

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»  
Міністерство освіти і науки України  
Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»  
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

**Осокін Владислав Сергійович**

УДК 621.384.3

ДИСЕРТАЦІЯ

**Інваріантна до збурень оптимальна  
система керування оптичною віссю камери**

Галузь знань – 17 Електроніка та телекомунікації  
Спеціальність – 173 Авіоніка

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело \_\_\_\_\_  
В.С. Осокін

Науковий керівник: Збруцький Олександр Васильович професор, доктор технічних наук, професор кафедри систем керування літальними апаратами.

Київ – 2025

## АНОТАЦІЯ

Осокін В.С. Інваріантна до збурень оптимальна система керування оптичною віссю камери. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 173 «Авіоніка» – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, 2025.

Підготовка здійснювалася на кафедрі систем керування літальними апаратами Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Міністерства освіти і науки України.

Дисертаційна робота присвячена розробці інваріантної до збурень системи керування оптичною віссю камери для авіаційних і космічних застосувань, що дозволяє стабілізувати і контролювати зображення з оптичних приладів з високою точністю в умовах невизначених зовнішніх збурень.

Тематика дослідження пов'язана з розробкою систем керування, які мають інваріантність до збурень і забезпечують стабільне керування оптичною віссю камери в умовах невизначених і змінних зовнішніх впливів. Системи стабілізації та керування, які здатні працювати з високою точністю в умовах невизначеності, мають особливе значення для сучасної авіаційної та космічної техніки. Однією з найважливіших задач є забезпечення стабільності і точності автоматичних систем керування, які керують оптичною віссю камер тепловізійних пристроїв, що використовуються на літальних апаратах різного призначення. При цьому особлива увага приділяється здатності систем до адаптації в умовах невизначених зовнішніх збурень, які можуть суттєво впливати на формування зображення для коректного розпізнавання та наведення. Для вирішення цих задач необхідне застосування новітніх методів математичного моделювання, розробки алгоритмів керування та обчислювальних засобів, які дозволяють отримати стабільну, високоточну систему керування. Дослідження фокусується на створенні систем автоматичного керування, які базуються на принципах оберненої динамічної моделі системи. Це забезпечує можливість підвищити точність і стійкість в умовах зовнішніх збурень

завдяки компенсації неконтрольованих впливів у реальному часі. Особливу роль у цьому відіграють математичні моделі, які описують динаміку систем керування оптичними системами і дозволяють передбачити її поведінку в різних умовах експлуатації.

**Метою дисертаційної роботи** є підвищення точності систем автоматичного керування (САК) оптичною віссю камер шляхом розробки та впровадження інваріантної до збурень системи керування з використанням адаптивного коефіцієнту на основі оберненої динамічної моделі системи, що дозволяє досягти гарантованої точності в умовах непередбачуваних зовнішніх впливів.

**У першому розділі** проведено всебічний аналіз існуючих методів і алгоритмів керування, які використовуються для стабілізації та керування оптичними осями камер. Розглянуто основні сучасні підходи, зокрема зворотну динамічну систему, адаптивне керування, робастне керування та метод активного компенсування збурень, що дозволяють забезпечити високу точність роботи САК. На основі цього аналізу сформульовано вимоги до розроблення нової системи керування, яка відповідатиме сучасним викликам в авіаційній галузі.

**Другий розділ** присвячено розробці математичної моделі САК для керування та стабілізації оптичної осі камери, яка забезпечує гарантовану точність і стійкість перехідних процесів при змінних зовнішніх умовах. Математична модель враховує динаміку системи стабілізації та керування оптичною системою та забезпечує високу точність стабілізації зображення.

**Третій розділ** містить розробку алгоритму автоматичного керування, що забезпечує інваріантність до збурень. Запропоновано новий алгоритм формування коефіцієнтів зворотного зв'язку на основі параметрів оптимальної системи з використанням оберненої динамічної моделі системи та додаткового контуру який базується на наближенні змінної стану до допустимої межі та дозволяє досягати гарантованої точності стабілізації при непередбачуваних відхиленнях. Представлено метод визначення параметрів додаткового контуру керування для

забезпечення стійкості та адаптивності системи, що дозволяє системі підлаштовуватися до змінних умов в реальному часі.

**Четвертий розділ** присвячено математичному моделюванню роботи розробленої системи керування гарантованої точності. Показано, що запропонований алгоритм забезпечує високу ефективність в умовах невизначених збурень. Проведено порівняння з традиційними методами, що демонструє суттєве покращення якості перехідного процесу керування та стабілізації.

**Практичне значення роботи** полягає у можливості використання розробленої системи в авіаційних та космічних системах для підвищення ефективності роботи тепловізійних камер і сенсорів. Це досягається шляхом забезпечення гарантованої точності в роботі системи керування за умов дії невизначених збурень, зменшення похибки стабілізації та покращення якості формування і обробки зображень. Розроблені алгоритми підвищують точність цілевказівки, зменшують вплив зовнішніх факторів, таких як вібрації та сухе тертя, і забезпечують адаптивність до змін у зовнішньому середовищі.

Система може бути інтегрована у складі сучасних тепловізійних приладів, систем наведення та автоматичного супроводження цілі, що використовуються у високоточній техніці. Її впровадження сприяє зростанню ефективності та конкурентоспроможності вітчизняних авіаційних і космічних технологій. Практичні результати роботи реалізовані у виробничих умовах ДП «СПБ Арсенал», що підтверджується відповідним актом впровадження (Додаток Д).

### **Наукова новизна отриманих результатів**

1. Вперше запропоновано метод формування коригуючого впливу для компенсації збурень, який базується на наближенні змінної стану до допустимої межі. Показано, що алгоритм забезпечує гарантовану компенсацію збурень та необхідну якість перехідного процесу.

2. Вперше розроблено алгоритм забезпечення інваріантності до збурень демонструє високу ефективність за різних умов, зменшує похибку стабілізації,

підвищує точність керування та зберігає стабільність системи в умовах випадкових збурень, на які не накладаються обмеження.

3. Вперше запропоновано застосування підходу оберненої динамічної моделі системи для систем високого порядку для забезпечення стабільності та якості перехідного процесу системи автоматичного керування, що не залежить від характеру збурень, запропонований підхід не накладає обмежень на характер збурень оскільки не потребує їх вимірювання, що дозволяє використовувати систему в умовах змінних та непередбачуваних зовнішніх впливів.

4. Встановлений вплив кожної з алгебраїчної, диференціальної та інтегральної складових регулятора гарантування точності на динаміку системи керування, що дозволило оптимізувати параметри регулятора для підвищення швидкодії та якості перехідного процесу і компенсацію накопиченої похибки, особливо під час тривалих збурень.

5. Узагальнена математична постановка задачі гарантування точності керування як розв'язання алгебро–диференціальних рівнянь з обмеженнями.

**Публікації.** Основні наукові результати дисертаційної роботи опубліковані у 5 наукових статтях у фахових виданнях, включених до переліку наукових фахових видань України категорії «Б», у 5 тез доповідей на міжнародних науково–технічних конференціях, 13 яких матеріали конференції індексуються в Scopus.

**Ключові слова:** система автоматичного керування, гарантована точність, інваріантність, адаптивне керування, робастність, невизначені збурення, стійкість, оптимізація, обернена динамічна модель системи, динамічна система, нелінійні системи, стабілізація, прогноуюче керування, перехідний процес, компенсація збурень, алгоритми керування, сенсорні системи, безпілотні літальні апарати, гіростабілізація, аерокосмічні технології, керування рухом, автономні системи, високоточне позиціонування, системи орієнтації та навігації, закон керування, регулятор, оптимальне керування, система стабілізації, моделювання, випадкові збурення, похибка стабілізації, математична модель.

## ANNOTATION

Osokin V.S. Disturbance-invariant optimal control system for the optical axis of the camera. – Qualification scientific work in the form of a manuscript.

Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in specialty 173 “Avionics” – National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Kyiv, 2025.

The preparation was carried out at the Department of Aircraft Control Systems of the National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute” of the Ministry of Education and Science of Ukraine.

The dissertation is devoted to the development of a disturbance-invariant optical axis control system for aviation and space applications, which allows stabilizing and controlling images from optical instruments with high accuracy in conditions of uncertain external disturbances.

The research topic is related to the development of control systems that are invariant to disturbances and provide stable control of the optical axis of the camera in conditions of uncertain and variable external influences. Stabilization and control systems that are able to operate with high accuracy in conditions of uncertainty are of particular importance for modern aviation and space technology. One of the most important tasks is to ensure the stability and accuracy of automatic control systems that control the optical axis of cameras of thermal imaging devices used on aircraft for various purposes. In this case, special attention is paid to the ability of systems to adapt in conditions of uncertain external disturbances, which can significantly affect the formation of an image for correct recognition and guidance. To solve these problems, it is necessary to use the latest methods of mathematical modeling, develop control algorithms and computing tools that allow obtaining a stable, high-precision control system. The research focuses on the creation of automatic control systems based on the principles of an inverse dynamic system. This provides an opportunity to increase accuracy and stability in conditions of external disturbances due to compensation of uncontrolled influences in real time. A special role in this is played by mathematical models that describe the dynamics of optical

system control systems and allow predicting their behavior in various operating conditions. The purpose of the dissertation is to increase the accuracy of automatic control systems of the optical axis of cameras by developing and implementing a disturbance-invariant control system using an adaptive coefficient based on an inverse dynamic system, which allows achieving guaranteed accuracy in conditions of unpredictable external influences.

The first section provides a comprehensive analysis of existing control methods and algorithms used to stabilize and control the optical axes of cameras. The main modern approaches are considered, in particular the inverse dynamic model, adaptive control, robust control and the method of active disturbance compensation, which allow to ensure high accuracy of the ACS operation. Based on this analysis, requirements for the development of a new control system that will meet modern challenges in the aviation industry are formulated.

The second section is devoted to the development of a mathematical model of the ACS for controlling and stabilizing the optical axis of the camera, which provides guaranteed accuracy and stability of transient processes under variable external conditions. The model takes into account the dynamics of the stabilization system and control of the optical system and provides high accuracy of image stabilization.

The third section contains the development of an automatic control algorithm that ensures invariance to disturbances. A new algorithm for forming feedback coefficients based on the parameters of the optimal system using the inverse dynamic system and an additional contour is proposed, which is based on the approximation of the state variable to the permissible limit and allows to achieve guaranteed stabilization accuracy under unpredictable deviations. A method for determining the parameters of an additional control loop is presented to ensure the stability and adaptability of the system, which allows the system to adapt to changing conditions in real time.

The fourth section is devoted to mathematical modeling of the operation of the developed control system of guaranteed accuracy. It is shown that the proposed algorithm provides high efficiency under conditions of uncertain disturbances. A comparison with

traditional methods is made, which demonstrates a significant improvement in the quality of the transient process and stabilization.

The practical significance of the work lies in the possibility of using the developed system in aviation and space systems to increase the efficiency of thermal imaging cameras and sensors. This is achieved by ensuring guaranteed accuracy in the operation of the control system under conditions of uncertain disturbances, reducing the stabilization error and improving the quality of image formation and processing. The developed algorithms increase the accuracy of target designation, reduce the influence of external factors, such as vibrations and dry friction, and provide adaptive

Scientific novelty of the obtained results.

1. For the first time, a method for forming a corrective effect for compensating for disturbances is proposed, which is based on the approximation of the state variable to the permissible limit. It is shown that the algorithm provides guaranteed compensation of disturbances and the necessary quality of the transient process.

2. For the first time, an algorithm for ensuring invariance to disturbances is developed, which demonstrates high efficiency under various conditions, reduces the stabilization error, increases control accuracy and maintains system stability under conditions of random disturbances, which are not subject to restrictions.

3. For the first time, the application of the inverse dynamic model approach for high-order systems is proposed to ensure stability and quality of the transient process of the automatic control system, which does not depend on the nature of the disturbances. The proposed approach does not impose restrictions on the nature of the disturbances, since it does not require their measurement, which allows the system to be used under conditions of variable and unpredictable external influences.

4. The influence of each of the algebraic, differential and integral components of the accuracy guarantee controller on the dynamics of the control system has been established, which allowed optimizing the controller parameters to increase the speed and



quality of the transient process and compensate for the accumulated error, especially during long-term disturbances.

5. The generalized mathematical formulation of the control accuracy guarantee problem as a solution of algebraic-differential equations with constraints

Publications. The main scientific results of the dissertation work were published in 5 scientific articles in professional publications included in the list of scientific professional publications of Ukraine of category "B", in 5 abstracts of reports at international scientific and technical conferences, 1 of which conference materials are indexed in Scopus.

**Keywords:** *automatic control system, guaranteed accuracy, invariance, adaptive control, robustness, uncertain disturbances, stability, optimization, inverse dynamic system model, dynamic system, nonlinear systems, stabilization, predictive control, transient process, disturbance compensation, control algorithms, sensor systems, unmanned aerial vehicles, gyro stabilization, aerospace technologies, motion control, autonomous systems, high-precision positioning, orientation and navigation systems, control law, regulator, optimal control, stabilization system, modeling, random disturbances, stabilization error, mathematical model.*

**Список публікацій здобувача / List of publications of the applicant:**

***Статті у фахових виданнях, включених до переліку наукових фахових видань України категорії «Б» / the articles published in scientific journals included in the list of scientific journals of Ukraine in category «Б»:***

1. Нестеренко О.І., Рижков Л.М., Осокін В.С. Математичні моделі гіростабілізатора за різних режимів його роботи // Механіка гіроскопічних систем № 40 с.5–11 // Київ 2020, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771402020248656>.

2. O. V. Zbrutskyi, V. Osokin, Zheng Min Mathematical model of the automatic control system in the problem of guaranteed accuracy// Mechanics of gyroscopic systems, №42 p.32–38 // Kyiv 2021, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771422021268462>.

3. O. V. Zbrutsky, V. Osokin Stabilization and control system with guaranteed accuracy for optical axis, Механіка гіроскопічних систем №43 p.5–11 // Kyiv 2022, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771432022275275> .

4. О.Збруцький, В. Осокін Інваріантна до характеру збурень система керування оптичною віссю // Механіка гіроскопічних систем № 45 с.27–35 // Київ 2023, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771452023296666>.

5. О. Збруцький, В. Осокін Оптимізація інваріантної до збурень системи автоматичного керування // Механіка гіроскопічних систем № 48 с.28–35 // Київ 2024, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771482024317876>. ISSN: 0203–3771, eISSN: 2519–2272.

*Публікації у матеріалах наукових конференцій / the publications in the proceedings of the scientific conferences:*

1. Збруцький, О. В. Математична формалізація задачі синтезу системи автоматичного керування гарантованої точності при невизначених збуреннях / Збруцький О. В., Осокін В. С. // Гіротехнології, навігація і керування рухомими об'єктами – 2022 : матеріали науково–практичної конференції студентів та молодих вчених (15 червня 2022 року) / КПІ ім. Ігоря Сікорського, ІАТ, СКЛА. – Київ, 2022. – С. 17. <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/50643>
2. Збруцький, О. В. Система віброзахисту для подавлення похибки визначення швидкості лінії візування / Збруцький О. В., Осокін В. С. // Гіротехнології, навігація і керування рухомими об'єктами – 2022(2) : матеріали науково–практичної конференції студентів та молодих вчених (9 грудня 2022 року) / КПІ ім. Ігоря Сікорського, ІАТ, СКЛА. – Київ, 2022. – С. 13–14. <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/55969>
3. Збруцький, О. В. Інваріантна до характеру збурень система керування оптичною віссю / Збруцький О. В., Осокін В. С. // Гіротехнології, навігація і керування рухомими об'єктами – IV : матеріали науково–технічної конференції студентів та молодих вчених (4–5 січня 2024 р.). – Київ, 2024. – С. 3–6. <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/63830>
4. O. Zbrutsky, I. Zagirska, V. Osokin. Disturbance–Invariant Automatic Control Systems of Unmanned Aerial Vehicles//2024 IEEE 7th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development (APUAVD). Proceeding. October 22–24, 2024, Kyiv, Ukraine. Pp. 120–123. Catalog Number: CFP2429V–USB. ISBN: 979–8–3315–3413–4 (Scopus). [https://apuavd.ieee.org.ua/64488\\_cfp2429v-usb/](https://apuavd.ieee.org.ua/64488_cfp2429v-usb/)
5. Загірська І.О., Збруцький О.В., Міщук А.С., Осокін В.С. Математична задача керування гарантованої точності при невизначених збуреннях// 27 міжнародна конференція «Автоматика 2024».– Жовтень 024. –Дніпро.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ .....	15
ВСТУП.....	16
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ СУЧАСНИХ АЛГОРИТМІВ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ.....	21
1.1 Огляд сучасних алгоритмів керування та забезпечення необхідної точності САК.....	21
1.1.1 Цифрове керування класом комутованих нелінійних систем .....	22
1.1.2 Робастний вихідний контроль відстеження невизначених нелінійних систем із гарантованими межами помилки відстеження .....	25
1.1.3 Активне керування компенсацією збурень.....	29
1.1.4 Оптимальний адаптивний ПД–регулятор із застосуванням нечітких правил і ковзних режимів.....	40
1.2 Призначення та область застосування системи керування оптичної вісі камери.....	44
1.3 Аналіз основних параметрів і характеристик системи керування. Вибір головних вимог для подальшої модифікації і покращення класичної системи...	51
1.4 Формулювання основної задачі дисертаційної роботи на основі проведеного аналізу.....	54
Висновки до розділу 1.....	55
РОЗДІЛ 2 РОЗРОБЛЕННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ .....	57
2.1 Структурно–функціональна схема системи керування та опис її взаємодії з бортовою апаратурою .....	57
2.2 Розрахунок основних характеристик системи стабілізації дослідного .....	62
Диференціальні рівняння роботи ССП ГСН .....	62
2.2.1 Розрахунок максимальних моментів. Подання вимог до двигунів стабілізації .....	69
2.2.2 Вимоги до моментів виконавчих двигунів у режимах стабілізації, автосупроводу та відпрацювання цілевказівки.....	69
2.2.3 Вимоги до моментів виконавчих двигунів у режимі електричного аретування.....	72
2.2.4 Узагальнення вимог щодо моментів виконавчих двигунів.....	73
2.2.6 Вимоги до математичної моделі: .....	75
Висновки до розділу 2 .....	76

РОЗДІЛ 3 РОЗРОБЛЕННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГАРАНТОВАНОЇ ТОЧНОСТІ .....	78
3.1 Математична модель системи автоматичного керування в задачі гарантованої точності .....	78
3.1.1 Алгоритм формування структури системи керування .....	78
3.1.2 Математична формалізація задачі синтезу .....	81
3.2 Формування коефіцієнту зворотного зв'язку в задачі гарантованої точності	82
3.2.1 Загальний вид коефіцієнта .....	82
3.2.2 Залежність роботи алгоритму від числового коефіцієнта .....	85
3.2.3 Розрахунок оберненої передатної функції.....	92
3.3 Розробка та реалізація програмної моделі забезпечення гарантованої точності. ....	94
3.3.1 Структура моделі керування .....	94
3.3.2 Розробка алгоритму Simulink для реалізації інваріантного керування ....	97
3.3.3 Реалізація зовнішніх збурень .....	103
Висновки до розділу 3.....	107
РОЗДІЛ 4 МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ АЛГОРИТМА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГАРАНТОВАНОЇ ТОЧНОСТІ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ОПТИЧНОЇ ВІСІ КАМЕРИ .....	109
4.1 Перевірка працездатності алгоритму забезпечення гарантованої точності на коливальній ланці .....	109
4.1.1 Сценарії моделювання для перевірки працездатності алгоритму забезпечення гарантованої точності на прикладі коливальної ланки.....	110
4.1.2 Проведення серії моделювань з різними характеристиками збурення для коливальної ланки .....	111
4.1.3 Висновки .....	116
4.2 Порівняння коефіцієнтів в алгоритмі забезпечення гарантованої точності, вибір оптимального коефіцієнта для подальшої роботи.....	116
4.2.1 Вибір критеріїв для порівняння коефіцієнтів .....	117
4.2.2 Проведення серії моделювань з різними значеннями коефіцієнтів.....	117
4.2.3 Аналіз результатів порівняння коефіцієнтів .....	120
4.2.4 Порівняння з базовими алгоритмами та підтвердження оптимального коефіцієнта.....	120
4.3 Використання підходу ПІД-регулятора для формування коефіцієнта зворотного зв'язку в задачі гарантованої точності .....	123

4.3.1 Використання П–коефіцієнта.....	124
4.3.2 Використання ПД–коефіцієнта.....	126
4.3.2 Висновок щодо використання ПД–коефіцієнта.....	131
4.3.3 Використання Інтегрального коефіцієнта .....	132
4.3.4 Інтегральний член у задачі про гарантовану точність .....	137
4.4 Моделювання контуру стабілізації синтезованої оптимальної системи керування оптичною віссю камери з використанням алгоритму забезпечення гарантованої точності .....	138
ВИСНОВКИ.....	162
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ І ДЖЕРЕЛ.....	165
ДОДАТОК А .....	179
ДОДАТОК Б.....	181
ДОДАТОК В.....	184
ДОДАТОК Г .....	188
ДОДАТОК І .....	192
ДОДАТОК Д .....	193

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АЧХ – амплітудно–частотна характеристика;  
БАСУ – бортова автоматизована система управління;  
ГСН – головка самонаведення;  
ІЧ – інфрачервоний;  
ІЧВ – інфрачервоне випромінювання;  
КАР – команда аретування;  
КЦУ – команда цілевказання;  
ЛА – літальний апарат;  
МПВ – матриця приймача випромінювання;  
ОЕП – оптико–електронний прилад;  
ОВ – основний виріб;  
ADRC – активне керування компенсацією збурень  
ПІД–регулятор – пропорційно–інтегрально–диференціальний регулятор;  
СС – система стабілізації;  
ССП – система стабілізації та повороту;  
ТСС – тепловізійна стабілізаційна система;  
ОЕБ – оптико–електронний блок;  
ОС – оптична система;  
ФПП – фотоприймальний пристрій;  
БЕ – блок електронний;  
БОІ ФПП – блок обробки інформації фотоприймального пристрою;  
ADI – метод наближеної динамічної інверсії;  
TD – трекінг-диференціатор.

## ВСТУП

Актуальність теми. Системи автоматичного керування з гарантованою точністю при невизначених збуреннях набувають дедалі більшого значення у різних галузях, зокрема в авіоніці та космічних дослідженнях. Умови експлуатації сучасних ЛА вимагають високої точності та надійності при роботі в умовах непередбачуваних збурень, що можуть суттєво впливати на ефективність систем керування.

Серед завдань, які вирішуються за допомогою таких САК, можна виділити:

- забезпечення стійкості та якості перехідного процесу;
- компенсація збурень при змінах навколишніх умов;
- підвищення точності керування систем стабілізації оптичної вісі тепловізійних камер та інших сенсорів.

Дисертаційна робота виконувалася в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» та на Казенному підприємстві спеціального приладобудування «Арсенал» і пов'язана з науково–дослідною роботою.

Метою дисертаційної роботи є підвищення точності та ефективності систем автоматичного керування, авіаційних та космічних тепловізійних систем стабілізації та повороту шляхом синтезу системи автоматичного керування гарантованої точності при невизначених збуреннях з використанням підходу оберненої динамічної моделі системи. Це передбачає розробку методів, які забезпечують точність та якість перехідного процесу САК, а також виявлення нових математичних структур, що дозволяють досягти високої точності керування в умовах невизначеності.



### **Мета досягається вирішенням таких задач:**

1. Обґрунтування вимог до системи керування оптичною віссю камери залежно від типу ЛА, умов експлуатації та характеристик сенсора зображення.
2. Уточнення математичної моделі системи керування та стабілізації оптичною віссю камери, яка враховує динаміку невизначених зовнішніх збурень.
3. Розроблення алгоритмів керування, які забезпечують інваріантність до невизначених зовнішніх впливів, зокрема змін кутової швидкості та збурюючих моментів.
4. Дослідження методів оптимізації параметрів системи керування, які забезпечують точність керування та стабілізації для мінімізації впливу збурень.
5. Перевірка працездатності запропонованих алгоритмів і моделей шляхом чисельного моделювання на основі характеристик цифрової камери та параметрів системи стабілізації і керування.

**Об'єктом дослідження** є процес керування та стабілізації оптичної вісі камери, які використовуються в авіаційних та космічних ЛА.

**Предметом дослідження** є методи підвищення точності керування шляхом забезпечення інваріантності до збурень та оптимізацією алгоритму стабілізації.

**Методи дослідження.** Для розв'язання поставлених задач застосовано математичне моделювання динаміки гіростабілізованої платформи для оптичних систем, чисельне моделювання алгоритмів керування, аналіз методів стабілізації та перевірку працездатності розроблених моделей і алгоритмів.

### **Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному:**

1. Вперше запропоновано метод формування коригуючого впливу для компенсації збурень, який базується на наближенні змінної стану до допустимої межі. Показано, що алгоритм забезпечує гарантовану компенсацію збурень та необхідну якість перехідного процесу.

2. Вперше розроблено алгоритм забезпечення інваріантності до збурень демонструє високу ефективність за різних умов, зменшує похибку стабілізації, підвищує точність керування та зберігає стабільність системи в умовах випадкових збурень, на які не накладаються обмеження.

3. Вперше запропоновано застосування підходу оберненої динамічної моделі системи для систем високого порядку для забезпечення стабільності та якості перехідного процесу системи автоматичного керування, що не залежить від характеру збурень, запропонований підхід не накладає обмежень на характер збурень оскільки не потребує їх вимірювання, що дозволяє використовувати систему в умовах змінних та непередбачуваних зовнішніх впливів.

4. Встановлений вплив кожної з алгебраїчної, диференціальної та інтегральної складових регулятора гарантування точності на динаміку системи керування, що дозволило оптимізувати параметри регулятора для підвищення швидкодії та якості перехідного процесу і компенсацію накопиченої похибки, особливо під час тривалих збурень.

5. Узагальнена математична постановка задачі гарантування точності керування як розв'язання алгебро–диференціальних рівнянь з обмеженнями

**Практична цінність отриманих результатів полягає в наступному:**

1. Розроблено аналітичні вирази для забезпечення інваріантності системи керування до невизначених збурень, які можуть бути використані під час проєктування та тестування систем керування та стабілізації.

2. Розроблені методи оптимізації компонентів алгоритму системи керування, що забезпечують ефективність роботи системи на етапі проєктування, дозволяючи враховувати зовнішні збурення та особливості обраної системи.

3. Отримані формули стали основою для алгоритмів керування та стабілізації, які забезпечують підвищення якості керування та компенсації невизначених збурень у порівнянні з традиційними методами.

4. Удосконалено математичну модель керування оптичною віссю, що описує процес керування та стабілізації в умовах змінних збурень, а також створено програмне забезпечення, яке дозволяє проводити чисельне моделювання стабілізації для різних сценаріїв експлуатації.

Результати дослідження були інтегровані у програмний продукт для моделювання стабілізації, що використовується в системах проектування сучасних авіаційних і космічних тепловізійних систем.

### **Особистий внесок здобувача**

Основна частина теоретичних та експериментальних досліджень, висновків та рекомендацій виконана автором самостійно. В основних роботах, опублікованих у співавторстві, автору належить наступне: Розроблено методику і алгоритм, які забезпечують інваріантність системи керування до збурень та дозволяють підвищити точність стабілізації оптичної вісі камери [139]. Розроблено фізико–математичну модель для оцінки ефективності алгоритмів автоматичного керування з урахуванням впливу динаміки зовнішніх збурень [140]. Запропоновано алгоритм адаптивного керування, який враховує змінні умови експлуатації та забезпечує узгодження параметрів системи для покращення її роботи [141-142]. Проведено аналіз впливу параметрів збурень на точність стабілізації та обґрунтовано вибір оптимальних параметрів алгоритму.

### **Апробація результатів дисертації**

Основні результати дисертаційного дослідження обговорювалися на 5 науково–технічних конференціях:

- Гіротехнології, навігація і керування рухомими об'єктами – 2022: матеріали науково–практичної конференції студентів та молодих вчених (15 червня 2022 року)/ КПІ ім. Ігоря Сікорського, ІАТ, СКЛА. – Київ, 2022. – <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/50643>

- Гіротехнології, навігація і керування рухомими об'єктами – 2022(2) : матеріали науково–практичної конференції студентів та молодих вчених (9 грудня

2022 року) / КПІ ім. Ігоря Сікорського, ІАТ, СКЛА. – Київ, 2022. – С. 13–14.  
<https://ela.kpi.ua/handle/123456789/55969>

- Гіротехнології, навігація і керування рухомими об'єктами – IV : матеріали науково–технічної конференції студентів та молодих вчених (4–5 січня 2024 р.). – Київ, 2024. – С. 3–6. <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/63830>

- 2024 IEEE 7th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development (APUAVD). Proceeding. October 22–24, 2024, Kyiv, Ukraine. Pp. 120–123. Catalog Number: CFP2429V–USB. ISBN: 979–8–3315–3413–4 (Scopus).  
[https://apuavd.ieee.org.ua/64488\\_cfp2429v-usb/](https://apuavd.ieee.org.ua/64488_cfp2429v-usb/)

- 27 міжнародна конференція «Автоматика 2024».– Жовтень 024. –Дніпро.

Публікації. По матеріалам дисертації опубліковано 10 праць, в тому числі 5 статей в фахових наукових виданнях, 5 тез доповідей на конференціях.

### **Структура та об'єм дисертації**

Дисертація складається зі вступу, 4 розділів, висновків, списку використаної літератури і джерел та 6 додатків. Повний обсяг дисертації 194 сторінок, з обсягом повного тексту 163 сторінки. Дисертація містить 106 рисунків список використаної літератури 142 найменування на 15 сторінках, і 6 додатків на 16 сторінках.

## **РОЗДІЛ 1**

### **АНАЛІЗ СУЧАСНИХ АЛГОРИТМІВ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ**

Метою даного розділу є визначення методів підвищення точності та забезпечення інваріантності систем керування та стабілізації оптичної вісі камери, які застосовуються для класичних моделей, та аналіз сучасних вимог для розробки вдосконаленої моделі системи, яка б їх враховувала.

Основними задачами даного розділу є:

1. Огляд сучасних алгоритмів систем керування.
2. Призначення та область застосування системи керування.
3. Вибір головних вимог, які ставиться до системи керування, для подальшої модифікації і покращення класичної системи.
4. Аналіз основних параметрів і характеристик за якими оцінюють якість системи.
5. Формулювання основної задачі дисертаційної роботи на основі проведеного аналізу.

#### **1.1 Огляд сучасних алгоритмів керування та забезпечення необхідної точності САК**

У цьому підрозділі розглядаються сучасні алгоритми керування, які забезпечують необхідну точність систем автоматичного керування (САК). Особлива увага приділяється методам, що дозволяють компенсувати невизначені збурення та забезпечити адаптивність системи. Проаналізовані основні підходи, такі як обернена динамічна модель системи, адаптивне керування, робастне керування та використання активної компенсації збурень. Огляд включає як теоретичні аспекти, так і практичні реалізації цих алгоритмів у авіаційних, космічних та інших технічних системах.

### 1.1.1 Цифрове керування класом комутованих нелінійних систем

Зі швидким розвитком технологій цифрові системи керування та стабілізації стають все більш потрібним на практиці через їх гнучкість та ефективність утримання положення постійним протягом періоду роботи, але вносить похибки у системи, що ускладнює динамічну поведінку систем і ускладнює аналіз і створення системи.

Один з сучасних методів – цифрове керування рис. 1.1 отримує все більшу увагу в області керування, наприклад для систем літака [1], систем багатофункціональних роботів [2] і систем підводного транспорту [3].

Останніми роками було опубліковано деякі результати цифрового керування нелінійних систем [4]. Глобальна практична проблема цифрового керування із зворотним зв'язком була досліджена в [5] для невизначених нелінійних систем, вихідні функції яких не були точно відомі.

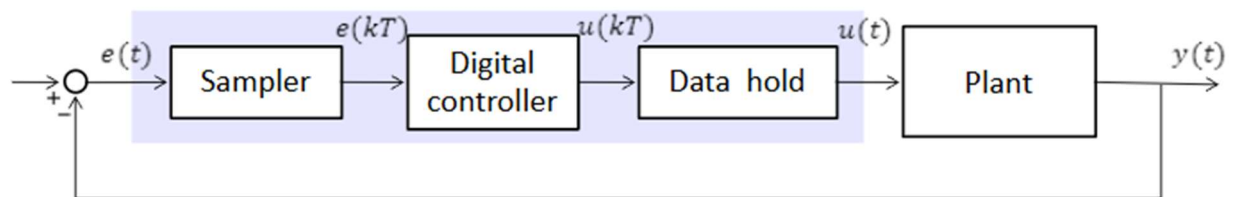


Рисунок 1.1 – Структура системи цифрового керування

Результати системи стабілізації створені на базі цифрового керування верхньотрикутних нелінійних систем були описані в [6], де деякі додаткові фактори, такі як затримка передачі та затримка введення, були розглянуті в [7] відповідно. Базуючись на техніці домінування вихідного зворотного зв'язку та підході емуляції, у [8] був запропонований контролер вихідного зворотного зв'язку цифрового керування для класу стохастичних нижньотрикутних нелінійних систем. Метод цифрового керування був представлений як лінійний контролер зворотного зв'язку був побудований для напівглобальної стабілізації класу невизначених систем як з нелінійністю вищого порядку, так і з лінійним зростанням. Згодом у [9] був створений лінійний контролер цифрового керування для глобальної стабілізації класу нелінійних систем. Відповідно до глобальної

умови Ліпшица, яка накладає як на нульову динаміку, так і на керуючі системи, проблема стабілізації була досліджена для класу нелінійних систем з немінімальною фазою.

Новий спостерігач для систем на базі цифрового керування, який мав спеціальну структуру прямого розповсюдження, був створений у [10] для вирішення проблеми стабілізації класу нелінійних систем з неконтрольованою та неспостережуваною лінеаризацією. Конструкція спостерігача для систем на базі цифрового керування для нелінійних систем із затримкою, що змінюється в часі. Проблема адаптивного цифрового керування обговорювалася в [11], де контролер вибіркових даних був отриманий шляхом дискретизації контролера безперервного часу з прямого методу Ейлера. У роботі було розглянуто нечітке керування для нелінійних систем у строгій структурі зворотного зв'язку зі збуреннями та випадковими відсутніми вхідними даними.

Уніфікована основа для проектування стабілізуючого контролера для диференціальних включень цифрового керування через його наближену модель дискретного часу була представлена в [12].

### Комутовані системи

В останні десятиліття комутовані системи також широко досліджувалися, оскільки велика кількість практичних систем, таких як системи резервуарного реактора з перемішуванням [13] і одноланкові системи маніпулятора, можна описати як комутовані системи. Комутована система, яка складається з кінцевої кількості підсистем і логічного правила, яке керує перемиканням між цими підсистемами, є важливим класом гібридних систем представлена на рис. 1.2.

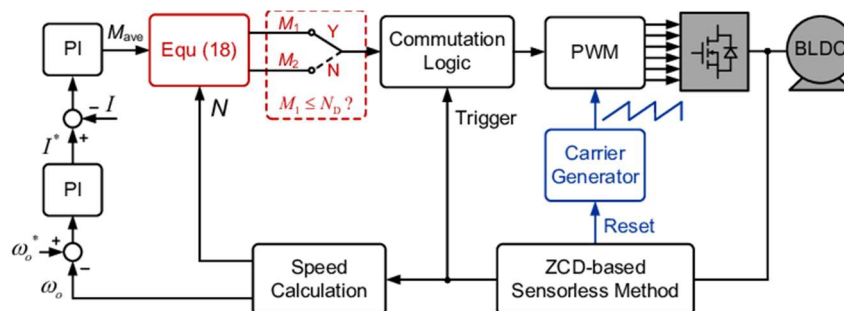


Рисунок 1.2 – Структура системи керування комутованого типу

Останнім часом великий інтерес наукової спільноти викликало дослідження перемиканих нелінійних систем при довільних перемиканнях на основі методу загальної функції Ляпунова [14].

Адаптивне трекінгове керування для комутованих нелінійних систем у формі нестрогого зворотного зв'язку розглядалося відповідно в [15]. Метод керування відстеженням вихідного зворотного зв'язку із заданою продуктивністю комутованих нелінійних систем із зворотним зв'язком був запропонований у [16], перевага методу полягає в тому, що не потрібно знати коефіцієнти підсилення віртуального керування даних нелінійних систем із нестрогим зворотним зв'язком.

Проблема стабілізації для класу комутованих нелінійних систем із затримкою часу з квантованим вхідним сигналом була досліджена в [17], а проблема глобальної стабілізації була розглянута для класу комутованих стохастичних нелінійних систем. Адаптивне трекінгове керування було досліджено для комутованих стохастичних нелінійних систем з невідомою мертвою зоною приводу.

Нові результати щодо стабілізації за кінцевий час були представлені в [18] для класу перемиканих нелінійних систем, підсистеми яких мають ланцюгові інтегратори зі степенями позитивних непарних раціональних чисел. Стабілізація розглядалася для стохастичних нелінійних систем із перемиканням за кінцевий час.

Тим не менш, усі результати [19-20] стосувалися задачі керування комутаційними нелінійними системами при довільних перемиканнях. У реальних операціях багато комутованих нелінійних системам не вдається зберегти стійкість за випадкових сигналів перемикання, але вони можуть бути стійкими за деяких визначених сигналах перемикання. Тому теоретичне і практичне значення має дослідження стійкості комутованих нелінійних систем із середнім часом перебування.

Проблеми адаптивного нечіткого відстеження та стабілізації комутованих нелінійних систем були вирішені в [21] та [22]. Адаптивний регулятор вихідного зворотного зв'язку на основі нечіткого зворотного зв'язку був побудований в [23]



для класу невизначених комутованих нелінійних стохастичних систем у формі нижнього трикутника.

Нова схема керування на базі нейронного відстеження була запропонована в [24], де методика для досліджуваної проблеми була встановлена шляхом використання методу середнього часу перебування.

Варто зазначити, що результати в [25] передбачали, що перемикання між контролером і системою було синхронним. Однак для багатьох реальних промислових систем таке припущення є досить непрактичним, оскільки коли відбувається перемикання, ідентифікація активної підсистеми для перемикання контролера з поточного на відповідний може зайняти деякий час, що означає, що активна підсистема може бути асинхронною з її узгодженим контролером. Для цього в деякій існуючій літературі розглядалося асинхронне перемикання комутованих нелінійних систем.

Задачу адаптивного нечіткого трекінгового керування досліджено в [26] для класу комутованих нелінійних систем при асинхронній комутації. Важливі умови стійкості двох класів комутованих нелінійних систем із змінними в часі затримками при асинхронній комутації. Незважаючи на те, що асинхронному управлінню комутованими нелінійними системами приділено значну увагу, є мало робіт щодо стабілізації для комутованих нелінійних систем при асинхронній комутації.

В аналізі стійкості об'єднуючий віртуальний сигнал перемикання вводиться для опису асинхронного перемикання, і виводиться умова обмеження середнього часу витримки. За такого обмеження доведено, що побудований контролер може глобально стабілізувати розглянуті системи при асинхронній комутації.

### **1.1.2 Робастний вихідний контроль відстеження невизначених нелінійних систем із гарантованими межами помилки відстеження**

Іншим напрямом роботи є нелінійні системи, які дуже поширені в практичній інженерії, такі як хімічний реактор, система магнітної левітації, робот-маніпулятор, гіперзвуковий літальний апарат. Основною особливістю нелінійних систем є те, що керуючі входи представлені в нелінійній формі.

Основна складність проектування контролера для нелінійних систем полягає в знаходженні явної інверсії нелінійних функцій, навіть якщо ми можемо довести існування інверсії за теоремою неявної функції.

На даний момент існує три основні схеми керування для роботи з нелінійним системами:

1) Трансформація: нелінійну систему можна перетворити на лінійну за допомогою кількох методів, таких як розкладання в ряд Тейлора [27], теорема про середнє значення [28] і теорема про неявну функцію [29]. Інший метод полягає у введенні нового віртуального керування та розгляді вихідного керуючого входу як розширеної змінної стану [30]. Такий метод перетворення збільшує відносний ступінь системи та може викликати сингулярності.

Робастний регулятор на основі невизначеності та оцінки збурень для нелінійних систем, запропонований у [31], по суті, належить до методу розкладання в ряд Тейлора з сильним припущенням про структуру системи, його структура наведена на рис. 1.3.

