЛЕРА З НЕЧІТКОЮ ЛОГІКОЮ

Для дослідження та порівняння результатів роботи двох контролерів їх було поміщено в один робочий файл s-моделі (Рис. 3.14).

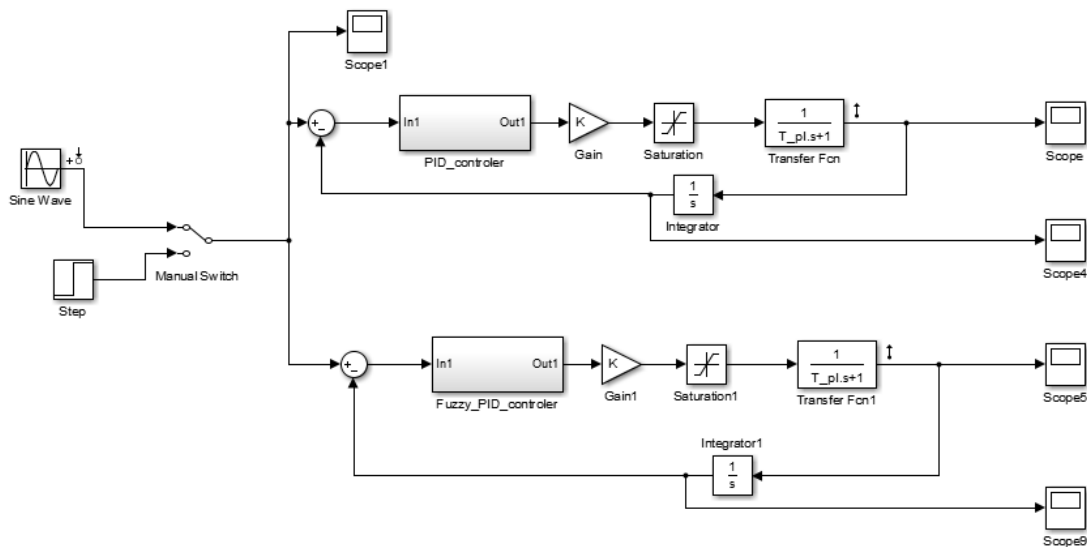


Рис. 3.14. Програмна модель для порівняння роботи двох контролерів

Подавши на вхід одиничний імпульс (Рис. 3.15) система відпрацювала його (Рис. 3.16).

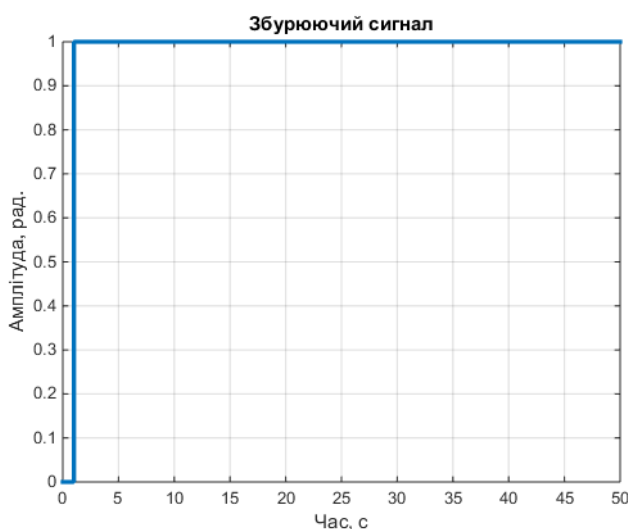


Рис. 3.15. Сигнал на вході системи

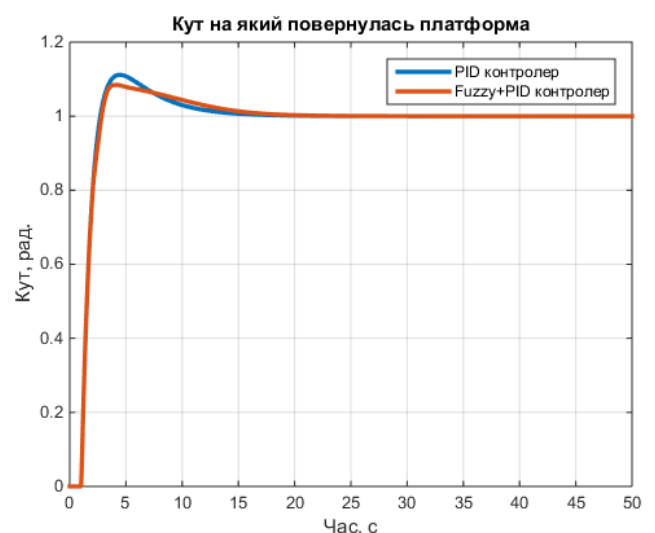


Рис. 3.16. Кут повороту платформи, який відпрацювала система

Як видно з графіків присутній перехідний процес, який триває близько 10 секунд та невелике перерегулювання. Значення перерегулювання у контролері з нечіткою логікою дещо нижче ніж в простого ПІД контролера, що позитивно впливає на його роботу.

В результаті платформа буде повертатися з кутовою швидкістю, як на рис. 3.17., та матиме похибку стабілізації, яку показано на рис. 3.18.

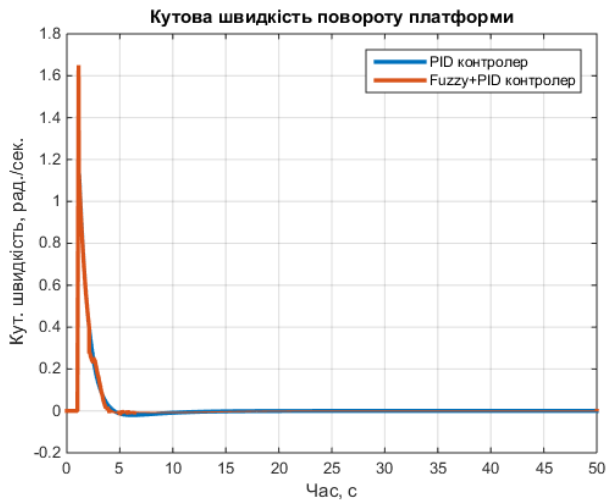


Рис. 3.17. Кутова швидкість повороту платформи

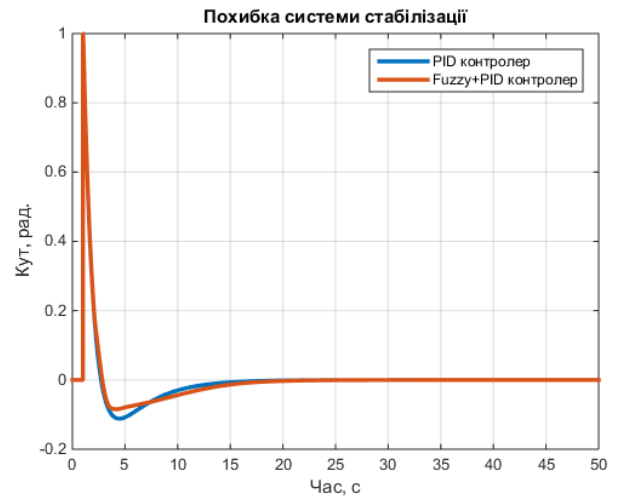


Рис. 3.18. Похибка контуру стабілізації

Як видно з графіку похибок, статична похибка обох систем відсутня. Це пов'язано з тим, що обидві системи мають астатизм 2 порядку. Також спостерігається перехідний процес та перегулювання, яке його супроводжує, у контролері з нечіткою логікою ці показники дещо кращі.

Подавши на вхід хитавицю, яка змінюється за законом синуса, амплітудою 0,75 радіан та частотою 0.3 рад./сек. (Рис. 3.19) система відпрацювала його (Рис. 3.20).

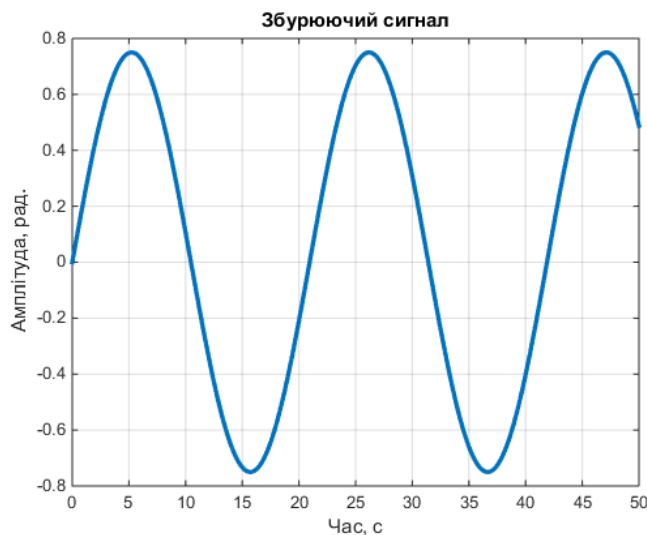


Рис. 3.19. Сигнал на вході системи

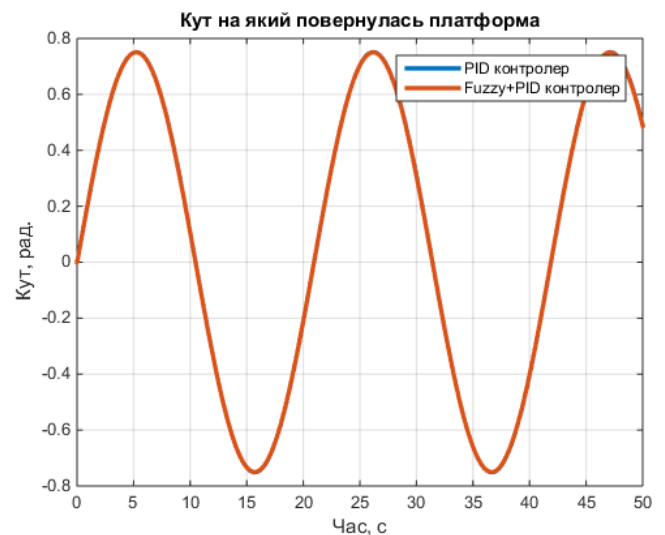


Рис. 3.20. Кут повороту платформи, який відпрацювала система

Як видно з графіків обидва контролера добре відпрацьовують хитавицю без зсуву фаз та частотних запізень.

В результаті платформа буде повертатися з кутовою швидкістю, як на рис. 3.21., та матиме похибку стабілізації, яку показано на рис. 3.22.

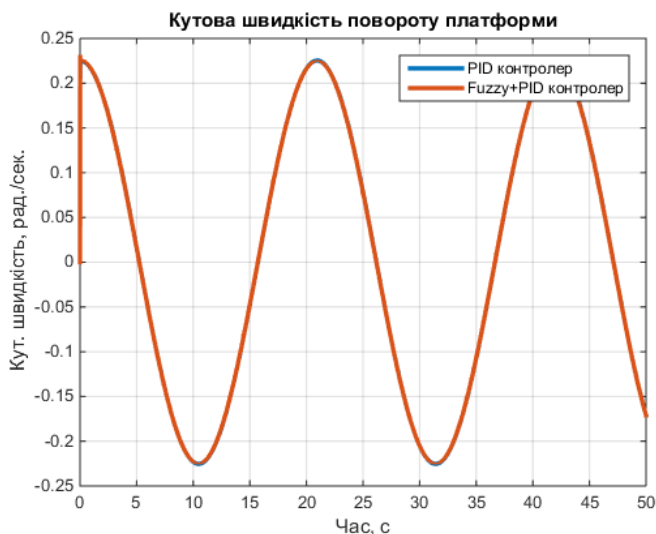


Рис. 3.21. Кутова швидкість повороту платформи

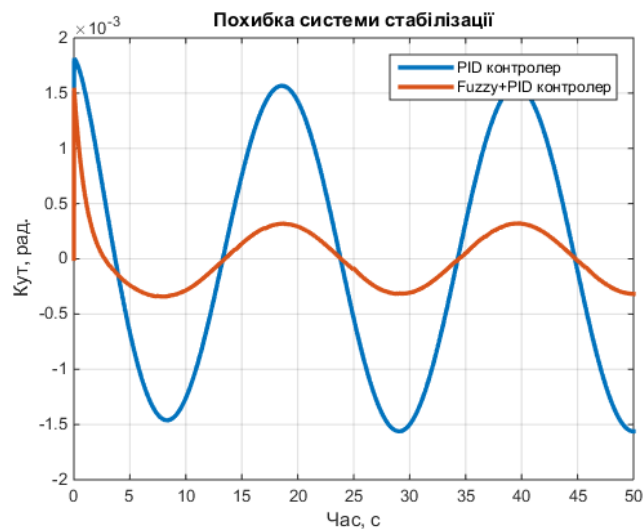


Рис. 3.22. Похибка контуру стабілізації

Як видно з рис. 3.22., амплітуда похибки відпрацювання кута повороту системою стабілізації в якій використовується ПІД контролер з нечіткою логікою майже удвічі менша за похибку класичного ПІД контролер. Це свідчить про суттєве покращення характеристик системи стабілізації при використанні нечіткої логіки.

Подавши на вхід системи хитавицю, з амплітудою 0,75 радіан та частотою 0.8 рад./сек., було отримано графік похибки (Рис. 3.24). При зміні частоти хитавиці з 0.8 рад./сек., на 1,5 рад./сек., графік похибки зміниться (Рис. 3.25.).

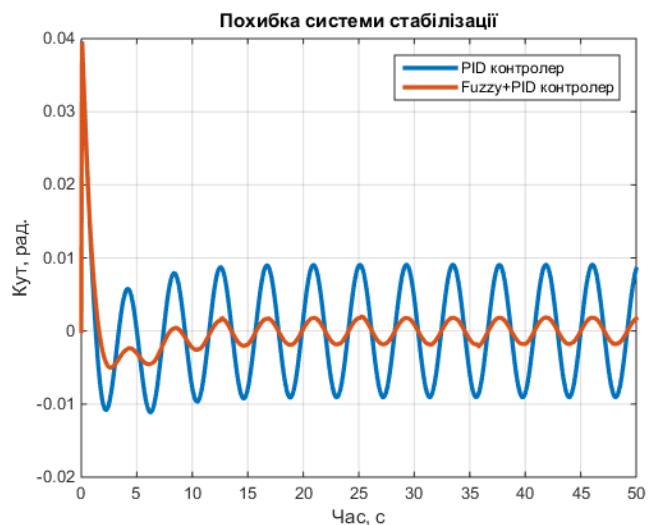
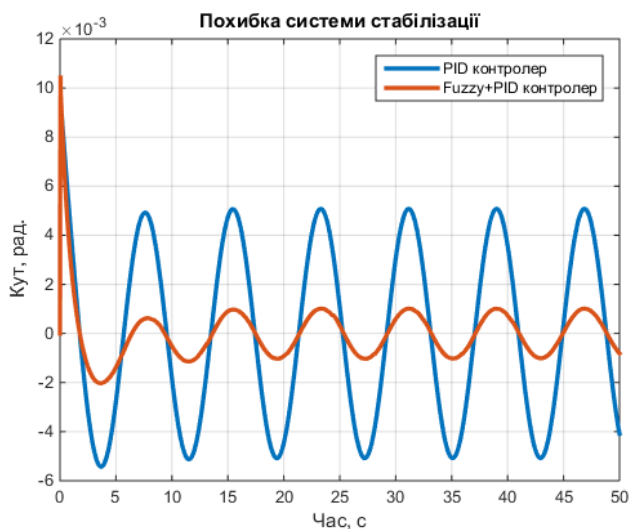


Рис. 3.24. Похибка системи стабілізації при часті хитавиці частотою 0.8 рад./сек

Рис. 3.25. Похибка системи стабілізації при часті хитавиці частотою 1.5 рад./сек

Як видно з графіків, зі збільшенням частоти вхідного збурення в обидвох контролерів збільшується час перехідного процесу та переругулювання. Але навіть при такому збуренні показники системи контролера з нечіткою логікою набагато вищі.

Подавши на вхід системи хитавицю, з амплітудою 0.1 радіан та частотою 0.5 рад./сек., було отримано графік похибки (Рис. 3.26). При зміні амплітуди хитавиці з 0.5 рад., на 1,5 рад., графік похибки зміниться (Рис. 3.27.).

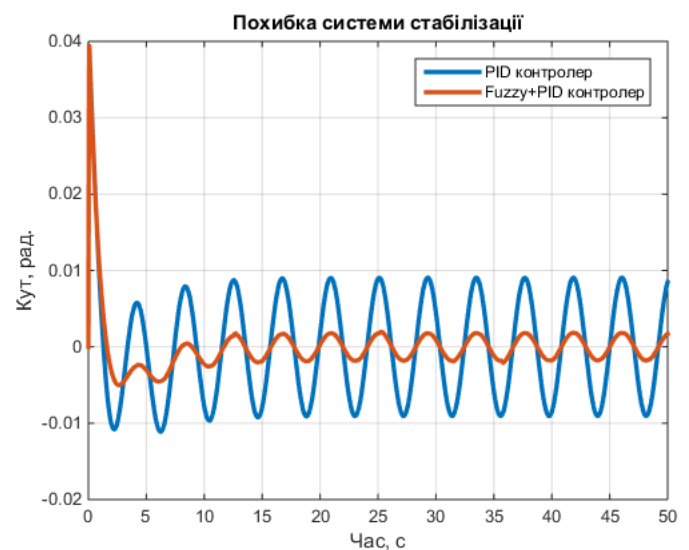
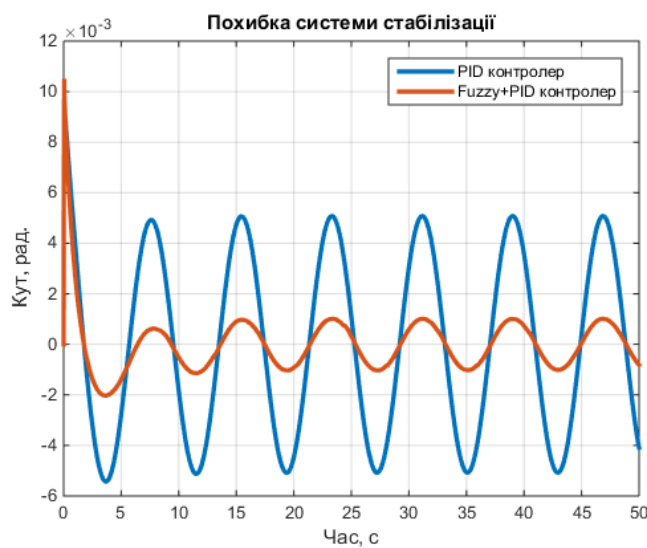


Рис. 3.24. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 0.1 рад.

Рис. 3.25. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 1.5 рад.

Як видно з графіків, зі збільшенням амплітуди вхідного збурення в обидвох контролерів збільшується значення похибки. Але навіть при такому збуренні показники системи контролера з нечіткою логікою набагато вищі.