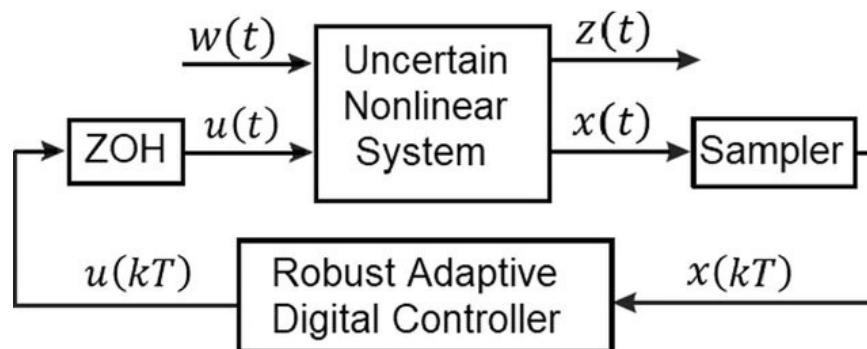


Рисунок 1.3 – Структура системи керування з робастним вихідним контролем відстеження невизначених нелінійних систем

Ці інтуїтивні методи покладаються на хороші попередні знання нелінійних систем і можуть призвести до низької продуктивності системи навіть до нестійкості за наявності великих невизначеностей системи. Цей недолік інтуїтивно виявляється в контролі поздовжнього перевантаження винищувача F-16, де замкнута система, заснована на методі трансформації, стає нестійкою через змінне середовище польоту.

2) Апроксимація: нейронні мережі або методи на основі нечіткої схеми застосовуються як «обернений оператор» нелінійних функцій для наближення ідеального керуючого входу [32].

Основна ідея полягає в тому, що створений контролер працює як емулятор інверсної системи, а опорний сигнал до контролера буде генерувати керуючий вхід до системи, який, у свою чергу, керує системним виходом до опорного сигналу.

Ці методи апроксимації зазвичай теоретично гарантують хорошу продуктивність усієї системи. Однак вони можуть спричинити проблему сингулярності контролера та завжди супроводжуватися великими обчислювальними навантаженнями, що є неприйнятним у практичній реалізації.

3) Метод наближеної динамічної інверсії вперше запропоновано для нелінійних систем [33], у якому швидка динамічна система будується для отримання ідеальної динамічної інверсії нелінійного рівняння. А стійкість замкнутої системи гарантується сингулярною теорією збурень.

В останні роки проводяться активні дослідження методів на основі ADI [34]. Розширений спостерігач рис.1.4 з високим коефіцієнтом посилення і алгоритм ADI поєднуються для досягнення відновлення продуктивності вихідного зворотного зв'язку невизначених нелінійних систем за наявності невизначеностей [35].

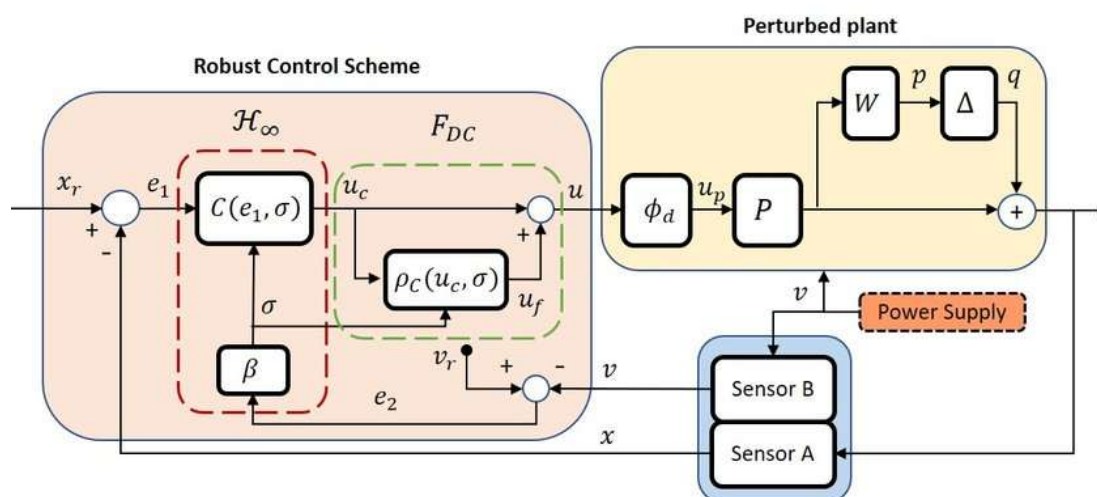


Рисунок 1.4 – Функціональна схема системи керування з робастним вихідним контролем відстеження невизначених нелінійних систем

Насичення входу використовується для обмеження амплітуди регулятора, щоб зробити метод ADI більш застосовним [36]. Метод ADI нескладно реалізувати на практиці. Одне, що слід зауважити, це те, що метод ADI зазвичай створює замкнуту систему з багаточасовою структурою, і для вибору параметрів методу ADI зазвичай потрібен досвід і емпіричне налаштування.

Нещодавно запропоновано новий метод непрямой динамічної інверсії (IDI) для досягнення відновлення продуктивності невизначених нелінійних систем [37], у яких потрібно менше знань про початкову систему. Тим не менш, метод IDI потребує початкових станів системи, які можуть бути недоступними, і тільки коли опорний сигнал прямує до нуля, можна досягти точного відстеження виходу.

Основні принципи методів ADI та IDI однакові, тобто метод градієнта Ньютона, а відрізняються вони методами реалізації. Немає сумніву, що деякі стійкі методи контролю, такі як [38-44], повинні бути включені, але не через область застосування нелінійних систем і обмеження часу роботи.

Незважаючи на згадані вище роботи, деякі проблеми керування неафінними системами все ще залишаються відкритими. Однією з важливих і складних проблем є: як розробити надійні та точні контролери відстеження виходу для нелінійних систем за наявності неузгоджених невизначеностей.

Для досягнення заданої продуктивності помилки відстеження перетворюються на нові за допомогою так званої функції продуктивності. Останніми роками метод RPPC [45-50] широко використовується в різних областях, таких як контроль орієнтації космічних ЛА, роботи-маніпулятори, періодичний контроль відмовостійкості приводу, підводні апарати, маломасштабні безпілотні вертольоти.

Новий надійний контролер відстеження виходу для класу невизначених нелінійних систем у формі жорсткого зворотного зв'язку з неузгодженими невизначеностями, що гарантує межі похибок відстеження перехідних і стаціонарних станів. За м'яких припущень дифеоморфізм використовується для перетворення нелінійної системи зі жорстким зворотним зв'язком із

неузгодженими невизначеностями в нелінійну систему лінеаризації зворотного зв'язку .

Потім, щоб переконатися, що помилка відстеження залишається на попередньо визначеному значенні, для перетвореної FLNS, перетворення помилки та техніка поверхні ковзання поєднуються, щоб перетворити проблему обмеженого відстеження системи високого порядку в задачу необмеженої стабілізації першого – система замовлення.

Насичена схема ADI та спостерігач розширеного стану (ESO) поєднуються для досягнення стабілізації перетвореної нелінійної системи першого порядку. Теорія сингулярних збурень використовується для аналізу стійкості та ефективності відстеження замкнутої системи.

У порівнянні з досліджуваними невизначеними системами в попередніх дослідженнях [51-57], розроблено новий надійний контролер відстеження виходу для ширшого класу нелінійних систем із гарантованою помилкою відстеження межі. Крім того, порівняно з методом IDI в [58], точне відстеження вихідного сигналу все ще може бути досягнуто за наявності неузгоджених невизначеностей і змінних у часі опорних сигналів. Замість загальноживаної функції продуктивності [59] використано диференціатор відстеження для формування перехідного процесу, що робить процес проектування простішим, а контролер більш придатним для реалізації.

У порівнянні з методом насичення вхідного сигналу в [60], безперервно диференційована функція використовується для насичення вхідного сигналу керування, уникаючи проміжної конструкції підсистеми та додаткових параметрів налаштування, що передбачає кращу реалізацію з точки зору інженерії.

### **1.1.3 Активне керування компенсацією збурень**

ADRC було запропоновано у 1998 році [61] та стало досить привабливим для прикладних дослідників, навіть незважаючи на те, що теоретичне обґрунтування відставало протягом тривалого часу. Це пояснюється тим, що його унікальність у концепціях, простота технічної реалізації та чудова продуктивність були легко

перетворені на щось цінне в інженерній практиці: здатність мати справу з широким діапазоном невизначеностей, чудову перехідну характеристику, легку реалізацію та економію енергії.

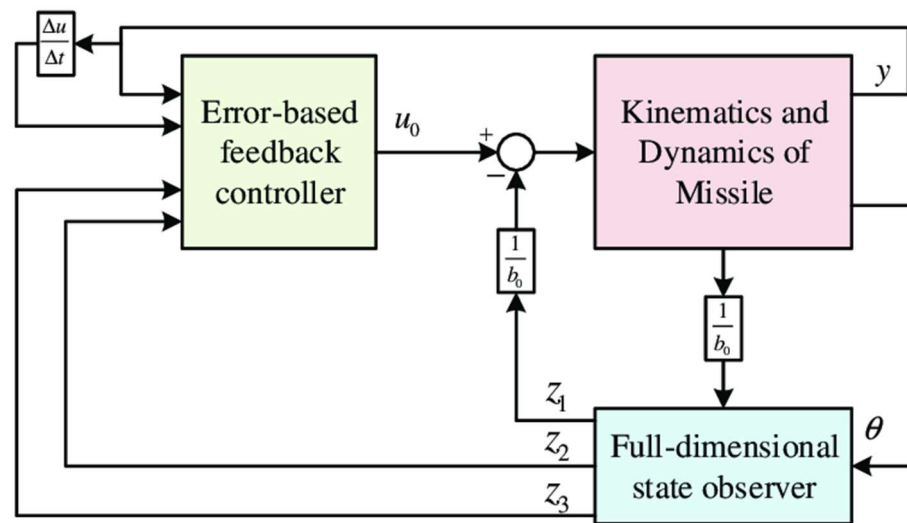


Рисунок 1.5 – Структура системи керування з активним керуванням компенсацією збурень

Широкий спектр застосувань, охоплює майже всі області техніки керування, такі як керування рухом, регулювання натягу полотна, перетворювач електроенергії DC–DC, хімічні процеси, мікроелектромеханічні системи, гіроскопи, керування швидкістю асинхронного двигуна та синхронного двигуна з постійними магнітами, відстеження положення жорсткого космічного корабля, роботизована система керування процесом некруглого обертання, керування надпровідними ВЧ–резонаторами, стабілізація компресорів осьового потоку, керування польотом, компенсація низької швидкості безщіткового сервоприводу постійного струму, еталонна задача газогенератора ALSTOM, котел–турбіна–системи керування генераторами та системи дробового порядку [62-65].

У США ADRC було впроваджено на екструзійному заводі Parker Hannifin у Північній Америці, що забезпечило понад 50% економії енергії на кожну лінію на десяти виробничих лініях [66].

Компанія Texas Instruments ліцензувала технологію ADRC, і алгоритми ADRC будуть вбудовані в нове покоління мікросхем керування [67].

ADRC розроблено в основному на базі двох фундаментальних проривів Хана:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u; \\ y = h(x), \end{cases} \quad (1.1)$$

канонічна форма, яка виходить за межі лінійних і нелінійних систем;

$$z = \Phi(x) = \begin{bmatrix} h(x) \\ L_f h(x) \\ \vdots \\ L_f^{n-1} h(x) \end{bmatrix}, \quad (1.2)$$

концепція розширеного стану або повного збурення, яке об'єднує величезні види невизначеностей і збурень, включаючи невизначеності в моделі стану та зовнішні невідомі збурення.

В основі ADRC лежать дві найкращі ідеї сучасної теорії керування: ідея канонічної форми та ідея стану спостерігача.

### **Канонічна форма лінійної та нелінійної системи**

У статті про структуру системи зворотного зв'язку в 1981 році Хан вказав на важливий факт про системи зі зворотним зв'язком: динамічні системи, лінійні чи нелінійні, за певних умов можуть бути перетворені в канонічну форму каскадних інтеграторів через зворотний зв'язок. У цьому напрямі у 1980–1990-х роках зроблені деякі великі кроки вперед у керуванні нелінійними системами:

1) Межу між лінійною та нелінійною системами можна порушити введенням керування. При керуванні лінійна система може стати нелінійною, і навпаки. По суті, за допомогою керування інваріантними елементами системи є деякі інтегратори та зв'язуючі їх інформаційні канали.

Отже, для великої кількості систем, незалежно від того, є вони лінійними, незмінними в часі, нелінійними, що змінюються в часі, або пов'язаними, ми можемо перетворити їх у лінійний роз'єднаний ланцюжок інтеграторів за допомогою проектування керуючого входу.

2) Навіть для лінійної незмінної в часі системи ми можемо взяти на себе ініціативу щодо активного впровадження деяких спеціальних видів нелінійного

керування, наприклад, негладкого зворотного зв'язку, щоб покращити продуктивність замкнутої системи.

Розробка спеціальних видів нелінійного контролера, головним чином неплавного зворотного зв'язку, для досягнення чудової продуктивності, обговорювалася в статтях Хана [68], а також у багатьох інших літературах, таких як [69-70].

Якщо задана математична модель, то подібні ідеї можна знайти і в деяких інших методах лінеаризації, наприклад, відомої точної лінеаризації за допомогою диференціальної геометрії [71], суть якої полягає в лінеаризації нелінійної системи в канонічну форму каскадні інтегратори через нелінійне перетворення стану та нелінійний зворотний зв'язок, побудовані на основі точної математичної моделі установки.

Процес можна описати наступним прикладом. Оскільки нелінійна система зазвичай набагато складніша, ніж лінійна система, методи лінеаризації, які винайшли на основі точної інформації моделі, не можуть уникнути обчислювального навантаження. Що більш серйозно, оскільки невизначеності широко існують у практичних системах, проект керування на основі моделі стикаються з великими проблемами в інженерній практиці, особливо з проблемою надійності.

### **Динамічна лінеаризація за допомогою стану спостерігача**

Хан показав, що наполягати на наявності математичної моделі процесу з метою керування є непрактичним і непотрібним. Пропонується розглядати невідому модель як особливий стан (названий Ханом розширеним станом) і використовувати спеціальний спостерігач стану, спостерігач розширеного стану (ESO), щоб оцінити його в реальному часі.

Таким чином система, яка може бути невизначеною, нелінійною та змінною в часі, зводиться до канонічної форми лінійного ланцюжка інтеграторів.



Якщо певна невизначеність або перешкода не вплинуть на контрольований вихід, не потрібно його компенсувати. І збурення або невизначеність, які впливають на результат, безперечно можна спостерігати з результату рис. 1.6.

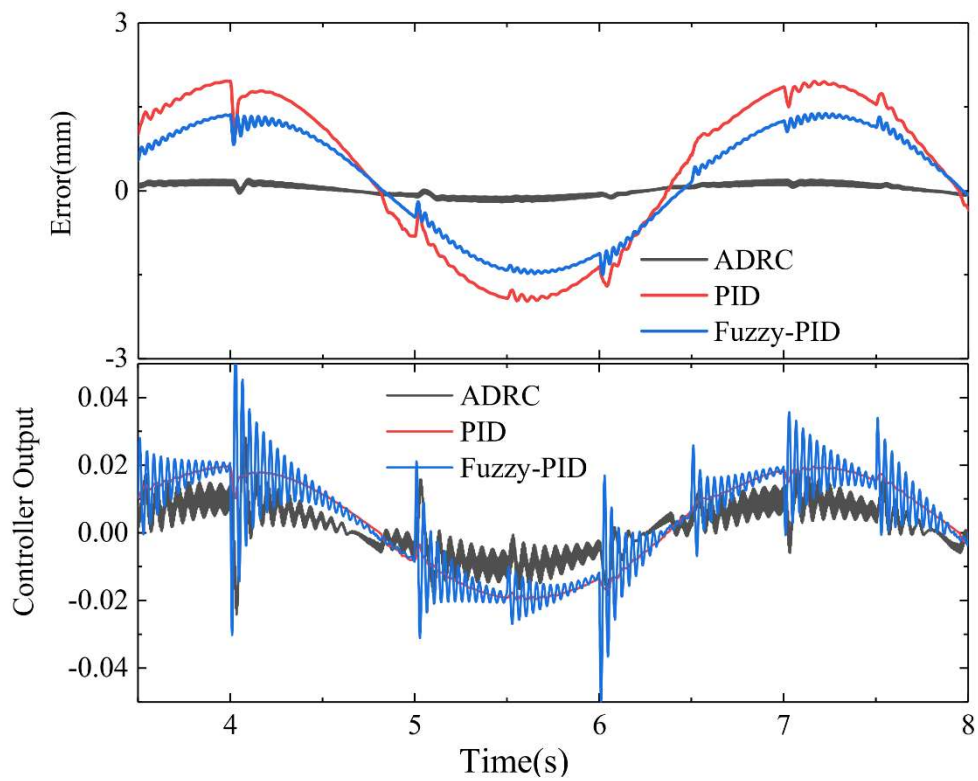


Рисунок 1.6 – Порівняння компенсації збурень ADRC з класичними підходами

Іншими словами, розширений стан або «повне збурення» завжди можна спостерігати. Це фундаментальний механізм ADRC для оцінки та компенсації «загальних збурень» через ESO.

З наведеного вище основна ідея ADRC досить проста:

1) необхідно обрати канонічну форму моделі системи у вигляді каскадних інтеграторів;

2) розглянути частину, яка відрізняється від цієї канонічної форми, як «загальне збурення», яке може включати зовнішні збурення з боку навколишнього середовища та внутрішні збурення, термін, введений Ханом, що представляє невизначеності та варіації в динаміках системи;

3) звести систему, яка може бути невизначеною, нелінійною, поєднаною з іншими змінними процесу та змінюватись у часі, до канонічної форми за

допомогою оцінки та компенсації «загальних збурень» за допомогою спеціального спостерігача, задуманого Ханом, розширеного спостерігача стану (ЕСО).

Далі ми використовуємо стратегію ADRC для обговорення фізичних механізмів двох інших методів, запропонованих для нелінійних невизначених систем. Один — це керування на основі розширеного спостерігача з високим посиленням (EHGO) у [72], а інший базується на спеціальному спостерігачі.

Методологію ADRC можна гнучко використовувати. Для деяких систем, чия невизначеність є складною, наприклад система

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = F_1(t, X_1, X_2, D(t)); \\ \vdots \\ \dot{X}_{n-1} = F_{n-1}(t, X_1, \dots, X_n, D(t)); \\ \dot{X}_n = F_n(t, X_1, \dots, X_n, D(t), U(t)); \\ Y = X_1(t), \end{cases} \quad (1.3)$$

набір ЕСО може бути розроблений для поступового та приблизного перетворення системи в канонічну форму каскадних інтеграторів на основі визначення фізичних характеристик системи.

Наведені вище приклади демонструють, що суть використання ADRC як інструменту для роботи з значною мірою невизначеними процесами, які можуть бути нелінійними, змінними в часі та повними взаємопов'язаної динаміки, полягає в тому, щоб охарактеризувати «загальне збурення», яке впливає на вихід процесу. Щодо детальної методики оцінки «загальних збурень», можна використовувати багато методів для проектування спостерігачів або фільтрів. Немодельована динаміка, параметричні варіації, а також зовнішні збурення широко існують у більшості реалістичних систем керування. Це одна з головних причин, чому відхилення збурень або керування системами з невизначеністю є найбільш фундаментальним питанням у науці про керування.

Було докладено значних зусиль і досягнуто значного прогресу, наприклад, адаптивного керування, надійного керування, DOBC та керування в ковзному режимі.

## **ADRC та керування невизначеними системами**

В основному невизначеності виникають із двох джерел: внутрішньої (параметричної або немодельованої динаміки) невизначеності та зовнішньої (збурення) невизначеності.

Адаптивне керування та надійне керування є двома основними областями, де внутрішні параметричні та/або обмежені неструктуровані невизначеності установки є основною проблемою розробки контролера. Адаптивний контролер – це, як правило, контролер з настроюваними параметрами та механізмом регулювання параметрів. Більшість пропонованих адаптивних контролерів орієнтовані на лінійні або нелінійні системи з лінійними невідомими параметрами.

Адаптивний контролер для нелінійних невизначених систем, особливо нелінійних систем з непараметричною невизначеністю, все ще залишається складною проблемою. У надійному керуванні передбачається модель збурень об'єкта та розраховується регулятор, який гарантує роботу замкнутої системи та стійкість для всіх збурень об'єкта, які не перевищують заздалегідь задану межу [78, 79]. У рамках робастного керування сам контролер не настроюється в режимі онлайн відповідно до невизначеності. Отже, результати зазвичай консервативні, а невизначеності, з якими потрібно працювати, обмежені.

Боротьба із зовнішніми перешкодами ведеться давно, але невпинно розвивається сферою систем керування. На ранньому етапі розвитку теорії керування інтегрований контролер і ПІД-регулятор спочатку були запропоновані для усунення помилки, викликані постійними зовнішніми перешкодами. Для більш складних збурень були запропоновані теорія інваріантності (ІТ), принцип внутрішньої моделі (ІМР) і керування збуренням-акомодацією (DAS) для компенсації збурень за допомогою датчика для його вимірювання або математичної моделі збурення. Починаючи з 1980-х років пропонувалося все більше і більше методів усунення збурень, таких як керування на основі спостерігача за збуреннями (DOBC), оцінка із затримкою (TDE), теорія нелінійного регулятора на виході Інтегроване модельне керування (EMC) та нелінійне керування за допомогою спостерігача (NDOBC). Багато цих методів поділяють

структуру двох ступенів свободи: один для досягнення подавлення завад, а інший для регулювання характеристик замкнутого циклу.

Отже, контролери, розроблені таким чином, зазвичай можуть не тільки досягти стабілізації або регулювання, але й формувати необхідну перехідну характеристику. ADRC також приймає цю структуру. Однак шляхи усунення збурення в цих методах і ADRC досить різні. У більшості методів усунення збурень моделі системи, а іноді і моделі збурення, необхідна для реконструкції збурення та його компенсації. ADRC надає абсолютно нове значення поняттю збурення, яке об'єднує зовнішні збурення та невизначеність у модель системи. Прорив у концепції робить ADRC менш залежним від моделі. Якщо збурення задовольняє умову узгодження, Сюе та Хуан продемонстрували, що існує певна подібність між лінійним ADRC та лінійним DOBC.

А структура з двома ступенями свободи в обох конструкціях контролера забезпечила можливість досягти як стійкості, так і задовільних перехідних характеристик. Крім того, з цього порівняння теоретичні результати ADRC свідчать про те, що DOBC можна безпечно узагальнити для певного типу систем як з невизначеністю моделі, так і з перешкодами. Однак, якщо збурення не задовольняються умові узгодження, стратегія ADRC і DOBC є зовсім іншою. ADRC наголошує на «повному збуренні», що впливає на процес виходу, а не на збуренні, введеному на початковому місці.

Саме таким чином ADRC зберігає характеристики меншої залежності від моделі та конструкції контролера з двома ступенями свободи для реалізації як стабілізації, так і формування перехідної реакції.

У ранніх дослідженнях DOBC збурення, яке потрібно оцінити, зазвичай вважається постійним або обмеженим. В останні роки також активно проводяться дослідження DOBC, і збурення, що спостерігаються, було розширено, щоб включити зовнішні збурення, які задовольняють певний тип моделі та частину невизначеної нелінійної моделі системи. Якщо фізичні умови дозволяються, раціональне використання надійної інформації про модель у проектуванні контролера може допомогти покращити продуктивність системи керування. Тоді,

які типи інформації моделі корисні для проектування керування та як їх використовувати, є цікавими питаннями, які потребують подальшого дослідження.

Ще одним видатним методом керування невизначеною системою є керування ковзний режимом, де невизначеність обробляється за допомогою зворотного зв'язку з високим коефіцієнтом посилення, щоб гарантувати доступність ковзного режиму. І система буде нечутливою як до невизначеності моделі, так і до збурень, коли вона зберігається в ковзному режимі. Зворотний зв'язок із високим коефіцієнтом підсилення на практиці може спричинити автоколивання.

ADRC не використовує зворотний зв'язок з високим посиленням. Справжнє значення «загальних збурень» оцінюється та компенсується ESO. Отже, якщо «загальне збурення» велике або його динаміка швидка, зазвичай ESO слід проектувати з швидкою реакцією. Швидку реакцію можна реалізувати за допомогою техніки спостерігача з високим коефіцієнтом посилення або нелінійної стратегії. Різниця в продуктивності цих стратегій також є цікавою проблемою.

З наведеного вище можна зробити висновок про основні видатні характеристики ADRC:

- 1) ADRC може мати справу з широким діапазоном невизначеностей.
- 2) ADRC не дуже залежить від моделі.

Ці характеристики забезпечують можливість подолання труднощів керування невизначеною системою. Однак грандіозна та амбітна схема ADRC також викликала деякі сумніви з моменту її пропонування: чи справді вона здатна впоратися з дуже невизначеними нелінійними системами на практиці? Чи є його спосіб відхилення «повного збурення» занадто грубим, щоб отримати високоточне керування? Чи є якась теоретична база для цієї ідеї?

Незважаючи на те, що теоретичне обґрунтування відставало протягом тривалого часу, звіти про успіхи надходять з багатьох напрямків застосування. Хуан продемонстрував ADRC у застосуванні до проблеми високопродуктивного керування польотом, де динаміка установки була нелінійною та розглядалася як здебільшого невідома. Було переконливо показано, що ефективне керування

складною системою може бути досягнуте за відсутності детальної та точної математичної моделі.

Дослідження щодо теоретичного аналізу ADRC просувалося з перешкодами через великі труднощі, які можна простежити до великої схеми ADRC. Невизначені системи, що викликають занепокоєння, можуть бути нелінійними, змінними в часі, декількома входами та кількома виходами; сигнал збурення або опорний сигнал може навіть не бути безперервним; а зворотний зв'язок за станом в ADRC є, загалом, нелінійним.

Останніми роками поступово розпочалися теоретичні дослідження, спрямовані спочатку на різні компоненти ADRC, такі як диференціатор стеження (TD) і спостерігач розширеного стану (ESO) врешті-решт прийшовши до властивості всієї замкнутої системи на основі ADRC.

TD вперше було запропоновано в у загальній нелінійній формі для забезпечення відфільтрованої версії вхідного сигналу та його диференціювання. На жаль, доведення в було неповним. В останні роки було проведено подальший аналіз конвергенції TD. Було доведено збіжність для лінійного ТД другого порядку з будь-яким диференційованим вхідним сигналом і випадковим збуренням. Порівняння показало, що TD дозволяє більш слабку умову стійкості систем, що може бути використано для побудови диференціаторів. Крім того, TD встановлює слабкіші обмеження на вхідний сигнал. Докази для двох типів нелінійних ТД також було надано строгий доказ збіжності для нелінійних ТД як для двовимірного, так і для високотовимірного випадків за деяких додаткових припущень.

Оскільки «загальні збурення», які повинні бути оцінені за допомогою ESO, можуть бути функцією як стану замкнутого контуру, збурення, так і реального входу керування, аналіз ESO складно пов'язаний з аналізом замкнутих систем на основі ADRC у який він використовується.

ESO також можна використовувати окремо від будь-яких контурів керування, у цьому випадку сигнали, які він оцінює, можна вважати обмеженими. У цьому випадку ESO функціонує як фільтр або диференціатор, і його слід аналізувати відповідно. Дослідження все ще перебуває на ранній стадії.

Щоб зробити ідею зрозумілою, а контролер простим у реалізації та налаштуванні, було запропоновано параметризований лінійний ADRC (LADRC), де нелінійні підсилення замінено лінійними, а налаштування зведено до налаштування однієї змінної, смуги пропускання, це загальна термінологія, яку використовують інженери. LADRC вже показав великі перспективи в багатьох сферах техніки керування. Було проаналізовано можливості LADRC.

Проаналізована здатність LADRC для лінійних інваріантних у часі мінімально-фазових систем SISO з невідомими, але обмеженими відносними ступенями та невідомими вхідними збуреннями. Результат пояснює, чому один ADRC з фіксованими параметрами може бути застосований до групи систем різних порядків, відносних ступенів і параметрів. Було проаналізовано частотну характеристику підсилення контуру для лінійної інваріантної у часі установки другого порядку.

Результати показали, що система керування на основі LADRC має високий рівень надійності. Зокрема, пропускна здатність і запаси стійкості майже не змінюються, оскільки параметри установки значно відрізняються; як і чутливість до вхідних завад. Такі характеристики пояснюють, чому LADRC є привабливим рішенням для вирішення реальних проблем керування де багато невизначеностей, далі досліджували частотні властивості LADRC з LESO зниженого порядку для типового класу лінійної невизначеної системи  $n$ -го порядку, незмінної в часі. Було показано, що фазовий запас і частота пропускання практично не змінюються за наявності деяких невизначених параметрів. Крім того, різні види невизначених параметрів мають різний вплив на надійність системи керування на основі ADRC.

Масштабні успішні дослідження застосування також виявили можливості LADRC для нелінійних невизначених систем. Проте теоретичне обґрунтування відставало на деякий час. Досліджували стійкість замкнутої системи при LADRC з припущенням, що «загальне збурення», яке необхідно оцінити та компенсувати, є обмеженим. Оскільки «загальні збурення», які оцінює ESO, можуть бути функцією як стану замкнутої системи, збурень, так і реального вхідного сигналу керування, межу «загальних збурень» важко оцінити заздалегідь. Через подібність між LESO

та спостерігачами надали деякі результати для аналізу ADRC, зокрема, пом'якшивши припущення про межу «повного збурення » та аналіз відновлення продуктивності замкнутої системи.

Перехідні характеристики та стабільність конструкції LADRC для нелінійних невизначених систем у випадках систем SISO, переривчастих збурень та блокових нижньотрикутних систем MIMO відповідно.

Крім того, ідея LADRC була використана для стабілізації деяких класів нескінченно розмірних систем із зовнішніми збуреннями. Параметри LADRC, реалізовані в цифровому вигляді, обмежені частотою дискретизації. Вивчали налаштування параметрів і можливості LADRC при фіксованій частоті дискретизації. Було надано кількісний зв'язок між параметрами LADRC, частотою вибірки та невизначеністю, з якою необхідно мати справу.

Теоретичний аналіз нелінійного ADRC (NADRC) надзвичайно важкий, а теоретичний аналіз нелінійних ESO (NESO) і ADRC (NADRC) для нелінійних невизначених систем, що змінюються в часі. Збіжність NADRC була доведена для класу нелінійних систем MIMO з великою невизначеністю, яка походить як від динамічного моделювання, так і від зовнішніх збурень.

Високий рівень надійності та чудові перехідні характеристики є найціннішими характеристиками ADRC, які роблять його привабливим рішенням для вирішення реальних проблем керування. Основні результати, які можуть пояснити ці характеристики з точки зору частотної області та часової області відповідно. Аналіз виконано для лінійного LADRC зниженого порядку ESO.

#### **1.1.4 Оптимальний адаптивний ПД–регулятор із застосуванням нечітких правил і ковзних режимів**

Серед усіх підходів до керування, запропонованих у галузі теорії керування, ПД регулятори є найбільш застосовними регуляторами в промисловості з більш ніж дев'яносто відсотків реальних застосувань. Дійсно, завдяки багатьом ексклюзивним перевагам, таким як простота впровадження, надійність і стабільність, ПД–регулювання було застосовано в різних галузях досліджень,



таких як системи живлення турбін/котлів, електроніка, робототехніка [73] та автотранспорт [74].

Щоб розширити можливості ПД–регулювання, були зроблені серйозні спроби шляхом впровадження наступних методів: переглянутий закон керування типом ПД–регулювання використовувався загальною функцією передачі моделі процесу в частотній області, що включає аналітичні вирази всіх змодельованих параметрів процесу в порядку для досягнення стійкості та усунення завад [75]. Нейронна мережа була використана відповідно до ПД–регулювання як контролер, що має потужні можливості безперервного онлайн–навчання, адаптації та боротьби з нелінійністю для керування типом установки з нелінійністю, невизначеністю та збуреннями [76].

Щоб покращити продуктивність ПД–регуляторів, був запропонований підхід надійного налаштування для регульованих процесів із зворотною характеристикою [77]. У методі використовувалася модельно–еталонна процедура оптимізації з об’єднанням слідкуючих і регуляторних передатних функцій замкнутого циклу [178]. Правила нечіткого виведення, що дозволяють адаптивне налаштування параметрів ПД, були встановлені на основі помилки та зміни помилки [79]. Таким чином, це призвело до підвищення здатності стримувати зовнішні перешкоди та збільшення здатності відстежувати положення електрогідравлічних сервосистем керування гучністю.

Для підвищення якості ПД–регулювання через теоретичні аспекти та експериментальні результати налаштування системи ПД–регулювання запропоновано ітераційний підхід коригування параметрів ПД–регулювання на основі аналізу показників якості в часовій та частотній областях [80]. Простий і ефективний підхід, заснований на систематичному методі, був запропонований для налаштування підсилення ПД, застосовного до нелінійних установок з неточними моделями, що включають набір незалежних параметрів налаштування, який набагато менший, ніж у звичайних методах вибору підсилення ПД [81].

З метою використання видатних якостей контролерів, існує тенденція до використання контролерів відповідно один до одного та підвищення загальної продуктивності системи [82-95]. Серед відомих застосувань гібридного керування, наведемо лише деякі з них, гібрид керування ковзним режимом і керування прогнозним режимом [96–101], комбінація нечіткого керування рис 1.7 та ПІД-регулювання [102-110], а також гібрид керування ковзним режимом і нечітке керування [111–116] були ефективно використані для керування нелінійними складними системами.

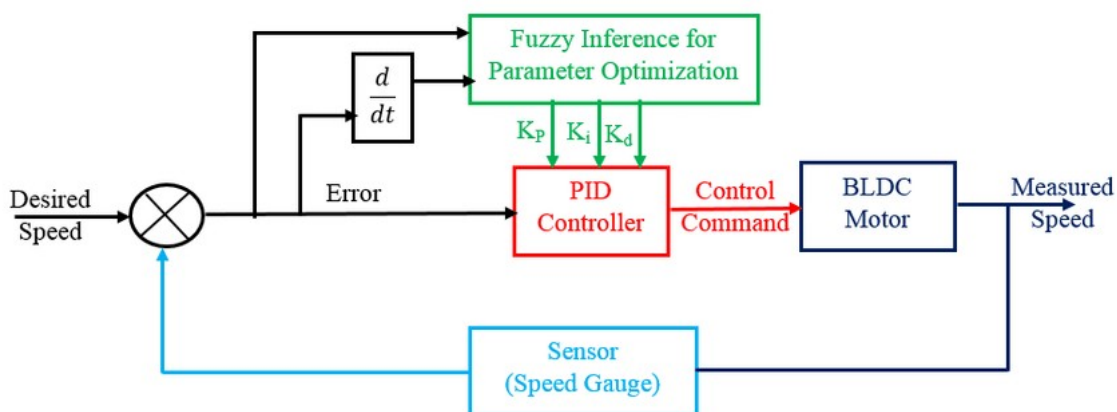


Рисунок 1.7 – Структура системи керування з оптимальним адаптивним ПІД-регулятором із застосуванням нечітких правил і ковзних режимів

Точніше, у цьому дослідженні використовується ковзне керування як надійний диспетчерський контролер, щоб забезпечити достатні контрольні входні дані у разі необхідних ситуацій.

Керування ковзним режимом, що включає чудові ексклюзивні якості, тобто надійність у разі збурень [117] і низьку помилку відстеження [118], є підходом до керування змінною структурою, який змінює динаміку нелінійної системи шляхом застосування переривчастого керуючого сигналу, який змушує систему ковзати вздовж поперечного перерізу нормальної поведінки системи. У цьому відношенні він використовувався відповідно до ПІД-регулювання, щоб отримати вигоду від переваг обох контролерів. Чой і Чеол Лі [119] запропонували ПІД-регулювання, засноване на ковзаючому управлінні за допомогою спостерігача, щоб запобігти

бічному переміщенню смуг у процесі гарячої прокатки. Чжан та ін. [120] використали гібрид одно нейронного ПД–регулювання та керування ковзним режимом, щоб гарантувати статичну та динамічну продуктивність системи.

Щоб представити найкращу можливу продуктивність контролерів, їх параметри повинні бути обрані на основі відповідних наукових підходів щодо критеріїв проектування. Насправді проектування та налаштування контролерів може здатися концептуально інтуїтивним, але може бути вимогливим на практиці, якщо потрібно досягти кількох і часто суперечливих цільових функцій, таких як короткий перехідний процес і висока стабільність.

Отже, алгоритм, який представляє велику кількість альтернативних розв’язків, що лежать на фронті Парето–оптимуму або поблизу нього, має велике практичне значення [121]. З цією метою в ряді досліджень було проведено дослідження еволюційних алгоритмів багатоцільової оптимізації та ройових алгоритмів багатоцільової оптимізації, щоб знайти найкращі можливі коефіцієнти контролерів з урахуванням критеріїв проектування [122-124]. У цьому дослідженні, щоб налаштувати запропонований контролер, оптимізація багатоцільового генетичного алгоритму використовується для визначення параметрів контролера.

Для розгляду ефективних застосувань оптимізації генетичного алгоритму для ПД–регулювання та/або керування ковзним режимом у літературі, Бенсаада та Будген Стамбулі [126] застосували оптимізацію генетичного алгоритму до розробки керування ковзним режимом у поєднанні з ШІМ–частотою підключення до понижувального перетворювача постійного струму. Оптимізацію генетичного алгоритму в реальному коді для розробки параметрів ПД–регулювання щодо міцних електрогідравлічних систем. Панда та ін. [127] запропонували гібрид оптимізації пошуку і порівняли можливості запропонованого алгоритму з PSO, BFOA та GA, а потім застосували його до пропорційно–інтегрального керування взаємопов’язаною енергосистемою.

Амер та ін. [128] представили стратегію керування роботами–маніпуляторами, засновану на поєднанні нечіткої логіки керування з керуванням у ковзному режимі,

та проілюстрували ефективність запропонованого контролера у випадку керування динамічною моделлю плоского жорсткого робота–маніпулятора з 3 DOF із невизначеністю. Гібрид ПД–регулювання та нечіткого керування[ 128] запропонували та успішно застосували його для регулювання енергетичних ресурсів у будівлях. Хсу та ін. [129] запропонували систему ПД–регулювання з самонавчанням, що складається з ПД–регулятора та нечіткого компенсатора для керування хаотичною поведінкою двох нелінійних ідентичних хаотичних гіроскопів без явища стуку в керуючому зусиллі.

У статті [130–131] за допомогою використання ПД–регулятора в поєднанні з керуванням ковзаючим режимом і розробки відповідних законів адаптації на основі градієнтного методу гідності та нечітких правил, щоб запропонувати оптимальну адаптивну стійкість контролера для невизначених хаотичних систем МІМО у порівнянні з результатами двох досліджень [132-1338]. Точніше, основна архітектура підходу до керування в цій статті базується на методі керування [134]; інноваційні методи, такі як нечіткі правила та багатоцільовий генетичний алгоритм, використовуються для підвищення ефективності підходу до контролю.

## **1.2 Призначення та область застосування системи керування оптичної вісі камери**

Системи стабілізації і повороту оптичної осі камери для авіації та озброєння є критичними компонентами у сучасних військових і цивільних системах. Основні їх призначення і область застосування включають:

1. Забезпечення стабільного зображення навіть під час руху платформи (наприклад, літака, гвинтокрила або танка). Це дозволяє зберігати чіткість і точність оптичного обладнання під час руху для формування зображень.

2. Використовується для навігації, розвідки і моніторингу об'єктів на землі або в повітрі. Забезпечує можливість візуального спостереження в реальному часі з високою роздільною здатністю.

3. Військове застосування в озброєнні для розвідки, ціленаведення та підтримки прийняття рішень.

4. Використовується в цивільних авіаційних апаратах для моніторингу руху та безпеки, в космічних дослідженнях, а також в системах відеоспостереження для захисту об'єктів інфраструктури.

Умови їх роботи можуть варіюватися від екстремальних погодних умов до високих вібрацій і перепадів температур, тому надійність і стабільність роботи в різних умовах є критичними параметрами при розробці таких систем.