У дослідях, які були проведено вище, нечітка логіка використовувалась для формування трьох коефіцієнтів ПІД контролера, пропорційного, інтегрального та диференціального.

Якщо використовувати нечітку логіку для формування тільки пропорційного коефіцієнта, то значення похибок системи зміниться. Наприклад якщо в такому випадку подати на вхід хитавицю з амплітудою 0.75 радіан та частотою 0.5 рад./сек., то похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3.26., а при збільшенні частоти до 1.5 рад./сек. значення похибок зміниться (Рис. 3.27.).

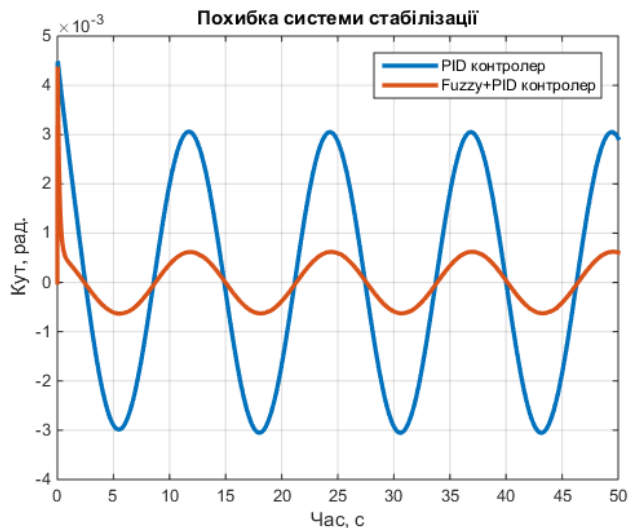


Рис. 3.26. Похибка системи стабілізації при хитавиці з частотою 0.5 рад./сек.

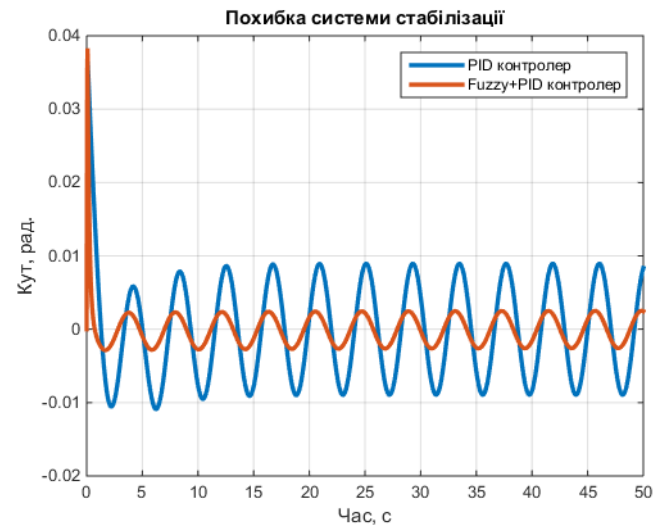


Рис. 3.27. Похибка системи стабілізації при хитавиці з частотою 1.5 рад./сек.

При зміні амплітуди вхідного збурення графіки похибок будуть мати інший характер. Подавши на вхід хитавицю з частотою 0.5 рад./сек., амплітудою 0.1 рад. похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3. 28. При зміні амплітуди на 1.5 рад. похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3. 29.

Як видно з отриманих графіків навіть при використанні нечіткої логіки тільки для формування пропорційного коефіцієнта показники такої системи набагато вищі за систему з класичним ПІД контролером, але зі збільшенням частоти вхідного збурення спостерігається зсув по фазі. Також в такому випадку з'явилась статична похибка.

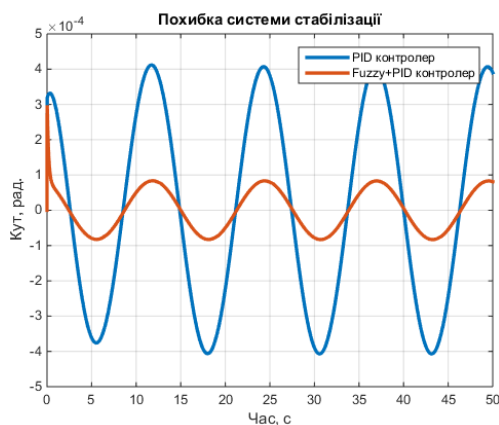


Рис. 3.28. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 0.1 рад.

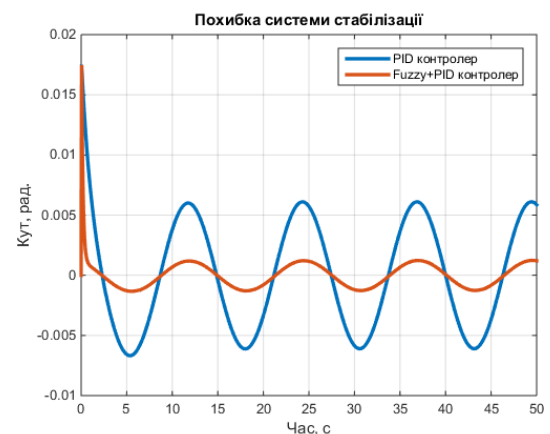


Рис. 3.29. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 1.5 рад.

Якщо використовувати нечітку логіку для формування пропорційного та інтегрального коефіцієнта, то значення похибок системи зміниться. Наприклад якщо в такому випадку подати на вхід хитавицю з амплітудою 0.75 радіан та частотою 0.5 рад./сек., то похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3.30., а при збільшені частоти до 1.5 рад./сек. значення похибок зміниться (Рис. 3.31).

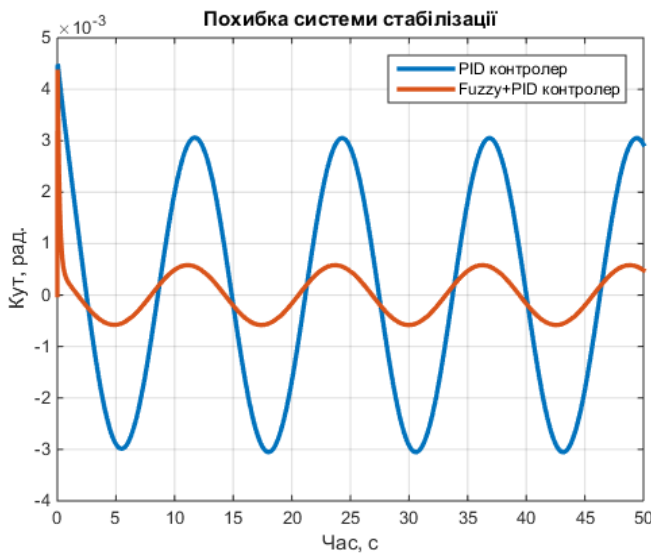


Рис. 3.30. Похибка системи стабілізації при хитавиці з частотою 0.5 рад./сек.

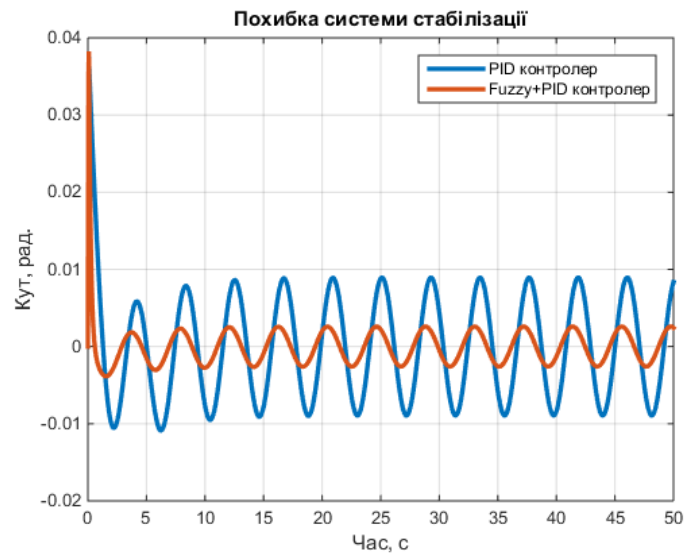


Рис. 3.31. Похибка системи стабілізації при хитавиці з частотою 1.5 рад./сек.

При зміні амплітуди вхідного збурення графіки похибок будуть мати інший характер. Подавши на вхід хитавицю з частотою 0.5 рад./сек., амплітудою 0.1 рад. похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3. 32. При зміні амплітуди на 1.5 рад. похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3. 33.

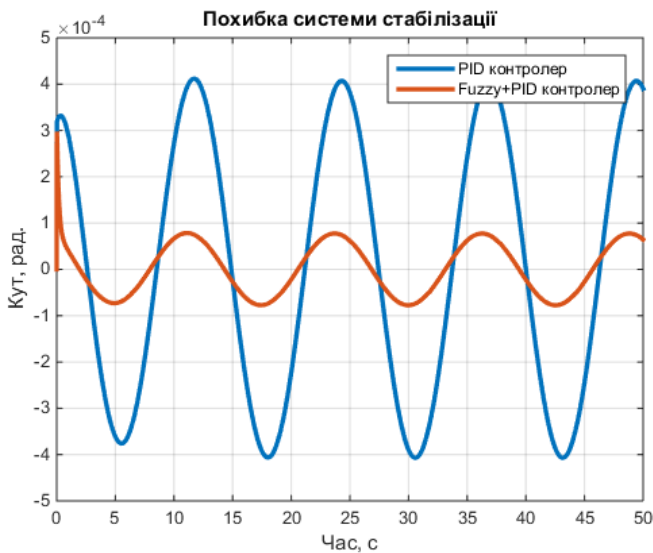


Рис. 3.32. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 0.1 рад.

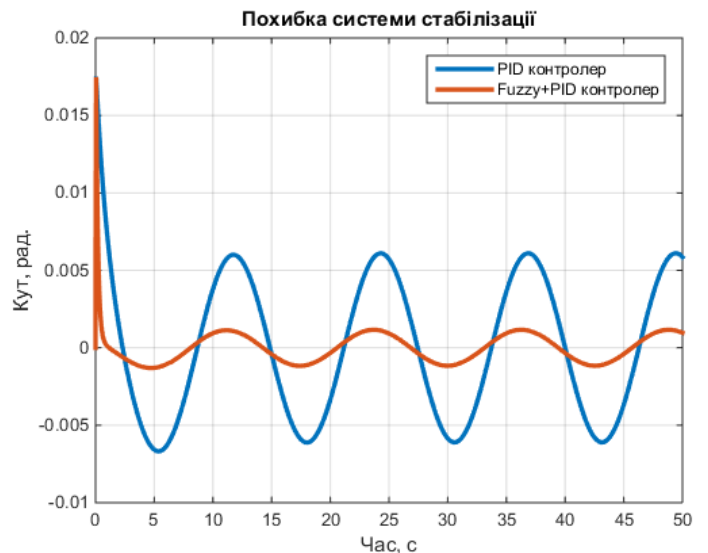


Рис. 3.33. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 1.5 рад.

Як видно з отриманих графіків навіть при використанні нечіткої логіки тільки для формування пропорційного коефіцієнта показники такої системи набагато вищі за систему з класичним ПІД контролером, але зі збільшенням частоти вхідного збурення спостерігається зсув по фазі. Статична похибка – відсутня.

При використанні нечіткої логіки для формування пропорційного та диференціального коефіцієнта, то значення похибок системи зміниться. Наприклад якщо в такому випадку подати на вхід хитавицю з амплітудою 0.75 радіан та частотою 0.5 рад./сек., то похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3.34., а при збільшенні частоти до 1.5 рад./сек. значення похибок зміниться (Рис. 3.35).

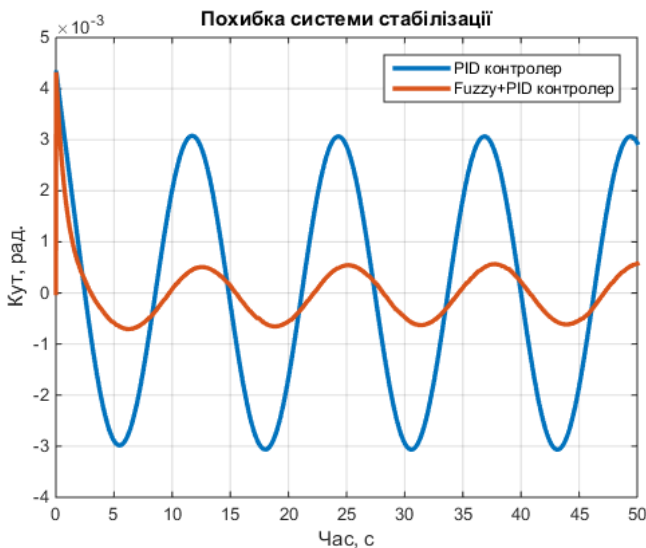


Рис. 3.34. Похибка системи стабілізації при хитавиці з частотою 0.5 рад./сек.

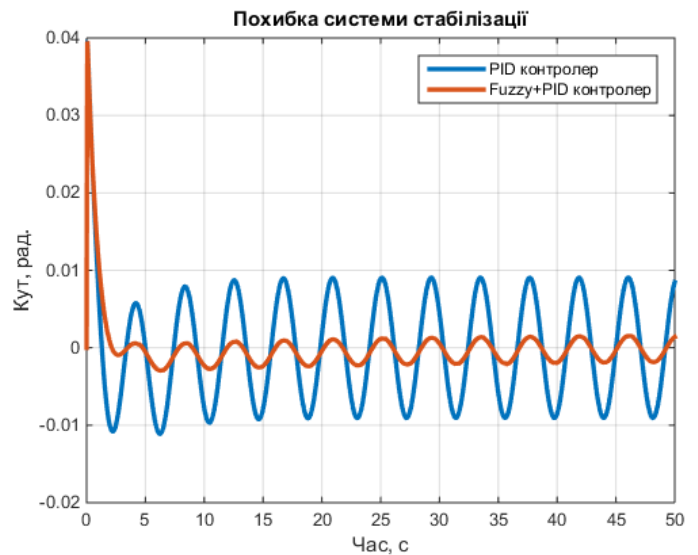


Рис. 3.35. Похибка системи стабілізації при хитавиці з частотою 1.5 рад./сек.

При зміні амплітуди вхідного збурення графіки похибок будуть мати інший характер. Подавши на вхід хитавицю з частотою 0.5 рад./сек., амплітудою 0.1 рад. похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3. 36. При зміні амплітуди на 1.5 рад. похибки будуть мати вигляд, як на рис. 3. 37.

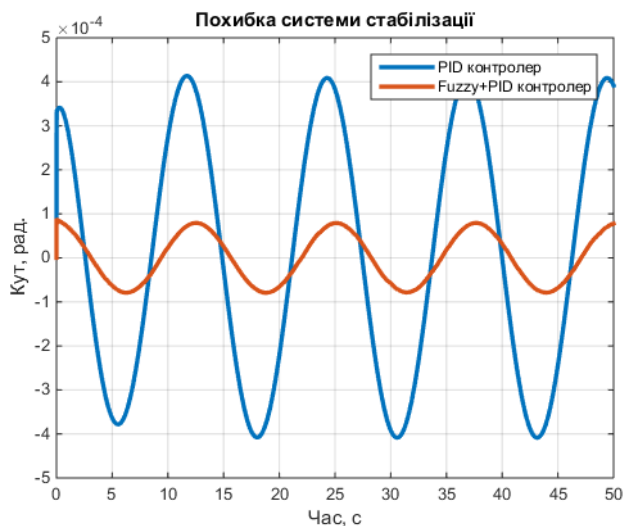


Рис. 3.36. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 0.1 рад.

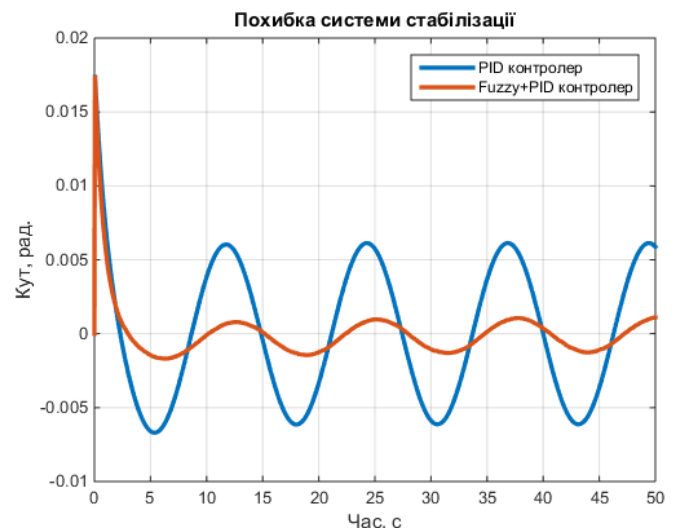


Рис. 3.37. Похибка системи стабілізації при амплітуді хитавиці 1.5 рад.

Як видно з отриманих графіків навіть при використанні нечіткої логіки тільки для формування пропорційного коефіцієнта показники такої системи набагато вищі

за систему з класичним ПДД контролером, але зі збільшенням частоти вхідного збурення спостерігається зсув по фазі. Також в такому випадку з'явилась статична похибка.

З отриманих результатів та графіків видно, що використання нечіткої логіки для формування інтегрального та диференціального коефіцієнта майже не вносить зміни на вид похибок, але впливає на добротність та частоту зрізу системи, а значить і на її стійкість.

ВИСНОВКИ ДО 3 РОЗДІЛУ

Було побудовано програмну модель систему керування контуром стабілізації з використанням ПДД контролера, проведено його детальний аналіз та налаштування його параметрів. В результаті було отримано адекватну роботу системи стабілізації.

Потім було побудовано контур стабілізації з ПДД контролером, але вже з використанням нечіткої логіки для формування його параметри. За допомогою вбудованого модулю в середовищі Matlab було налаштовано Fuzzy controller для нього. Для подальшого моделювання, дослідження та порівняння двох контролерів, їх було розміщено в одній s-моделі.

Проведено дослідження типових режимів роботи стабілізаторів та їх регуляторів при різних вхідних діяннях. Спочатку було перевірено роботу системи на одиничному імпульсі, як показали результати – обидва контролери відпрацювали кут повороту. Але у контролері з нечіткою логікою перехідний процес був кращим.

Далі було проведено ряд експериментів при гармонічній хитавиці системи. По отриманим результатам можна зробити висновок, що при використанні нечіткої логіки спостерігається кращий перехідний процес та зменшення похибки стабілізації майже у двічі, в порівнянні з класичним ПДД контролером.

Також було проведено дослідження впливу нечіткої логіки при отриманні різних коефіцієнтів контролера. У результаті можна зробити висновок, що система краще себе поводить при використанні нечіткої логіки для визначення всіх параметри контролера.

РОЗДІЛ 4

РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЕКТУ «Гіростабілізатор для БПЛА»

4.1. ОПИС ІДЕЇ ПРОЕКТУ

Розглянувши в попередніх розділах проблему стабілізації камери на БПЛА було виявлено недосконалість законів керування виконавчими двигунами. Тому в цьому розділі буде проведено аналіз стартап проекту по розробці та виготовленню гіростабілізаторів для малогаритних літальних апаратів з допрацьованими законами керування.