Під системою з пасивним самонаведенням розуміють таку, в якій приймач, встановлений на ракеті, використовує енергію, що випромінюється самою ціллю. Відмінністю від активного і напівактивного типів самонаведення є те, що в системах з пасивним самонаведенням цифрова інформація для керування ракетою формується в ГСН за результатами аналізу теплового випромінювання самої цілі, тому формування додаткових джерел випромінювання не потрібно.

Основні переваги ГСН, що працюють в ІЧ-діапазоні

- використовується пасивний принцип роботи, що не дозволяє їх виявляти противнику;
- менша залежність від атмосферних умов;
- мала чутливість до звичайних димових завіс (здатність інфрачервоного випромінювання проникати через звичайний дим);
- робота тепловізора не залежить від того, в якій місцевості ведеться спостереження (рівнина, ліс, чагарник тощо);
- велика дальність роботи (для спостереження за полем бою та виявлення цілей).

### **Вимоги до обладнання**

Для успішної роботи оптичної системи параметри руху в процесі роботи мають відповідати певним вимогам, що формуються безпосередньо роботою алгоритмів розпізнавання, розвідки тощо.

В процесі дослідження роботи алгоритму були сформульовані три типи критеріїв для зображень з камери:

- розмиття зображення спричинений ненульовим зміщенням формування сигналу на пікселі не має перевищувати 20 пікселів (або розмиття пов'язане з рухом літального апарату);
- розмиття пов'язане з поступальним рухом літального апарату;
- швидкість поступального руху камери  $v = 300$  м/с;
- лінійний розмір ділянки землі, що відповідає одному пікселю має не перевищувати розміру пікселя на супутниковій карті, в випадку карт Sentinel 0.3 м
- час набору енергії камери має не перевищувати 20 мс;
- розмиття пов'язане з маневрами літального апарату.

Найбільша кутова швидкість літального апарату на марші досягається в процесі обертання навколо своєї осі та становить одиниці–десятки градусів на секунду. Тобто на висоті  $h = 100$  метрів за  $t = 20$  мс літальний апарат з кутовою швидкістю  $\omega = 10^\circ/\text{с}$  обернеться на  $\varphi = \omega t = 0.2^\circ$ , а відповідний розмиття становитиме  $h_\varphi = 0.34$  м, тобто трохи більше одного пікселю.

Для забезпечення високої точності визначення параметрів об'єкта було обрано тепловізійну камеру рис. 1.8, яка відповідає вимогам до роздільної здатності, спектрального діапазону GSTiR MINI212 та чутливості. Для реалізації поставлених завдань необхідно використовувати тепловізійну камеру з оптимальним співвідношенням ціни та якості, що стало одним із ключових критеріїв вибору.



Рисунок 1.8 – Камера MINI212 Uncooled Miniature 256×192 VOx Thermal Module

Камера GSTiR MINI212 має наступні паспортні характеристики:

- розмір пікселя  $d = 12$  мкм
- фокус  $f = 2.1$  мм
- Роздільна здатність 256x192 пікселів
- Частота зйомки 25 кадрів на секунду, тобто час забору енергії не перевищує 40 мс.

На даний час на озброєнні різних країн існує цілий ряд ракет класу «повітря–земля», зокрема протирадіолокаційних, які призначені для ураження радіолокаційних станцій та елементів системи протиповітряної оборони противника. Висока ефективність таких засобів обумовлена їхньою здатністю автономно виявляти, захоплювати та уражати джерела радіолокаційного випромінювання, що значно знижує бойову ефективність засобів ППО противника та забезпечує перевагу в повітряних операціях.

З огляду на розвиток сучасних систем протиповітряної оборони, підвищення рівня радіоелектронної боротьби та необхідність забезпечення технологічної переваги у збройних конфліктах, актуальним завданням є розробка нового покоління протирадіолокаційних ракет. Такі ракети повинні мати:

- покращену систему наведення, що забезпечує високу точність ураження навіть у складних умовах радіоелектронної боротьби;
- збільшену дальність дії, що дозволяє здійснювати атаки поза межами зони ураження ППО противника;
- високу швидкість та маневреність, що ускладнює їхнє перехоплення;
- інтелектуальні алгоритми обробки сигналів, що дозволяють автоматично адаптуватися до змін у характеристиках випромінювання цілі.

Таким чином, дослідження та розробка вдосконалених протирадіолокаційних ракет є стратегічно важливим напрямком, що сприяє зміцненню обороноздатності та забезпеченню технологічної переваги у сфері високоточного озброєння. Основні характеристики зарубіжних протирадіолокаційних ракет класу «повітря–земля» наведені в табл. 1.1. Аналіз існуючих зразків озброєння демонструє тенденцію до підвищення дальності ураження, покращення систем наведення, зменшення часу реакції та підвищення захищеності від засобів радіоелектронної протидії.

Таблиця 1.1 – Порівняння характеристик ракет класу «Повітря–поверхня»

№ п/п	Назва	Країна виробник	Система наведення	Дальність пуску, км	Габарити, мм Маса, кг	Швидкість польоту, м/с	Цілі
1	Х–58 («виріб 112», «виріб Д–7», <i>AS–11 Kilter</i> )	Росія	Цілевказівка – до запуску, від бортового датчика або підвісної станції. ГСН ракети може наводитись на РЛС, які працюють в імпульсному режимі	Дальність – 70..120 км (в залежності від висоти та швидкості пуску; модифікація Х–58УШКЭ – до 250 км)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Стартова маса – 640 кг</li> <li>• Довжина – 4,8 м</li> <li>• Діаметр – 380 мм</li> <li>• Розмах крила – 1170 мм</li> </ul> модифікація Х–58УШКЭ <ul style="list-style-type: none"> <li>• Розмах крила – 800 мм</li> <li>• Довжина – 4,19 м</li> </ul>	Швидкість – 1195 м/с (3,6 М)	Протирадіолокаційна авіаційна керована ракета "повітря–земля" середньої дальності, розроблена для заміни ракети Х–28.
2	<b>Х–25МП</b> (модифікація Х–25, <i>AS–10 Karen</i> )	Росія	Пасивна радіолокаційна ПРГС–1ВП/ПРГС–2ВП	Дальність пуску – 3 – 40 км	Довжина – 4294 мм.; Діаметр – 275 мм.; Розмах крила – 755 мм.; Розмах оперення – 493 мм.; Стартова маса – 315 +– 8 кг.;	Середня швидкість польоту – 400 – 450 м/с;	Високоточна авіаційна ракета малого радіусу дії, призначена для знищення радіолокаційних станцій



Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва	Країна виробник	Система наведення	Дальність пуску, км	Габарити, мм Маса, кг	Швидкість польоту, м/с	Цілі
4	AGM–78 Standard–ARM	США (General Dynamics)	Метод пасивної радіолокації.	Максимальна дальність стрільби 75 км	Довжина – 4410 мм.; Діаметр – 34,3 мм.; Розмах крила – 1080 мм.; Вага БЧ – 150 кг.	Максимальна швидкість 820 м/с	Призначена для ураження радіотехнічних засобів, і перш за все радіолокаційних станцій ЗРК та зенітної артилерії.
5	<b>AGM–45 Shrike</b> AGM–88 HARM, ALARM.	США (Texas Instruments, Sperry Rand/Univac)	Пасивна радіолокаційна моноімпульсна	Максимальна дальність стрільби від 18 до 52 км в залежності від модифікації	Довжина – 3050 мм.; Діаметр – 203 мм.; Розмах крила – 914 мм.; Вага – 177 кг.	Максимальна швидкість 1000 м/с	Ракети з пасивною радіолокаційною головкою самонаведення, які наводяться на випромінювання РЛС зенітних комплексів.
6	<b>STAR</b>	Ізраїль	Обладнана широкополосною пасивною ГСН, яка охоплює діапазон та супутниковою навігаційною системою GPS	Максимальна дальність стрільби 100 км	Довжина – 2710 мм.; Діаметр – 330 мм.; Стартова вага – 190 кг.		протирадіолокаційна ракета <b>STAR–1</b> створена на базі імітатора цілі Delilah фірми TAAS

Продовження таблиці 1.1

№ п/п	Назва	Країна виробник	Система наведення	Дальність пуску, км	Габарити, мм Маса, кг	Швидкість польоту, м/с	Цілі
8	<b>ARMIGER</b> (Antiradiation Missile with Intelligent Guidance & Extended Range)	Німеччина	пасивна РЛ + тепловізійна	Максимальна дальність стрільби 45 км	Довжина – 4000 мм.; Діаметр – 200 мм.; Розмах крила – 720 мм.; Вага – 225 кг.	Максимальна швидкість 1150 км/ч	Для заміни HARM AGM-88
9	<b>AS-37 Martel</b> (Missile Anti- Radar Television)/ <b>ARMAT</b> (з пасивною радіолокаційною головкою самонаведення – <b>AS-37</b> )	Франція та Великобрита нія (Hawker- Siddely спільно з Matra)	Пасивна радіолокаційна ГСН на фіксованих частотах кількох діапазонів та розрахована в основному на враження імпульсних РЛС	Максимальна дальність стрільби <b>AJ.168</b> 36–60 км <b>AS-37</b> –60 км <b>ARMAT 120</b> <b>км</b>	Довжина <b>AJ.168</b> 3870 мм.; Довжина <b>AS-37</b> 4120 мм.; Діаметр – 400 мм.; Розмах крила – 1200 мм.; Стартова вага – 535 кг.	Максимальна швидкість 0,9 М	Призначена для ураження радіотехнічних засобів, і перш за все радіолокаційних станцій
10	<b>X-27ПС</b>	Росія (ГосМКБ "Радуга" им. А. Я. Березняка"	Пасивна РЛ	Максимальна дальність стрільби 8–10 км	Довжина – 4355 мм.; Діаметр – 276 мм.; Розмах крила – 810 мм.; Стартова вага – 300– 310 кг.		

### 1.3 Аналіз основних параметрів і характеристик системи керування. Вибір головних вимог для подальшої модифікації і покращення класичної системи

Система стабілізації та повороту оптичної осі має кінематичну схему рис.1.9 та призначена для розв'язки ГСН і її оптичної системи від коливань основного виробу, а також для відпрацювання кутів цілевказівки. Основні технічні вимоги до такої системи наведені нижче.

1.1 Вихідними сигналами ССП ОЕП повинні бути сигнали, пропорційні складовим кутових швидкостей лінії візування, кутів по тангажу та рисканню відхилення навколо осей гіросистеми та кутів неузгодженості лінії візування щодо оптичної осі.

Кути цілевказівки по тангажу та нишпоренню визначаються в системі координат корпусу основного виробу  $O_0X_0Y_0Z_0$ .

Кутові швидкості лінії візування, а також кути візування на ціль по тангажу (в площині  $X_2O_2Y_2$ ) і рисканню (в площині  $X_2O_2Z_2$ ) на виході ОЕП визначаються в платформенній системі координат  $O_2X_2Y_2Z_2$ , а полярність – за законом правої руки.

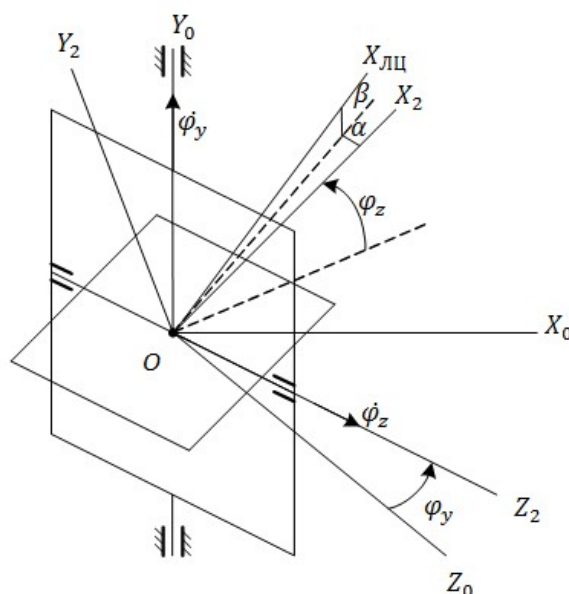


Рисунок 1.9 – Кінематична схема ССП ГСН

1.2 Маса об'єктива з фотоприймальним пристроєм, що встановлюються в не більше 2кг.

1.3 В якості виконавчих органів при розробці моделі повинні використовуватися моментні безредукторні двигуни постійного струму. Моменти опору та динамічні впливи уточнюються у процесі.

1.4 Система повинна забезпечувати поворот оптичної осі щодо осі конуса на кут не менше  $45^\circ$  у будь-якому напрямку. Положення осі конуса розвороту оптичної осі щодо поздовжньої осі основного виробу становить кут до  $15^\circ$  вниз, при цьому система повинна відпрацьовувати цілевказівки щодо поздовжньої осі конуса на кут не менше  $40^\circ$  у будь-якому напрямку.

1.5 Кути цілевказівки видаються щодо системи координат корпусу основного виробу  $O_0X_0Y_0Z_0$  у вигляді кутів Ейлера безперервно до захоплення цілі системою, при цьому перший поворот проводиться навколо осі  $O_0Y_0$ . Похибка відпрацювання кута цілевказівки не більше  $40'$  в режимі роботи, що встановився.

1.6 Час відпрацювання цілевказівки на кут  $40^\circ$  не більше ніж 1,2 с.

1.6.1 Необхідно опрацювати можливість зменшення часу відпрацювання цілевказівки до 0,5 с.

1.7 ССП має працювати в режимі автосупроводу цілі. Максимальна кутова швидкість автосупроводу  $20^\circ/\text{с}$ .

1.7.1 Необхідно опрацювати можливість збільшення максимальної кутової швидкості автосупроводу до  $30^\circ/\text{с}$ .

1.8 Похибка визначення кутової швидкості лінії візування в режимі автосупроводу:

- при кутовій швидкості в діапазоні  $1^\circ/\text{с} \div 20^\circ/\text{с}$  не більше 10%;
- при кутовій швидкості менше  $1^\circ/\text{с}$  не більше  $0,1^\circ/\text{с}$ .

1.8.1 Необхідно опрацювати можливість зменшення похибки визначення кутової швидкості в діапазоні  $1^\circ/\text{с} \div 20^\circ/\text{с}$  до 5%.

1.9 Коефіцієнт перехресного зв'язку між каналами тангажу та рискання в системі координат корпусу основного виробу  $O_0X_0Y_0Z_0$

$$K_Y^P = |\Delta\Omega_z / \Omega_y| \leq 10\%;$$

$$K_P^Y = |\Delta\Omega_y / \Omega_z| \leq 10\%;$$

де :  $K_Y^P, K_P^Y$  – коефіцієнт перехресного зв'язку по тангажу та нишпоренню,  $\Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z$  – додаткова помилка, спричинена перехресним зв'язком.

1.9.1 Необхідно опрацювати можливість зменшення коефіцієнта перехресного зв'язку до 5%.

1.10 Постійна часу контуру автосупроводу не більше 0.15с.

1.11 В системі має бути забезпечена розв'язка від коливання корпусу основного виробу по тангажу та рискання з точністю:

при коливаннях із частотою 1Гц та амплітудою  $\leq 10^\circ$  – з коефіцієнтом розв'язки не більше 1%;

при коливаннях із частотою 5Гц та амплітудою  $\leq 2^\circ$  – з коефіцієнтом розв'язки не більше 3%.

1.12 ОЕП має бути стійким до впливу випадкової широкосмугової вібрації зі спектром, наведеним на рис. 1.10.

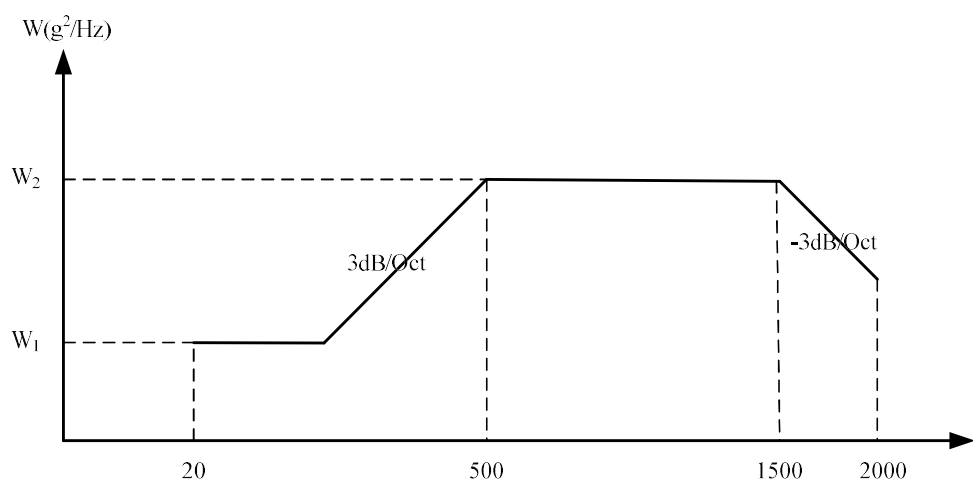


Рисунок 1.10 – Спектр випадкової широкосмугової вібрації

Спектральна щільність для режиму:

- спільного польоту  $W_1=0.005g^2/Hz$ ,  $W_2=0.012g^2/Hz$ ;
- автономного польоту  $W_1=0.01g^2/Hz$ ,  $W_2=0.1g^2/Hz$ .

1.13 Механічний удар одиночної дії (стартовий удар) відповідно до вимог ДСТУ у відповідній сфері наведено в табл. 1.2.

Таблиця 1.2 Характеристики механічних ударів

Прискорення $m/c^2$ (g)	Тривалість, мс	Кількість	Форма	Напрямок
500(50g)	11	1	Напівсинусоїдальна	+X
100(10g)	20 ÷ 40	1	Напівсинусоїдальна	-X
400(40g)	20 ÷ 30	1	Напівсинусоїдальна	-Y

1.14 Розбіжність центру мас ОЕП з центром карданного підвісу не більше 0,1 мм.

## 1.4 Формулювання основної задачі дисертаційної роботи на основі проведеного аналізу

Метою дисертаційної роботи є підвищення точності та ефективності систем автоматичного керування, авіаційних та космічних тепловізійних систем стабілізації та повороту шляхом синтезу інваріантної до збурень оптимальної системи автоматичного керування оптичною системою для забезпечення гарантованої точності в умовах невизначених збурень. Це передбачає розробку методів, які забезпечують точність та якість перехідного процесу САК, а також виявлення нових математичних структур, що дозволяють досягти високої точності керування в умовах невизначеності за допомогою сучасних методів компенсації збурень і адаптивного коригування впливів на систему.

## Висновки до розділу 1

1. На основі огляду сучасного стану систем автоматичного керування (САК) з гарантованою точністю визначено їх ключову роль у різних галузях, таких як авіація, космос, енергетика тощо. Аналіз експлуатаційних умов показав, що вимоги до таких систем охоплюють стабільність, точність, адаптивність та стійкість до збурень. Визначено, що на основі цих вимог будуть вибиратися відповідні методики розрахунку та конструктивні елементи для створення оптимальних САК.

2. Параметри компонентів САК, зокрема коефіцієнти зворотного зв'язку та їх структури, мають суттєвий вплив на стабільність і якість перехідного процесу системи. Визначено основні характеристики, які дозволяють оцінити ефективність САК, такі як швидкодія, точність стабілізації, стійкість до збурень і здатність до компенсації змін. Розглянуто сучасні підходи до компенсації збурень, зокрема методи зворотної динаміки, робастності та адаптивного керування. Ці методи забезпечують високу точність керування в умовах невизначеності, що є критично важливим для стабільної роботи САК.

3. Огляд сучасних методів компенсації збурень, зокрема застосування методів зворотної динаміки, робастних та адаптивних стратегій керування, показав їх здатність забезпечити високу точність керування за умов невизначених збурень. Це дозволяє зберігати стабільність і точність роботи САК навіть в умовах дії зовнішніх збурень, таких як вібрації, зміни температури, тощо.

4. Описані методи цифрової обробки сигналів, які сприяють поліпшенню точності і надійності керування в САК. Використання таких технологій дає можливість покращити інваріантність до збурень, що є важливим для забезпечення стабільної роботи системи в реальних умовах експлуатації.

5. Проаналізовано технічні методи проектування САК, які включають зміну коефіцієнтів керування для оптимального функціонування системи. Це дозволяє досягти підвищення якості керування, адаптації до збурень і підвищення стійкості до різних зовнішніх факторів.

6. Сформульовано основну задачу дисертації, яка полягає в створенні інваріантної до збурень оптимальної системи автоматичного керування оптичною системою при невизначених збуреннях. Це досягається застосуванням підходу оберненої динамічної моделі системи і формуванням структури САК гарантованої точності. Розробка включає створення коригуючого впливу для компенсації збурень шляхом наближення змінної стану САК до межі допустимого значення.



## РОЗДІЛ 2

### РОЗРОБЛЕННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

#### 2.1 Структурно–функціональна схема системи керування та опис її взаємодії з бортовою апаратурою

Структурно–функціональна схема представлена на рис. 2.1., відповідно до якої ГСН складається з наступних основних частин:

- 1) ОЕБ до складу якого входять:
  - ОС;
  - ФПП;
  - ССП;
- 2) БЕ, до складу якого входять:
  - блок обробки інформації фотоприймального пристрою;
  - блок управління системою стабілізації і наведення;
  - інтерфейсний модуль зв'язку з системою управління;
- 3) Система охолодження ФПП;
- 4) Аеродинамічний обтічник, що скидається

Функціонування ГСН і її взаємодія з основним виробом починається після подачі в ГСН бортового живлення  $27 \pm 9$  В і отримання з БАСУ команди «Аретування» ( $K_{AP}$ ). При цьому в ГСН виконується автоматичне суміщення візирної осі приладу зображення з поздовжньою віссю основного виробу. Це поєднання забезпечується за рахунок відпрацювання приводом системи стабілізації ГСН початкових (паспортних) кутів  $\varphi_{y0}$  і  $\varphi_{z0}$  по курсу і тангажу.

Початкові (паспортні) кути положення візирної осі ПЗ відносно поздовжньої осі ОВ  $\varphi_{y0}$  і  $\varphi_{z0}$  по курсу і тангажу визначаються і паспортизуються на етапі складання ОВ (установки ГСН в ОВ) і заносяться в пам'ять блоку обчислювача (БО) ГСН.

Одночасно з подачею бортового живлення в ГСН проводиться аретування оптичної системи ГСН за допомогою двигунів за сигналами датчиків температури і команд пристрою управління фокусуванням, а також вихід на режим системи охолодження ФПП. Після виходу на режим СО ФПП і проведення тестової перевірки функціонування основних вузлів ГСН з позитивним результатом в ОВ з ГСН надходить сигнал–донесення «ОК». У складі інформаційного слова стану ОВ після отримання донесення «ОК» видає в ГСН по цифровій лінії зв'язку польотне завдання (тип цілі, тип фону, оцифроване зображення цілі на місцевості, дальність до цілі, висоту і швидкість польоту ОВ).

При досягненні ОВ похилої дальності до цілі  $\sim 11$  км проводиться відділення від ОВ аеродинамічного обтічника, що скидається, а з БАСУ ОВ в ГСН надходить команда на зняття  $K_{AP}$ , а потім команда «Цілевказання» ( $K_{ЦУ}$ ). Разом з командою  $K_{ЦУ}$  в ГСН надходить інформація про кути цілевказання по курсу  $\varphi_{ЦУ}$  і по тангажу  $\varphi_{ЦЗ}$ .

За допомогою моментних двигунів  $DM_y$  і  $DM_z$  протягом часу  $\sim 1$  сек проводиться поворот оптичної системи ГСН на задані кути цілевказання по курсу і тангажу з точністю не гірше  $40'$ . При цьому для виключення складової помилки виконання цілевказання, викликані переміщенням ОВ щодо цілі протягом часу відпрацювання цілевказання в ГСН з БАСУ безперервно (з інтервалом  $\sim 0,1$  сек) надходять уточнені дані про поточні кути цілевказання  $\varphi_{ЦЗ}$  і  $\varphi_{ЦУ}$ , а також дані про кутові швидкості основного виробу  $\Omega_{y0}$ ,  $\Omega_{z0}$  і  $\Omega_{x0}$ .



Після виконання команди  $K_{\text{ЦУ}}$  в ГСН починається режим селекції цілі. В цьому режимі стабілізація візирної осі ПЗ по кутах курсу і тангажу забезпечується з похибкою не гірше  $0,2^\circ/\text{сек}$ .

В такому стабілізованому положенні візирної осі в блоці обробки інформації ФПП проводиться зчитування і обробка відеоінформації, отриманої з ФПП по  $4^x$  спектральних каналах.

За результатами обробки отриманої інформації, її пошуку і порівняння з даними польотного завдання в БО ІФП вирішується завдання селекції цілі і приймається рішення про вибір цілі. Після виконання завдання селекції цілі проводиться наведення візирної осі ПЗ на ціль за сигналами  $\alpha$  і  $\beta$ , які надходять з БО ІФП і несуть інформацію про положення зображення цілі щодо центру матриці ФПП. ГСН видає в БАСУ команду – донесення «Захоплення цілі» ( $K_{\text{ЗЦ}}$ ) і переходить в режим «Автосупровід».

В режимі «Автосупровід» проводиться безперервне визначення і утримання положення лінії візування цілі, тобто положення центру зображення цілі щодо центру матриці. Дані про стан лінії візування цілі у вигляді значень двох кутів  $\alpha_{\text{ц}}$  і  $\beta_{\text{ц}}$  і їх швидкостей  $\dot{\alpha}_{\text{ц}}$  і  $\dot{\beta}_{\text{ц}}$  передаються в БО ССН ГСН, в якому, після спільної обробки з даними про кутові швидкості ( $\text{ДКШ}_{x2}$ ,  $\text{ДКШ}_{y2}$ ,  $\text{ДКШ}_{z2}$ ) стабілізованої платформи, отриманих від вимірювального модуля, проводиться формування керуючих сигналів  $S_{\text{ДМУ1}}$  і  $S_{\text{ДМЗ1}}$ , які через підсилювачі потужності надходять в СС ГСН, на моментні двигуни  $\text{ДМ}_y$  і  $\text{ДМ}_z$ , що забезпечують суміщення поздовжньої осі ГСН з лінією візування цілі.

Після суміщення поздовжньої осі ГСН з лінією візування цілі проводиться автоматичне утримання цього положення за допомогою СС ГСН, при цьому в БАСУ ОВ від ГСН безперервно надходить інформація про кутову швидкість лінії візування цілі по курсу і тангажу  $\Omega_{y2}$  і  $\Omega_{z2}$ .

БАСУ ОВ, використовуючи інформацію отриману від ГСН, видає команди управління рухом ОВ і тим самим виконує суміщення поздовжньої осі ОВ з лінією візування ГСН для забезпечення попадання в ціль.

При досягненні похилій дальності до цілі  $\sim 1,5$  км розмір зображення цілі на матриці ФПП збільшується і досягає  $\sim 6 \times 6$  пікселів. При цьому в БО ІФП ГСН проводиться обробка відеоінформації, отриманої по  $4^x$  спектральних каналах ФПП, порівняння інформації з даними польотного завдання і вирішення задачі розпізнавання та ідентифікації цілі.

Результати вирішення задачі розпізнавання та ідентифікації цілі разом з відеокадрами зображення об'єктів, що знаходяться в полі зору ГСН, передаються в ОВ по цифровому каналу зв'язку з частотою  $\sim 25$  Гц. В ОВ проводиться оцінка правильності виконання польотного завдання, виданого ГСН, і приймається рішення про завершення польоту або відведення ОВ в сторону.

Перелік величин, що використовуються для формування сигналів системи керування ГСН, наведено в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1 – Перелік величин і сигналів ГСН

№ п/п	Позначення величини (сигналу)	Призначення
1	$\varphi_{\text{цз}}, \varphi_{\text{цз}}$	Інформація про кути цілевказання
2	$\Omega_{y0}, \Omega_{z0}$ и $\Omega_{x0}$	Інформація про кутові швидкості основного виробу
3	$\Omega_{Hx2}, \Omega_{Hy2}, \Omega_{Hz2}$	Кутові швидкості наведення
4	$\Omega_{x2}, \Omega_{y2}, \Omega_{z2}$	Кутові швидкості по осям платформи (ДКШ <sub>x2</sub> , ДКШ <sub>y2</sub> , ДКШ <sub>z2</sub> )
5	$K_{\text{AP}}$	Команда аретування
6	$K_{\text{ЦУ}}$	Команда цілевказання
7	$\alpha, \beta$	Положення лінії візування цілі
8	$\dot{\alpha}_\text{ц} \quad \dot{\beta}_\text{ц}$	Значення кутових швидкостей
9	$K_{\text{ЗЦ}}$	Команда захоплення цілі

10	$AK_{x2}, AK_{y2}, AK_{z2}$	Сигнали акселерометрів, встановлених по осях $Ox_2Y_2Z_2$ платформи
11	$ДКШ_{x2}, ДКШ_{y2}, ДКШ_{z2}$	Сигнали датчиків кутової швидкості, встановлених по осях $Ox_2Y_2Z_2$ платформи
12	$C_{DM_{y1}}, C_{DM_{z1}}$	Сигнали, що надходять на двигуни моментів
13	$ДК\phi_z, ДК\phi_y$	Сигнали з датчиків кутів гіросистеми
14	$DM_{y1}, DM_{z1}$	Сигнали, що надходять на двигуни моментів
15	СС	Слово стану
16	СЮ	Синхроімпульси обміну

## 2.2 Розрахунок основних характеристик системи стабілізації дослідного

### Диференціальні рівняння роботи ССП ГСН

На рис.2.2 представлена кінематична схема карданового підвісу ССП ГСН, де позначені ВД<sub>ЗР</sub>, ВД<sub>ВР</sub> – виконавчі двигуни на осях обертання зовнішньої і внутрішньої рамок карданового підвісу. На внутрішній рамці встановлена ГСН. Внутрішня рамка є гіростабілізованою платформою.

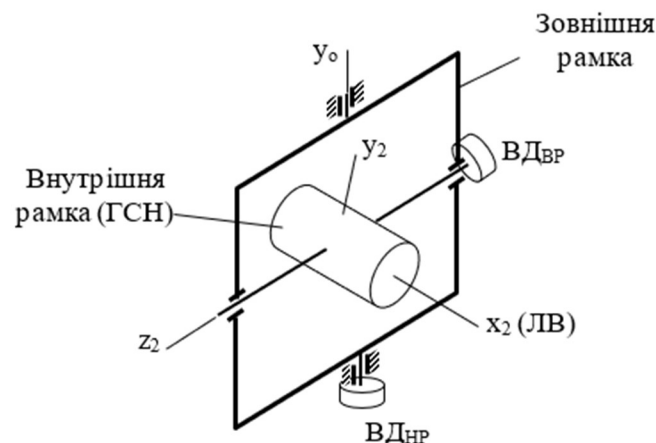


Рисунок 2.2. – Кінематична схема карданового підвісу ГСН

Введемо наступні системи координат:  $Ox_0y_0z_0$  – пов'язана з корпусом основного виробу;  $Ox_1y_1z_1$  – пов'язана з зовнішньою рамкою карданового підвісу;  $Ox_2y_2z_2$  – пов'язана з внутрішньою рамкою (ГСН). Відносні кути

повороту рамок  $\varphi_y, \varphi_z$  показані на рис.2.3. Там же показані проекції абсолютної кутової швидкості корпусу виробу на зв'язані з ним осі  $\Omega_{x_0}, \Omega_{y_0}, \Omega_{z_0}$ .

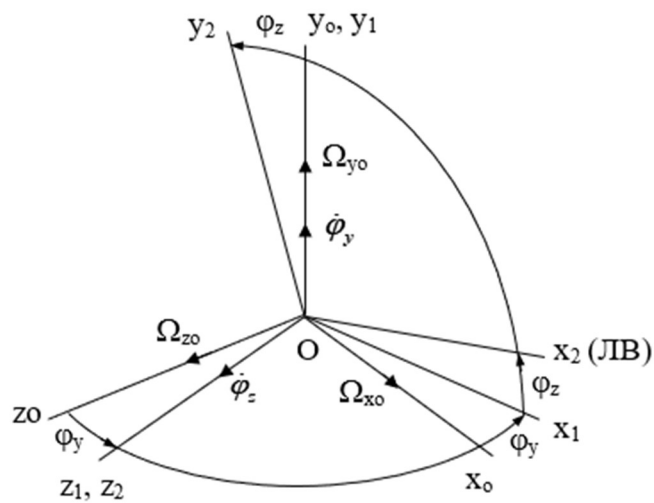


Рисунок 2.3. – Кінематика кутів повороту рамок карданового підвісу

Позначимо  $Ox_0y_0z_0$  систему координат, в якій повинна бути стабілізована внутрішня рамка (як платформа гіростабілізатора) – див. рис.2.4, де ЛЦ – лінія цілі. Кути  $\Delta\alpha, \Delta\beta$  задають дійсний стан платформи щодо системи координат, яка стабілізується і є помилками стабілізації.

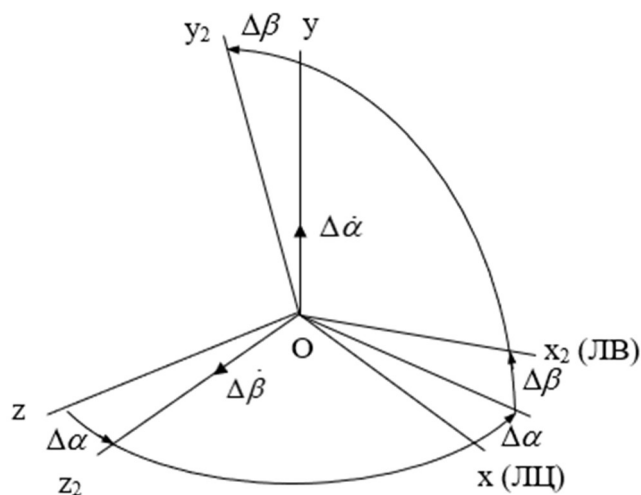


Рисунок 2.4 – Положення внутрішньої рамки (платформи) щодо системи координат яка стабілізується

Залежно від режиму роботи ССП ГСН:

- в режимі стабілізації ГСН система координат яка стабілізується Оху<sub>з</sub> приймається нерухомою в інерціальному просторі;
- в режимі автосупроводу цілі система координат яка стабілізується Оху<sub>з</sub> повертається відповідно до зміни напрямку на ціль;
- в режимі електричного аретування осі системи координат яка стабілізується Оху<sub>з</sub> збігаються з осями Ох<sub>о</sub>у<sub>о</sub>z<sub>о</sub>, пов'язаними з корпусом основного виробу.

Відповідно до рис.2.3 проекції абсолютної кутової швидкості  $\vec{\omega}_1$  повороту зовнішньої рамки на її осі Ох<sub>1</sub>у<sub>1</sub>z<sub>1</sub>:

$$\begin{aligned}\omega_{1x1} &= \Omega_{xo} \cos \varphi_y - \Omega_{zo} \sin \varphi_y; \\ \omega_{1y1} &= \Omega_{yo} + \dot{\varphi}_y; \\ \omega_{1z1} &= \Omega_{xo} \sin \varphi_y + \Omega_{zo} \cos \varphi_y,\end{aligned}\tag{2.1}$$

проекції абсолютної кутової швидкості  $\vec{\omega}_2$  внутрішньої рамки на її осі Ох<sub>2</sub>у<sub>2</sub>z<sub>2</sub>:

$$\begin{aligned}\omega_{2x2} &= \omega_{1x1} \cos \varphi_z + \omega_{1y1} \sin \varphi_z \\ \omega_{2y2} &= -\omega_{1x1} \sin \varphi_z + \omega_{1y1} \cos \varphi_z \\ \omega_{2z2} &= \omega_{1z1} + \dot{\varphi}_z\end{aligned}\tag{2.2}$$

Позначимо через J<sub>1x</sub>, J<sub>1y</sub>, J<sub>1z</sub> моменти інерції зовнішнього рамки навколо пов'язаних з нею осей Ох<sub>1</sub>у<sub>1</sub>z<sub>1</sub>, через J<sub>2x</sub>, J<sub>2y</sub>, J<sub>2z</sub> моменти інерції внутрішньої рамки (навантаження) навколо пов'язаних з нею осей Ох<sub>2</sub>у<sub>2</sub>z<sub>2</sub>.

Надалі вважаємо, що зазначені осі є головними осями інерції відповідно зовнішньої і внутрішньої карданових рамок. Тоді проекції вектора кінетичного моменту  $\vec{K}_2$  внутрішньої рамки на її осі:

$$K_{2x2} = J_{2x} \omega_{2x2}; \quad K_{2y2} = J_{2y} \omega_{2y2}; \quad K_{2z2} = J_{2z} \omega_{2z2}\tag{2.3}$$

Проекції сумарного вектора кінетичного моменту  $\vec{K}_1$  внутрішньої і зовнішньої рамок на осі зовнішньої рамки:

$$\begin{aligned}K_{1x1} &= J_{1x} \omega_{1x1} + K_{2x2} \cos \varphi_z - K_{2y2} \sin \varphi_z; \\ K_{1y1} &= J_{1y} \omega_{1y1} + K_{2x2} \sin \varphi_z + K_{2y2} \cos \varphi_z; \\ K_{1z1} &= J_{1z} \omega_{1z1} + K_{2z2}.\end{aligned}\tag{2.4}$$



Відповідно до теореми про зміну кінетичного моменту диференціальні рівняння руху розглянутої системи щодо осей підвісів матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}\frac{dK_{1y1}}{dt} + \omega_{1z1}K_{1x1} - \omega_{1x1}K_{1z1} &= M_{1y1}; \\ \frac{dK_{2z2}}{dt} + \omega_{2x2}K_{2y2} - \omega_{2y2}K_{2x2} &= M_{2z2},\end{aligned}\quad (2.5)$$

де  $M_{1y1}$ ,  $M_{2z2}$  – сумарні моменти зовнішніх сил, прикладені до зовнішньої і внутрішньої рамок навколо їх осей обертання, які мають такі складові:

$$\begin{aligned}M_{1y1} &= M_{\partial\epsilon 1} + M_{mp.\epsilon 1} + M_{mp.c1} + M_{\partial\epsilon\delta 1} + M_{\epsilon\partial zM1}; \\ M_{2z2} &= M_{\partial\epsilon 2} + M_{mp.\epsilon 2} + M_{mp.c2} + M_{\partial\epsilon\delta 2} + M_{\epsilon\partial zM2},\end{aligned}\quad (2.6)$$

тут  $M_{\partial\epsilon i}$ ,  $M_{mp.\epsilon i}$ ,  $M_{mp.ci}$ ,  $M_{\partial\epsilon\delta i}$ ,  $M_{\epsilon\partial zMi}$  – відповідно моменти виконавчих двигунів, моменти сил в'язкого і сухого тертя, дебалансу і від інших неврахованих факторів, що обурюють, навколо осей зовнішньої ( $i = 1$ ) і внутрішньої ( $i = 2$ ) рамок.

Моменти сил в'язкого і сухого тертя можуть бути представлені у вигляді

$$\begin{aligned}M_{mp.\epsilon 1} &= -f_1\dot{\phi}_y; \quad M_{mp.c1} = -m_{mp1} \text{sign } \dot{\phi}_y; \\ M_{mp.\epsilon 2} &= -f_2\dot{\phi}_z; \quad M_{mp.c2} = -m_{mp2} \text{sign } \dot{\phi}_z,\end{aligned}\quad (2.7)$$

де  $f_i$  – коефіцієнти в'язкого тертя,  $m_{mpi}$  – модулі моментів сил сухого тертя щодо осі підвісу зовнішньої і внутрішньої рамок карданового підвісу.