Ідея проекту полягає у тому, щоб створити компанію, яка буде займатися виготовлення сучасних гіростабілізаторів для компактних камер, або мобільного телефона, що буде встановлюватися на малогабаритних безпілотних літальних апаратах, що уточняється у в табл. 4.1

Таблиця 4.1. Опис ідеї стартап проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Розробити власну конструкцію ГС для малогабаритного літального апарату з удосконаленими законами керування виконавчими двигунами. Стабілізатор призначений для маленьких камер типу GoPro, або їх аналоги. Також у приладі буде реалізована можливість використовувати замість камери – мобільний телефон. Даний стабілізатор має можливість працювати у декількох режимах, наприклад слідкувати за об'єктом, або вести панорамну відео зйомку.	Відео зйомка з дрону	Легкість у використанні, інтуїтивно зрозумілий інтерфейс, плавність роботи, ціна.
	Фотографи	Легкість у використанні, інтуїтивно зрозумілий інтерфейс
	Стабілізуючи системи для військових БПЛА	Легкість у використанні, інтуїтивно зрозумілий інтерфейс, плавність роботи, ціна.

Отже, пропонується розробити власну конструкцію ГС та оптимізувати закони керування виконавчими двигунами, які встановлені по осях стабілізації. Таким чином буде досягнуто кращих характеристик стабілізуючої системи ніж в існуючих аналогах, а використання сучасних комплектуючих дозволить значно зменшити їх мазогабаритні показники.

Далі було проведено аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї та порівняно із пропозиціями конкурентів:

- визначено перелік техніко-економічних властивостей та характеристик ідеї;
- визначено попереднє коло конкурентів (проектів-конкурентів) або товарів-замінників чи товарів-аналогів, що вже існують на ринку, та проведено збір інформації щодо значень техніко-економічних показників для ідеї власного проекту та проектів-конкурентів відповідно до визначеного вище переліку;
- проведено порівняльний аналіз показників: для власної ідеї визначено показники, що мають а) гірші значення (W, слабкі); б) аналогічні (N, нейтральні) значення; в) кращі значення (S, сильні) (табл. 4.2).

Таблиця 4.2. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів				W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Мій проект	DJI	Tarot	HobbyKing			
1.	Вартість програмного забезпечення	Середня	Висока	Висока	Висока	-	-	+
2.	Вартість карданового підвісу	Низька	Середня	Середня	Середня	-	-	+
3.	Вартість чутливих елементів	Низька	Середня	Середня	Середня	-	-	+

4.	Час стабілізації	Задовольняє вимоги	Задовольняє вимоги	Задовольняє вимоги	Задовольняє вимоги	-	+	-
5.	Можливість швидкої зміни режиму роботи	Присутня	Відсутня	Відсутня	Відсутня	-	-	+
6.	Плавність і точність стабілізації	Задовольняє вимоги	Задовольняє вимоги	Задовольняє вимоги	Задовольняє вимоги	-	+	-
7.	Торгова марка	Відсутня	Міжнародна торгова марка	Міжнародна торгова марка	Міжнародна торгова марка	+	-	-

Провівши аналіз сильних та слабких сторін свого продукту видно, що по багатьом показникам він кращий за існуючі аналоги, єдина слабка сторона цього проекту – це торгова марка. Всі конкуренти являються міжнародними компаніями, які співпрацюють з усім світом, і тому їх торгова марка пізнавана на будь-якому ринку.

4.2. ТЕХНОЛОГІЧНИЙ АУДИТ ІДЕЇ ПРОЕКТУ

В межах даного підрозділу проводимо аудит технології (мови програмування), за допомогою якої можна реалізувати ідею створення проекту.

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту передбачає аналіз складових які вказані в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3. Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1.	Розробити власну конструкцію ГС для малогабаритного	Друк карданового підвісу на принтері з АВС пластику. Використання дорогих мікропроцесорів та чутливих елементів.	Такі технології наявні.	Доступні

	літального апарату з удосконаленими законами керування виконавчими двигунами.	Інтегрування в алгоритм роботи оптимальні закони керування виконавчими двигунами.		
2	виконавчими двигунами. Стабілізатор призначений для маленьких камер типу GoPro, або їх аналоги. Також у приладі буде реалізована можливість використовувати замість камери – мобільний телефон. Даний стабілізатор має можливість працювати у декількох режимах, наприклад слідкувати за об'єктом, або вести панорамну відео зйомку.	Друк карданового підвісу на принтері з АВС пластику. Використання дешевих мікропроцесорів та чутливих елементів, а покращення їх характеристик за допомогою процесу калібрування. Інтегрування в алгоритм роботи оптимальні закони керування виконавчими двигунами.	Такі технології наявні.	Доступні
3	стабілізатор має можливість працювати у декількох режимах, наприклад слідкувати за об'єктом, або вести панорамну відео зйомку.	Виготовлення карданового підвісу вуглепластику та скловолокна. Використання дешевих мікропроцесорів та чутливих елементів, а покращення їх характеристик за допомогою процесу калібрування. Інтегрування в алгоритм роботи оптимальні закони керування виконавчими двигунами.	Такі технології наявні.	Доступні
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: №3				

Проаналізувавши таблицю можна зробити висновок що для реалізації проекту нами було обрано най оптимальніші сучасні технології, які зможуть зберегти баланс ціни та якості. Такі технології не є новинкою на сучасному ринку, вони знаходяться у вільному доступі.

4.3. АНАЛІЗ РИНКОВИХ МОЖЛИВОСТЕЙ ЗАПУСКУ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Визначимо ринкові можливості, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкові загрози, які можуть перешкодити його реалізації.

Це дозволяє спрогнозувати розвиток проекту, його ризики та загрози.

Спочатку проведемо аналіз попиту: наявність попиту, обсяг, динаміка розвитку ринку (таблиця 4.4).

Таблиця 4.1. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	3000
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Не пізнаваність торгової марки
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Відсутні
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	20%

Провівши попередню характеристику потенційного ринку було знайдено 3 головних конкурента на даному ринку. Моніторинг динаміки ринку свідчить про його активний розвиток, що дає поштовх до нових розробок в цій галузі. А відсутність високих умов до стандартизації та сертифікації виробу пришвидшує його вихід на ринок.

Надалі визначаємо потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та формуємо орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 5.5).

Таблиця 4.2. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
-------	--------------------------	--	---	-----------------------------

1	Простота використання	Професійні фотографи та кінооператори	При використанні системи стабілізації для фото та відео зйомці головне універсальність з'єднання та точність стабілізування, а при використанні приладу на військових БПЛА – кріплення стандартизовані.	Легкість у використанні, інтуїтивно зрозумілий інтерфейс, плавність роботи, ціна.
2	Плавність і точність роботи	Військові, для встановлення на БПЛА		
3	Універсальність монтажу.	Фотографи та кінооператори - початківці		

Проаналізувавши характеристики клієнтів стартапу було виокремлено три групи покупців, це фотографи та кіно оператори, як початківців так і професіонали. Їх потреби дещо відмінні один від одного, наприклад для початківця головне зрозумілий інтерфейс, зрозумілість при використанні та універсальність монтажу на БПЛА. А для професіоналів в першу чергу головне це точність стабілізації, масогабаритні показники та плавність роботи.

При застосуванні даної технології існують певні загрози. (таблиця 5.6). Ці загрози пов'язані з динамічним розвитком ринку, а звідси з його не стабільністю. Наука активно розвивається, з'являються нові технології, і це накладає певні загрози на розвиток проекту.

Таблиця 4.3. Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Розвиток оптичної стабілізації	Вихід оптичної стабілізації на принципово новий рівень, що зможе витіснити механічну стабілізацію.	Перехід на нові методи стабілізації. Покращення характеристик розробленого проекту.
2.	Розвиток цифрової стабілізації	Вихід цифрової стабілізації на принципово новий рівень, що зможе	Перехід на нові методи стабілізації. Покращення характеристик розробленого проекту.

		витіснити механічну стабілізацію.	
3.	Нестабільність економічної ситуації в країні	Стрімке погіршення економічної ситуації в країні, що спричинить занепад розвиток БПЛА	Орієнтування на експорт
4.	Винайдення нових методів стабілізації	Винайдення принципово нових методів стабілізації, що витіснить механічну стабілізацію	Перехід на нові методи стабілізації. Покращення характеристик розробленого проекту.
5.	Розробка нових типів виконавчих двигунів	Розробка нових двигунів може призвести до не актуальності розроблених законів керування.	Розробка нових законів керування. Покращення характеристик розробленого проекту.

Розглянувши можливі фактори загрози розвитку стартап проекту було виокремлено 5 основних чинників, які можуть негативно впливати на нього. При винайденні нових методів стабілізації, чи прориву в існуючих методах, що можуть витіснити механічну стабілізацію, компанія зможе змінити свій вектор розвитку на актуальний спосіб вирішення проблеми стабілізації, таким чином залишившись на цьому ринку.

Але поряд із колом загроз існують і певні можливості (таблиця 4.7).