Позначимо через  $m_2$  масу внутрішньої рамки з усіма встановленими на ній пристроями,  $m_{12}$  – масу всієї рухомої системи (зовнішньої і внутрішньої рамок);  $\vec{\rho}_i \{ \rho_{xi}, \rho_{yi}, \rho_{zi} \}$  – радіус–вектор, що характеризує статичний дебаланс рухомої системи щодо осі підвісу  $i$ -ї рамки;  $\vec{W} \{ W_{xo}, W_{yo}, W_{zo} \}$  – вектор уявного лінійного прискорення основного виробу в проекціях на його осі. Тоді моменти дебалансу дорівнюють

$$M_{\partial\epsilon\delta 1} = -m_{12}(\rho_{z1}W_{x1} - \rho_{x1}W_{z1}); \quad M_{\partial\epsilon\delta 2} = -m_2(\rho_{x2}W_{y2} - \rho_{y2}W_{x2}), \quad (2.8)$$

де  $W_{xi}$ ,  $W_{yi}$ ,  $W_{zi}$  – проекції прискорення на відповідні осі карданових рамок. Згідно рис.2.3:

$$\begin{aligned}
W_{x1} &= W_{xo} \cos \varphi_y - W_{zo} \sin \varphi_y; \\
W_{z1} &= W_{xo} \sin \varphi_y + W_{zo} \cos \varphi_y; \\
W_{x2} &= W_{x1} \cos \varphi_z + W_{y1} \sin \varphi_z; \\
W_{y2} &= -W_{x1} \sin \varphi_z + W_{y1} \cos \varphi_z,
\end{aligned} \tag{2.9}$$

З урахуванням співвідношень (2.1) – (2.4), (2.7) диференціальні рівняння руху ССП (2.5) приймуть наступний вигляд:

$$\begin{aligned}
&\left( J_{1y} + J_{2x} \sin^2 \varphi_z + J_{2y} \cos^2 \varphi_z \right) \frac{\dot{\omega}_{2y2}}{\cos \varphi_z} + \frac{f_1 \omega_{2y2}}{\cos \varphi_z} = \\
&= M_{\partial \theta 1} - \left( J_{1y} + J_{2x} \right) \operatorname{tg} \varphi_z \dot{\omega}_{1x1} - \left( J_{1x} - J_{1z} \right) \omega_{1x1} \omega_{1z1} - \\
&- \left( J_{2x} \omega_{2x2} \cos \varphi_z + J_{2y} \omega_{2y2} \sin \varphi_z + J_{2z} \omega_{1x1} \right) \omega_{2z2} - \\
&- f_1 \left( \omega_{1x1} \operatorname{tg} \varphi_z - \Omega_{y0} \right) + M_{mp.c1} + M_{\partial \theta 1} + M_{\partial \theta 3M1}; \\
&J_{2z} \dot{\omega}_{2z2} + f_2 \omega_{2z2} = M_{\partial \theta 2} + \left( J_{2x} - J_{2y} \right) \omega_{2x2} \omega_{2y2} + \\
&+ f_2 \omega_{1z1} + M_{mp.c2} + M_{\partial \theta 2} + M_{\partial \theta 3M2}
\end{aligned} \tag{2.10}$$

Дані рівняння – основні, вони описують кутовий рух внутрішньої рамки з абсолютними кутовими швидкостями  $\omega_{2y2}$ ,  $\omega_{2z2}$ .

Запишемо також рівняння руху ССП (2.5) у відносних кутових швидкостях  $\dot{\varphi}_y$ ,  $\dot{\varphi}_z$  повороту рамок:

$$\begin{aligned}
&\left( J_{1y} + J_{2x} \sin^2 \varphi_z + J_{2y} \cos^2 \varphi_z \right) \ddot{\varphi}_y + f_1 \dot{\varphi}_y = \\
&= M_{\partial \theta 1} - \left( J_{1y} + J_{2x} \sin^2 \varphi_z + J_{2y} \cos^2 \varphi_z \right) \dot{\Omega}_{oy} + \\
&+ \frac{1}{2} \left( J_{2y} - J_{2x} \right) \left[ \dot{\omega}_{1x1} \sin 2\varphi_z + \omega_{1x1} \dot{\varphi}_z \cos 2\varphi_z + \omega_{1y1} \left( \omega_{1z1} + 2\dot{\varphi}_z \right) \sin 2\varphi_z \right] + \\
&+ J_{2z} \omega_{1x1} \dot{\varphi}_z - \left( J_{1x} - J_{1z} - J_{2z} + J_{2x} \cos^2 \varphi_z + J_{2y} \sin^2 \varphi_z \right) \omega_{1x1} \omega_{1z1} + \\
&+ M_{mp.c1} + M_{\partial \theta 1} + M_{\partial \theta 3M1} \\
&J_{2z} \ddot{\varphi}_z + f_2 \dot{\varphi}_z = M_{\partial \theta 2} - J_{2z} \dot{\omega}_{1z1} + \\
&+ \frac{1}{2} \left( J_{2x} - J_{2y} \right) \left[ \left( \omega_{1y1}^2 - \omega_{1x1}^2 \right) \sin 2\varphi_z + \omega_{1x1} \omega_{1y1} \cos 2\varphi_z \right] + \\
&+ M_{mp.c2} + M_{\partial \theta 2} + M_{\partial \theta 3M2}
\end{aligned} \tag{2.11}$$

## Формування моментів виконавчих двигунів

Момент  $M_{\partial \theta i}$  двигуна постійного струму визначається виразом:

$$M_{\partial \sigma i} = \frac{C_{Mi}(U_{yi} - C_{Ei}\dot{\gamma}_i)}{R_{\Phi i}(T_{\partial \sigma i}p + 1)},$$

де  $U_{yi}$  – напруга керування;  $\dot{\gamma}_i$  – швидкість обертання ротора двигуна щодо статора (в даному випадку – відносна швидкість повороту  $i$ -ї карданової рамки);  $T_{\text{дв}i}$  – електромагнітна постійна часу фази;  $R_{\Phi i}$  – опір обмотки статора;  $C_{Mi}$ ,  $C_{Ei}$  – коефіцієнти пропорційності між струмом статора і моментом, між швидкістю обертання і зворотного ЕРС;  $p$  – оператор диференціювання.

Ввівши нові позначення:  $k_{\partial \sigma i}$  – коефіцієнт передачі двигуна по керуючій напрузі;  $d_{\text{ЕДС}i}$  – коефіцієнт швидкісного тертя в двигуні через зворотній ЕРС,

$$\begin{aligned} k_{\partial \sigma i} &= C_{Mi} / R_{\Phi i}; \\ d_{\text{ЕДС}i} &= C_{Mi}C_{Ei} / R_{\Phi i}, \end{aligned} \quad (2.12)$$

отримаємо:

$$\begin{aligned} M_{\partial \sigma 1} &= \frac{k_{\partial \sigma 1}U_{y1} - d_{\text{ЕДС}1}\dot{\phi}_y}{T_{\partial \sigma 1}p + 1} \\ M_{\partial \sigma 2} &= \frac{k_{\partial \sigma 2}U_{y2} - d_{\text{ЕДС}2}\dot{\phi}_z}{T_{\partial \sigma 2}p + 1} \end{aligned} \quad (2.13)$$

Напруги керування  $U_{yi}$  формуються як негативний зворотний зв'язок по сигналах гіроскопів  $U_{\text{ДВС}y}$ ,  $U_{\text{ДВС}z}$  і по керуючим напругам  $U_{\text{ГН}}$ ,  $U_{\text{ВН}}$  вертикального (ВН) і горизонтального (ГН) наведення:

$$\begin{aligned} U_{y1} &= k_{\text{УМ}1}W_{\text{КВ}1}(p)(-U_{\text{ДВС}y} + U_{\text{ГН}}); \\ U_{y2} &= k_{\text{УМ}2}W_{\text{КВ}2}(p)(-U_{\text{ДВС}z} + U_{\text{ГН}}), \end{aligned} \quad (2.14)$$

де  $W_{\text{КВ}i}(p)$  – передавальні функції коригувальних пристроїв;  $k_{\text{УМ}i}$  – коефіцієнти передачі підсилювачів потужності.

### Модель вихідних сигналів гіроскопа

Розглянемо використання в якості гіроскопічного чутливого елемента ССП ГСН тривісний датчик кутової швидкості (ДКШ). Він розташовується на внутрішній рамці карданового підвісу (див. Рисунок 2.1) і в ідеалі вимірює

проекції абсолютної кутовий швидкості обертання цієї рамки на її осі  $Ox_2y_2z_2$ , тобто  $\omega_{2x2}, \omega_{2y2}, \omega_{2z2}$ .

Врахуємо малі кути невивасти  $\alpha_r, \beta_r, \gamma_r$  осей ДКШ  $Ox_{\text{ДКШ}}y_{\text{ДКШ}}z_{\text{ДКШ}}$  щодо осей внутрішньої рамки  $Ox_2y_2z_2$ , показані на рис.1.4. Тоді проекції кутової швидкості, вимірювані ДКШ, можна представити у вигляді:

$$\begin{bmatrix} \omega_{\text{ДУС}x} \\ \omega_{\text{ДУС}y} \\ \omega_{\text{ДУС}z} \end{bmatrix} = C_r \begin{bmatrix} \omega_{2x2} \\ \omega_{2y2} \\ \omega_{2z2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \beta_r & -\alpha_r \\ -\beta_r & 1 & \gamma_r \\ \alpha_r & -\gamma_r & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{2x2} \\ \omega_{2y2} \\ \omega_{2z2} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

При цьому вважаємо, що вимірювальні осі ДКШ ортогональні між собою. В іншому випадку матриця перетворення  $C_r$  має більш складний вид.

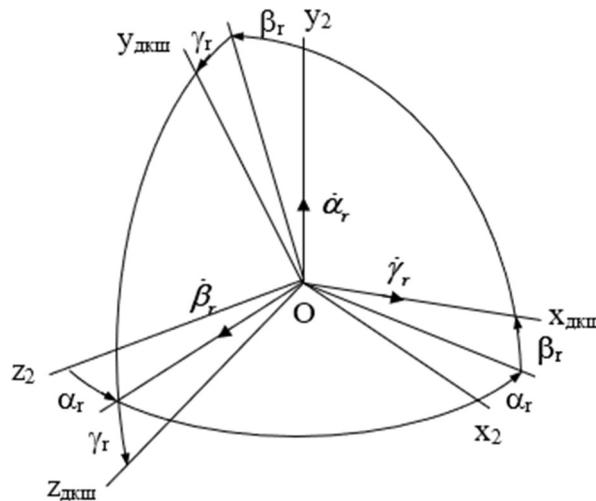


Рисунок 2.5. – Положення осей ДКШ щодо осей внутрішньої рамки

Представимо дійсні вихідні сигнали ДКШ у вигляді:

$$\begin{aligned} U_{\text{ДУС}x} &= k_{\text{ДУС}x} W_{\text{ФДУС}}(p) (\omega_{\text{ДУС}x} + \Delta\omega_x + n_x); \\ U_{\text{ДУС}y} &= k_{\text{ДУС}y} W_{\text{ФДУС}}(p) (\omega_{\text{ДУС}y} + \Delta\omega_y + n_y); \\ U_{\text{ДУС}z} &= k_{\text{ДУС}z} W_{\text{ФДУС}}(p) (\omega_{\text{ДУС}z} + \Delta\omega_z + n_z), \end{aligned} \quad (2.16)$$

де  $\Delta\omega_i$  – зміщення нуля;  $n_i$  – шум вимірювання;  $W_{\text{ФДУС}}(p)$  – передатна функція внутрішнього фільтра низьких ДКШ;  $k_{\text{ДУС}i}$  – коефіцієнт передачі.

Для перевірки працездатності системи розглянуто один із варіантів конструкції масо-інерційні характеристики якої наведено в таблиці та проведено

розрахунок максимальних моментів виконавчих двигунів та за результатами обрано двигуни.

### 2.2.1 Розрахунок максимальних моментів. Подання вимог до двигунів стабілізації

Вибір виконавчих двигунів (ВД) проводитимемо на підставі розрахунку максимальних моментів, які повинні прикладати ці двигуни. При цьому вони повинні долати як зовнішні моменти, що обурюють, так і моменти сил інерції рамок.

Розглянемо окремо вимоги до моментів ВД у наступних режимах роботи ССП ГСН:

- а) стабілізації, автосупроводу, відпрацювання цілевказівки;
- б) електричного аретування.

### 2.2.2 Вимоги до моментів виконавчих двигунів у режимах стабілізації, автосупроводу та відпрацювання цілевказівки

Максимальні необхідні моменти ВД рівні:

$$M_{\text{дв1 max}} = \frac{(J_{1\text{max}}(\varphi_z)\dot{\omega}_{2y2\text{max}} + f_{1e}\omega_{2y2\text{max}})}{\cos \varphi_{z\text{max}}} + M_{\Sigma\epsilon 1\text{max}}^*; \quad (2.17)$$

$$M_{\text{дв2 max}} = J_{2z}\dot{\omega}_{2z2\text{max}} + f_{2e}\omega_{2z2\text{max}} + M_{\Sigma\epsilon 2\text{max}}^*$$

де, максимальні сумарні збурюючі моменти,

$$\begin{aligned} M_{\Sigma\epsilon 1\text{max}}^* &= (J_{12}\dot{\omega}_{1x1\text{max}} + f_e\omega_{1x1\text{max}})\text{tg}\varphi_{z\text{max}} + \\ &+ |J_{1x} - J_{1z}|\omega_{1x1\text{max}}\omega_{1z1\text{max}} + f_{13}\Omega_{yom} + \\ &+ M_{\text{тр.с1}} + M_{\text{деб1}} + M_{\text{зб1}}; \\ M_{\Sigma\epsilon 2\text{max}}^* &= f_{2s}\omega_{1z1\text{max}} + M_{\text{мп}2} + M_{\text{деб2}} + M_{\text{зб2}}. \end{aligned} \quad (2.18)$$

При записі вище наведених виразів розглянуто найгірший випадок, коли знаки всіх збурень збігаються, а також використані вирази для еквівалентних коефіцієнтів швидкісного тертя на осях підвісу з урахуванням швидкісного тертя в ВД через зворотну електрорушійну силу (ЕРС).

Для оцінки максимальних моментів приймемо попередні значення параметрів карданова підвісу та моментів опору, наведені в табл. 2.2.

При цьому:

- максимальні моменти дебалансу оцінені за формулами у розрахунку на максимальне усунення центру мас ГСН щодо центру карданового підвісу  $\rho_{\max} = 0.1$  мм.

$$M_{\text{деб1max}} = m_{12} \rho_{\max} W_{\max}; \quad M_{\text{деб2max}} = m_2 \rho_{\max} W_{\max},$$

де для нормального режиму польоту приймемо максимальне прискорення  $W_{\max} = g = 9.8$  м/с<sup>2</sup>, а для режиму аретування при стартовому ударі  $W_{\max} = 500$  м/с<sup>2</sup> (без урахування пом'якшення удару системою віброзахисту);

- оскільки на даному етапі проектування коефіцієнти в'язкого тертя  $f_i$  на осях підвісу не відомі, вважаємо  $f_{i_0} \approx d_{\text{ЕДСі}}$  що зазвичай має місце. Орієнтовні значення  $d_{\text{ЕДСі}}$  порашовані за формулою на підставі характеристик попередньо вибраних варіантів ВД.

Таблиця 2.2. Параметри карданова підвісу та моментів опору

Параметр	Позначення	Значення
Моменти інерції зовнішньої рамки, Н·м·с <sup>2</sup>	$J_{1x}$	$13.5 \cdot 10^{-3}$
	$J_{1y}$	$10.6 \cdot 10^{-3}$
	$J_{1z}$	$13.1 \cdot 10^{-3}$
Моменти інерції внутрішньої рамки, Н·м·с <sup>2</sup>	$J_{2x}$	$4.89 \cdot 10^{-3}$
	$J_{2y}$	$7.63 \cdot 10^{-3}$
	$J_{2z}$	$6.44 \cdot 10^{-3}$

Максимальний кут повороту внутрішньої рамки щодо зовнішньої, градуси	$\varphi_{z \max}$	60
Сумарний момент інерції зовнішньої рамки Н·м·с <sup>2</sup>		
• максимальне значення (при $\varphi_z = 0$ )	$J_{y\Sigma}(\varphi_z) \max$	$10.6 \cdot 10^{-3}$
• мінімальне значення (при $\varphi_z = \varphi_{z \max}$ )	$J_{y\Sigma}(\varphi_z) \min$	$8.51 \cdot 10^{-3}$
Сумарний момент інерції, Н·м·с <sup>2</sup>	$J_{12} = J_{1y} + J_{2x}$	$7.82 \cdot 10^{-3}$
Сумарний момент інерції м·с <sup>2</sup>	$J_{12y} = J_{1y} + J_{2y}$	$10.6 \cdot 10^{-3}$
Маса зовнішньої рамки, кг	$m_1$	1.548
Маса внутрішньої рамки, кг	$m_2$	2.479
Зміщення центру мас ГСН щодо центру карданового підвісу, м	$\rho_{\max}$	$1 \cdot 10^{-4}$
Момент дебалансу навколо осі обертання зовнішньої рамки, Н·м	$M_{\text{деб1 max}}$	
• нормальний політ		0.04
• стартовий удар (у режимі електричного аретування)		0.205
Момент дебалансу навколо осі обертання внутрішньої рамки, Н·м	$M_{\text{деб2 max}}$	
• нормальний політ		0.025
• стартовий удар		0.127
Інші моменти, що обурюють, на осях обертання зовнішньої і внутрішньої рамок, Н·м	$M_{\text{тр.c1}} + M_{\text{возм1}}$ $M_{\text{тр.c2}} + M_{\text{возм2}}$	0.02 0.01
Коефіцієнти еквівалентного в'язкого тертя по осях обертання зовнішньої та внутрішньої рамок, Н·м·	$f_{1\vartheta} \approx d_{\text{ЭДС1}}$ $f_{2\vartheta} \approx d_{\text{ЭДС2}}$	0.0177 0.0058

Для розглянутих режимів стабілізації, автосупроводу та відпрацювання цілевказівки приймемо значення моментів дебалансу  $M_{\delta\epsilon 1 \max}$ ,  $M_{\delta\epsilon 2 \max}$ , вказані в табл. 2.2 для нормального польоту. Підставляючи значення параметрів карданового підвісу та максимальні значення кутових швидкостей та прискорень отримаємо максимальні моменти, які повинні долати виконавчі двигуни ССП ГСН:

$$M_{\delta\epsilon 1 \max} = 0.294 \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$M_{\delta\epsilon 2 \max} = 0.033 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

При цьому найбільший внесок у момент  $M_{\delta\epsilon 1 \max}$  вносить момент від інерційного навантаження карданових рамок, що входить у вираз для  $M_{\Sigma 1 \max}^*$ :

$$J_{12} \dot{\omega}_{1x1 \max} \operatorname{tg} \varphi_{z \max} = 0.233 \text{ Н}\cdot\text{м}$$

у тому числі через великий кут повороту внутрішньої рамки щодо зовнішньої  $\varphi_{z \max} = 60^\circ$ .

### 2.2.3 Вимоги до моментів виконавчих двигунів у режимі електричного аретування

Відповідно до рівнянь руху для режиму електричного аретування максимальні необхідні моменти ВД рівні:

$$M_{\delta\epsilon 1 \max} = J_{12y} \dot{\Omega}_{yom} + |J_{1x} - J_{1z} - J_{2z} + J_{2x}| \Omega_{xom} \Omega_{zom} + M_{mp.c1} + M_{\delta\epsilon 1} + M_{возм1};$$

$$M_{\delta\epsilon 2 \max} = J_{2z} \dot{\Omega}_{zom} + \frac{1}{2} |J_{2x} - J_{2y}| \Omega_{xom} \Omega_{yom} + M_{mp.c2} + M_{\delta\epsilon 2} + M_{возм2}.$$

При записі цих виразів розглянуто найгірший випадок, коли знаки всіх збурень збігаються, і зроблено нехтування доданками з малими кутовими швидкостями  $\dot{\varphi}_y, \dot{\varphi}_z$  та прискореннями  $\ddot{\varphi}_y, \ddot{\varphi}_z$  порівняно з кутовими швидкостями та прискореннями коливань виробу.

Врахуємо коливання виробу тільки по тангажу та рисканню з кутовими швидкостями  $\Omega_{zo}$  і  $\Omega_{yo}$  відповідно. Вважаючи у виразах  $\Omega_{xom} = 0$ , отримаємо остаточно:



$$M_{\partial\theta 1 \max} = J_{12y} \dot{\Omega}_{yom} + M_{mp.c1} + M_{\partial\theta 1} + M_{\theta 3M1} ;$$

$$M_{\partial\theta 2 \max} = J_{2z} \dot{\Omega}_{zom} + M_{mp.c2} + M_{\partial\theta 2} + M_{\theta 3M2} .$$

Для оцінки максимальних моментів, які повинні долати виконавчі двигуни ССП ГСН в режимі електричного аретування, прийємо попередні значення параметрів карданового підвісу та моментів опору, наведені в табл. 2.2 , та максимальні значення кутових прискорень. В результаті отримаємо:

$$M_{\partial\theta 1 \max} = 0.589 \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$M_{\partial\theta 2 \max} = 0.306 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

При цьому враховано, що в режимі електричного аретування є стартовий удар, тому при обчисленні максимальних моментів прийняті відповідні значення моментів дебалансу  $M_{\partial\theta 1 \max} = 0.102 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ,  $M_{\partial\theta 2 \max} = 0.063 \text{ Н}\cdot\text{м}$ .

#### 2.2.4 Узагальнення вимог щодо моментів виконавчих двигунів

Порівнюючи вимоги до моментів ВД в режимах стабілізації, автосупроводу, відпрацювання цілевказівки та електричного аретування, бачимо, що останні є найбільшими через необхідність париувати стартовий удар. Оскільки ВД в ССП ГСН працюють на малих швидкостях, то вибір ВД здійснюють за необхідним пусковим моментом  $M_{п}$ , який повинен перевищувати максимальний збурюючий момент, з коефіцієнтом запасу  $k_{зап} = 1,3 \dots 1,5$  або навіть більшим:  $k_{зап} = 3 \dots 4$ . В результаті отримаємо наступні вимоги до пускових моментів ВД на осях обертання зовнішньої  $M_{п1 \text{ потреб}}$  і внутрішньої  $M_{п2 \text{ потреб}}$  рамок:

$$M_{п1 \text{ потреб}} = (0.78 \dots 1,2) \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$M_{п2 \text{ потреб}} = (0.45 \dots 0.8) \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Загальна структурна схема математичної моделі контурів стабілізації, автосупроводу та цілевказівки ССП ГСН показана на рис. 2.6.

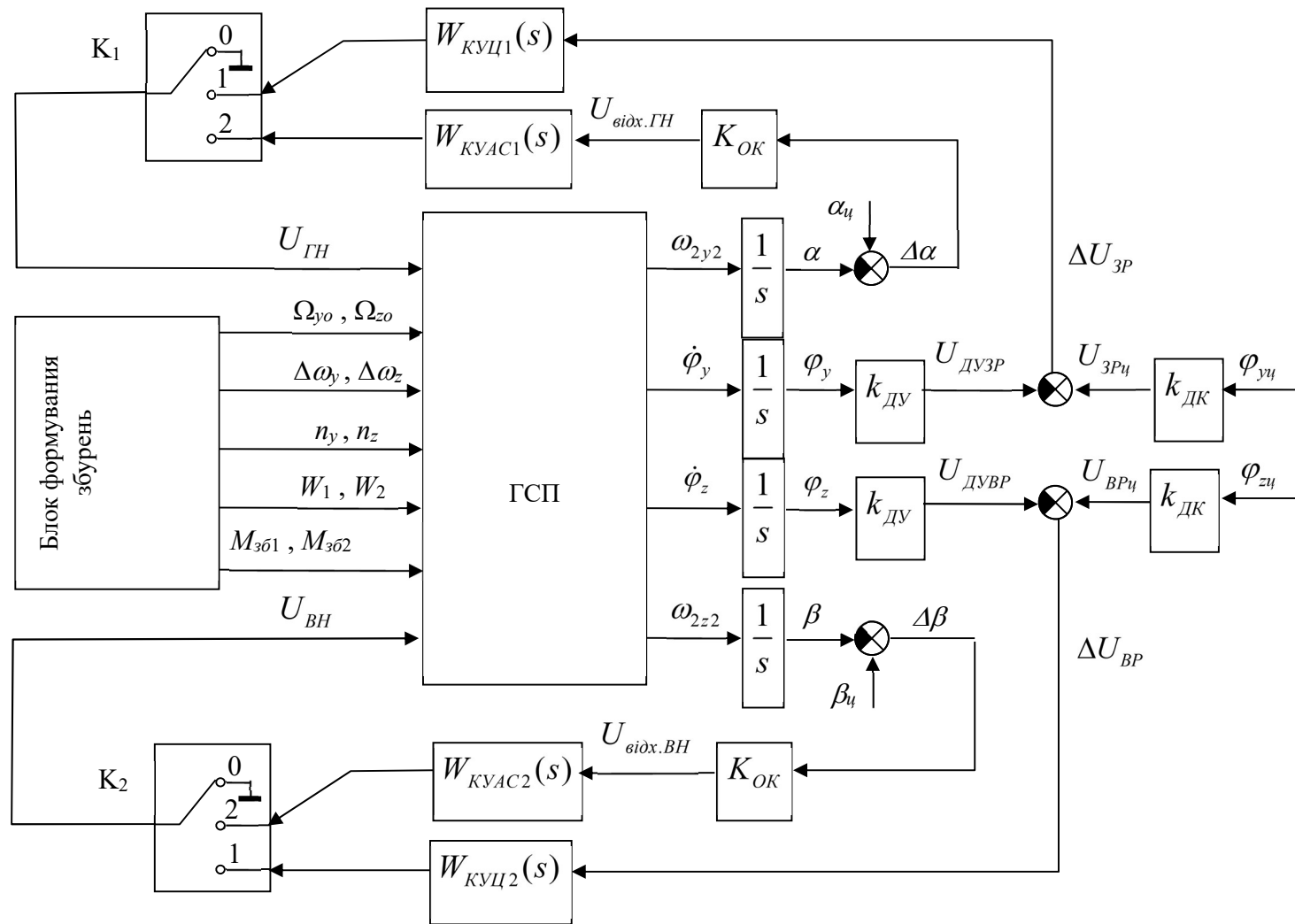


Рисунок 2.6 – Загальна структурна схема математичної моделі контурів стабілізації, автосупроводу та цілевказівки ССП ГСН

### 2.2.6 Вимоги до математичної моделі:

1. Математична модель повинна точно відображати динамічні характеристики САК для оптичної системи, включаючи рухи оптичної осі, реакцію на зміни в зовнішньому середовищі (наприклад, вібрації, зміни температури) та вплив невизначених збурень. Важливо забезпечити точне моделювання переходів між режимами стабілізації, цілевказівки та автосупроводу.

2. Модель повинна враховувати невизначені зовнішні збурення, такі як вітрові навантаження, зміни в конструктивних характеристиках (наприклад, через тертя компонентів), а також різні варіації в умовах експлуатації, які можуть впливати на стабільність і точність роботи системи.

3. Математична модель повинна інтегрувати взаємодію з бортовою автоматизованою системою управління (БАСУ). Це включає правильне відображення сигналів керування, які надходять від БАСУ, та коригування параметрів системи в реальному часі в залежності від зовнішніх змін, з метою забезпечення стабільної роботи САК для оптичної системи.

4. Враховуючи різні режими роботи системи (стабілізація, автосупровід, відпрацювання цілевказівки), модель повинна коректно відображати вимоги до моментів виконавчих двигунів, які необхідні для забезпечення точності та ефективності роботи системи. Це включає динамічні характеристики двигунів та їх взаємодію з іншими компонентами системи.

5. Модель повинна бути достатньо гнучкою, щоб адаптуватися до змінних умов експлуатації, врахування цих факторів дозволяє моделювати реальні умови та забезпечувати точність стабілізації.

6. Математична модель повинна гарантувати точність стабілізації САК оптичної вісі камери в умовах невизначених збурень. Для цього повинні бути

реалізовані алгоритми коригування впливів збурень та адаптації до змін у поведінці системи.

7. Модель повинна здатна відображати перехідні процеси під час переходу між різними режимами роботи, забезпечуючи збереження якості перехідного процесу при зміні зовнішніх умов або при введенні коригуючих впливів.

8. Модель повинна враховувати вимоги до енергетичної ефективності системи, що забезпечує мінімальні енергетичні витрати для виконання стабілізації та компенсації збурень при збереженні точності.

Ці вимоги забезпечують ефективне і точне моделювання системи, що в свою чергу дозволяє створити оптимальну систему автоматичного керування для стабілізації оптичної осі камери в умовах невизначених збурень.

## **Висновки до розділу 2**

У другому розділі розроблена та досліджена математична модель системи автоматичного керування оптичною віссю камери, спрямованої на забезпечення гарантованої точності стабілізації в умовах змінних зовнішніх збурень та отримані наступні висновки

Основні висновки:

1. Розроблено структурно–функціональну схему системи керування, яка забезпечує інтеграцію з бортовою автоматизованою системою управління (БАСУ) та оптимальну організацію взаємодії функціональних компонентів системи.

2. Проведено розрахунок основних характеристик системи стабілізації, досліджено вимоги до моментів виконавчих двигунів для різних режимів роботи, таких як стабілізація, автосупровід, відпрацювання цілевказівки та електричне аретування.

3. Встановлені вимоги до моментів виконавчих, що дозволяє забезпечити необхідну точність та ефективність роботи системи в умовах різних режимів експлуатації та адаптації до змінних зовнішніх факторів.

4. Вперше розроблено та адаптовано математичну модель системи автоматичного керування (САК), яка враховує динаміку системи та вплив невизначених зовнішніх збурень. Модель дає змогу оцінювати точність стабілізації залежно від змінних умов експлуатації.

5. Сформульовано вимоги до математичної моделі з урахуванням специфіки роботи САК для оптичної вісі камери та інтеграції з БАСУ. Це дозволяє забезпечити точність системи в реальних умовах експлуатації.

Результати цього розділу створюють основу для подальшого синтезу алгоритмів керування та їх реалізації у вигляді програмних моделей, які забезпечують гарантовану точність стабілізації САК для оптичної вісі камери в умовах невизначених збурень.

## РОЗДІЛ 3

### РОЗРОБЛЕННЯ ТА ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГАРАНТОВАНОЇ ТОЧНОСТІ

#### 3.1 Математична модель системи автоматичного керування в задачі гарантованої точності

Розглянемо можливість узагальнення та математичну формалізацію задачі синтезу системи автоматичного керування гарантованої точності при невизначених збуреннях. Визначимо математичну структуру задачі синтезу системи автоматичного керування гарантованої точності та математичну структуру задачі формування коригуючого впливу для компенсації дії збурень для виконання умови не перевищення певного заданого значення.

$$|y| \leq y_{ad}, \quad (3.1)$$

де  $y$  – змінна стану об'єкта керування (вихідний сигнал),  $y_{ad}$  – допустиме значення змінної стану об'єкта при дії збурення.

Розглянемо формування коригуючої дії на об'єкт керування як функцію наближення змінної стану до границі допустимого значення.

Побудуємо систему керування, яка б відповідала рівнянню

$$\Phi(y) = \frac{W(y)}{1 + K(y)} g, \quad (3.2)$$

де  $\Phi(y)$  – передатна функція системи керування по збуренню,  $W(y)$  – передатна функція об'єкта керування,  $K(y)$  – коефіцієнт коригуючого впливу, залежний від вихідної величини,  $g$  – збурення.

##### 3.1.1 Алгоритм формування структури системи керування

Забезпечення якості системи керування чи стабілізації в багатьох випадках вимагає досягнення певної швидкодії та необхідної точності.

Розглянемо замкнену систему керування з об'єктом керування  $W_0$  та контуром зворотнього зв'язку  $W_c$  рис. 3.1, де  $y(t)$  – змінна стану об'єкта (регульована величина),  $g(t)$  – збурення,  $y_c$  – керування.

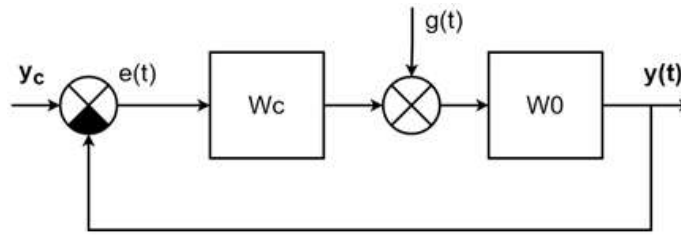


Рисунок 3.1 – Початкова оптимальна система керування

На об'єкт керування не накладаються ніякі вимоги. Це може бути об'єкт будь-якої структури, в тому числі попередньо синтезована оптимальна система.

Передатну функцію об'єкта керування візьмо у вигляді

$$W_0 = \frac{K_0}{\sum_{i=0}^2 a_i s^i}, \quad (3.3)$$

де,  $K_0$  – коефіцієнт передачі об'єкта керування,  $\sum a_i s^i$  – його характеристичний поліном.

Оптимальну передатну функцію регулятора знаходимо у вигляді(3.4).

$$W_c(s) = s^{-1} \sum_{i=0}^3 b_i s^i = s^{-1} H_c(s) = s^{-1} H_{opt}(s), \quad (3.4)$$

де,  $b_i s^i = H_c(s) = H_{opt}(s)$  – характеристичний поліном регулятора, оптимальний за швидкістю та точністю.

Передатна функція по керуванню приймає значення

$$W_y^{y_c}(s) = \frac{W_0 W_c}{1 + W_0 W_c} = \frac{K_0 s^{-1} \sum_{i=0}^3 b_i s^i}{\sum_{i=0}^2 a_i s^i + K_0 s^{-1} \sum_{i=0}^3 b_i s^i} \quad (3.5)$$

За умови, що

$$K_0 b_i \gg a_{i-1},$$

для  $i = 1 \dots 3$ , передатна функція по керуванню приймає значення  $W_y^{y_c}(s) \approx 1$ .

Передатна функція по збуренню матиме вигляд

$$W_y^g(s) = \frac{W_0}{1 + W_c W_0} \quad (3.6)$$

Відповідно (3.4), замкнена система з передатними функціями (3.5) та (3.6) буде оптимізована за швидкодією та точністю.

В оптимальних системах гарантованої точності в умовах довільних збурень необхідна наперед задана точність може бути забезпечена введенням додаткової ланки з передатною функцією  $W_a$ , яка є оберненою до  $W_y^g$ . Легко бачити, що для досягнення структури (3.2) по збуренню необхідно забезпечити

$$W_c = K W_0^{-1} \quad (3.7)$$

Таким чином, регулятор зворотнього зв'язку (закон керування) повинен бути  $K$ -кратною оберненою динамічною моделлю об'єкта керування  $W_0$ . Таким чином,

$$W_a(s) = [W_y^g(s)]^{-1}.$$

Відповідно (3.7) та рис. 3.1 отримаємо структурну схему системи керування по збуренню для забезпечення заданої гарантованої точності рис.3.2, де  $y(t)$  – контрольована величина,  $g(t)$  – збурення,  $W_y^g$  – оптимізована передатна функція об'єкта керування по збуренню,  $K$  – коефіцієнт регулювання.

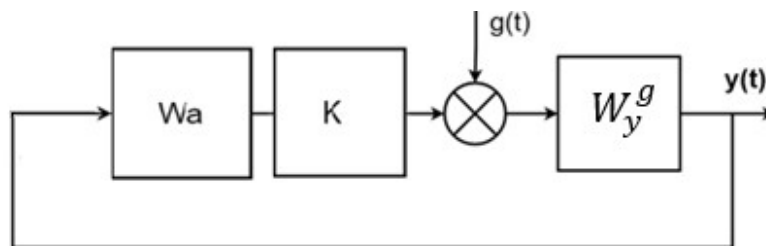


Рисунок 3.2 – Система керування для забезпечення гарантованої точності

Для цієї системи отримаємо передатну функцію системи стабілізації по збуренню вигляду



$$W_1^g(s) = \frac{W_y^g(s)}{1+K}, \quad (3.8)$$

$$y(t) = \frac{W_y^g}{1+K} g(t) \quad (3.9)$$

З виразів (3.8) та (3.9) слідує, що можна зменшувати вихідний сигнал системи від дії збурення в  $1+K$  разів, не змінюючи при цьому властивості попередньо синтезованої системи керування. Таким чином, якщо сформулювати коефіцієнт  $K$  як певну функцію змінної стану системи при її спостережуваності (вихідного сигналу), можна регулювати значення змінної стану при дії збурення та забезпечити не перевищення його наперед заданій величині (3.1).

### 3.1.2 Математична формалізація задачі синтезу

Виходячи з (3.9), математичну модель системи керування для синтезу системи з гарантованою точністю можна представити в формі

$$y(t)[1+K]W_a(s = \frac{d}{dt}) = g(t) \quad (3.10)$$

Не важко бачити, що за структурою рівняння (3.10) є новим класом рівнянь, який можна назвати алгебро-диференціальними нелінійними рівняннями. Можна стверджувати, що система керування, що відповідає структурі (3.10), буде стійкою та реалізованою, якщо:

1. Стійким є об'єкт керування  $W_a$ .
2. Алгебраїчний поліном  $K(y)$  є додатним для всіх  $y(t)$ .

Конкретний вигляд поліному  $K(y)$  може враховувати можливість його відсутності ( $K(y)=0$ ) на часових інтервалах, де зовнішній вплив відсутній, або такий, при якому не порушується умова (1)  $|y| \leq y_{ad}$ .

Отримана структура (3.10) системи керування дозволяє досліджувати точність керування при дії довільних збурень та вибраної структури коефіцієнту регулювання.

## **3.2 Формування коефіцієнту зворотного зв'язку в задачі гарантованої точності**

У сучасних автоматичних системах керування однією з ключових задач є забезпечення гарантованої точності бажаних характеристик системи при дії збурень і невизначеностей. Ця задача набуває особливої актуальності в умовах складних і нелінійних динамічних процесів, де відхилення змінних стану можуть призвести до значних помилок.

Одним із ефективних методів досягнення гарантованої точності керування є використання додаткового зворотного зв'язку, що дозволяє системі адаптуватися до змін середовища та компенсувати вплив збурень. При цьому ключову роль відіграє формування коефіцієнту додаткового зворотного зв'язку, який визначає чутливість системи до відхилень та забезпечує стабільність і точність.

Розглянемо підхід до формування коефіцієнту зворотного зв'язку з урахуванням вимог гарантованої точності. Особлива увага приділяється аналізу методів розрахунку цього коефіцієнта для різних умов функціонування, а також їх впливу на динамічні характеристики системи. Крім того, досліджуються можливі підходи до адаптації коефіцієнту зворотного зв'язку у реальному часі для забезпечення стабільної та надійної роботи системи в умовах невизначеностей.

### **3.2.1 Загальний вид коефіцієнта**

Щоб розв'язати задачу регулювання змінної стану системи при дії збурень і забезпечити не перевищення наперед заданого значення, можна розглянути кілька варіантів вибору коефіцієнта  $K$  як функції змінної стану та інших параметрів системи. Ось декілька підходів:

1. Пропорційний регулятор (Р-регулятор):

$$K(x) = K_p,$$

де  $K_P$  – постійний коефіцієнт пропорційності. Використовується для коригування змінної стану на основі її поточного значення.

2. Пропорційно–інтегральний регулятор (PI–регулятор):

$$K(x) = K_P + \frac{K_I}{s},$$

де  $K_P$  – пропорційний коефіцієнт,  $K_I$ : інтегральний коефіцієнт. Використовується для зменшення статичної похибки та впливу постійних збурень.

3. Пропорційно–інтегрально–диференційний регулятор (PID–регулятор):

$$K(x) = K_P + \frac{K_I}{s} + K_D s,$$

де  $K_P$  – пропорційний коефіцієнт,  $K_I$  – інтегральний коефіцієнт,  $K_D$  – диференціальний коефіцієнт. Цей підхід дозволяє враховувати не лише поточне значення змінної стану, але й її швидкість зміни, що може допомогти уникнути перевищення наперед заданого значення.

4. Змінний коефіцієнт  $K(x)$ :

$$K(x) = K_P \cdot f(x),$$

де  $f(x)$  – функція стану системи, яка може бути лінійною, квадратичною або іншого вигляду. Цей підхід дозволяє налаштовувати коефіцієнт залежно від стану системи, що може допомогти краще управляти збуреннями та обмежувати змінну стану.

5. Адаптивне регулювання:

$$K(x, t) = K_0 + K_a(x, t),$$

де  $K_0$  – початковий коефіцієнт,  $K_a(x, t)$  – адаптивна частина, що змінюється залежно від часу та стану системи. Використовується для динамічної зміни коефіцієнта залежно від зміни умов, що забезпечує гнучкість і кращу реакцію на збурення.

## 6. Нелінійне регулювання:

$$K(x) = K_p \cdot (1 - \exp(-\alpha x)),$$

де  $\alpha$  – параметр, що визначає швидкість насичення. Такий підхід дозволяє враховувати нелінійні характеристики системи.