Таблиця 4.4. Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Розробити не повторний закон керування виконавчим двигуном	Це значно покращить характеристики системи стабілізації	Випуск товару з кращими показниками ніж у конкурентів
2.	Кардановій підвіс	Розробити свою конструкцію карданового підвісу	Випуск товару з кращими показниками ніж у конкурентів, виготовлення дешевшого підвісу
3.	Програмне забезпечення	Розробка спеціального ПЗ та передбачити різні	Випуск товару з кращими показниками ніж у конкурентів

		режими роботи системи	
4.	Калібрування чутливих елементів	Використання дешевих датчиків, але попередньо їх відсортовувати та калібрувати	Виготовлення дешевого продукту

Як видно з таблиці можливостей, з використанням нових методів виготовлення карданового підвісу, та з використанням більш дешевих датчиків, та в поєднанні з відповідним ПЗ, компанія має можливість випуску більш дешевого гіростабілізатора, але за рахунок розробленого закону керування точність стабілізування буде не гірша ніж в аналогів.

Для отримання більш чіткої картини ринкових можливостей було проведено ступеневий аналіз конкуренції на ринку.

Таблиця 4.5. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1. Олігополістична конкуренція	Не велика кількість фірм, які вирішують подібні проблеми. Всі вони являються міжнародними компаніям.	Надати високу якість продукту за низьку ціну.
2. За рівнем конкурентної боротьби - національний	Конкуренти являються міжнародними компаніям.	Виходити на міжнародний ринок
3. За галузевою ознакою - внутрішньогалузева	Конкуренція знаходиться в межах однієї галузі.	Розвивати дану галузь
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Конкуренція між характеристиками одного і того ж товару	Розробка власного алгоритму, для покращення характеристик усієї системи
5. За характером конкурентних переваг нецінова	Кожна компанія розробляє власну конструкцію та алгоритм роботи стабілізатора.	Розробка власного алгоритму та оригінальної конструкції гіростабілізатора
6. За інтенсивністю - марочна	Конкуренти випускають брендovanу продукцію, та	Створення власного бренду.

	мають міжнаціональне ім'я	
--	---------------------------	--

В ході виконання ступеневого аналізу конкуренції на ринку можна зробити висновок, що конкуренція має оголістичний характер, та знаходиться в межах однієї галузі. Це пов'язано з обмеженою кількістю компаній конкурентів, але всі ці компанії є дуже великими холдінгами з міжнародним ім'ям та брендами, впізнаваними у всьому світі.

Після аналізу конкуренції проведемо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі.

Таблиця 4.6. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
Складові аналізу	Компанії: - DJI; - Zenmuse; - Tarot.	Компанії: - Матриця; - Def-C.	Analog Devices; Atmel; Turnigy.	Військові; Відео оператори; Виробники БПЛА	Товари замінники відсутні
Висновки:	Продукція конкурентів майже не відрізняється по конструкції, але вони використовують різні закони керування, що відображається на характеристиках продукту.	Є можливість виходу на ринок, за рахунок нового)раніше не використано) закону керування, що значно покращить характеристики продукту.	Постачальники опосередковано впливають на ринок, за рахунок свого розвитку, та постачання більш якісних комплектуючих.	Клієнти диктують умови роботи на ринку, вимагаючи конкретних високих показників від продукту.	Товари замінники відсутні

Провівши аналіз конкуренції на рику можна зробити висновок, що присутня загроза виходу на ринок нових компаній, які самостійно намагаються вирішити проблему стабілізації камери для своєї БПЛА.

Після всіх аналізів визначається та обґрунтовується перелік факторів конкурентоспроможності. Це необхідно для того, щоб побачити усі фактори конкурентоспроможності стартап проекту.

Таблиця 4.7. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Новий закон керування	Малогабаритні системи стабілізації для камер, що встановлюються на БПЛА, як правило мають одну і туж саму конструкцію, головна відмінність між конкурентами – це закони керування. Саме від них залежать показники системи.
2	Дешеві ЧЕ	Використання дешевих ЧЕ дозволить знизити ціну продукту,

Таблиця 4.8. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «DUST_METER»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з ДЛ						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Наявність патентів	16			+				
2	Велика кількість постачальників	15		+					
3	Висока якість	17				+			
4	Технічна підтримка	19		+					
5.	Ціна	14							+

З таблиць 4.10 та 4.11 бачимо, що фактори конкурентоспроможності суттєві та мають позитивний внесок. Основною перевагою та головним досягненням є висока якість продукту та технічна підтримка на протязі всього терміну його використання споживачем, та низька ціна відносно прямих конкурентів.

Таблиця 4.9. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони:	Слабкі сторони:
Можливості: 1. Новий закон керування 2. Дешеві ЧЕ; 3. Калібрування ЧЕ; 4. Програмне забезпечення.	Загрози: 1. Розвиток оптичної стабілізації; 2. Розвиток цифрової стабілізації; 3. Нестабільність економічної ситуації в країні; 4. Винайдення нових методів стабілізації; 5. Розробка нових типів виконавчих двигунів

На основі SWOT-аналізу можна зроби висновок, що в розробленому стартап проекті є багато сильних сторін, наприклад власний закон керування виконавчими двигунами, що дозволить суттєво покращити показники системи стабілізації, попереднє калібрування ЧЕ для більш точних показників. Але проект також має низку загроз, а саме нестійку економічну ситуацію в країні, можливе винайдення нових методів стабілізації, що призведе до неактуальності використання механічної стабілізації.

Таблиця 4.10. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Стратегія нейтралізації ринкових загроз сильними сторонами стартапу	Використання дешевих ЧЕ з їх попереднім калібруванням	3-4 місяці
2	Стратегія компенсації слабких сторін стартапу наявними ринковими можливостями	Впровадження нового закону керування виконавчими двигунами	1 місяць
3	Стратегія виходу з ринку	Зміна профілю компанії	1 місяць

З зазначених альтернатив обираємо стратегію компенсації слабких сторін стартапу наявними ринковими можливостями.

4.4. РОЗРОБЛЕННЯ РИНКОВОЇ СТРАТЕГІЇ ПРОЕКТУ

Розроблення ринкової стратегії є першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів.

Таблиця 4.11. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Промислові компанії	Висока	Середній	Середня	Низька
2	Стартапи по розробці та виготовленню БПЛА			Середня	Низька
3	Індивідуальні клієнти			Висока	Середня
Які цільові групи обрано: Під час аналізу потенційних груп споживачів було прийнято рішення що компанія буде з усіма групами потенційних клієнтів.					

За результатами аналізу потенційних груп споживачів ми обрали три основні цільові групи, та вирішили працювати з ними всіма, оскільки таким чином ми збільшимо свою значимість на ринку, та прорекламуємо свій бренд. При роботі з індивідуальними клієнтам будуть невеликі проблеми в плані конкуренції, а в роботі з великими компаніями будуть труднощі по стратифікуванню продукції.

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформувавши базову стратегію розвитку.

Таблиця 4.12. Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції	Базова стратегія розвитку*
-------	--------------------------------------	---------------------------	-------------------------------------	----------------------------

			відповідно до обраної альтернативи	
	Впровадження нового закону керування стабілізацією. Підсилення сильних сторін стартапу за рахунок ринкових можливостей	Підвищення якісних характеристик системи стабілізації. Диференційова ний маркетинг	Якісний продукт, до якого прихильні споживачі, за рахунок підвищених характеристик постійний, зворотній зв'язок з клієнтами.	Стратегія диференціації

В ході визначення базової стратегії розвитку було обрано стратегію диференціації, що дозволить покращити вже існуючий продукт. Таким чином ми зможемо домогтися популярності серед клієнтів, та знизити конкуренцію за рахунок покращення характеристик системи стабілізації для малогабаритних предметів.

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (табл. 4.16).

Таблиця 4.13. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?		Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки*
1	Ні		Забирати існуючих клієнтів	За базу буде взято лише кардановий підвіс	Стратегія наслідування лідеру

Під час визначення базової стратегії конкурентної поведінки було обрано стратегію наслідування лідера. Така стратегія дуже часто обертається при олігополії, як у нашому випадку. Це дасть можливість зайняти не великий сегмент ринку та налагодити ділові зв'язки на ньому.

На основі вимог споживачів з обраного сегменту до постачальника і продукту, а також в залежності від стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки

розробляємо стратегію позиціонування яка визначається у формування ринкової позиції, за яким споживачі мають ідентифікувати проект

Таблиця 4.14. Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових)
1	Простота у використанні . Високі технічні характеристики. Вдосконалення продукту враховуючи побажання споживачів	Стратегія диференціації	Висока якість продукту, та низька ціна. Формування лояльності і прихильності споживачів, підтримка вхідних бар'єрів.	Зворотній зв'язок із виробником. Технічна підтримка. Кращі технічні характеристики. Доступність. Простота у використанні

Результатом даного підрозділу є система рішень щодо ринкової поведінки компанії, вона визначає в якому напрямі буде працювати компанія на ринку.

4.5. РОЗРОБЛЕННЯ МАРКЕТИНГОВОЇ ПРОГРАМИ СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Під час розроблення маркетингової програми першим кроком є розробка маркетингової концепції товару, який отримає споживач. У таблиці 5.18 підсумовуємо результати аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 5.15. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Висока точність стабілізації	Підвищена точність	Використання нового закону керування, що збільшить точність стабілізації.
2	Простота використання.	Інтуїтивно зрозумілий інтерфейс приладу. Універсальність монтажу	Розробка власної конструкції та ПЗ .

При визначенні ключових концепцій потенційного товару було виявлено дві основні потреби споживачів. Перша – це висока точність стабілізації, ми задовольним

її за рахунок введення в систему нового закону керування виконавчими двигунами. Друга – це простота використання приладу, цю потребу вдасться задовольнити під час конструювання приладу та на етапі написання ПЗ.

Таблиця 4.16. Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Висока точність стабілізації. Простота у використанні.		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	1. Довговічність (немає строку давності). 2. Інтуїтивно зрозумілий інтерфейс. 3. Висока точність стабілізації. 4. Універсальність монтажу. 5. Різні режими роботи. 6. Технічна підтримка клієнта.	Власний закон керування виконавчими двигунами. Низька ціна ЧЕ.	Висока точність стабілізації. Технічна підтримка клієнта. Низька ціна Довговічність Висока точність стабілізації.
	Якість: відповідає нормам ДСТУ2499:2017		
	Пакування: програмне забезпечення записане на компакт диск. Марка:		
III. Товар із підкріпленням	До продажу проводиться консультація клієнтів.		
	Після продажу поводитьься технічна підтримка клієнта.		
Від копіювання товар буде захищено патентом на ПЗ.			

Під час виконання роботи було виконано опис трьох рівнів моделі товару, з якого можна зробити висновок про необхідність захисту свого програмного забезпечення патентом. Виявлено основні властивості товару, які необхідно забезпечити в своєму продукті.

Наступним кроком є визначення цінових меж, якими необхідно керуватися при встановленні ціни на потенційний товар, це передбачає аналіз цін товарів конкурентів, та доходів споживачів продукту (табл. 5.20).

Таблиця 4.17. Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
-------	--------------------------------	------------------------------	--	---

1	Товарів заміників не існує	\$130-180	\$500	\$100-120
---	----------------------------	-----------	-------	-----------

Товарів заміників подібних систем не існує, а ціна аналогів складає \$130-180. При рівні доходів споживчої групи в \$500 є можливість встановити ціну на свій продукт в межах від \$100 до \$120.

Таблиця 4.18. Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Оптові закупівлі	Консультація, гарантійне повернення.	3 посередника	Трирівневий канал

Основними покупцями даного товару будуть промислові підприємства, які як правило здійснюють закупівлі оптом. Тому була обрана система збуту по трирівневу каналу, використавши при цьому не більше 3 посередників.

Таблиця 4.19. Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1	Пред'являють високі критерії якості.	Профільні виставки, форуми, конференції. Реклама Google	Профільні виставки, форуми, конференції.	Донести повідомлення про високу точність стабілізації, та простоту використання.	Афективний Когнітивна

Результатом даного підпункту є розробка концепції маркетингової комунікації з клієнтом. Оскільки основними ринком збуту будуть промислові компанії – то основними каналами комунікації з клієнтами будуть профільні

виставки, форуми, конференції. Саме на таких заходах і буде проводитися пошук партнерів, та клієнтів.

ВИСНОВКИ ДО 4 РОЗДІЛУ

Узагальнюючи проведений аналіз стартап проекту можна зробити висновок що даній ринок дуже широкий, та динамічно розвивається. Це пов'язано з розвитком технологій та науки в цілому.

Провівши детальний аналіз конкурентів стало зрозуміло, що конструкція карданового підвісу систем стабілізації для безпілотних літальних апаратів майже не чим не відрізняються між конкурентам, основна цінність цього продукту полягає у алгоритмі роботи та відповідному програмному забезпеченні. Відповідно доопрацювавши ці параметри можна розробити продукт з більш кращими характеристиками.

Було проведено SWOT- аналіз по результатам якого було сформовано сильні та слабкі сторони проекту. Наприклад розробка власного закону керування виконавчими двигунами дозволить суттєво покращити показники системи стабілізації, попереднє калібрування ЧЕ для більш точних показників. Але проект також має низку загроз, а саме нестійку економічну ситуацію в країні, можливе винайдення нових методів стабілізації, що призведе до неактуальності використання механічної стабілізації.

За результатами аналізу потенційних груп споживачів ми обрали три основні цільові групи, та вирішили працювати з ними всіма, оскільки таким чином ми збільшимо свою значимість на ринку, та прорекламуємо свій бренд. При роботі з індивідуальними клієнтам будуть невеликі проблеми в плані конкуренції, а в роботі з великими компаніями будуть труднощі по стратифікуванню продукції.

Але основними споживачами все таки будуть виступати промислові підприємства, які виготовляють БПЛА. Тому основним каналом комунікації з клієнтом було обрано участь у профільних виставках, форумах та конференціях.

Враховуючи всі вище перераховані факти можна зробити висновок, що подальша імплементація проекту є доцільною.

ВИСНОВОК

В ході виконання магістерської дисертації було проведено огляд областей застосування сучасних гіростабілізаторів, розглянуто їх класифікацію по принципу дії та кількості осей стабілізації. Проведено порівняння характеристик існуючих гіростабілізаторів для БПЛА від лідерів цього ринку. Проаналізовано сучасний стан розвитку малогабаритних гіростабілізаторів.

В результаті, можна робити висновок, що конструкція карданового підвісу у лідерів ринку маже не відрізняється один від одного, а проведеної огляд сучасної літературі свідчить про недосконале вивчення законів керування виконавчими двигунами та відповідних контролерів.

Далі було розглянуто математичну модель 2-ох вісного ГС. Проведено розрахунок основних характеристик гіростабілізатора виходячи з типових умов стабілізації камери, що встановлюється на БПЛА. Розглянуто системи нечіткої логіки, та методи їх інтегрування в систему керування контуром стабілізації.

Потім було побудовано два контури стабілізації. Один з використанням класичного ПД контролера, другий з використанням ПД контролера з нечіткою логікою. Нечітка логіка використовується для визначення параметрів ПД контролера.

Далі було проведено ряд експериментів з метою порівняння роботи двох систем при різних вхідних збуреннях. Результат проведеної роботи свідчить про суттєве покращення системи при введенні нечіткої логіки в процес визначення коефіцієнтів ПД контролера.

Після цього було розроблено стартап-проект по виготовленню власних гіростабілізаторів з використанням розробленого закону керування виконавчими двигунами.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Милехин Л.Н. Прикладная теория гироскопов/ Л.Н. Милехин Э.Г.— М.: Высшая школа, 2013. – 91 с.
2. Лысов, А.Н, Теория гироскопических стабилизаторов: учебное пособие/Л887 А. Н. Лысов, А.А. Лысова. – Челябинский Издательский центр ЮУрГУ, 2009. – 117 с.
3. Гиростабилизатор [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://dic.academic.ru/dic.nsf/bse/79577/%D0%93%D0%B8%D1%80%D0%BE%D1%81%D1%82%D0%B0%D0%B1%D0%B8%D0%BB%D0%B8%D0%B7%D0%B0%D1%82%D0%BE%D1%80>
4. Пельпор Д. С. Гироскопические системы ориентации и стабилизации. Справочное пособие. Москва: Машиностроение, 1982. – 205 с.
5. Офіційний сайт компанії DJI [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.dji.com/ru>
6. Офіційний сайт компанії Tarot [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.tarotrc.com/?Lang=en>
7. Бесекерский В. А., Фабрикант Е. А. Динамический синтез систем гироскопической стабилизации. – Рипол Классик, 2013.
8. Kristjan Tiimus, Mart Tamre /Camera gimbal control system for unmanned platforms// 8th International Symposium „Topical Problems in the Field of Electrical and Power Engineering“ Pärnu, Estonia, January 11-16, 2010
9. Damian Bereska, Krzysztof Daniec, Sławomir Fraś, Karol Jędrasiak, Mateusz Malinowski, and Aleksander Nawrat// System for Multi-axial Mechanical Stabilization of Digital Camera, 2013. – 13 с.
10. Prakah-Asante, K.O., Islam, A.S., Walczyk, D., Craig, K.: Design, Construction and Testing of a Single-axis Servomechanism for Control Experiments involving Coulumb Friction, Backlash and Joint Compliance. Journal of Engineering Design 4(4), 305–329 (1993)

11. Е.В. Татарников СТАБИЛИЗАТОР ДЛЯ ЭКШН КАМЕРЫ Татарников Е.В. Национальный исследовательский Томский политехнический университет, Институт неразрушающего контроля, г. Томск, Россия, 2016, - 13 с.
12. Иен Н. Ч. Разработка системы азимутальной коррекции трёхосного гиросtabilизатора фотокамеры для проведения ортофотосъёмки //Современные техника и технологии: сборник трудов XX международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых, Томск, 14-18 апреля 2014 г. Т. 1.—Томск, 2014. – Изд-во ТПУ, 2014. – Т. 1. – С. 125-126.
13. Bryan N., Chappell S., Williams D. Camera Stabilizer. – 2016.
14. Bereska D. et al. System for multi-axial mechanical stabilization of digital camera //Vision Based Systemsfor UAV Applications. – Springer, Heidelberg, 2013. – С. 177-189.
15. Kim M. et al. The Stabilizer Design for a Drone-Mounted Camera Gimbal System Using Intelligent-PID Controller and Tuned Mass Damper //International Journal of Control and Automation. – 2016. – Т. 9. – №. 5. – С. 387-394.
16. Bigley W., Rizzo V. Wideband linear quadratic control of a gyro-stabilized electro-optical sight system //IEEE Control Systems Magazine. – 1987. – Т. 7. – №. 4. – С. 20-24.
17. Sushchenko O. A. Design of two-axis robust system for stabilization of information-measuring devices operated at UAVs //Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), 2015 IEEE International Conference. – IEEE, 2015. – С. 198-201.
18. Момент інерції [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BF%D0%B8%D1%81%D0%BE%D0%BA_%D0%BC%D0%BE%D0%BC%D0%B5%D0%BD%D1%82%D0%BE%D0%B2_%D0%B8%D0%BD%D0%B5%D1%80%D1%86%D0%B8%D0%B8
19. Теорема Штейнера [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A2%D0%B5%D0%BE%D1%80%D0%B5>

[%D0%BC%D0%B0_%D0%93%D1%8E%D0%B9%D0%B3%D0%B5%D0%BD%D1%81%D0%B0_%E2%80%94%D0%A8%D1%82%D0%B5%D0%B9%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B0](#)

20. Асадуллаев Р. Г. Нечеткая логика и нейронные сети. – 2017.