Вибір конкретного виду функції  $K(x)$  залежить від особливостей системи, типу збурень та бажаних характеристик керування. Важливо провести аналіз системи після введення такого коефіцієнта та налаштування параметрів регулятора для забезпечення ефективного керування та досягнення бажаних результатів.

Для забезпечення гарантованої точності керування, особливо в умовах непередбачуваних збурень і невизначеностей, доцільно застосовувати підходи, що дозволяють динамічну зміну коефіцієнта зворотного зв'язку. Змінний коефіцієнт підсилення, адаптивне регулювання, і нелінійне регулювання – надають можливість регулятору автоматично налаштовуватися відповідно до поточного стану системи або змінних умов, що дозволяє досягти більшої точності навіть за наявності значних збурень.

Змінний коефіцієнт дозволяє враховувати особливості динаміки системи, адаптивне регулювання забезпечує гнучкість і можливість коригування параметрів у реальному часі, а нелінійне регулювання дозволяє враховувати складні залежності між змінними стану і сигналами зворотного зв'язку. Сукупне застосування цих методів сприяє підвищенню стабільності системи та досягненню високої точності управління в складних умовах.

В якості коефіцієнта підсилення ( $K_p$  – пропорційний коефіцієнт) додаткового контуру керування пропонується використовувати наступні варіанти наближення до критичного стану:

$$K = \frac{K_p}{y_{ad} - |y|}, \quad (3.11)$$

або

$$K = \frac{K_p}{e^{y_{ad}-|y|}}, \quad (3.12)$$

де  $y$  – поточна змінна стану об'єкта керування (вихідний сигнал),  $y_{ad}$  – допустиме значення змінної стану об'єкта при дії збурення,  $K$  – адаптивний коефіцієнт підсилення.

Адаптивний коефіцієнт має суттєві переваги в задачах забезпечення стійкості та високої точності систем керування за наявності невизначеностей і зовнішніх збурень. Його основна перевага полягає в можливості автоматичного налаштування відповідно до поточного стану системи, що дозволяє компенсувати вплив збурень без необхідності їх прямого вимірювання. Це значно спрощує реалізацію системи керування, оскільки достатньо вимірювати лише змінні стану об'єкта, такі як швидкість або положення, щоб регулятор міг ефективно адаптувати свою поведінку.

Такий підхід забезпечує інваріантність до характеру збурень та підвищує стійкість системи, оскільки керування відбувається на основі реакції об'єкта, а не самих збурень. Таким чином, адаптивний коефіцієнт дає змогу значно зменшити вплив невизначеностей, підвищити ефективність керування і полегшити його практичну реалізацію в складних умовах експлуатації.

### 3.2.2 Залежність роботи алгоритму від числового коефіцієнта

У процесі розробки та оптимізації алгоритму необхідно приділити увагу вибору числових коефіцієнтів, які впливають на їхню ефективність, стабільність та точність роботи.

Числовий коефіцієнт може визначати швидкість збіжності алгоритму, його чутливість до змін вхідних даних або здатність до адаптації в умовах невизначеностей. Від правильного налаштування цих параметрів значною мірою залежить продуктивність алгоритму та його здатність забезпечувати необхідний рівень якості результатів.

Розглянемо вплив числового коефіцієнта на роботу алгоритму, його вибір та коригування для досягнення оптимальних показників. Особливу увагу потрібно приділити взаємозв'язку між коефіцієнтами та ключовими характеристиками алгоритму, такими як стабільність, точність та швидкодія. Також налаштування цих коефіцієнтів в різних умовах і задачах, дозволяє знайти баланс між продуктивністю алгоритму та його надійністю.

Розглянемо наближення вимірюваної величини (змінної стану) системи до критичного стану рис. 3.3. В якості імітованого сигналу використовується синусоїда з амплітудою 0.5, при цьому критичне значення обираємо рівним 0.51.

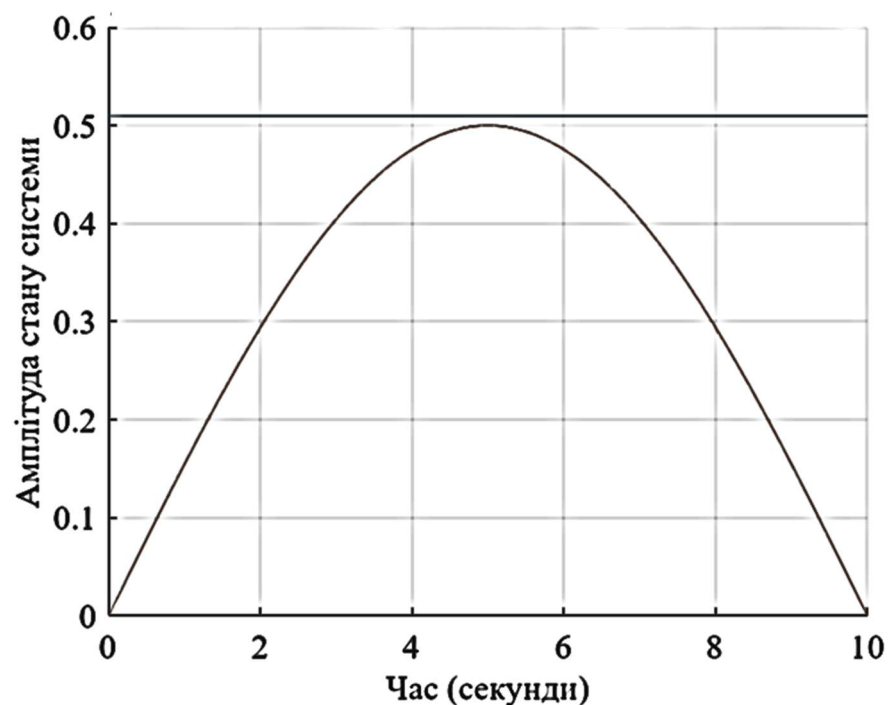


Рисунок 3.3 – Наближення стану системи до критичного стану

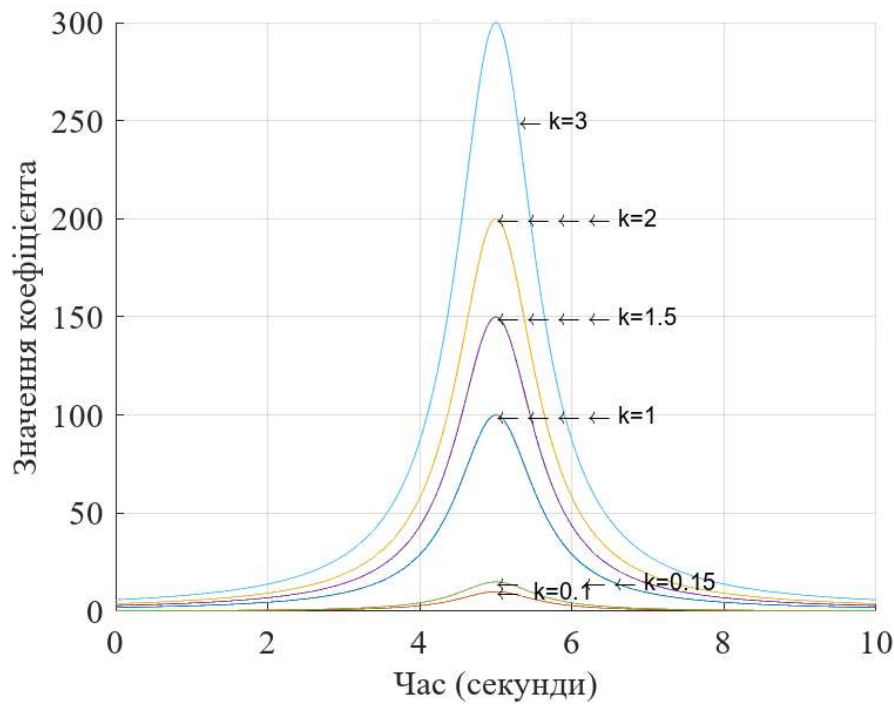


Рисунок 3.4 – Вплив числового значення коефіцієнта  $k$  на пропорційний коефіцієнт підсилення  $K = k / y_{ad} - |y|$

З результатів моделювання на рис. 3.4 бачимо, що зі збільшенням  $k$ , пропорційний коефіцієнт підсилення  $K_p$  зростає, що покращує реакцію системи на відхилення змінної стану від бажаного значення. Це дозволяє швидше і точніше компенсувати збурення та стабілізувати систему.

Важливо зауважити, що на великій відстані від критичного значення змінної стану коефіцієнт підсилення починає зменшуватися і прямує до нуля. Це має велике практичне значення для авіаційних систем, зокрема на борту літальних апаратів, оскільки зменшення підсилення на великих відстанях дозволяє зберігати енергію і мінімізувати витрати потужностей на корекцію незначних відхилень.

Таким чином, налаштування коефіцієнта  $k$  сприяє досягненню оптимального балансу між ефективністю управління та енергоощадністю, що є критично важливим для забезпечення довготривалої автономної роботи ЛА в складних умовах.

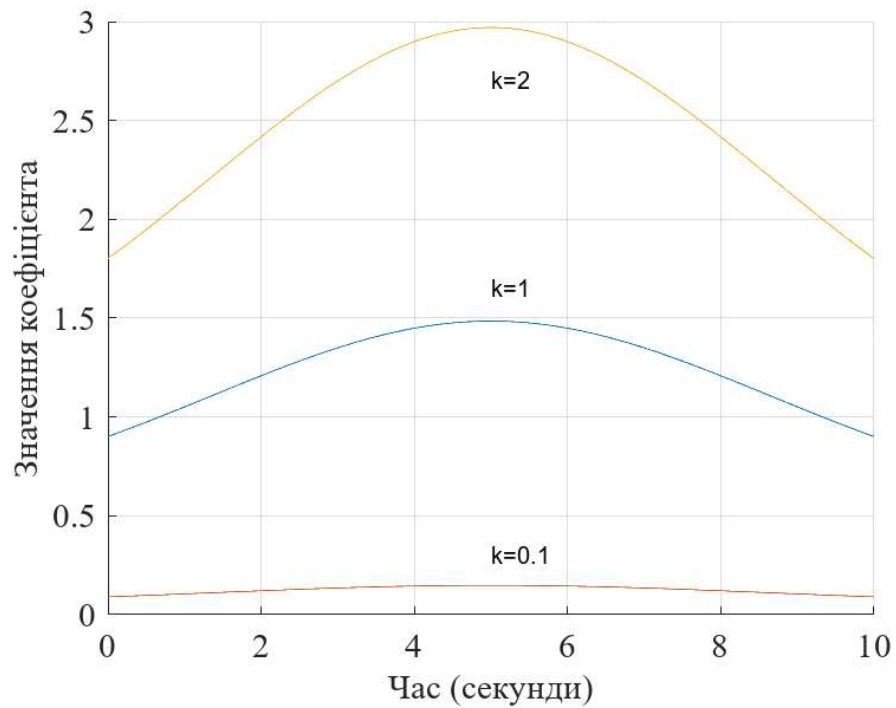


Рисунок 3.5 – Вплив числового значення коефіцієнта  $k$  на пропорційний коефіцієнт підсилення  $K = k / e^{y_{ad} - |y|}$

Аналізуючи результат моделювання представлений на рис. 3.5 бачимо, що зі збільшенням  $k$ , пропорційний коефіцієнт підсилення  $K_p$  також зростає. При використанні експоненціальної залежності для формування коефіцієнта підсилення, як у другому варіанті, діапазон збільшення коефіцієнта є обмеженим, оскільки експонента швидко досягає насичення. Це може призвести до зменшення чутливості системи, особливо при великих відхиленнях змінної стану. Така характеристика робить систему менш адаптивною до суттєвих змін чи великих збурень, що може негативно позначитися на її здатності швидко реагувати на критичні зміни.

Крім того, експоненціальна функція завжди має ненульове початкове значення, навіть при малих значеннях змінної стану, що означає, що система завжди буде генерувати керуючий сигнал. Це забезпечує постійну чутливість до навіть найменших збурень, що може бути як перевагою, так і недоліком. З одного боку, система ніколи не "ігноруватиме" збурення, але з іншого боку, вона може реагувати навіть на незначні зміни, витрачаючи енергію на корекцію незначних



відхилень. Таким чином, алгоритм завжди буде активним і намагатиметься компенсувати будь-які впливи, що може бути небажаним з точки зору ефективності і енергоощадності, особливо для систем з обмеженими ресурсами, як у випадку літальних апаратів.

Числове значення допустимої межі змінної стану системи має значний вплив на пропорційний коефіцієнт підсилення. Коли ця межа збільшується, система допускає більші відхилення змінної стану від бажаного значення без необхідності генерувати сильний керуючий сигнал. Це призводить до того, що пропорційний коефіцієнт підсилення зменшується, знижуючи чутливість системи до відхилень. Однак цей процес відбувається нелінійно: на початковому етапі збільшення межі зміна коефіцієнта може бути незначною, але після досягнення певної точки зміна чутливості системи стає відчутнішою.

Ця нелінійність пояснюється тим, що на малих відхиленнях від норми система все ще підтримує відносно високу чутливість, але після збільшення межі до значної величини система починає "ігнорувати" більші відхилення, оскільки вони залишаються в межах допустимого діапазону.

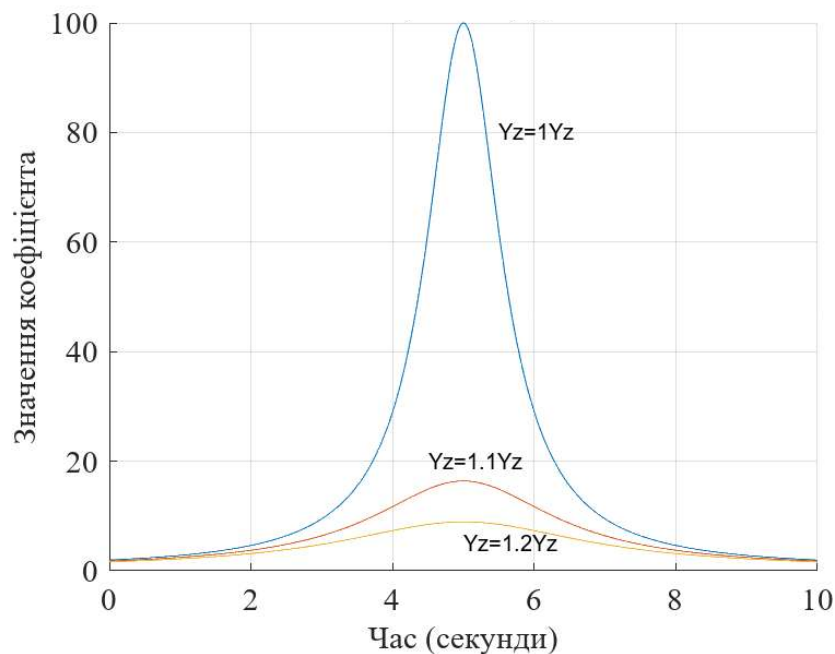


Рисунок 3.6 – Вплив числового значення допустимої межі змінної стану системи на пропорційний коефіцієнт підсилення  $K = 1 / (y_{ad} - |y|)$

Це може бути корисним у випадках, коли необхідно зменшити витрати енергії на корекцію незначних відхилень, але водночас може негативно вплинути на загальну точність керування, оскільки втрати чутливості можуть призвести до недостатньо швидкої або точної реакції на зміни стану системи.

Таким чином, збільшення допустимої межі змінної стану потребує ретельного аналізу балансу між чутливістю системи та її ефективністю в залежності від вимог до точності керування.

У випадку застосування експоненціального закону формування коефіцієнта підсилення, його значення змінюється пропорційно в межах області варіювання змінної стану. Це покращує якість керування в перехідних процесах, особливо при невеликих збуреннях. Попри це, експоненціальний закон завжди має ненульове початкове значення коефіцієнта підсилення, навіть при нульових чи малих відхиленнях змінної стану. Це забезпечує безперервну активність регулятора, який завжди реагуватиме на зміни, незалежно від їх масштабу.

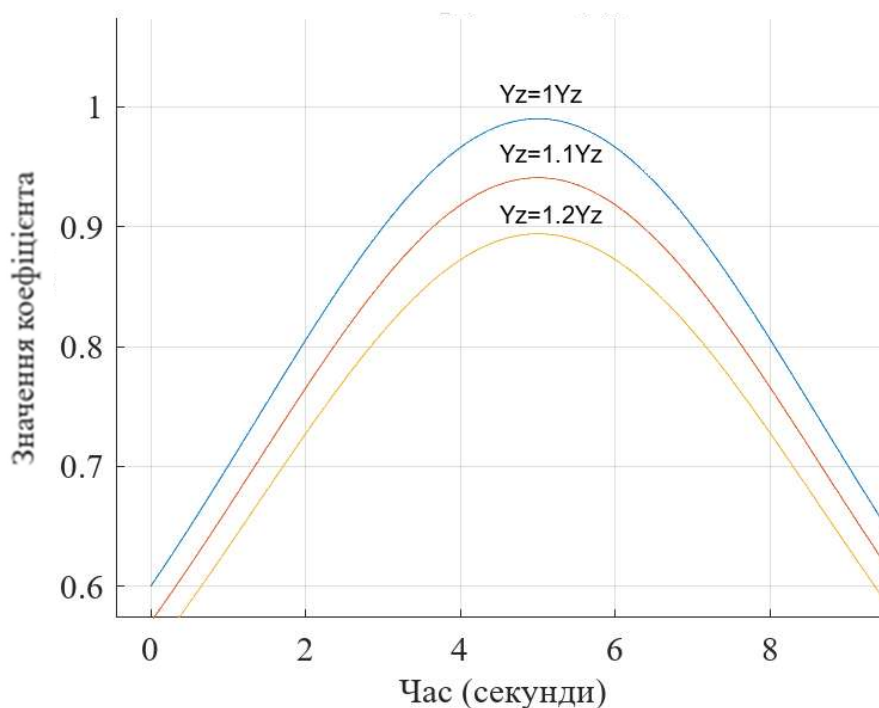


Рисунок 3.7 – Вплив числового значення допустимої межі змінної стану системи на пропорційний коефіцієнт підсилення  $K = 1 / e^{y_{ad} - |y|}$

Така властивість може бути корисною в системах, де необхідно підтримувати постійне управління, але водночас може спричиняти нераціональне використання енергоресурсів через безперервну роботу регулятора, навіть у випадках незначних відхилень або мінімальних збурень.

Вибір між двома варіантами формування пропорційного коефіцієнта підсилення – лінійним і експоненційним – залежить від пріоритетів у керуванні системою. Експонента забезпечує швидшу реакцію системи на малі зміни змінної стану, що підвищує чутливість і точність у перехідних процесах. Однак, цей підхід може призводити до надмірного використання енергоресурсів через високу чутливість регулятора навіть до незначних відхилень.

Лінійний варіант, хоча і має дещо "витягнуту" поведінку, що знижує чутливість на малих відхиленнях, забезпечує плавніше наростання коефіцієнта підсилення. Це зменшує ризик перенавантаження системи при незначних змінах, дозволяє більш раціонально використовувати енергоресурси, та, що важливо, гарантує наявність початкового значення коефіцієнта підсилення, яке забезпечує постійну активність регулятора.

З урахуванням впливу числового коефіцієнта, висновок щодо вибору між лінійним і експоненційним законами формування пропорційного коефіцієнта підсилення стає більш збалансованим. Зміна числового коефіцієнта впливає на швидкість збільшення коефіцієнта підсилення, що важливо для налаштування чутливості системи.

У експоненційному варіанті зміна числового коефіцієнта впливає на повільніше збільшення коефіцієнта підсилення, але забезпечує більш стабільне керування, уникаючи різких змін. При цьому система зберігає початкове значення коефіцієнта, що гарантує постійну чутливість до змін, але без надмірної реакції на малі відхилення. Це особливо важливо для систем з обмеженими ресурсами, такими як літальні апарати (ЛА), оскільки дозволяє зберігати потужності при достатній чутливості до великих змін.

З огляду на переваги кожного підходу, лінійний закон формування коефіцієнта є більш підходящим у випадках, коли необхідно збалансувати чутливість системи та енергоефективність, особливо для систем з обмеженими ресурсами, такими як літальні апарати (ЛА). Він дозволяє підтримувати постійне керування, одночасно зберігаючи потужності та уникати надмірної реакції на незначні відхилення.

### 3.2.3 Розрахунок оберненої передатної функції

Розглянемо метод розрахунку оберненої передатної функції, який є основою для побудови оберненої динамічної моделі системи для забезпечення інваріантності в задачах гарантованої точності.

Обернена передатна функція — це функція, яка дозволяє визначити вхідні впливи системи автоматичного керування (САК) на основі її вихідних характеристик. У контексті систем керування обернена передатна функція використовується для того, щоб зворотно отримати вхід, виходячи з відомого виходу.

Обернена передатна функція  $[W(s)]^{-1}$  обчислюється як зворотна величина від передатної функції  $W(s)$ :

$$[W(s)]^{-1} = \frac{1}{W(s)}.$$

### Застосування оберненої передатної функції

Обернена передатна функція може використовуватися для зворотного контролю, де вхідний сигнал системи розраховується на основі бажаного вихідного сигналу. В деяких випадках для моделювання або аналізу систем використовують обернену передатну функцію для оцінки вхідних сигналів. Однак на практиці існують обмеження: не всі передатні функції можна інвертувати (особливо для систем з нульовими полюсами), і в деяких випадках обернена функція може бути нестабільною.

Для систем високих порядків обернена передатна функція може бути значно складнішою і, в багатьох випадках, навіть не визначатися у простій формі через можливі полюси або нулі у передатній функції. Такі системи зазвичай мають передатні функції, які містять багато полюсів і нулів, що ускладнює їх інверсію і може призвести до нестабільних або нерегулярних рішень.

Передатна функція системи високого порядку:

Загальний вигляд передатної функції системи високого порядку можна записати у вигляді:

$$W(s) = \frac{b_m s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots + b_1 s + b_0}{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_1 s + a_0},$$

де:  $m$  – порядок чисельника,  $n$  – порядок знаменника,  $b_m, b_{m-1}, \dots, b_0$  – коефіцієнти чисельника,  $a_n, a_{n-1}, \dots, a_0$  – коефіцієнти знаменника.

Обернена передатна функція для систем високих порядків може бути обчислена таким чином:

$$W^{-1}(s) = \frac{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_1 s + a_0}{b_m s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots + b_1 s + b_0}$$

Проблеми з інверсією

Якщо система має полюси в правій частині комплексної площини ( $\text{Re}[s] > 0$ ), це означає, що вона нестабільна. У таких випадках обернена передатна функція також буде нестабільною, що ускладнює її використання в реальних системах керування. Якщо в передатній функції є нулі, що знаходяться на нульовій частоті або в правій півплощині (незатухаючі нулі), то обернена передатна функція може мати розриви або сингулярності.

В системах високих порядків інверсія передатної функції може бути дуже складною з точки зору обчислень, і часто доводиться використовувати спеціальні методи числового аналізу або спрощення системи (наприклад, методи редукції порядку системи).

Обернена передатна функція може бути використана в задачах забезпечення інваріантності шляхом компенсації зовнішніх збурень.

Щоб забезпечити інваріантність системи до зовнішніх впливів або збурень, часто використовують принцип компенсації, який ґрунтується на тому, щоб сформувати керуючий сигнал таким чином, щоб вплив збурення було зведено до мінімуму або повністю компенсовано (9). Обернена передатна функція дозволяє створити систему, яка на основі невідомих збурень коригує вхід таким чином, щоб ці збурення не впливали на бажану поведінку системи.

Обернені передатні функції можуть використовуватися в цифрових системах керування і для забезпечення інваріантності, але їх застосування має враховувати питання стійкості, числових обмежень і практичних реалізацій.

### **3.3 Розробка та реалізація програмної моделі забезпечення гарантованої точності.**

У цьому розділі описано реалізацію розробленої математичної моделі в середовищах Simulink та MATLAB. Представлено структуру моделі, основні блоки системи та їх функціональні можливості. Показано процес інтеграції інваріантного алгоритму керування в модель та підключення до модулів обробки даних, що забезпечують зворотний зв'язок.

#### **3.3.1 Структура моделі керування**

Розглянемо модель стабілізації та керування двовісною платформою рис. 3.8. За основу беремо структурні схеми роботи системи стабілізації і керування в різних режимах роботи, прийняті для розрахунку і представлені в [134]. Між режимами стабілізації, цілевказівки, автосупроводу цілі, з одного боку, і режимом електричного аретування, з іншого боку, є одна істотна відмінність:

- у перших трьох режимах працює система гіроскопічної стабілізації, при якій виконавчі двигуни керуються за сигналами гіроскопів );

- в режимі електричного аретування ДКШ виключені з роботи, а виконавчі двигуни керуються за сигналами датчиків кута на осях карданних рамок, щоб зводити ці кути до нуля.

Щоб не ускладнити модель, розробляємо два варіанти схеми і два пакета програм моделювання – відповідно для основних режимів роботи ССП. Загальна структурна схема математичної моделі контурів стабілізації, автосупроводу та цілевказівки ССП ГСН в середовищі Матлаб Симулінк наведена на рис.3.9.

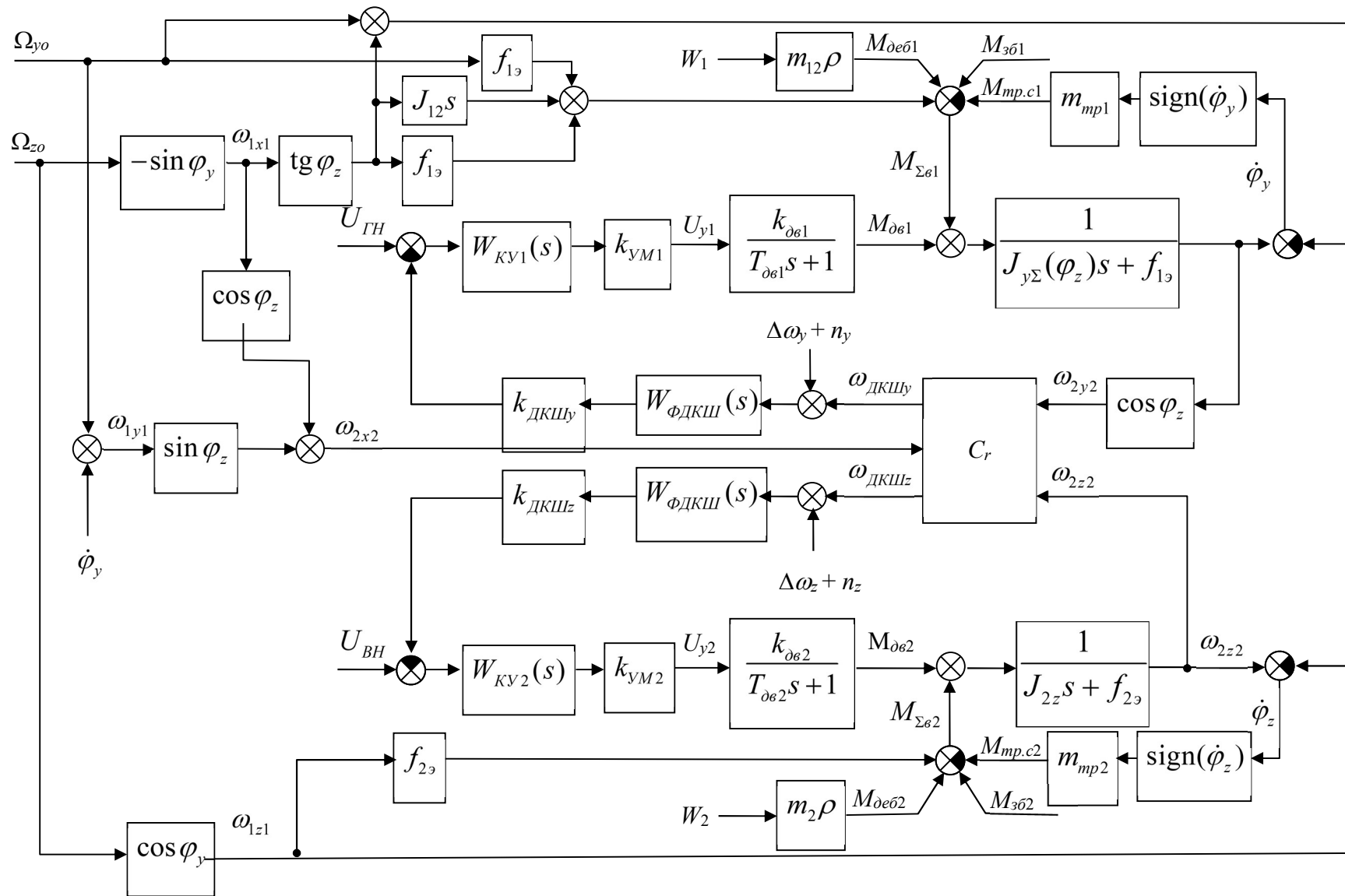


Рисунок 3.8. – Структурна схема математичної моделі контурів стабілізації (ГСП)



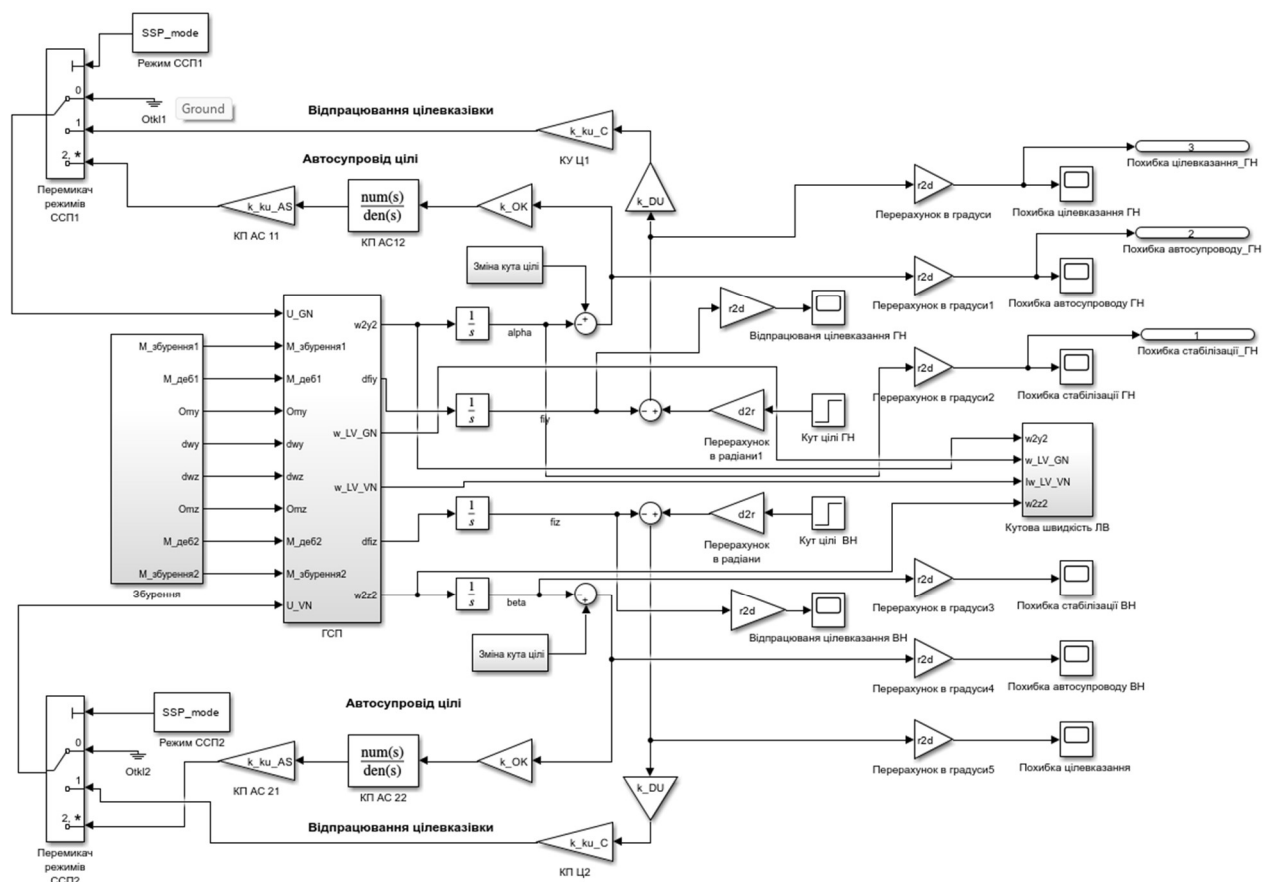


Рисунок 3.9 – Загальна структурна схема математичної моделі контурів стабілізації, автосупроводу та цілевказівки ССП ГСН в середовищі Матлаб Симулінк

### 3.3.2 Розробка алгоритму Simulink для реалізації інваріантного керування

Цей підрозділ детально описує реалізацію алгоритму інваріантного керування в Simulink. Особливу увагу приділяється методам компенсації зовнішніх збурень та вибору параметрів системи, які забезпечують гарантовану точність керування оптичною віссю камери зі збереження оптимальних параметрів.

Пропонується структура:

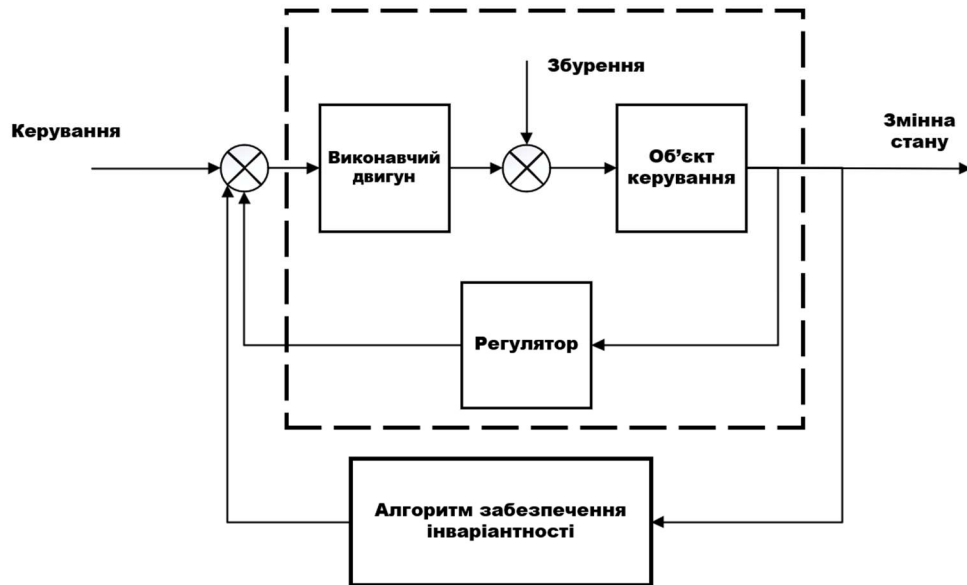


Рисунок 3.10 – Загальна структурна схема керування для забезпечення інваріантності

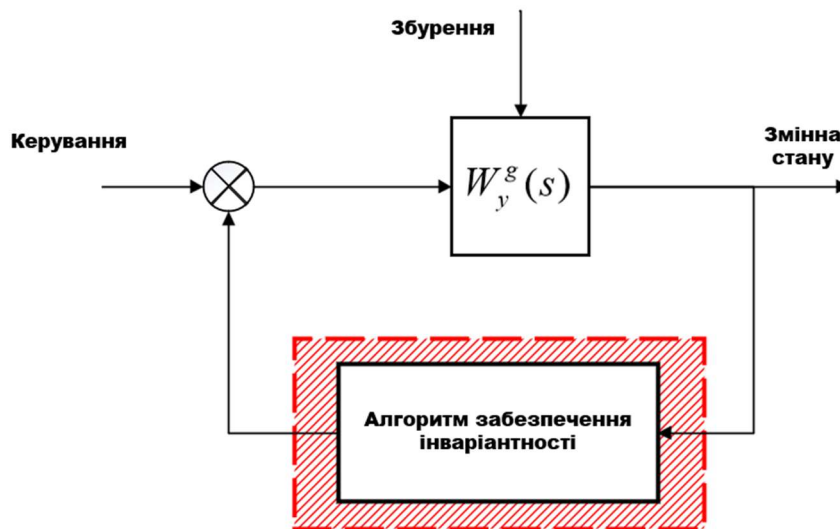


Рисунок 3.11 – Спрощена структурна схема системи керування для забезпечення інваріантності

Для перевірки алгоритму забезпечення інваріантності до збурень введемо додатковий контур з алгоритмом по керуючому сигналу. Оскільки система керування побудована за кутовою швидкістю, то і алгоритм забезпечення

інваріантності та гарантованої точності працюватиме за змінною стану – кутовою швидкістю:

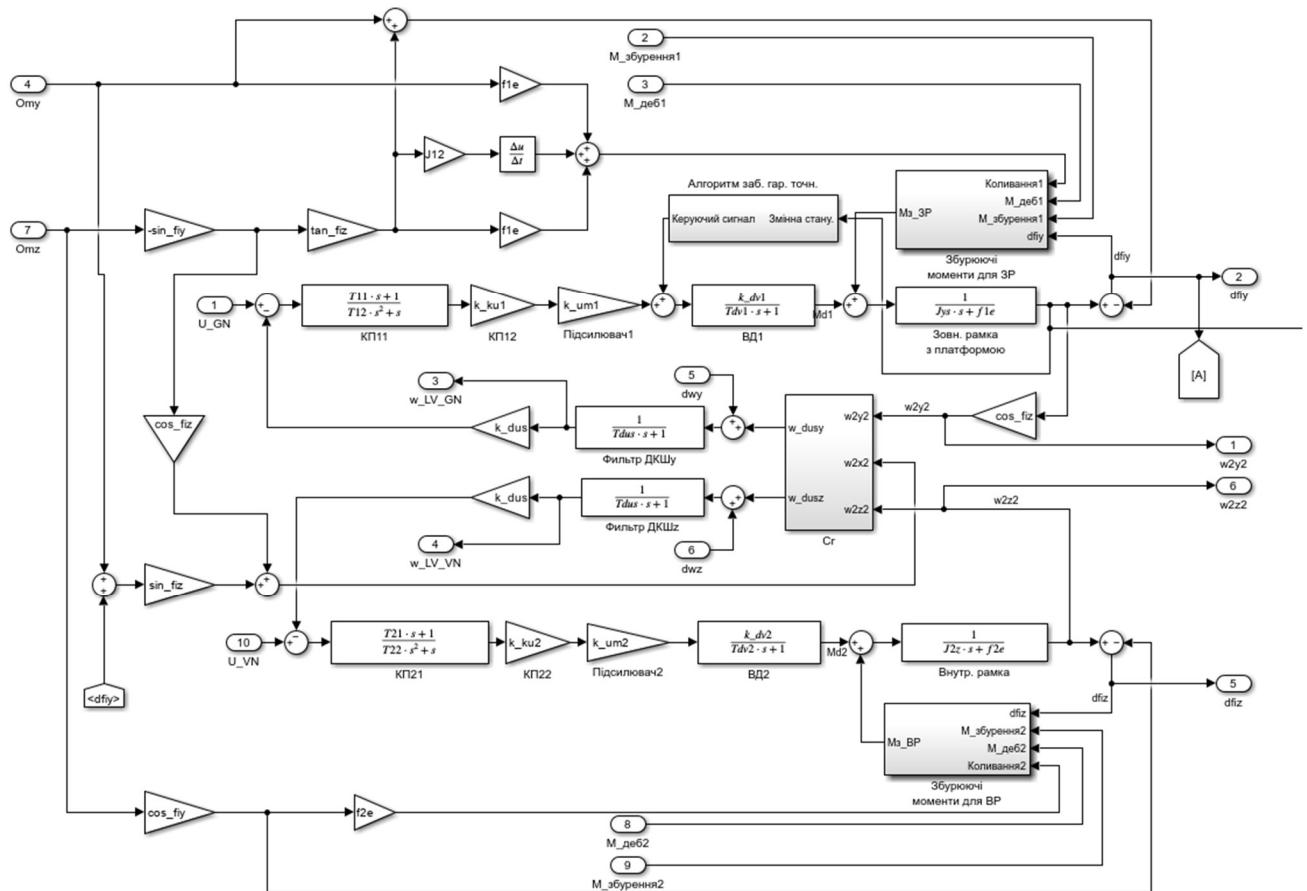


Рисунок 3.12 – Схема контурів стабілізації, автосупроводу та цілевказівки ССП ГСН в середовищі Матлаб Симулінк з вбудованим алгоритмом забезпечення гарантованої точності

На першому етапі розробки алгоритму забезпечення гарантованої точності було побудовано додатковий контур за кутовою швидкістю. Це рішення дозволяє зменшити ризик розмиття кадру, викликаного неконтрольованими коливаннями оптичної вісі камери під впливом зовнішніх збурень.