21. Фаззификация [Электронный ресурс]. – Режим доступа:
<https://studfiles.net/preview/1938828/page:21/>

ДОДАТОК А

УДК 681.3.014

К.Ю. Мультанов, студент гр. ПГ-71мп
КПІ ім. Ігоря Сікорського

ГІРОСТАБІЛІЗАТОР ДЛЯ МАЛОГАБАРИТНИХ ОБ'ЄКТІВ

Анотація. Дана стаття містить огляд сучасних рішень стабілізації фото та відео камер. Розглянуто декілька принципів роботи стабілізуючих систем. Наведено типові технічні рішення розглянутою проблеми.

Ключові слова : Гіростабілізатор, малогабаритний стабілізатор, система стабілізації.

Вступ

З сучасним розвитком безпілотних літальних апаратів проблема фізичної стабілізації фото та відеокамер є досить актуальною. До сучасних стабілізуючих систем пред'являються жорсткі технічні умови, а необхідність їх встановлення на безпілотних літальних апаратах вимагає суттєвого зменшення їх розмірів.

ОГЛЯД ПОПЕРЕДНІХ РОБІТ

На кафедрі точного приладобудування ІНК ТПУ розробляється тривісний гіростабілізатори (ГС) фотокамери для проведення ортофотозйому з легких або надлегких літальних апаратів (ЛА) [1]. У приладі реалізований принцип двоступеневої стабілізації, коли одновісний ГС установлюється на стабілізованій в площині горизонту рамі. Особливістю конструкції розробленого ГС є установка його платформи на рамі за допомогою одного шарикопідшипника А700084 полегшеної серії з великим посадковим діаметром внутрішнього кільця (120 мм). Таке рішення продиктоване необхідністю зберегти в центрі ГС вільний простір для розміщення там об'єктива фотокамери.

Автором була спроектована система стабілізації, яка за допомогою магнітного датчика визначає кут ривкання та виставляє платформу під певним кутом в азимуті, використовуючи для цього двигун та цифровий енкодер.

Задачею цієї роботи є пошук оптимально з позиції простоти реалізації та малогабаритних характеристик функціональної схеми САК ГС. Виходячи з цих даних автором в якості магнітних датчиків було диференціальний ферозонд типу ІД-6.

Він розглядає три варіанти фізичної реалізації розробленої САК:

Сигнал з цифрового енкодера перевести у аналогову область, та проводити усі операції у ній. У такому випадку необхідно буде використовувати СКТ та і інші електромеханічні елементи, що ускладнюють концепцію та погіршуються масогабаритні характеристики стабілізатора.

Переведення сигналів магнітометра у цифрову область, та проводити усі операції у ній. А кінцевий вихідний сигнал у цьому випадку необхідно буде перетворити в аналоговий, щоб потім його можна було подати на двигун.

Передбачає переведення усіх аналогових сигналів у цифрові, та використання для обрахунків мікроконтролер. Вихідний сигнал з якого подаватиметься напряду на драйвер двигуна.

Враховуючи сучасний розвиток мікроконтролерів та АЦП автор вирішив скористатися третім варіантом вирішення проблеми, та розробити експериментальний прототип.

А тим часом в Каліфорнійському політехнічному університеті проводили розробку двухвісного гіростабілізатора для портативної камери типу GoPro, чи мобільного телефону [2]. За основу, або як вони виражаються «За мозок» даної системи було обрано мікроконтролер Mega 2560, у якості чутливого елемента обрано тривісний інерційний вимірювальний модуль IMU. Виконавчим двигуном обрано безколекторний трифазний двигун. Заявлена матеріальна база є відносно дешевою в порівнянні з професійними аналогами. У роботі представлені переваги використання мікромеханічних датчиків для визначення орієнтації предмета у просторі.

Авторами було розроблено відповідне програмне забезпечення, та виготовлено перший прототип. Провівши ряд експериментів, вони констатують, що дана конструкція має право на існування, а враховуючи її ціну – це дуже перспективний напрямок розвитку, але вона потребує певних покращень. А саме вони підкреслюють, що необхідно виготовляти кардановий підвіс з надлегких матеріалів, для зменшення маси приладу, и блок електроніки необхідно встановлювати стаціонарно у корпусі, для запобігання втрати контакту у електричних ланцюгах.

Автори іншої статті у своїй роботі представили процес розробки та виготовлення прототипу системи багато вісної механічної стабілізації [3]. В їхньому баченні ідея стабілізації цифрової камери полягає в тому, щоб мати можливість отримання чіткого зображення з камери, встановленої на будь-якій рухомій платформі (наприклад, автомобілі). Процес стабілізації вони розділили на 3 різних рівнях:

1) Механічна стабілізація - додавання спеціальних сервомеханізмів або пружин для зменшення перешкоджання, що дозволить камері самостійно відстежувати об'єкти;

2) Оптична стабілізація - стабілізація системи проектування зображення за допомогою оптичних систем;

3) Цифрова стабілізація - рух та обертання зображення, щоб компенсувати коливання на рівні пікселів.

Метою їх роботи - є експериментальне тестування та порівняння кількох різних підходів контролю для механічної стабілізації. Для досягнення цієї мети ними було підготовано спеціальний стенд для випробувань, маятник, на якому камера може обертатися навколо 2 осей. Для того, щоб зробити механічну стабілізацію, було встановлено 3 сервомеханізми для компенсації обертання (хоча маятник має лише 2 ступеня свободи, третє обертання може відбуватися як склад двох інших). Крім того, для здійснення необхідних вимірювань встановлено два інерціальні модулі для вимірювання (IMU). Один був поміщений саме на маятник, а другий камеру.

В результаті було розглянуто декілька варіантів алгоритму роботи системи з різними виконавчими двигунами. А саме з сервомоторами та кроковими двигунами. Використання сервоприводу, стверджують автори, може призвести до збільшення сталої часу всієї системи, оскільки він вже обмежений зворотнім зв'язком з вбудованим датчиком кута. Кроковий двигун має меншу сталу часу, и чудово

справляється з поставленою задачею, але він не дає можливості відслідковувати кут повороту платформи.

Зважаючи на все вище перераховане авторами було вирішено використовувати сервоприводи, у парі з ПД-контролером.

ОГЛЯД ТИПОВИХ КОНСТРУКЦІЙ ГС

На даний час існує декілька типових конструкцій ГС для різних приладів. Наприклад ручний ГС для мобільного телефону як правило будують у вигляді консолі (Рис. 1.).



Рис. 1. Стабілізатор для мобільного телефону.



Рис. 2. Стабілізатор для відеокамери.

Така конструкція дозволяє значно зменшити масогабаритні показники усієї системи. Вона має 2 рухомі пів-рамки, які приводяться у рух безколекторним двигуном постійного струму. Такі системи, як правило можуть забезпечити достатню точність стабілізації – приблизно $0,2^\circ$. Але разом з цим вони мають обмежені кути повороту пів-рамок, в середньому 45° у кожен із сторін. Одними із недоліком цієї конструкції є маленька вантажопідйомність, в залежності від різних реалізацій вона не перевищує 0,3 кг.

Інша типова конструкція гіростабілізатора дещо громіздкою в порівнянні з попередніми (Рис. 2.).

Вона розрахована на роботу з полу професійними відеокамерами, та має можливість встановлення на динамічно рухомий об'єкт, наприклад на квадрокоптер.

ГС складається з платформи, що кріпиться до замкнутої рамки. Таким чином формується одна вісь стабілізації. Дві інші забезпечуються завдяки пів-рамкам. Така конструкція дозволяє встановлювати камери вагою до 3 кг.

Сфера застосування таких пристроїв вимагає від них жорстких технічних характеристик. Вони повинні бути економічними, мати мінімальний розмір, та забезпечувати необхідну точність.

Оскільки вони мають можливість встановлення на літальні апарати, вони піддаються прискоренням на віражах, що необхідно враховувати при виборі чутливих елементів та розробці алгоритмів роботи системи.

Висновок

Враховуючи усе вище перераховане було прийнято рішення розробити малогабаритний гіростабілізатор для камер вагою до 3 кг. з можливістю встановлення

його на безпілотний літальний апарат. Обробку усіх сигналів буде здійснювати мікроконтролер Mega 2560, у якості чутливого елементу обрано тривісний інерційний вимірювальний модуль IMU. Велику увагу необхідно присвятити його калібруванню. Виконавчими двигунами будуть слугувати безколекторні двигуни постійного струму. Керування якими буде здійснюватися по ПД-закону. За таких технічних умов ідеально підходить друга розглянута конструкція ГС. У подальшому планується розробити діючий прототип такої системи, та провести її дослідження.

Список використаних джерел

1. Иен Н. Ч. Разработка системы азимутальной коррекции трёхосного гиросtabilизатора фотокамеры для проведения ортофотосъёмки //Современные техника и технологии: сборник трудов XX международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых, Томск, 14-18 апреля 2014 г. Т. 1.—Томск, 2014. – Изд-во ТПУ, 2014. – Т. 1. – С. 125-126.
2. Bryan N., Chappell S., Williams D. Camera Stabilizer. – 2016.
3. Bereska D. et al. System for multi-axial mechanical stabilization of digital camera //Vision Based Systemsfor UAV Applications. – Springer, Heidelberg, 2013. – С. 177-189.