Детальна структура цього контуру представлена на рисунку 3.13. Вона включає механізми аналізу змін кутової швидкості, їх компенсації та стабілізації.



Рисунок 3.13 – Схема Simulink алгоритму інваріантного керування

Після визначення необхідності додаткового контуру за кутовою швидкістю було реалізовано обернену передатну функцію високого порядку, яка є ключовим елементом алгоритму забезпечення гарантованої точності.

На рисунку 3.14 представлено структуру реалізації оберненої передатної функції. Високий порядок функції дозволяє враховувати складні динамічні характеристики системи, включаючи вплив невизначених збурень та нелінійностей у роботі виконавчих елементів.

Особливу увагу приділено стійкості цієї функції. Модель демонструє плавну динамічну поведінку навіть у присутності значних збурень. Це забезпечує точне відпрацювання керуючих впливів та стабільність системи у реальних умовах експлуатації.

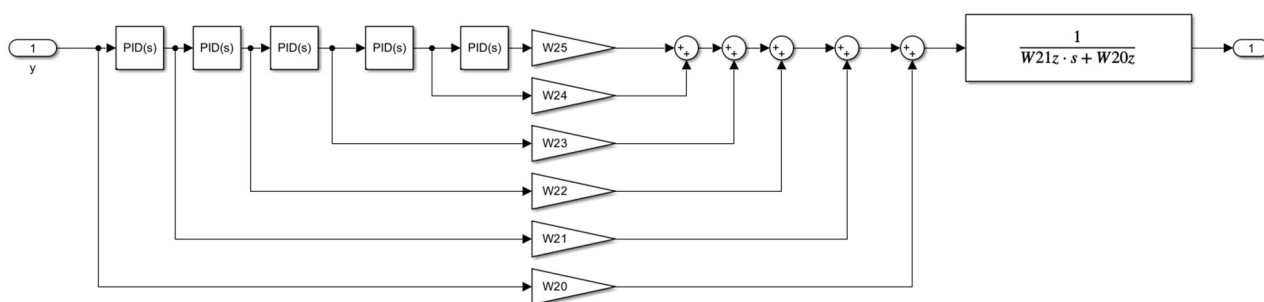


Рисунок 3.14 – Схема Simulink реалізації оберненої передатної функції високого порядку

## Опис налаштування блоку PID у MATLAB Simulink для реалізації диференціюючої ланки

Блок PID Controller у MATLAB Simulink надає можливість налаштувати параметри пропорційно–інтегрально–диференціального регулятора для моделювання систем керування. Для реалізації диференціюючої ланки необхідно виконати наступні дії:

1. Вибір блоку PID Controller - у бібліотеці Simulink у розділі Continuous знайдіть блок PID Controller і додайте його до схеми моделювання.
2. Налаштування параметрів:
  - вікно параметрів блоку, двічі клацнувши на нього;
  - у полі Controller Type виберіть PD або PID, якщо потрібна комбінація диференціюючої ланки з іншими компонентами регулятора;
  - для диференціюючої частини задайте коефіцієнт  $K_d$ , який визначає швидкість реакції на зміни похибки. Інші параметри, такі як інтегральна частина, залиште рівними нулю;
  - активування фільтра для диференціюючої частини;
  - опція Use filter for derivative action;
  - значення коефіцієнта фільтра  $NN$ , який згладжує вплив шумів на диференціюючу частину. Це особливо важливо, оскільки необмежений підсилювач похибки може спричиняти коливання та нестабільність.

### Проблематика диференціюючої ланки в моделюванні

Диференціююча ланка в PID–регуляторі виконує обчислення швидкості зміни сигналу похибки, що дозволяє передбачати її динаміку і швидко реагувати на зміни. Однак, під час моделювання виникають кілька проблем:

Чутливість до шумів: диференціююча частина регулятора значно підсилює високочастотні компоненти сигналу, включаючи шуми. У реальних системах це може спричиняти нестабільність і некоректне керування. У моделюванні це проявляється у вигляді значних коливань вихідного сигналу.

Проблема обмеження частоти: у ідеальній диференціюючій ланці немає обмежень на частоту сигналу, що вимагає додаткового фільтрування, щоб уникнути нереалістичних значень. У MATLAB Simulink це компенсується через параметр NN, який згладжує високоамплітудні коливання.

Обмеження швидкодії: у реальних системах обмежена швидкість роботи виконавчих механізмів. Під час моделювання необхідно враховувати ці обмеження, щоб уникнути надмірних запитів до системи.

Дискретизація сигналів: у цифрових системах керування похибка обчислюється дискретно. Це може спричиняти додаткові помилки, якщо частота дискретизації недостатньо висока.

### **Рекомендації для роботи з диференціюючою ланкою**

1. Використовуйте фільтр для згладжування високочастотних шумів. В Simulink параметр NN дозволяє налаштувати цей фільтр.
2. Виконуйте симуляції з реальними сигналами, включаючи шумові компоненти, щоб оцінити стабільність роботи.
3. Обмежуйте вихід диференціюючої ланки, щоб уникнути надмірного керуючого впливу на систему.
4. Використовуйте комбінований підхід, коли диференціююча частина працює у взаємодії з пропорційною для згладжування сигналів.
5. Тестуйте модель за різних режимів роботи, щоб виявити потенційні коливання або нестабільність.

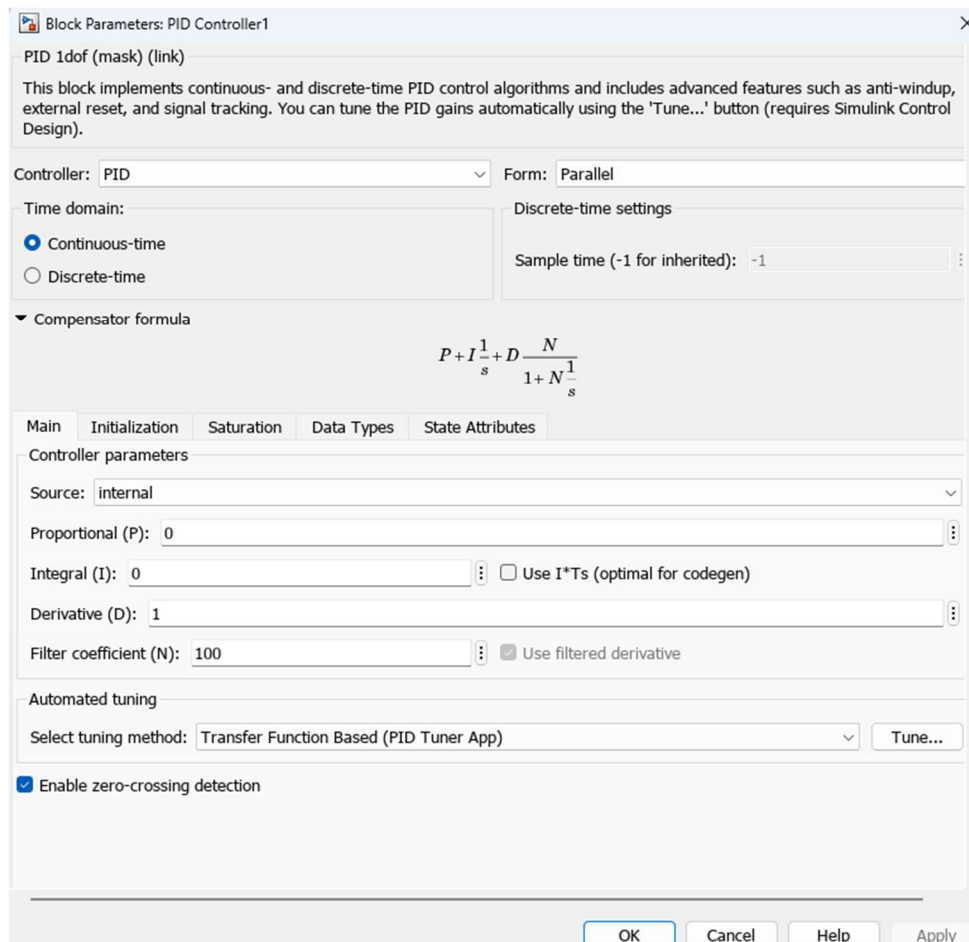


Рисунок 3.15 – Параметри блока PID Simulink, що реалізують диференціюючу ланку

### 3.3.3 Реалізація зовнішніх збурень

Цей розділ описує моделювання зовнішніх впливів на систему (наприклад, вітер, вібрації, механічні впливи) у Simulink, щоб перевірити стійкість та адаптивність системи керування. Зовнішні збурення реалізовані у вигляді різних сигналів, що моделюють реальні умови експлуатації.

## Можливі зовнішні збурення в системах керування оптичною віссю

Зовнішні збурення є одним із ключових факторів, що впливають на точність і стабільність роботи систем автоматичного керування оптичною віссю. Врахування їхнього впливу є важливим етапом у розробці алгоритмів, які забезпечують гарантовану точність і адаптивність. Реалізація в середовищі Simulink зовнішніх збурень наведена на рис. 3.16.

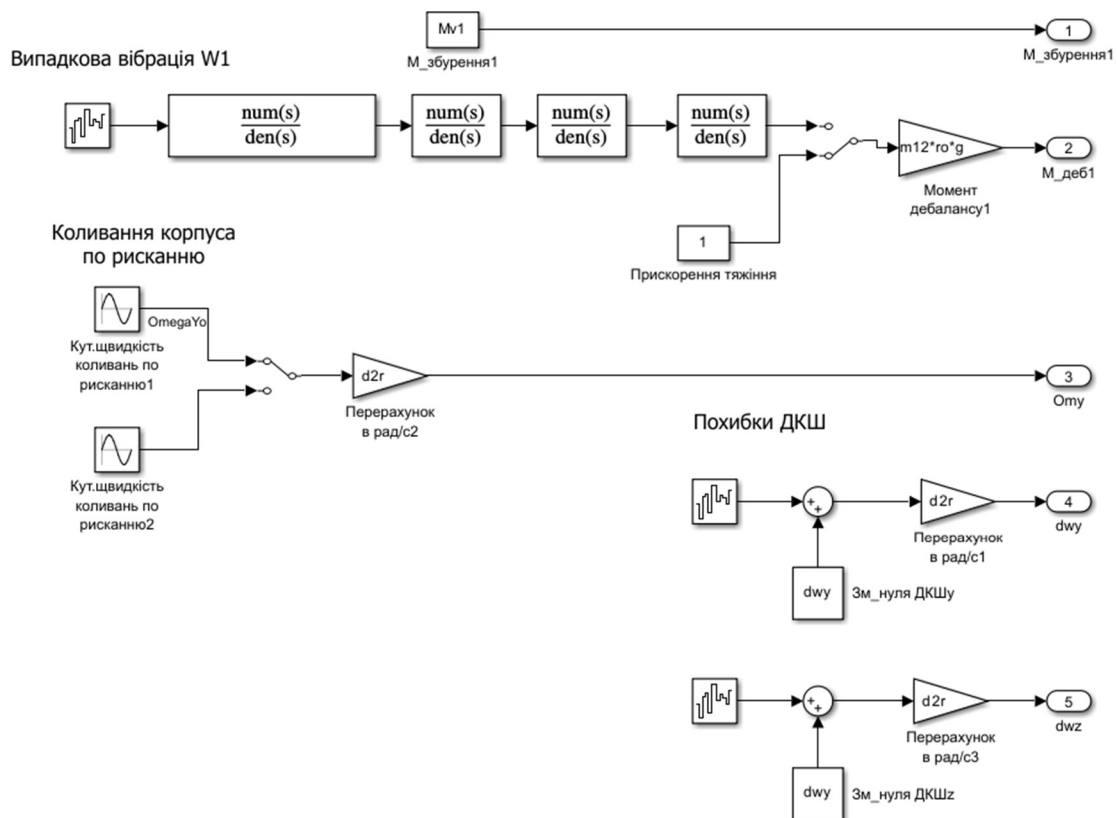


Рисунок 3.16 – Реалізація в середовищі Simulink зовнішніх збурень

Зовнішні збурення можна класифікувати за кількома критеріями:

Природа виникнення:

- механічні збурення, що викликані вібраціями, ударами або змінами траєкторії руху літального апарата (ЛА);
- аеродинамічні збурення, які виникають через нерівномірність повітряного потоку або турбулентність;



- термічні збурення, як наприклад зміни температури впливають на характеристики елементів системи;
- електромагнітні збурення, зокрема шуми, які впливають на сигнали приймача випромінювання.

Характер впливу:

- систематичні збурення, які мають передбачуваний і повторюваний характер (наприклад, постійна турбулентність на певній висоті);
- випадкові збурення, що мають хаотичний характер і змінюються в часі.

Постійні збурення мають тривалий вплив, наприклад, зміщення центру мас. Перехідні збурення - короточасні впливи, наприклад, удари чи поштовхи під час маневрування.

Виділимо основні типи збурень:

- моменти зовнішніх сил - виникають унаслідок аеродинамічного навантаження, гравітаційних впливів або інерційних сил під час маневрування ЛА. Ці моменти впливають на напрямок оптичної осі, викликаючи її відхилення;

- випадкові збурення- мають статистичну природу та зазвичай моделюються як білі або корельовані гаусові шуми. Випадкові збурення можуть бути пов'язані з вібраціями ЛА, шумами сенсорів або нестабільністю електронних компонентів системи;

- динамічні збурення - виникають через швидкі зміни положення або швидкості ЛА, наприклад, під час активного маневрування. Вони можуть включати складні нелінійні впливи, які важко передбачити заздалегідь;

- збурення через деформації - зміни температури, тиску або механічного навантаження можуть викликати деформації оптичних компонентів і структури камери, що впливають на точність формування зображення;

- аеродинамічні шуми - турбулентність повітряного потоку навколо ЛА створює нерівномірні впливи на камеру, які викликають її коливання та зміщення оптичної осі;

Для моделювання збурень у системах керування використовуються такі підходи:

- детерміновані моделі: описують збурення за допомогою точних функціональних залежностей, наприклад:

$$M(t) = M_0 \cdot \sin(\omega t),$$

де  $M_0$  — амплітуда моменту,  $\omega$  — частота;

- стохастичні моделі: описують збурення як випадкові процеси, наприклад:

$$W(t) = A \cdot e^{-\lambda t} + N(t),$$

де  $N(t)$  — білий шум,  $\lambda$  — параметр загасання;

- спектральні моделі: використовуються для аналізу частотних характеристик збурень. Зазвичай розглядається амплітудно–частотна характеристика збурень.

Вплив збурень на стабілізацію оптичної осі:

- відхилення оптичної осі: призводить до зниження точності наведення та якості зображення;

- розмиття зображення: виникає через динамічні коливання, які не компенсуються системою керування;

- зміщення координат зображення: впливає на можливість точного визначення положення об'єкта.

Методи компенсації зовнішніх збурень:

- фільтрування сигналів: використання Калманівських фільтрів для згладжування випадкових шумів;

- інваріантні алгоритми, що забезпечують точність керування незалежно від характеру збурень;
- адаптивні підходи, які налаштовують параметри керування в реальному часі залежно від оцінених характеристик збурень.
- механічна компенсація у вигляді застосування стабілізуючих платформ або демпферів для зниження механічних впливів.

### **Висновки до розділу 3**

У розділі 3 дисертації проведено розроблення алгоритму забезпечення гарантованої точності системи автоматичного керування оптичною віссю, що включає уточнення математичної моделі, синтез алгоритмів керування та їх програмну реалізацію. Підхід, який було запропоновано, базується на врахуванні впливу зовнішніх збурень, що дає змогу досягти високої стабільності та точності системи при різних умовах експлуатації. Уточнено математичну модель системи керування, яка враховує вплив зовнішніх збурень та дозволяє формалізувати задачу синтезу алгоритму забезпечення гарантованої точності. Виконано структурний аналіз системи та запропоновано загальний підхід до формування інваріантної до збурень структури системи керування.

1. Вперше сформовано алгоритм формування коефіцієнтів зворотного зв'язку для забезпечення інваріантності керування. Продемонстровано, що коефіцієнти залежать від умов експлуатації та характеру збурень, а їх вибір є ключовим фактором досягнення гарантованої точності.

2. Досліджено вплив числових значень коефіцієнтів на роботу алгоритму керування. Показано, що правильно підібрані коефіцієнти забезпечують високу адаптивність системи до змінних зовнішніх впливів.

3. Розроблено методику та програмний код для автоматичного розрахунку оберненої передатної функції.

4. Розроблено програмну модель забезпечення гарантованої точності в середовищі Simulink. Реалізовано структуру інваріантного керування, яка базується на принципах оберненої динамічної моделі системи та наближенню стану системи до межі допустимого значення.

У підсумку, результати цього розділу дозволяють перевірити ефективність запропонованого підходу для забезпечення інваріантності до збурень та гарантованої точності в системах автоматичного керування оптичною віссю. Розроблені алгоритми та програмна модель можуть бути використані для подальшої оптимізації систем стабілізації в авіаційних і космічних застосуваннях.

## **РОЗДІЛ 4**

### **МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ АЛГОРИТМА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГАРАНТОВАНОЇ ТОЧНОСТІ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ОПТИЧНОЇ ВІСІ КАМЕРИ**

У цьому розділі проводиться перевірка розробленого алгоритму забезпечення гарантованої точності керування оптичною віссю камери.

Перевірка працездатності алгоритму здійснюється за допомогою серії моделювань у середовищі Simulink та MATLAB. Основні етапи методики включають:

- встановлюються параметри, за якими буде оцінюватися ефективність алгоритму, такі як точність стабілізації, час стабілізації, стійкість до різних типів збурень;
- створюються різні сценарії, що імітують реальні умови експлуатації, включаючи різні типи коливальних збурень;
- виконуються моделювання кожного сценарію з використанням розробленого алгоритму;
- отримані дані аналізуються для визначення відповідності алгоритму встановленим критеріям;
- ефективність розробленого алгоритму порівнюється з традиційними методами керування оптичною віссю.

#### **4.1 Перевірка працездатності алгоритму забезпечення гарантованої точності на коливальній ланці**

Цей підрозділ містить опис фізичної моделі коливальної ланки, яка характеризується періодичними коливаннями з певною частотою та амплітудою.

Метою перевірки є підтвердження ефективності алгоритму в умовах динамічних збурень, що виникають у реальних експлуатаційних середовищах.

Розглядаються різні сценарії моделювання, що дозволяють оцінити стійкість системи та її здатність підтримувати необхідну точність стабілізації навіть при наявності коливальних впливів.

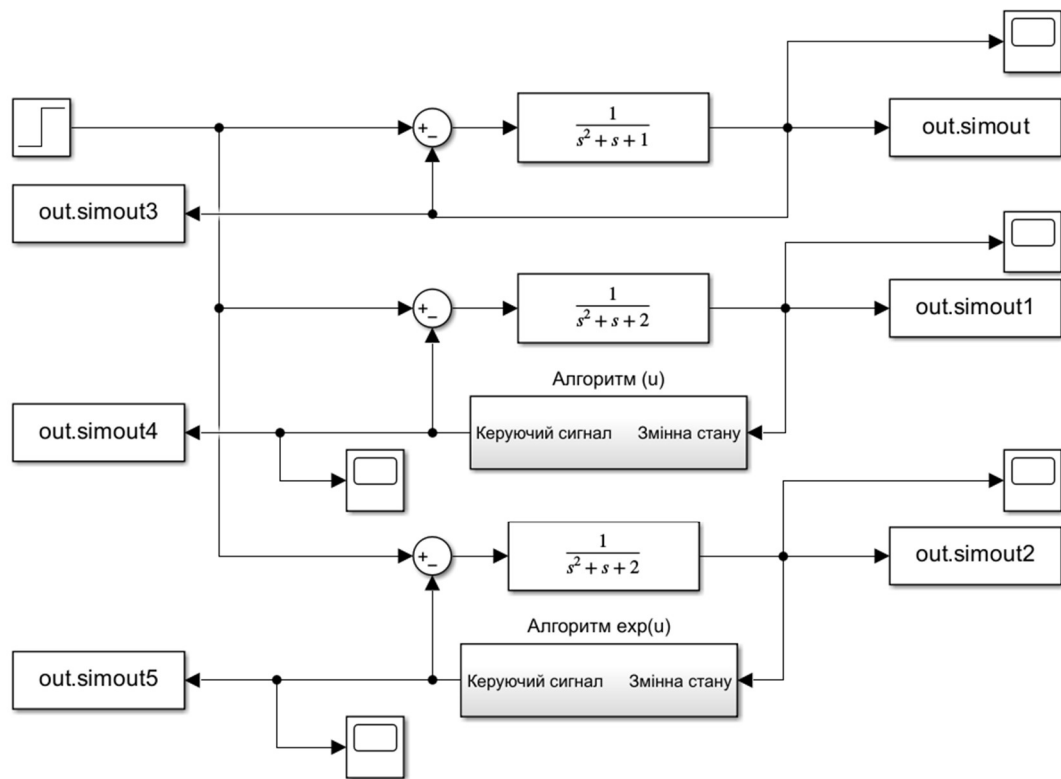


Рисунок 4.1 – Схема перевірки працездатності алгоритму забезпечення гарантованої точності на коливальній ланці

Програмний код для моделювання наведено в додатку Г.

#### 4.1.1 Сценарії моделювання для перевірки працездатності алгоритму забезпечення гарантованої точності на прикладі коливальної ланки

Для перевірки працездатності алгоритму розроблено декілька сценаріїв моделювання, що відображають різні типи збурень за характером:

Сценарій 1. Гармонічні коливання. Опис: моделюються постійні гармонічні коливання з визначеною частотою та амплітудою. Мета: оцінити здатність алгоритму підтримувати точність стабілізації при постійних коливаннях.

Сценарій 2. Стохастичні збурення. Опис: впроваджуються випадкові збурення з різними характеристиками частот та амплітуд. Мета: перевірити адаптивність алгоритму до непередбачуваних змін.

Сценарій 3. Комбіновані збурення. Опис: поєднання гармонічних та стохастичних збурень для моделювання складних реальних умов. Мета: оцінити ефективність алгоритму в умовах складних та змінних непередбачуваних збурень.

Сценарій 4. Раптові зміни збурень. Опис: імітуються раптові зміни у характеристиках збурень, такі як різке збільшення амплітуди. Мета: перевірити здатність системи до швидкої адаптації та відновлення точності у випадку різкого збільшення зовнішнього збурення.

#### **4.1.2 Проведення серії моделювань з різними характерами збурення для коливальної ланки**

Результати реакції коливальної ланки на стабільні гармонічні збурення представлені на рис. 4.2.

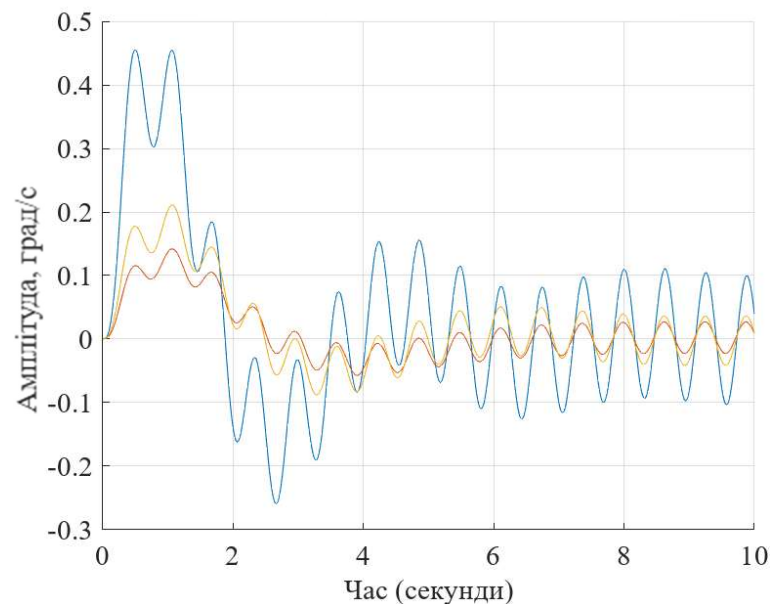


Рисунок 4.2 – Реакція коливальної ланки на стабільні гармонічні коливання з визначеною частотою та амплітудою без алгоритма та з використанням різних коефіцієнтів

У першому сценарії спостерігається стабільне утримання коливальної ланки з високою точністю, незважаючи на постійні гармонічні збурення. Графік стабілізації показує мінімальні відхилення від цільового значення, що свідчить про ефективність алгоритму у стабільних умовах.

Оскільки алгоритм показав високу ефективність при стабільних збуреннях, наступним етапом є перевірка його здатності до адаптації у випадку непередбачуваних збурень. Отримані дані наведено на рис. 4.3.

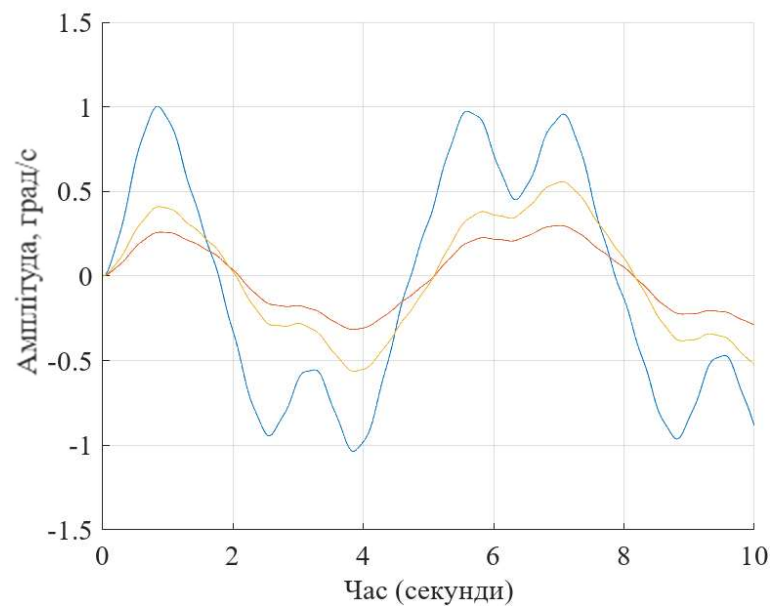


Рисунок 4.3 – Реакція коливальної ланки на гармонічні коливання з випадковими частотою та амплітудою без алгоритма та з використанням різних коефіцієнтів

У другому сценарії алгоритм демонструє високу адаптивність до випадкових збурень різної частоти та амплітуди. Стабілізації залишається точним, з невеликими коливаннями, які швидко коригуються алгоритмом. Успішне проходження стохастичних збурень дозволяє перейти до більш складного сценарію з комбінованими збуреннями для оцінки загальної стійкості системи, що ілюструє графік на рис. 4.4.



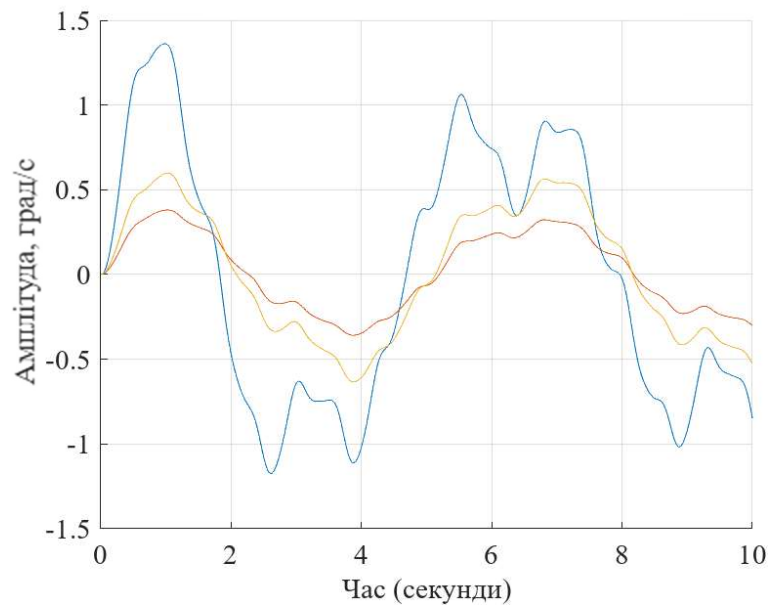


Рисунок 4.4 – Реакція коливальної ланки на комбінацію стабільних гармонічних коливань з визначеною та випадковою частотою та амплітудою без алгоритма та з використанням різних коефіцієнтів

Комбіновані збурення, що включають як гармонічні, так і стохастичні компоненти, створюють складні умови для системи. Алгоритм продемонстрував здатність ефективно підтримувати точність стабілізації, незважаючи на різноманітність збурень. Графіки показують стабільне стабілізації з мінімальними коливаннями та швидким відновленням після змін збурень.

Для завершальної перевірки необхідно оцінити здатність системи до швидкої адаптації у випадку раптових змін збурень, що моделюється в четвертому сценарії. Візуалізація процесів у системі керування демонструє рис. 4.5. У четвертому сценарії алгоритм продемонстрував високу ефективність у швидкому відновленні точності після раптових змін характеристик збурень. графічне представлення результатів сигналів керування рис. 4.6. свідчить про виконання умов керування.

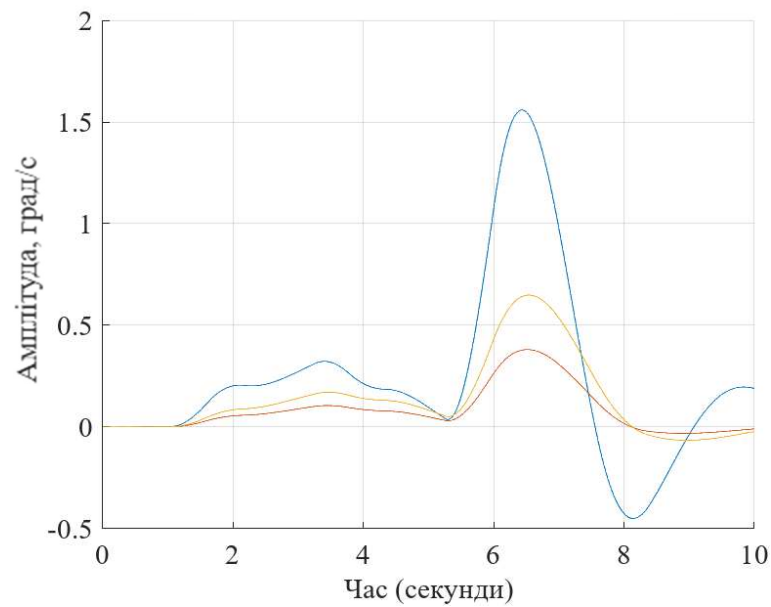


Рисунок 4.5 – Реакція коливальної ланки на раптових змін збурень без алгоритма та з використанням різних коефіцієнтів

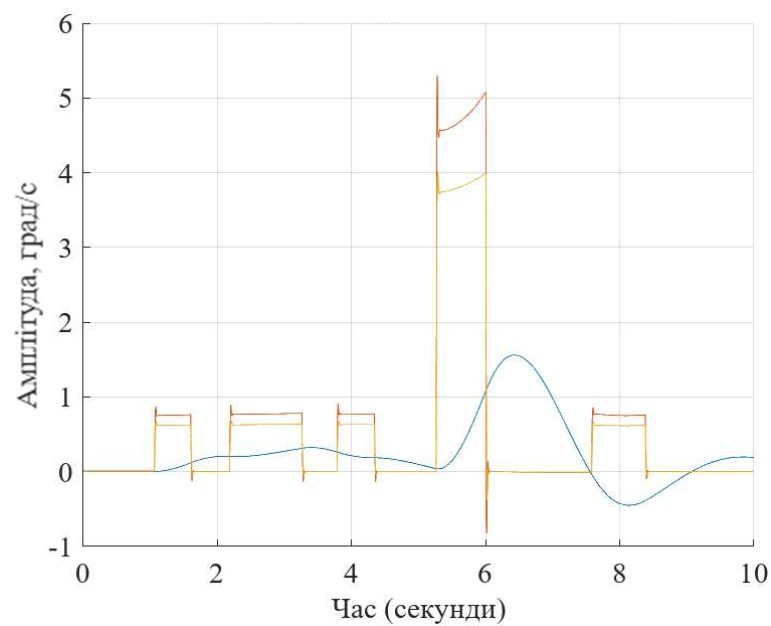


Рисунок 4.6 – Реакція коливальної ланки на комбінацію стабільних гармонічних коливань з визначеною та випадковою частотою та амплітудою без алгоритма та з використанням різних коефіцієнтів

Для повної оцінки ефективності розробленого алгоритму було проведено порівняння з традиційними методами керування оптичною віссю.

На основі проведеного аналізу отримано порівняння, як показано на рис. 4.7, можна зробити висновки, що запропонований інваріантний алгоритм забезпечує вищу точність стабілізації та кращу стійкість до різних типів збурень.

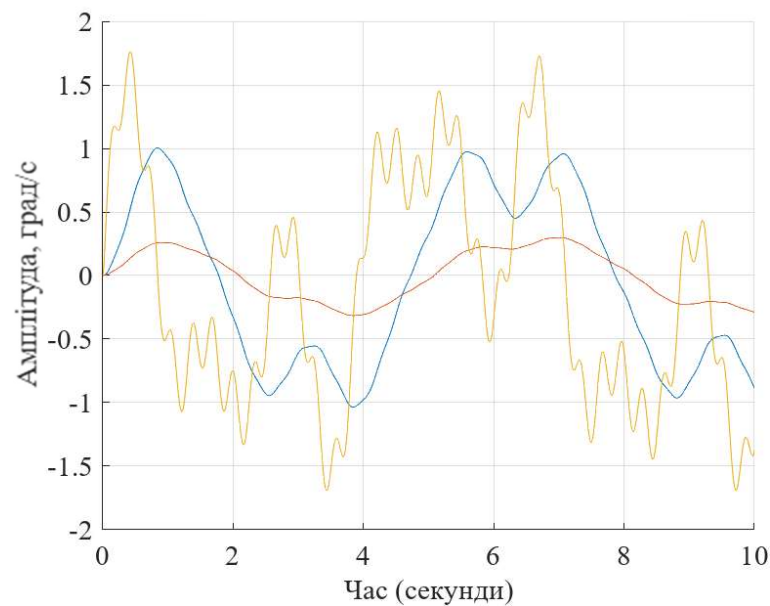


Рисунок 4.7 – Реакція коливальної ланки в порівнянні з класичним ПД-регулятором

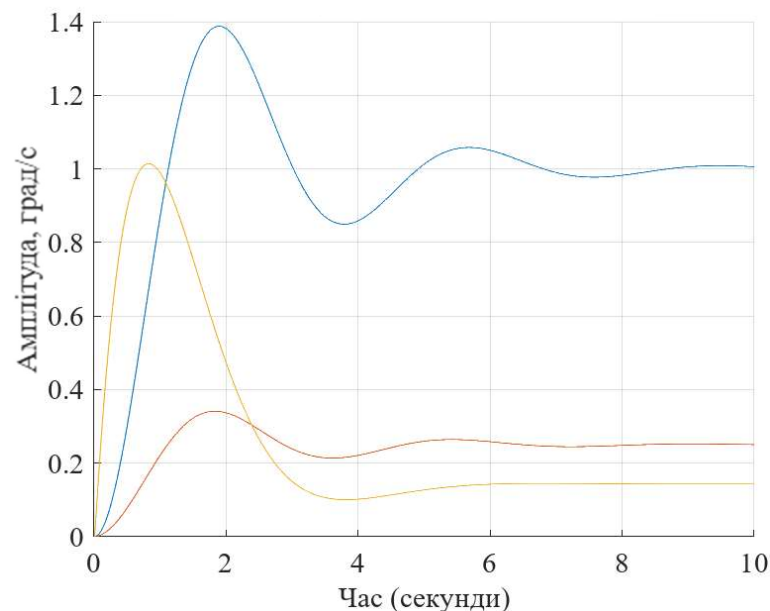


Рисунок 4.8 – Реакція коливальної ланки на комбінацію стабільних гармонічних коливань

Особливо помітною була перевага у сценаріях зі складними та комбінованими збуреннями, де традиційні методи демонстрували більші

відхилення та триваліший час стабілізації. Динаміка змін параметрів системи наведена на рис. 4.8.

Отримані результати підтверджують високу ефективність розробленого алгоритму інваріантного керування у забезпеченні гарантованої точності оптичної осі камери на коливальній ланці. Алгоритм демонструє високу адаптивність та стійкість до різноманітних збурень, що робить його придатним для використання в реальних умовах експлуатації, де можливі як передбачувані, так і непередбачувані впливи. Переваги алгоритму проявляються у скороченні часу стабілізації, зменшенні відхилень від цільових позицій та підвищенні загальної надійності системи.

#### **4.1.3 Висновки**

Перевірка працездатності розробленого алгоритму на коливальній ланці показала його високу ефективність у забезпеченні гарантованої точності керування оптичною віссю камери. Алгоритм продемонстрував здатність до адаптації та підтримки точності стабілізації навіть при наявності різноманітних та складних збурень. Порівняння з традиційними методами підтвердило його переваги у сфері стійкості та точності. Отримані результати свідчать про перспективність впровадження запропонованого алгоритму в реальні системи управління оптичними осями камер.

#### **4.2 Порівняння коефіцієнтів в алгоритмі забезпечення гарантованої точності, вибір оптимального коефіцієнта для подальшої роботи**

Цей підрозділ зосереджується на порівнянні різних значень коефіцієнтів в алгоритмі забезпечення гарантованої точності для системи керування оптичною віссю камери. Метою є обрати оптимальний коефіцієнт, який забезпечить найвищу точність і стабільність стабілізації в умовах реальних експлуатаційних навантажень. Розглядаються різні значення коефіцієнтів і їхній вплив на стійкість та точність системи.

#### **4.2.1 Вибір критеріїв для порівняння коефіцієнтів**

На першому етапі встановлюються критерії, за якими оцінюватиметься ефективність кожного коефіцієнта. Основними критеріями є:

- точність стабілізації, яка оцінює, наскільки точно система підтримує задану позицію;
- стійкість, яка перевіряється, чи здатна система відновлювати усталене положення після впливу зовнішніх збурень;
- час стабілізації, необхідний для виходу системи в усталений стан після впливу збурень;
- вплив на стійкість до збурень, аналізується інваріантність системи протидіяти різним типам збурень при різних значеннях коефіцієнтів.

#### **4.2.2 Проведення серії моделювань з різними значеннями коефіцієнтів**

На цьому етапі виконуються серії моделювань у Simulink для кожного з вибраних значень коефіцієнтів для однієї осі системи керування з використанням алгоритму забезпечення гарантованої точності. Це дозволяє проаналізувати вплив зміни коефіцієнта на поведінку високоточної системи високого порядку.

Коефіцієнт 1: базове значення. Використовується початкове базове значення коефіцієнта, рекомендоване для інваріантного керування. Для наочності поведінки системи керування на різних етапах моделювання побудовано графіки на рис. 4.9.

Система демонструє прийнятний рівень точності стабілізації, підтримуючи задану позицію з мінімальними відхиленнями в умовах помірних збурень, а також зберігає стійкість у стандартних умовах експлуатації, швидко відновлюючи положення після впливу збурень. Час виходу в стабільний стан є оптимальним для більшості умов, проте за значних збурень система потребує більше часу для стабілізації.

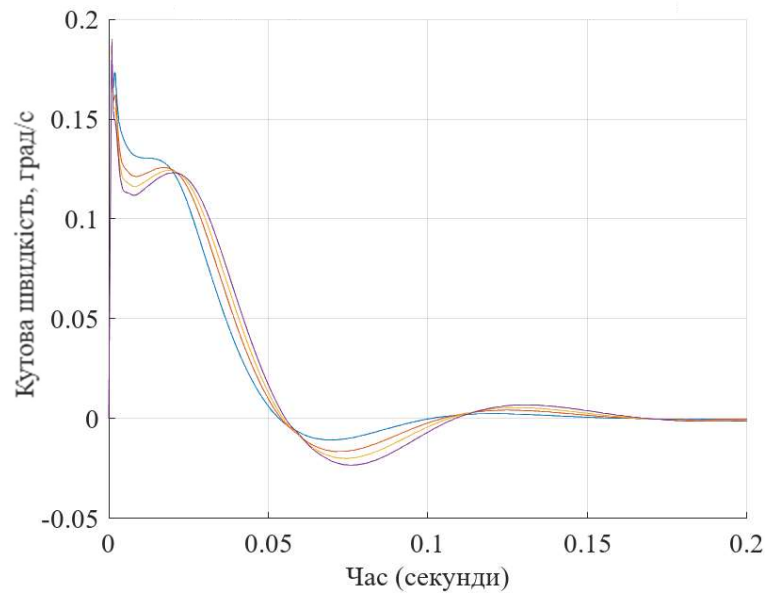


Рисунок 4.9 – Реакція системи керування на одиничне збурення та з використанням початкового значення коефіцієнта

Система ефективно протидіє збуренням середньої інтенсивності, однак за складних умов можливі погіршення точності та стійкості.

Коефіцієнт 2: підвищене значення. Збільшення коефіцієнта для підвищення чутливості алгоритму до зміни стану системи. Отримані залежності представлені на рис. 4.10, що дозволяє оцінити якість перехідного процесу.

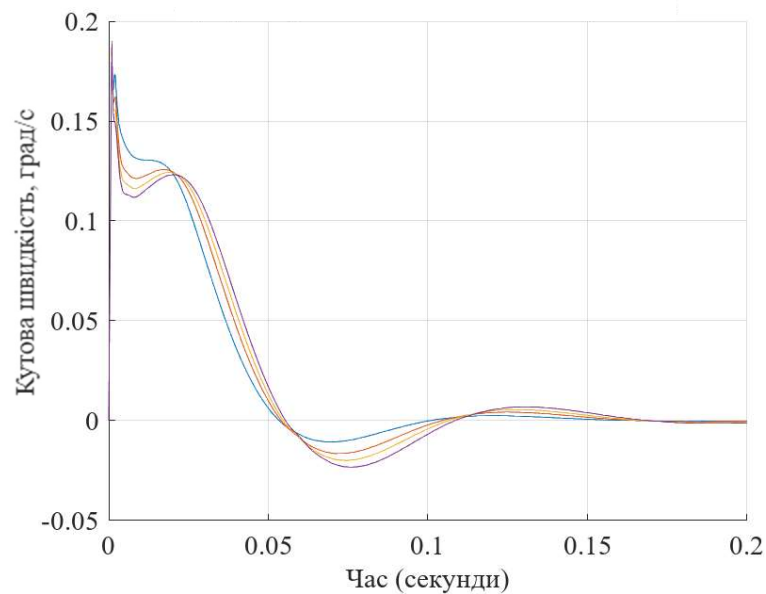


Рисунок 4.10 – Реакція системи керування на одиничне збурення з використанням збільшеного значення коефіцієнта

Значне підвищення коефіцієнта забезпечує кращу точність стабілізації, мінімізуючи відхилення навіть за значних зовнішніх впливів та значно покращують здатність системи швидко відновлювати положення після збурень, проте можуть призводити до надмірної чутливості, що викликає коливання при незначних збуреннях. Час стабілізації скорочується в більшості випадків, що покращує динамічні характеристики системи. Ефективність системи в протидії сильним збуренням значно покращується, однак є ризик погіршення роботи в умовах малих збурень через високий коефіцієнт чутливості.

Коефіцієнт 3: зменшене значення. Коефіцієнт зменшено для покращення енергозатратності системи та зниження коливальності та перегулювання. Зміна ключових параметрів системи в процесі роботи подана на рис. 4.11.

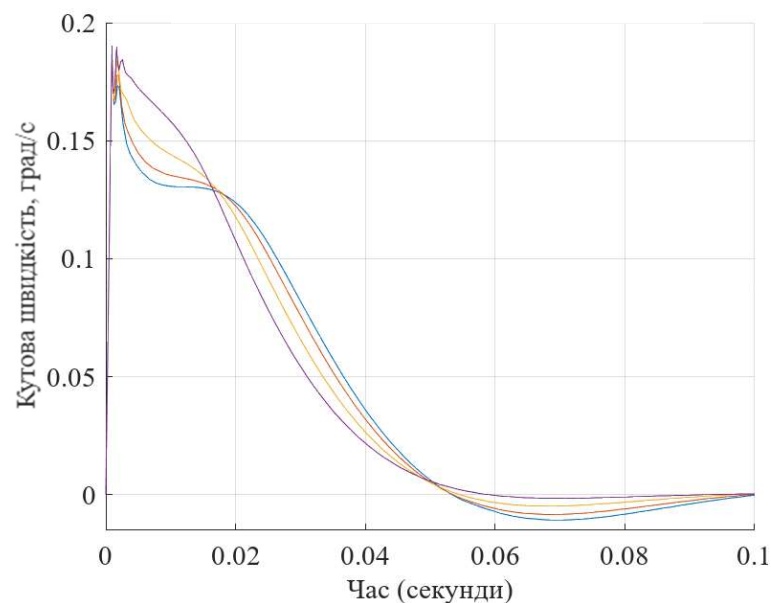


Рисунок 4.11 – Реакція системи керування на одиничне збурення з використанням збільшеного значення коефіцієнта

При зниженні коефіцієнта точність стабілізації значно погіршується, що призводить до більших відхилень від заданої позиції, а також негативно впливає на стійкість системи, уповільнюючи процес відновлення положення після збурень. Час стабілізації значно збільшується, особливо в умовах інтенсивних збурень, що знижує ефективність системи. Система втрачає здатність ефективно

протидіяти навіть помірним збуренням, що обмежує її використання в реальних умовах.

#### 4.2.3 Аналіз результатів порівняння коефіцієнтів

Після проведення серії моделювань було встановлено, що оптимальне значення коефіцієнта забезпечує найкращі показники з точки зору обмеження допустимого значення, перерегулювання, часу перехідного процесу, чутливості адаптації та стійкості до збурень.

Графіки, отримані в процесі моделювання, свідчать про те, що цей коефіцієнт дозволяє досягти балансу між швидкою реакцією системи на збурення та мінімальними відхиленнями від цільового положення.

#### 4.2.4 Порівняння з базовими алгоритмами та підтвердження оптимального коефіцієнта

Для підтвердження переваг оптимального коефіцієнта проводиться порівняння з традиційними алгоритмами керування, такими як ПД–регулятори. Вплив різних факторів на функціонування системи можна побачити на рис. 4.12.

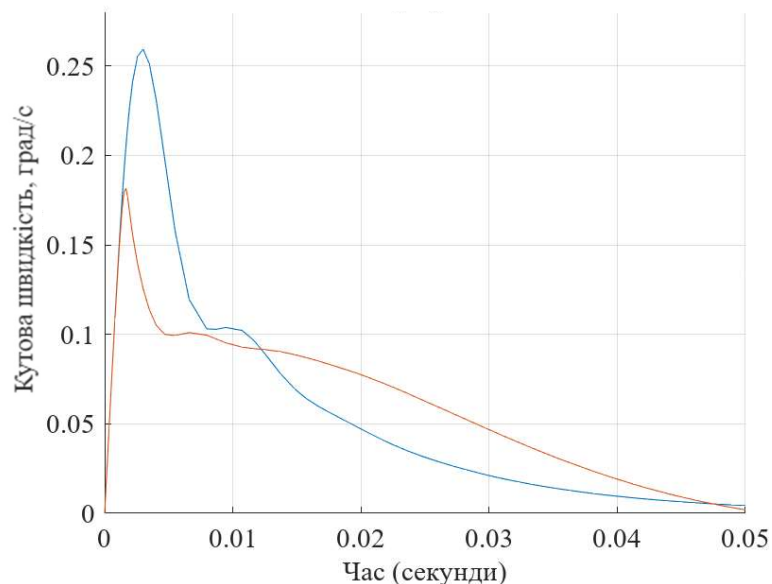


Рисунок 4.12 – Реакція системи керування гарантованої точності на одиничне збурення у порівнянні з класичним ПД–регулятором



На рисунку 4.13 показано відповідність отриманих результатів очікуваним значенням.

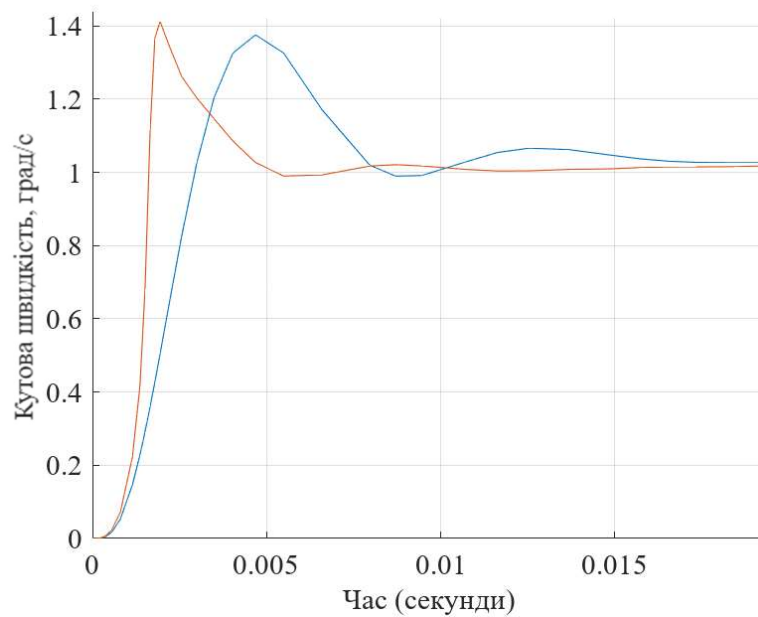


Рисунок 4.13 – Реакція системи керування гарантованої точності на одиничне збурення у порівнянні з класичним ПД-регулятором

Зміна сигналів керування гарантованої точності на одиничне збурення у порівнянні з класичним ПД-регулятором представлення на рис. 4.14.

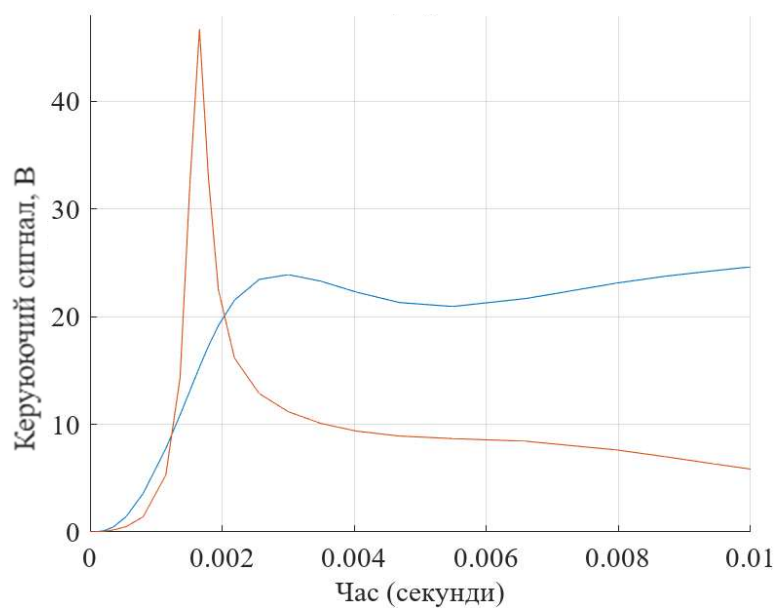


Рисунок 4.14 – Зміна сигналів керування гарантованої точності на одиничне збурення у порівнянні з класичним ПД-регулятором

Аналіз характеристик керування наведено на рис. 4.15.

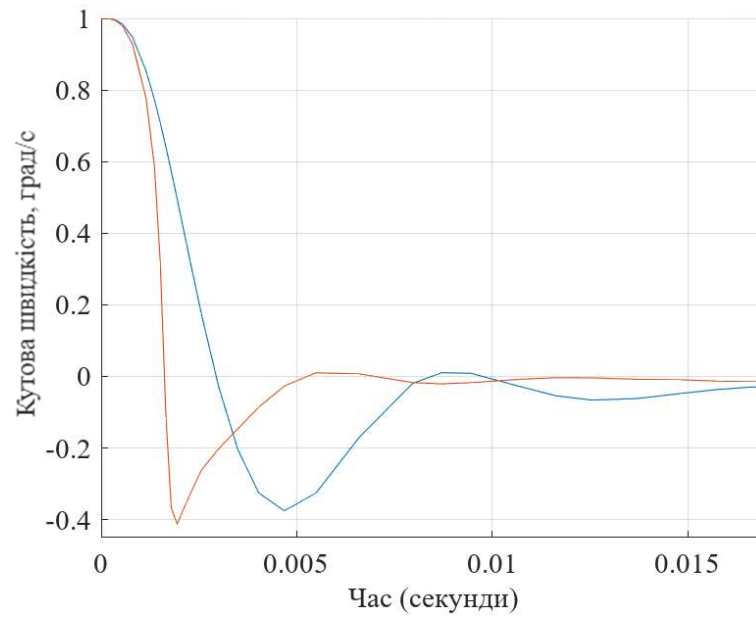


Рисунок 4.15 – Реакція системи керування гарантованої точності на одиничне збурення у порівнянні з класичним ПД–регулятором

Результати моделювання рис. 4.16 підтверджують правильність вибраних параметрів.

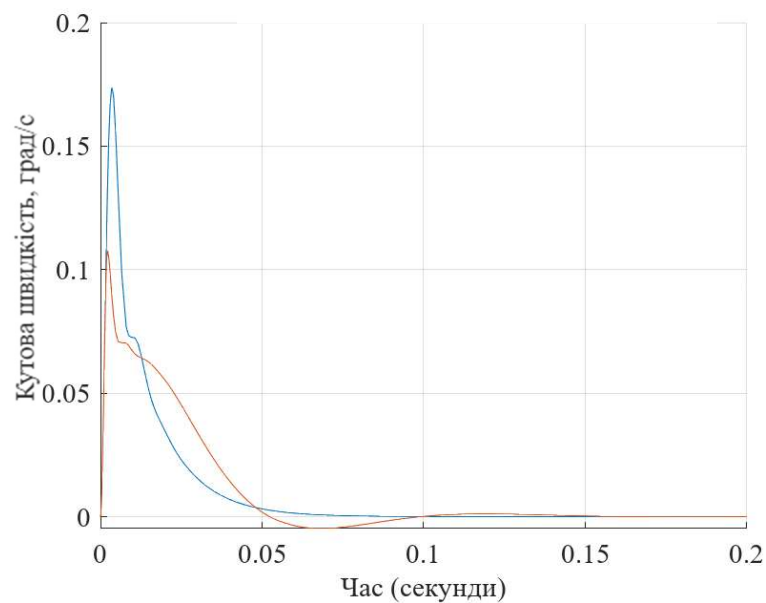


Рисунок 4.16 – Реакція системи керування гарантованої точності на одиничне збурення у порівнянні з класичним ПД–регулятором

Результати аналізу даних показують, що запропонований підхід формування коефіцієнта значно перевищує якість керування традиційних підходів, особливо у сценаріях зі змінними збуреннями.

Порівняння різних значень коефіцієнтів дозволили визначити оптимальне значення, яке забезпечує найбільш ефективне керування оптичною віссю камери. Порівняння підтвердило, що оптимальне значення коефіцієнта забезпечує максимальну точність стабілізації та стабільність системи в динамічних умовах, що робить його найкращим вибором для подальшого використання в реальних умовах.

#### 4.3 Використання підходу ПІД-регулятора для формування коефіцієнта зворотного зв'язку в задачі гарантованої точності

ПІД-регулятор (пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор) є одним із найпоширеніших і ефективних методів управління в автоматичних системах.

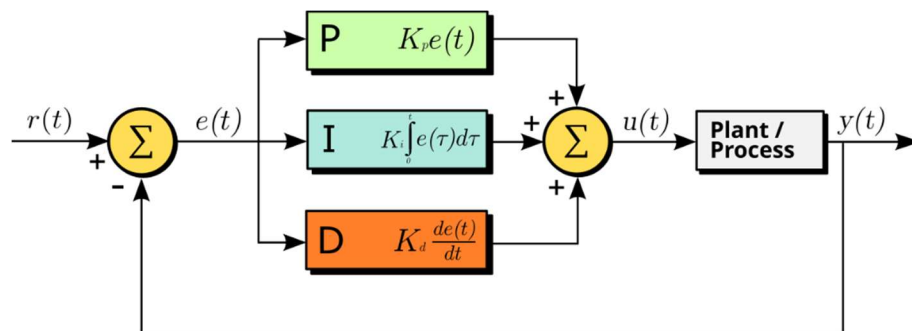


Рисунок 4.17 – Класичний ПІД-регулятор

Його універсальність та здатність забезпечувати високу точність управління роблять його незамінним інструментом у багатьох галузях, від промислової автоматизації до робототехніки. Використання ПІД-регулятора для формування коефіцієнта зворотного зв'язку дозволяє системі динамічно реагувати на зміни входних сигналів і збурень, зберігаючи при цьому стабільність та точність.

У цьому розділі розглядаються основні принципи застосування підходу ПД–регулятора в задачах гарантованої точності, аналізується вплив його параметрів на динамічні характеристики системи, а також пропонуються методи налаштування регулятора для досягнення оптимальних результатів.

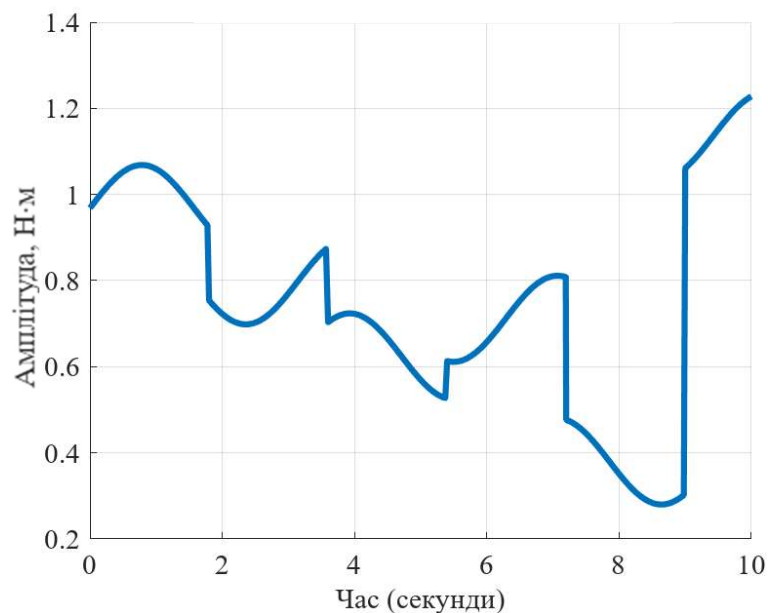
#### 4.3.1 Використання П–коефіцієнта

П– регулятор (алгебраїчна функція змінної стану) сформуємо у вигляді

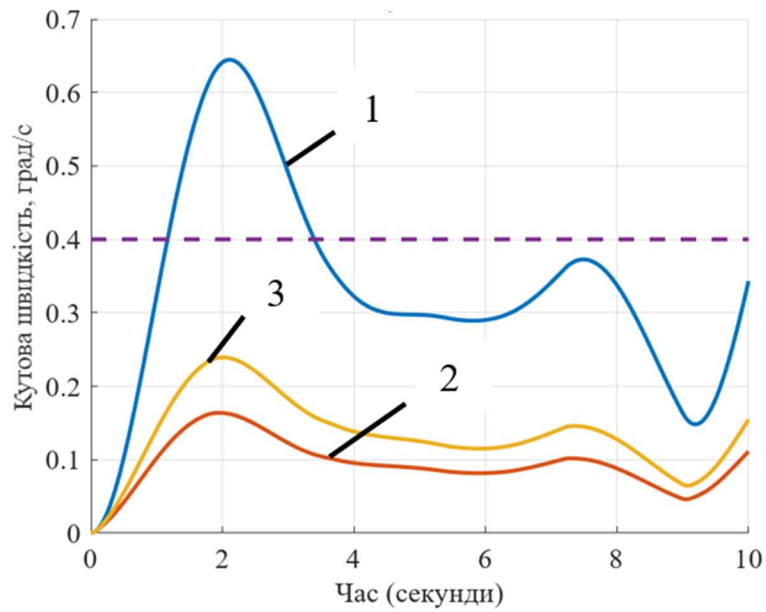
$$K = \frac{1}{y_{ad} - |y|}, \quad (4.1)$$

$$K = \frac{1}{e^{y_{ad} - |y|}}. \quad (4.2)$$

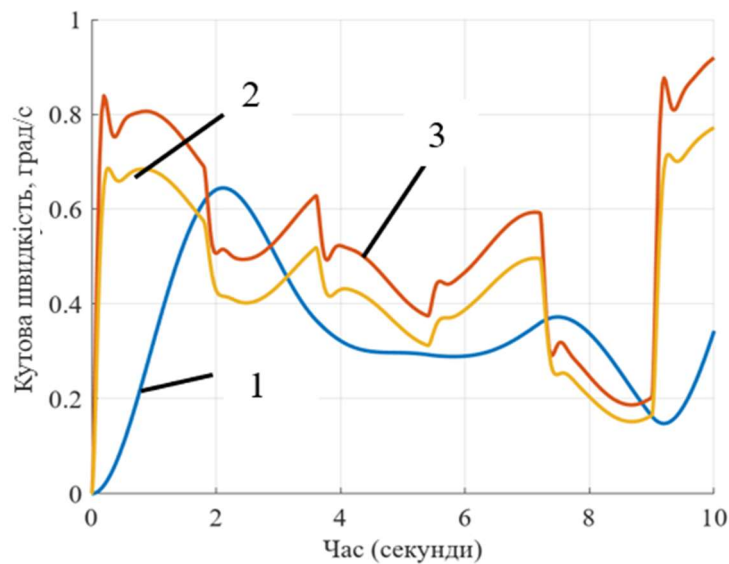
Результати моделювання реакції системи керування при дії випадкового зовнішнього збурення для  $y_{ad} = 0,4$  показані на рис.4.18.



a)



б)



в)

Рисунок 4.18 – Випадкове збурення (а); реакція системи (б): без регулятора (б, лінія 1), з П – регулятором (4) (б, лінія 2), з П – регулятором (5) (б, лінія 3); сигнал стабілізації без регулятора (в, лінія 1), сигнали регулятора (4), (5) (в, лінії 2,3)

Аналіз результатів моделювання (рис. 4.18, б) показує, що П-регулятор забезпечує виконання умови гарантованої (заданої) точності (2), а сформований сигнал П-регулятора (рис. 2, в) значно збільшує швидкодію системи.

### 4.3.2 Використання ПД–коефіцієнта

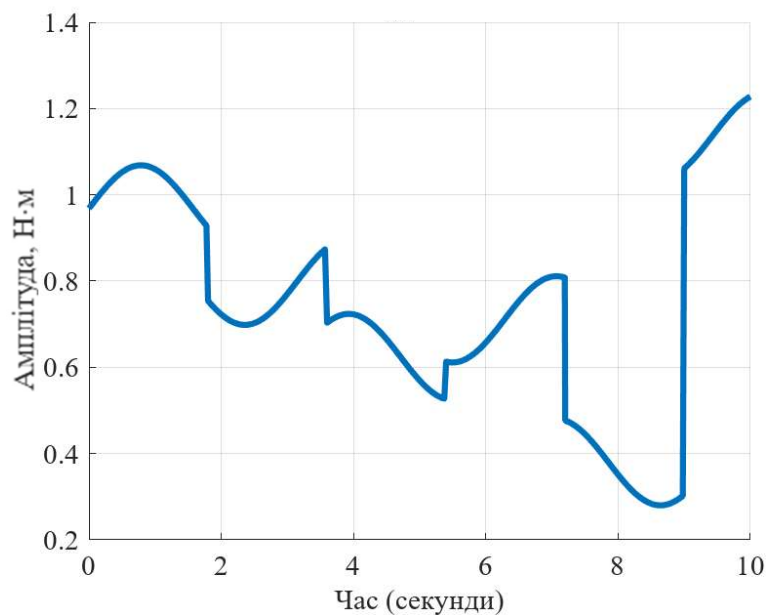
Оскільки для розв’язання задачі забезпечення інваріантності пропорційний коефіцієнт ми формуємо у вигляді (3.1) пропонується розглянути додатково введення диференціального коефіцієнта за принципом побудови ПД регулятора, що відноситься до частини контролера, відповідальної за реагування на зміни помилки з часом. Ця додаткова складова допомагає передбачити майбутню поведінку помилок і додає ефект демпфування реакції системи, допомагаючи зменшити перевищення допустимої межі та підвищити стійкість.

Диференціальний член, представлений в (4.3), забезпечує керуючу дію, пропорційну швидкості зміни контрольованої змінної стану. Це означає, що коли вихідний сигнал системи змінюється, диференціальний член реагує на сповільнення відповіді, якщо стан швидко змінюється.

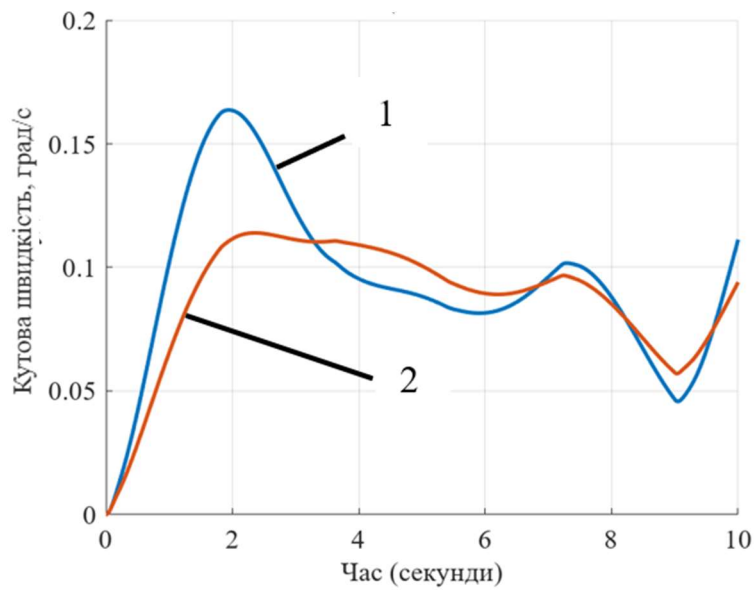
**ПД – регулятор (алгебраїчно – диференціальний)** має структуру

$$K(y) = \frac{K_{\Pi}}{y_{ad} - |y(t)|} + K_D \cdot \frac{dy(t)}{dt}, \quad (4.3)$$

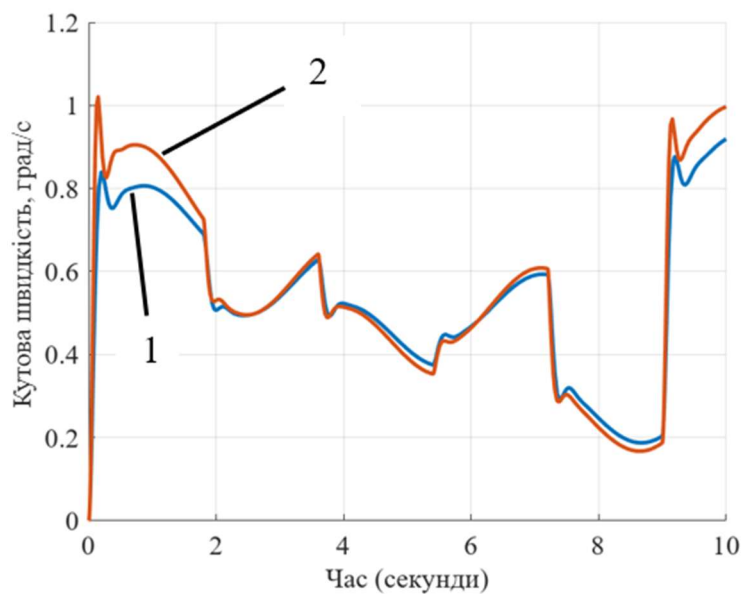
Результати моделювання реакції системи керування (1) при дії випадкового зовнішнього збурення для  $y_{ad} = 0,4$  показані на рис.4.19.



a)



б)



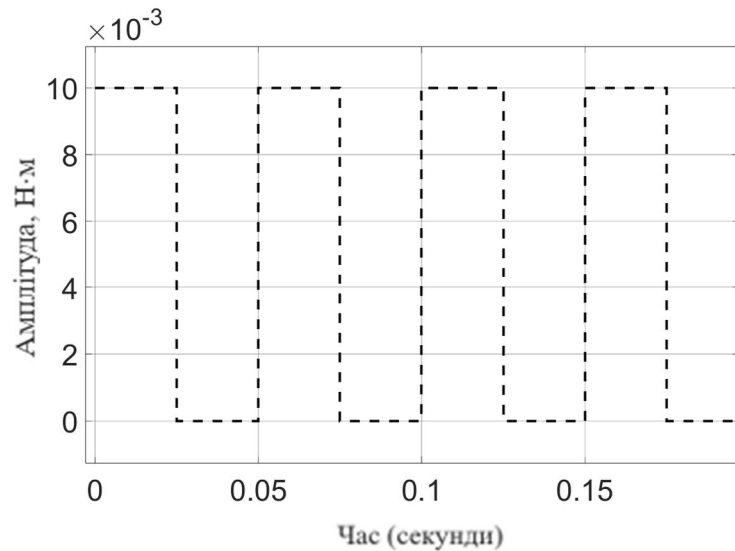
в)

Рисунок 4.19 – Випадкове збурення (а), реакція системи з П – регулятором (4) (б, лінія 1) та ПД – регулятором (6) (б, лінія 2) (б), сигнал П – регулятора (4)(в, лінія 1) та ПД – регулятора (6) (в, лінія 2)

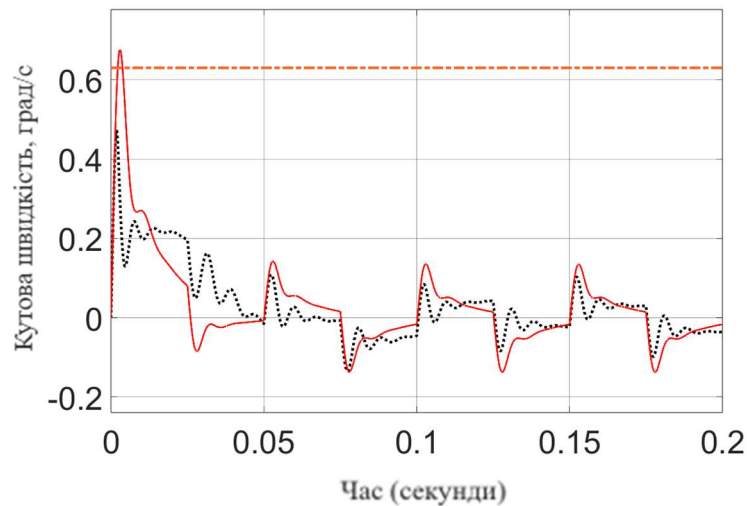
Результати моделювання реакції системи на збурення (рис.4.19 а) з ПД–регулятором (6) показує зменшення (рис. 4.19 б, лінія 2) амплітуди реакції (амплітуди похибки) введенням в регулятор диференціальної складової. При

цьому досягнуті П – регулятором (4) швидкодія (рис. 4.19 б, лінія 1) та сигнал регулятора (рис. 4.19 в, лінія 1) в ПД – регуляторі змінюються незначно (відповідні лінії 2 на рис. 4.19 б,в).

Для перевірки працездатності та ефективності запропонованого алгоритму формування додаткового контуру системи автоматичного керування та алгоритму забезпечення гарантованої точності проведемо моделювання зі збуренням у вигляді імпульсів прямокутної форми через рівні проміжки часу (рис.4.20 а)

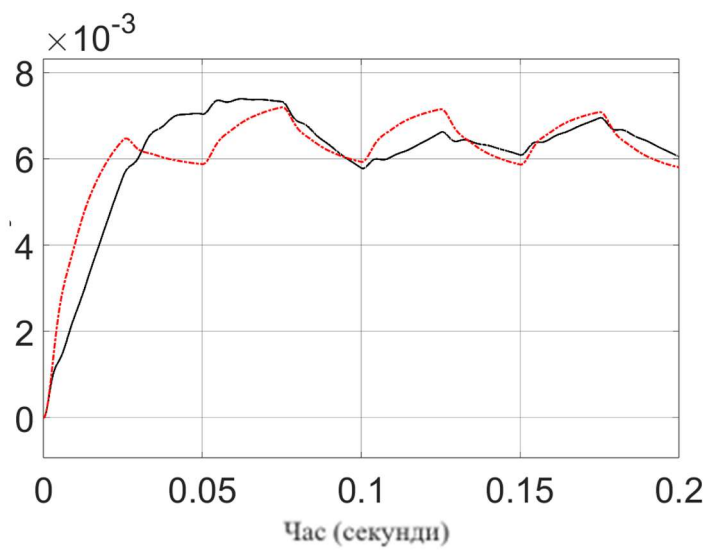


а)

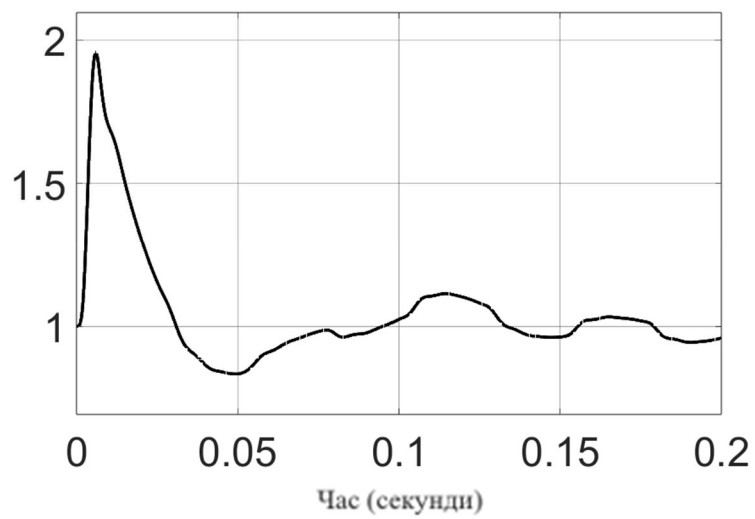


б)

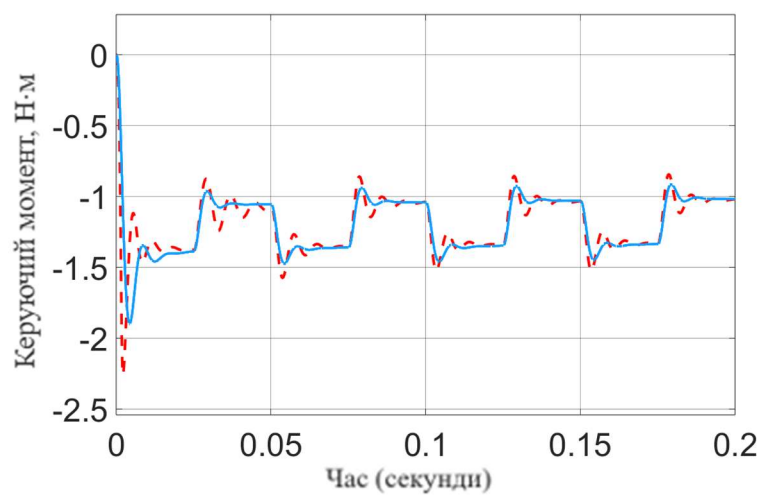




в)



г)



д)

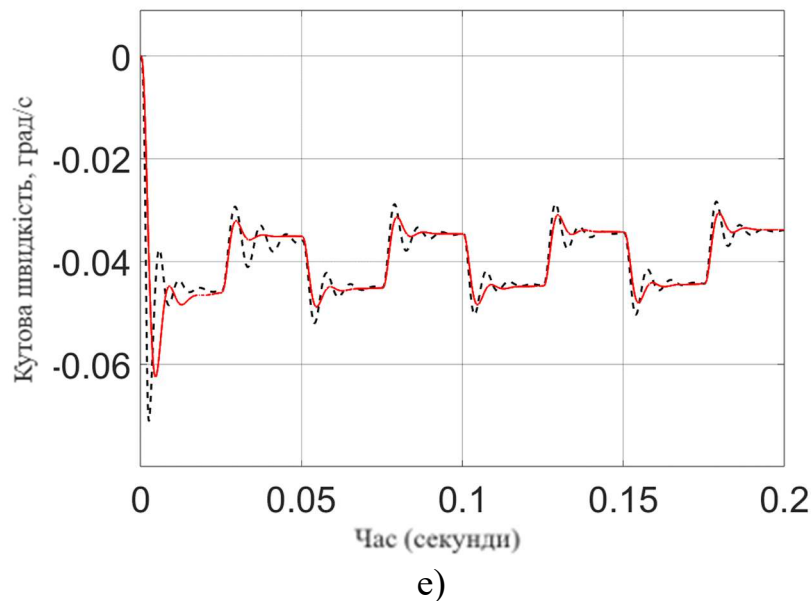


Рисунок 4.20 – Випадкове збурення та реакція системи з ПД – регулятором: випадкове збурення (а), реакція системи з П – регулятором (б), похибка стабілізації (в), порівняння похибок (г), сигнали керування (д), абсолютна похибка (е)

Переваги диференціального члена:

- Диференціальний член додає ефект демпфування, роблячи систему менш чутливою до швидких змін. Це зменшує коливання та згладжує реакцію системи.
- Реагуючи на швидкість зміни помилки, диференціальний член допомагає уникнути перевищення встановленого значення. Без цього система може надто агресивно реагувати на великі збурення, що призведе до перерегулювання та додаткових коливань.
- Диференціальний член дозволяє контролеру «передбачити» майбутні збурення на основі поточної швидкості їх зміни, що дозволяє здійснювати попереджувальні коригування законів керування.

Хоча диференціальний член покращує динамічну поведінку системи, його роль у забезпеченні гарантованої точності обмежена. Сам по собі він безпосередньо не стосується залишкових або усталених помилок, що є основною роботою інтегрального члена. Деякі обмеження включають:

- Диференціальний член не виправляє похибку в усталеному режимі. Він лише впливає на швидкість зміни сигналів та допомагає керувати тимчасовими перехідними процесами. Таким чином, система все ще може мати усталену похибку якщо диференціальний член використовується без інтегрального.

- Диференціальний член чутливий до шуму, оскільки він підсилює високочастотні зміни в сигналі. Це може спричинити непотрібні коливання або непостійні дії керування, що знижує точність системи. У системах із шумними датчиками або коливаннями вхідних сигналів диференціальний член може погіршити ситуацію, впливаючи на точність і стійкість системи.

- Неправильне налаштування коефіцієнтів диференціального члена може призвести до надмірно консервативного керування, коли система реагує надто повільно, або надмірно агресивного керування, де невеликі коливання надмірно гасяться. В обох випадках системі може бути важко досягти заданого значення швидко й точно.

#### **4.3.2 Висновок щодо використання ПД-коефіцієнта**

У поєднанні з добре налаштованими пропорційними та інтегральними членами диференціальний член підтримує точне та плавне керування, що є критичним у системах, де потрібні як точність, так і стійкість. Однак ретельне налаштування та пом'якшення шуму є важливими для досягнення максимальної ефективності без введення ненавмисної нестабільності чи посилення шуму.

Переваги: диференціальний член додає демпфування, зменшує перерегулювання, покращує стабільність системи та забезпечує прогнозовану дію керування.

Недоліки: він чутливий до шуму, складний для налаштування та може не підходити для всіх систем. Надмірне використання або неправильне налаштування може призвести до нестабільності або низької продуктивності.

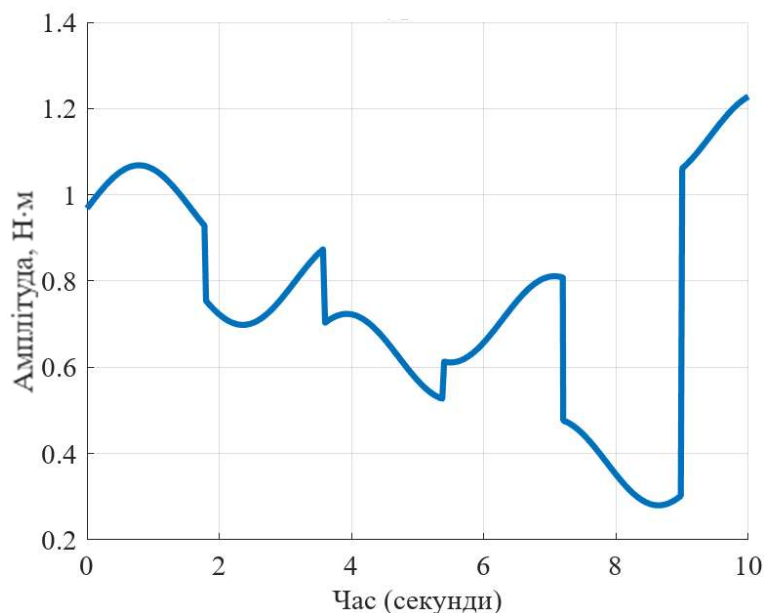
### 4.3.3 Використання Інтегрального коефіцієнта

Інтегральний коефіцієнт у додатковому контурі забезпечення гарантованої точності з використанням підходу ПІД-регулятора розглядає кумулятивну суму сигналу за час, щоб усунути усталену похибку, яка залишається після встановлення системи. Інтегральна дія безперервно регулює вихід, щоб зменшити цю похибку в усталеному стані.

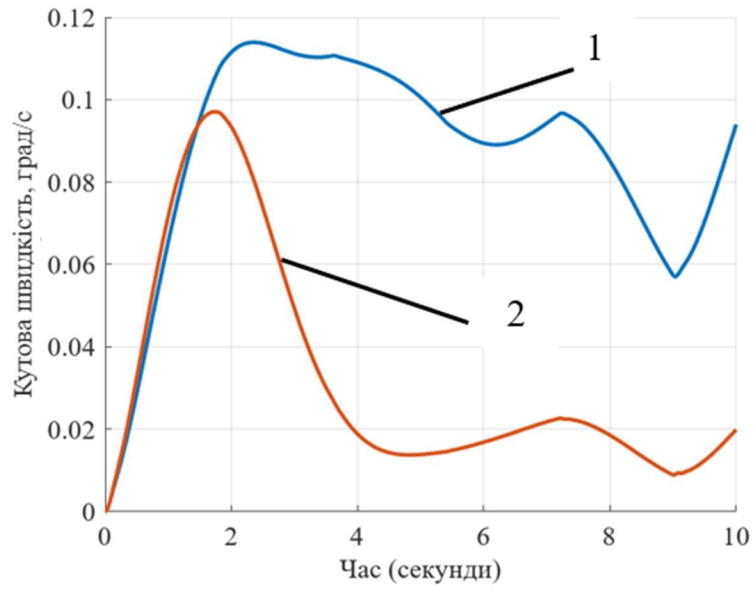
Інтегральний член накопичує сигнал з часом і відповідно регулює контрольований вихід. Якщо існує невелика похибка інтегральний член поступово збільшує зусилля керування для усунення цієї помилки.

Наприклад, якщо система постійно залишається нижче встановленого значення, інтегральний член зростатиме з часом, збільшуючи вихід, доки помилку не буде виправлено. Це гарантує, що в довгостроковій перспективі система досягне заданого значення та залишиться на ньому, забезпечуючи гарантовану точність.

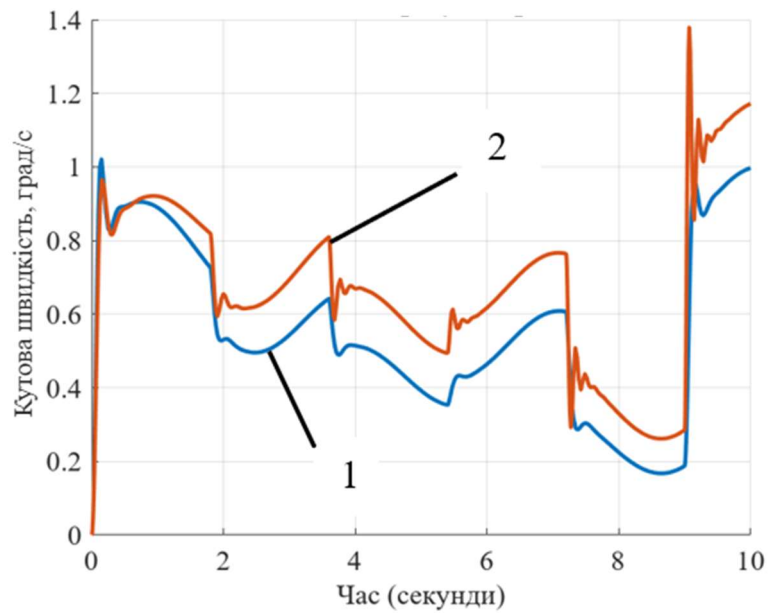
**ПІД – регулятор (алгебро –інтегрально–диференціальний)** має структуру. Результат моделювання реакції системи керування при дії випадкового зовнішнього збурення для  $y_{ad} = 0,4$  показаний на рис. 4.21.



a)



б)



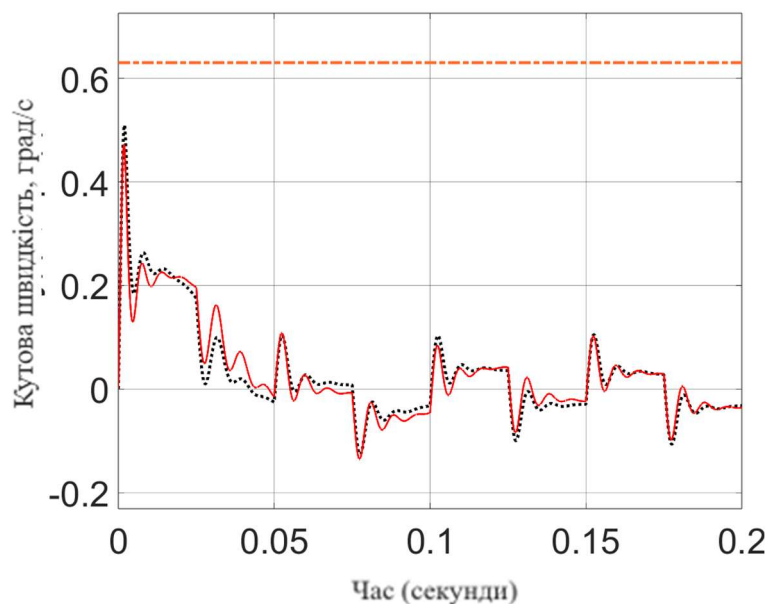
в)

Рисунок 4.21 – Випадкове збурення (а); реакція системи на збурення: з ПД – регулятором (б) (б, лінія 1) та з ПД – регулятором (3) ( б, лінія 2); сигнал керування ПІ–регулятора (в, лінія 1) та ПД – регулятора (в, лінія 2)

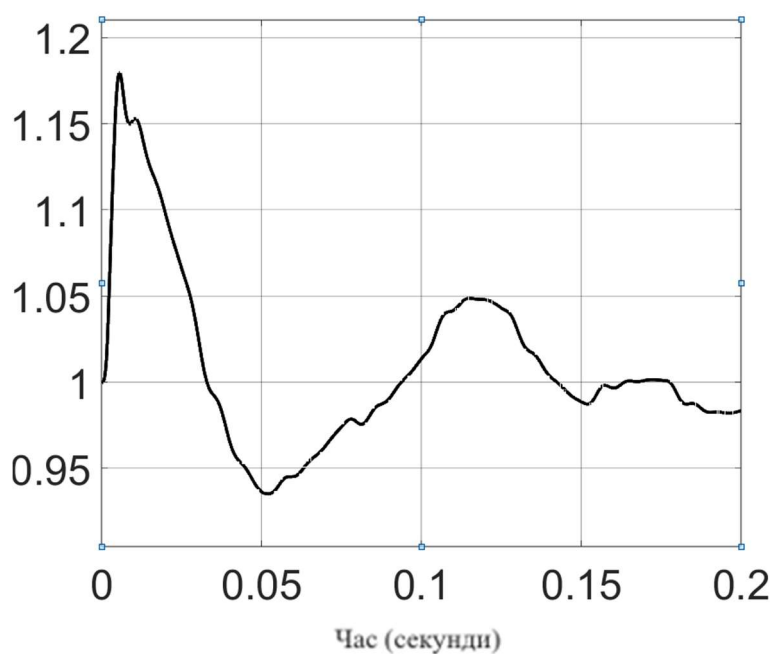
Результати моделювання показують, що інтегральний доданок ПД – регулятора (4.21), що вводить астатизм у систему, забезпечує компенсацію

накопиченої похибки (Рисунок 4.21 б, лінія 2). Сигнал регулятора (3) (рис. 4.21 в, лінія 2) змінюється несуттєво в порівнянні з сигналами регуляторів (4), (5) та (6) (рис. 4.21в, лінія 1).

Проведемо додаткове моделювання з періодичними збуреннями.



а)



б)

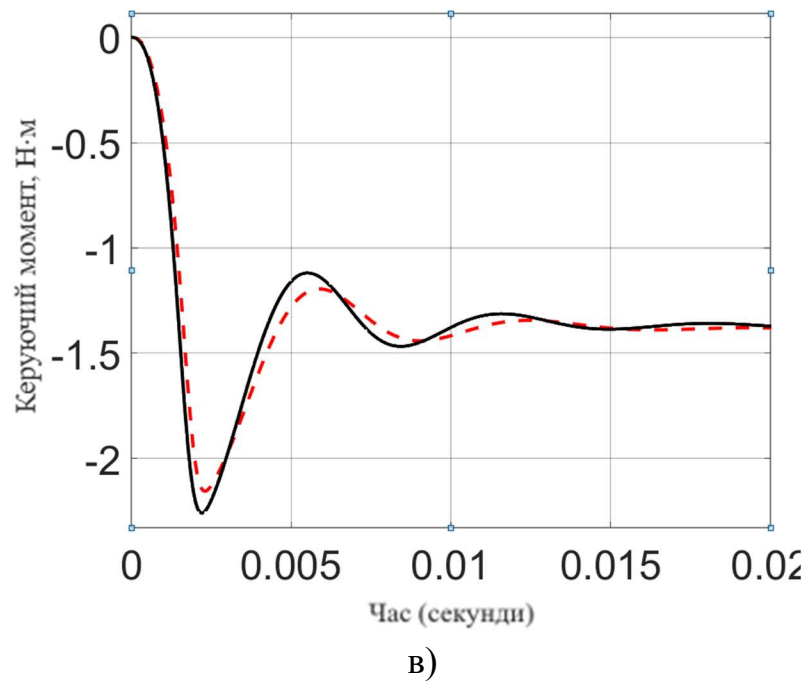


Рисунок 4.22 – Випадкове збурення та реакція системи з ПД – регулятором: випадкове збурення (а), реакція системи з П – регулятором (б), похибка стабілізації (в), порівняння похибок (г), сигнали керування (д)

### Переваги інтегрального члену

- Інтегральний член спеціально розроблений для усунення залишкових помилок, які можуть зберігатися після того, як пропорційні та похідні виконали свою роботу. Без інтегрального члена може залишитися невелика похибка, особливо в системах з постійними збуреннями або тертям. Інтегральний член забезпечує точне відстеження заданого значення з часом.

- Системи, які піддаються постійним збуренням (наприклад, зміни навантаження, тертя, фактори навколишнього середовища), отримують переваги від комплексної дії, оскільки вона постійно коригує керуючий сигнал для компенсації цих постійних впливів.

- У завданнях, де довгострокова точність є вирішальною, інтегральний термін гарантує, що навіть після стабілізації системи вона продовжує тонко налаштовувати контрольний вихід для підтримки точності.

- Інтегральний коефіцієнт допомагає системі справлятися з невизначеністю або немодельованою динамікою, регулюючи керуючий сигнал на основі накопиченої помилки, забезпечуючи більш надійну реакцію на непередбачувані фактори.

### **Недоліки інтегрального члена**

- Однією з найбільш важливих проблем, пов'язаних із інтегральним терміном, є інтегральне згортання. Коли контрольований сигнал досягає своїх максимальних або мінімальних меж (насичення), інтегральний член продовжує накопичувати помилку. Це може призвести до того, що система перевищить задане значення після виходу з насичення, оскільки інтегральний член скоригується через надмірне накопичення.

Рішення: у багатьох системах використовуються механізми запобігання згортанню, як фіксація інтегрального члена або його скидання, коли система досягає своїх меж, щоб запобігти надмірному накопиченню інтегрального члена.

- Інтегральна дія за своєю суттю є повільною, оскільки вимагає часу для накопичення помилки та коригування виходу керування. У системах із швидким реагуванням занадто велика інтегральна дія може призвести до повільної роботи.

- Якщо інтегральне посилення встановлено занадто високим, система може стати нестійкою, що призведе до коливань або перевищення заданого значення.

- Хоча інтегральний член корисний для компенсації постійних збурень, він також може зробити систему більш чутливою до несподіваних або тимчасових збурень, оскільки вона продовжує накопичувати помилки навіть після зникнення збурень, що призводить до повільної корекції.

Правильне налаштування має важливе значення для ефективної роботи системи. Деякі поширені методи налаштування інтегрального члена включають:

1. Метод Циглера–Ніколса: цей популярний евристичний метод передбачає встановлення інтегральних і диференціальних членів на нуль і збільшення пропорційного посилення, доки система не досягне межі стійкості (коливань). З



цього моменту ви можете регулювати інтегральний коефіцієнт підсилення на основі емпіричних правил налаштування, щоб забезпечити усунення похибки в стаціонарному стані без надто сильного коливання.

2. Метод налаштування Коена–Куна: цей метод є ще одним підходом, заснованим на правилах який забезпечує початкові припущення щодо пропорційних, інтегральних і диференціальних коефіцієнтів. Він пропонує більш аналітичний підхід, враховуючи як динамічну, так і стаціонарну поведінку системи.

3. Автоналаштування: сучасні ПД–регулятори часто мають алгоритми автоналаштування, які регулюють значення коефіцієнтів на основі реакції системи в реальному часі. Автоналаштування особливо корисне в системах, де ручне налаштування складне або динаміка системи складна.

#### **4.3.4 Інтегральний член у задачі про гарантовану точність**

Гарантована точність означає здатність системи досягати та підтримувати бажане задане значення (цільове значення) з часом, навіть за наявності невизначених збурень або змін у динаміці системи. Інтегральний член має важливе значення для гарантованої точності в системах, оскільки він безперервно регулює контрольний вихід для усунення будь-якої помилки в усталеному стані.

Переваги: інтегральний член усуває похибку в усталеному стані, справляється зі постійними перешкодами та забезпечує тривалу точність. Це важливо для досягнення гарантованої точності в системах з постійними невизначеними збуреннями або повільними дрейфами датчиків.

Недоліки: це може спричинити інтегральне згортання, призвести до повільного часу відгуку та викликати коливання або втрату стійкості, якщо коефіцієнт не налаштовано належним чином.

#### 4.4 Моделювання контуру стабілізації синтезованої оптимальної системи керування оптичною віссю камери з використанням алгоритму забезпечення гарантованої точності

У цьому підрозділі розглядається моделювання контуру стабілізації для розробленої системи керування оптичною віссю камери. Використовуючи алгоритм забезпечення гарантованої точності, проводиться оцінка функціонування контуру стабілізації в умовах різних видів збурень. Основною метою є перевірка здатності системи до швидкої стабілізації та підтримання високої точності в динамічних умовах.

##### Налаштування моделі в середовищі Simulink

Модель контуру стабілізації створена в середовищі Simulink. Для проведення моделювання встановлюються початкові параметри системи, зокрема значення коефіцієнтів, параметри збурень і точність стабілізації.

Зображений на рис. 4.23 графік демонструє графік кутової швидкості системи стабілізації.

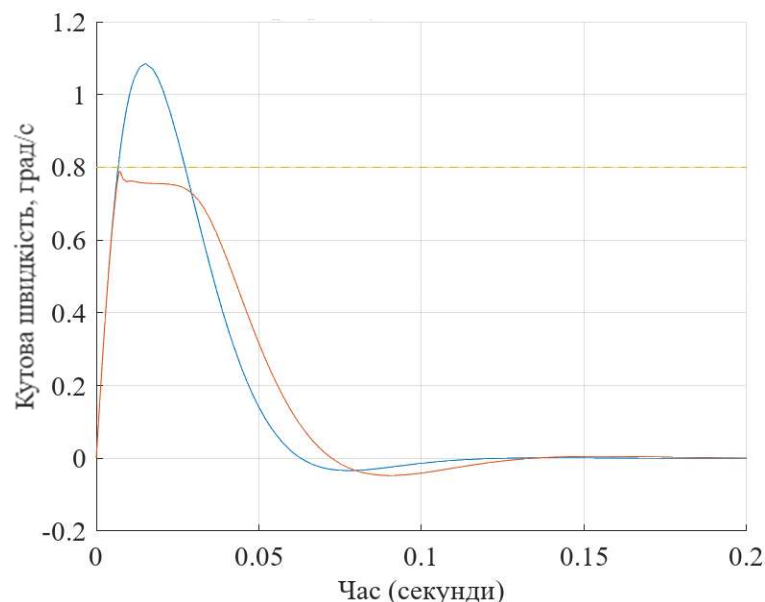


Рисунок 4.23 – Графік кутової швидкості системи стабілізації оптичної осі при дії одиничного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Результати моменту двигуна системи наведені на рис. 4.24.

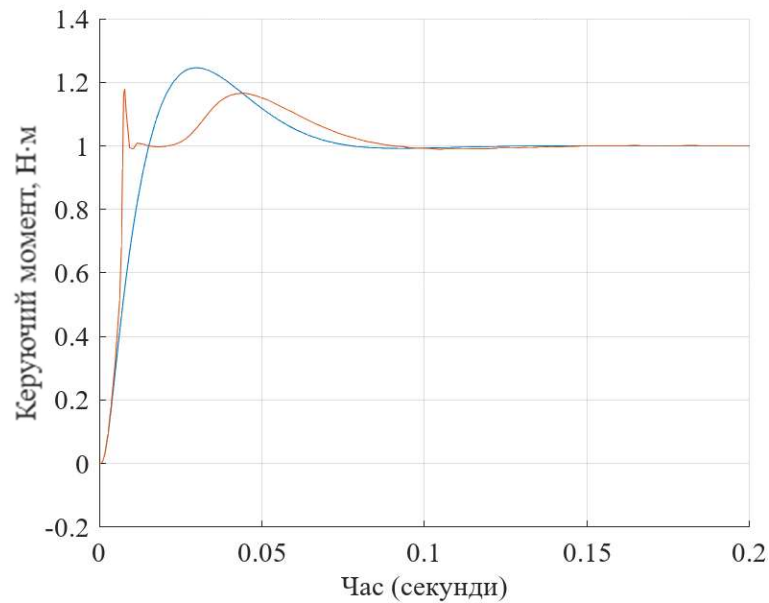


Рисунок 4.24 – Графік моменту двигуна системи стабілізації оптичної осі при дії одиничного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

На рисунку 4.25 показано ефективність запропонованого методу у вигляді сигналів керування при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності.

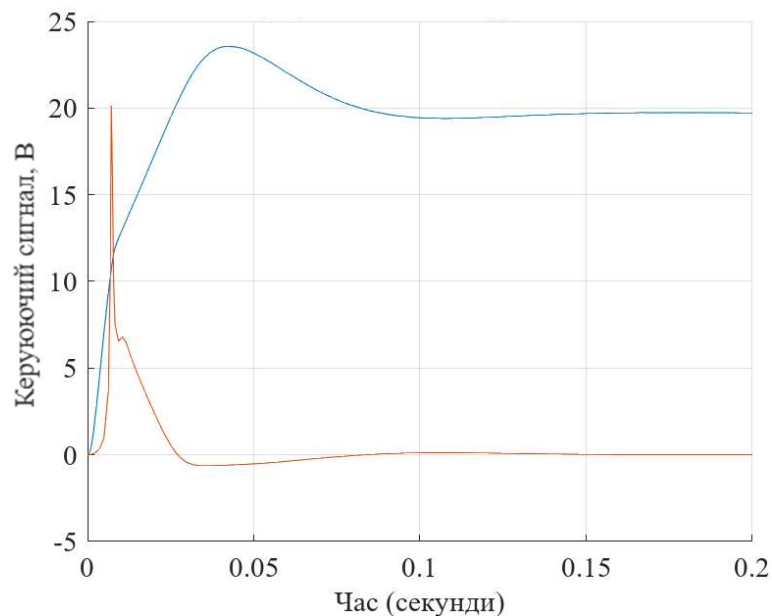


Рисунок 4.25 –Графік сигналів керування системи стабілізації оптичної осі при дії одиничного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

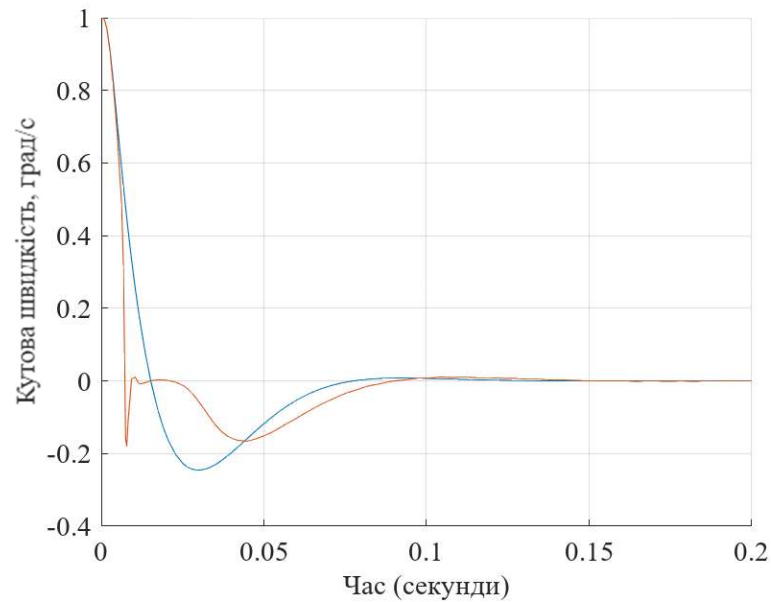


Рисунок 4.26 – Графік похибки системи стабілізації оптичної осі при дії одиничного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Розподіл похибок в системі представлено на рис. 4.26. Дослідження динамічних характеристик рис. 4.27. підтверджує ефективність запропонованого алгоритму

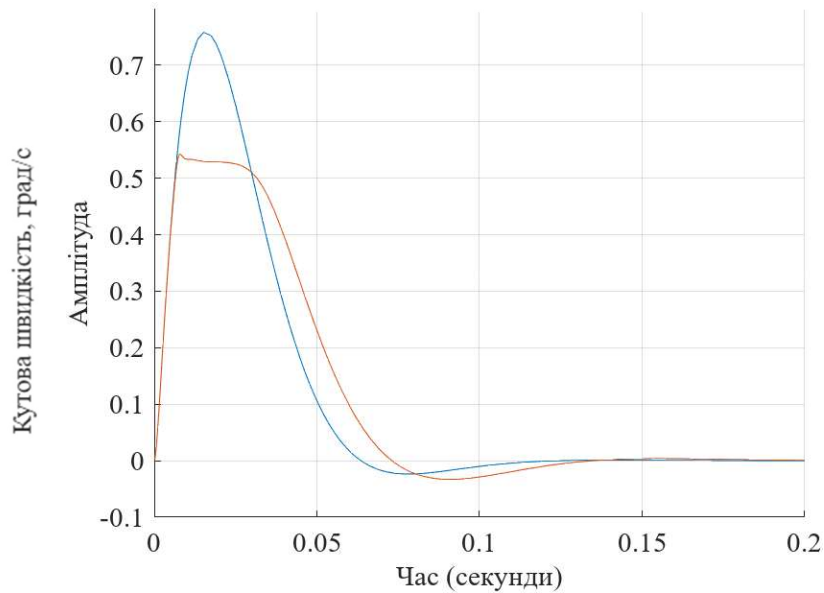


Рисунок 4.27 – Графік сигналу ДКШ системи стабілізації оптичної осі при дії одиничного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

## Моделювання та аналіз результатів при різних сценаріях збурень

Моделювання проводиться в декілька етапів із застосуванням різних сценаріїв збурень для оцінки здатності контуру стабілізації до швидкого реагування та підтримання високої точності.

Сценарій 1: синусоїдальні збурення. Опис: вплив гармонічних синусоїдальних збурень з різною амплітудою та частотою. На основі проведеного моделювання отримано результати, наведені на рис. 4.28.

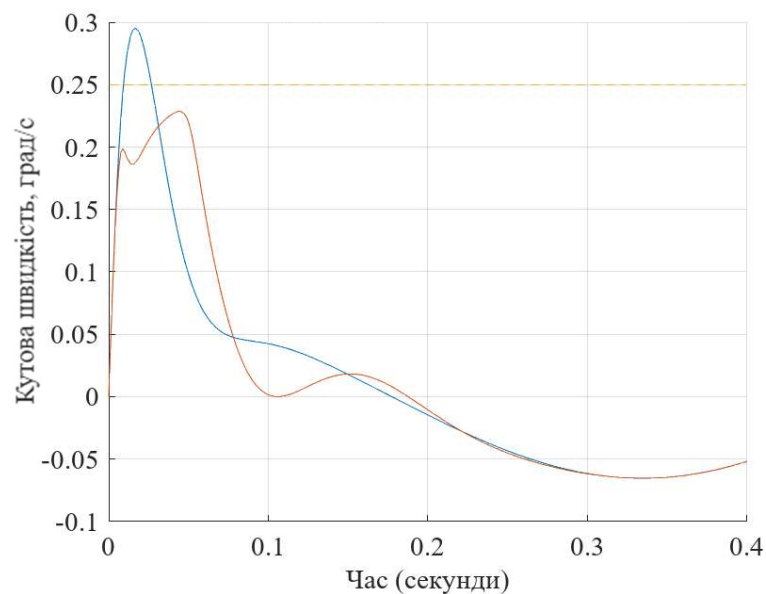


Рисунок 4.28 – Графік кутової швидкості системи стабілізації оптичної осі при дії періодичного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Зміни параметрів керування в часі представлені на рис. 4.29.

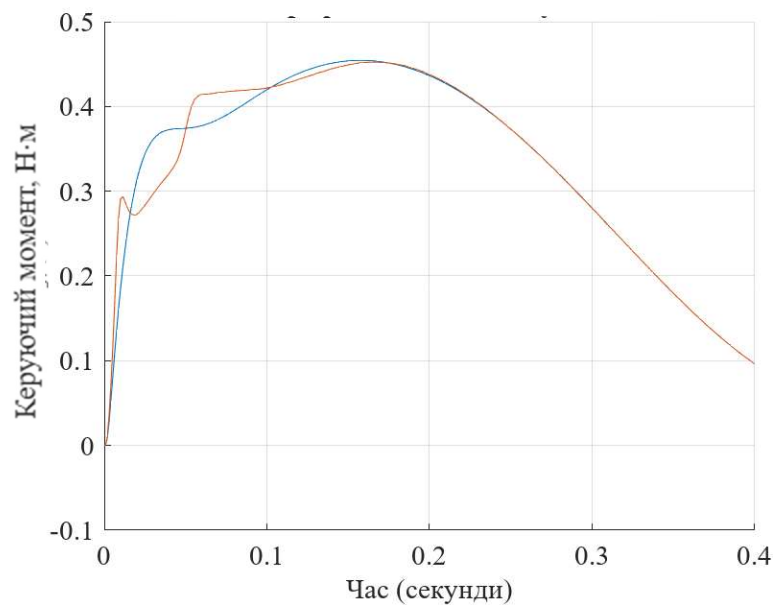


Рисунок 4.29 – Графік моменту двигуна системи стабілізації оптичної осі при дії періодичного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Графічна інтерпретація сигналів системи керування стабілізації оптичної осі при дії періодичного збурення отриманих за результатом моделювання подана на рис. 4.30.

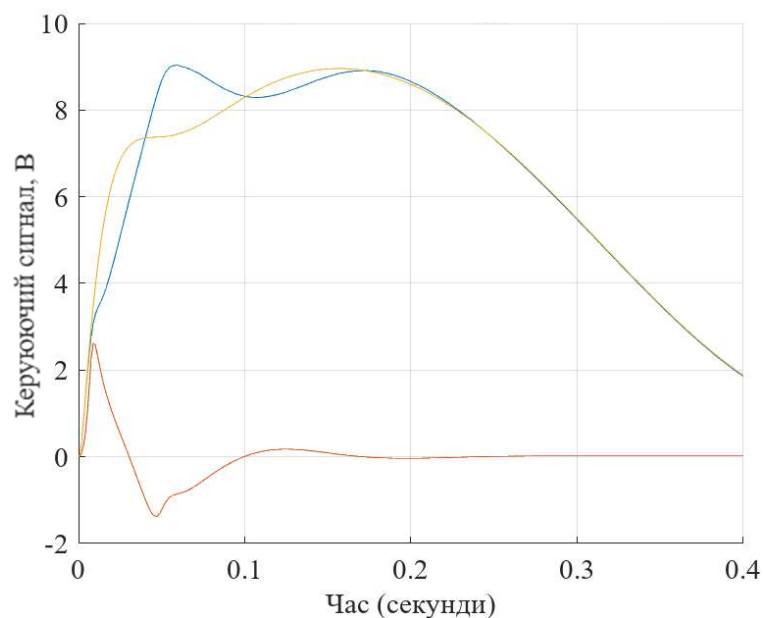


Рисунок 4.30 – Графік сигналів системи керування стабілізації оптичної осі при дії періодичного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

На рисунку 4.31 показано порівняння моментів різних підходів до моделювання.

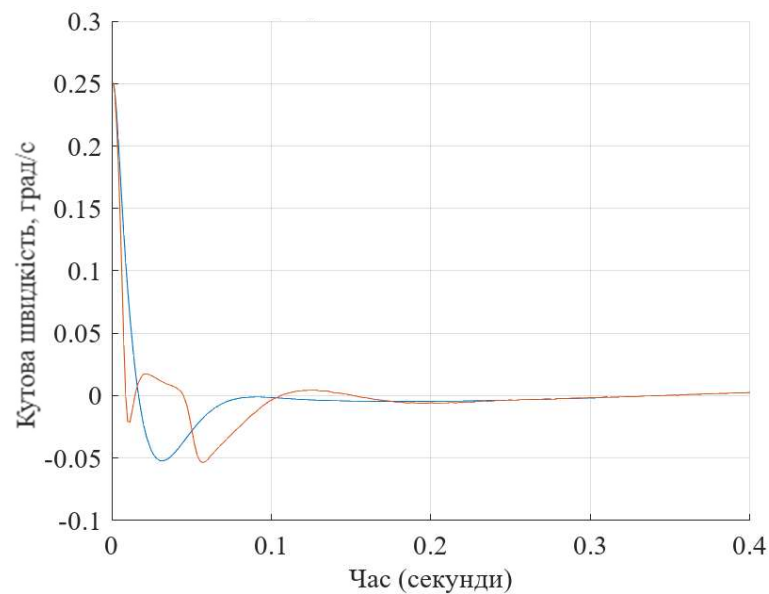


Рисунок 4.31 Графік похибки стабілізації оптичної осі при дії періодичного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Рисунок 4.32 ілюструє реакцію системи, а саме ДКШ на зовнішні збурення.

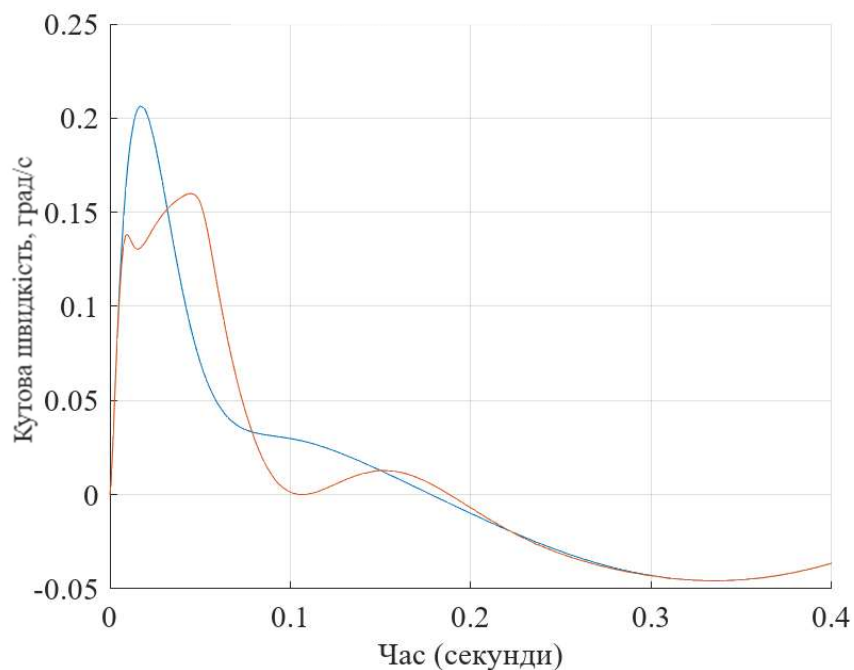


Рисунок 4.32 Графік сигналів ДКШ системи стабілізації оптичної осі при дії періодичного збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Система продемонструвала здатність алгоритму забезпечення гарантованої точності ефективно реагувати на змінні зовнішні коливання, підтримуючи високу точність стабілізації оптичної осі. Алгоритм швидко адаптується до характеру збурень, забезпечуючи мінімізацію амплітуди відхилень та швидке згасання коливань.

Ключовим результатом є збереження стійкості та якості перехідного процесу навіть за умов різких змін впливу збурень, що свідчить про високу адаптивність алгоритму. Крім того, забезпечується оптимальне співвідношення між швидкодією та точністю керування, що є важливим для стабільної роботи системи в реальних умовах експлуатації, включаючи вплив випадкових вібрацій.

Наступний сценарій передбачає непередбачувані випадкові збурення для перевірки адаптивності алгоритму.

Сценарій 2: випадкові збурення.

Система піддається випадковим збуренням, які імітують динамічні умови експлуатації, на основі отриманих результатів було побудовано графіки рис. 4.33.

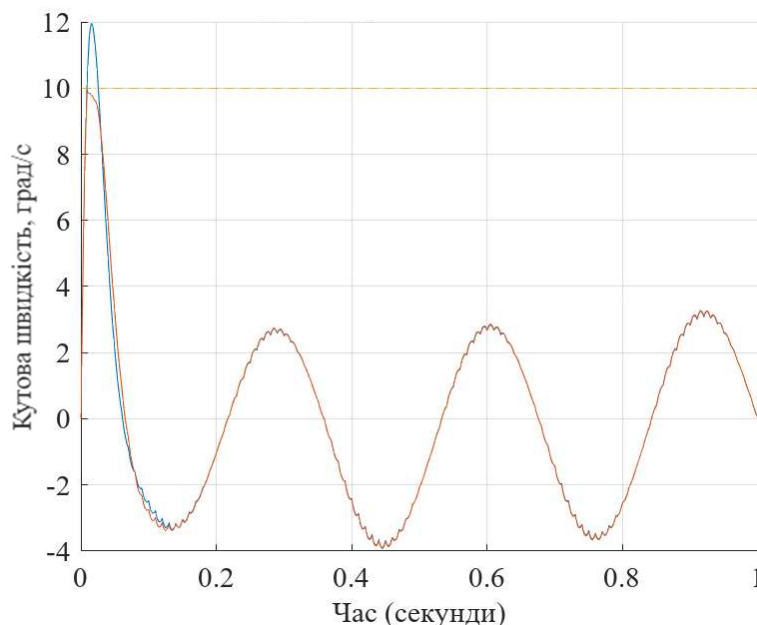


Рисунок 4.33 – Графік кутової швидкості системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності



Оцінка точності роботи системи наведена на рис. 4.34.

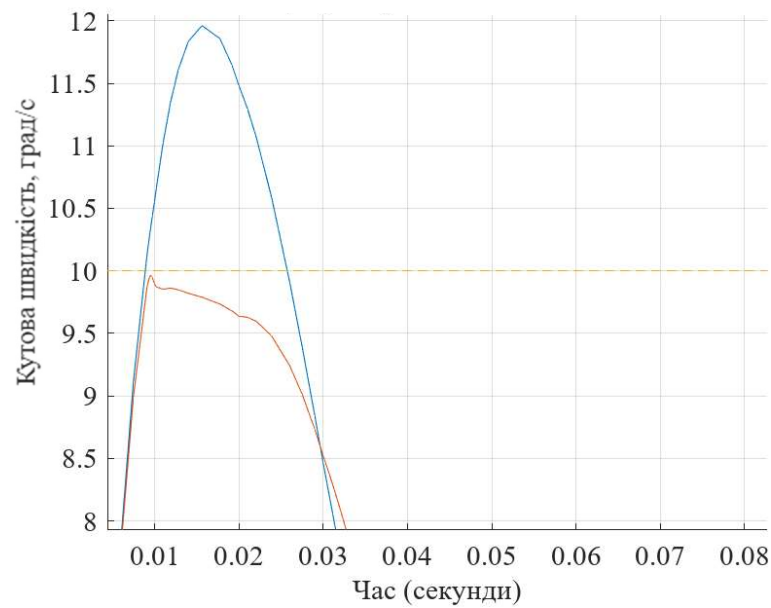


Рисунок 4.34 – Графік кутової швидкості системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

На рис. 4.35-4.36 показано вплив зміни вхідних даних на кінцевий результат.

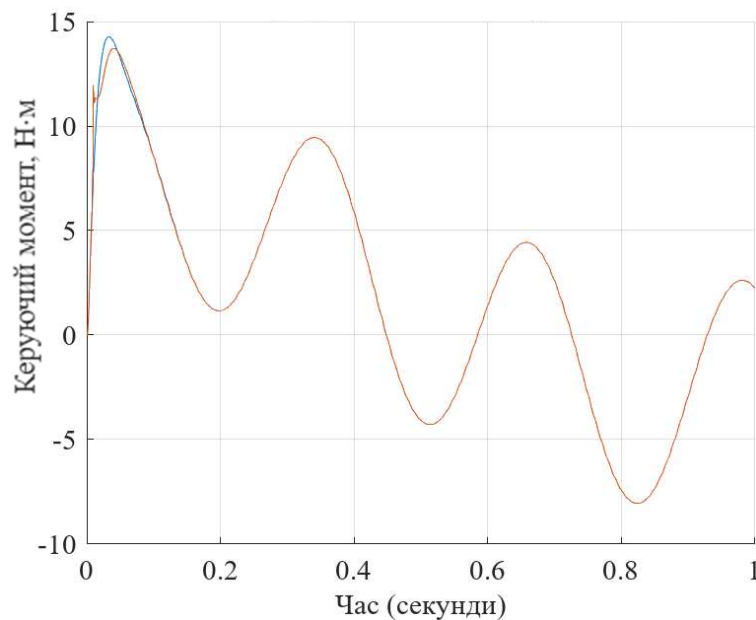


Рисунок 4.35 – Графік моменту двигуна системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

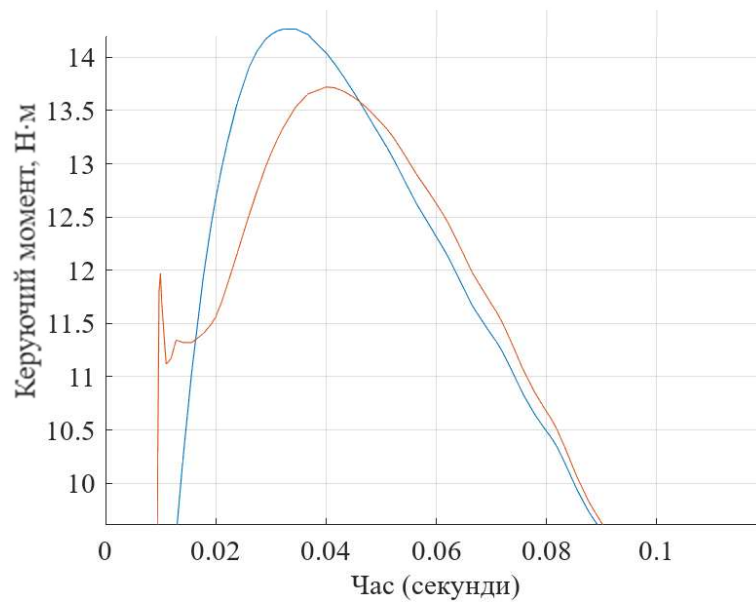


Рисунок 4.36 – Графік моменту двигуна системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Графік на рис. 4.37 відображає ефективність системи.

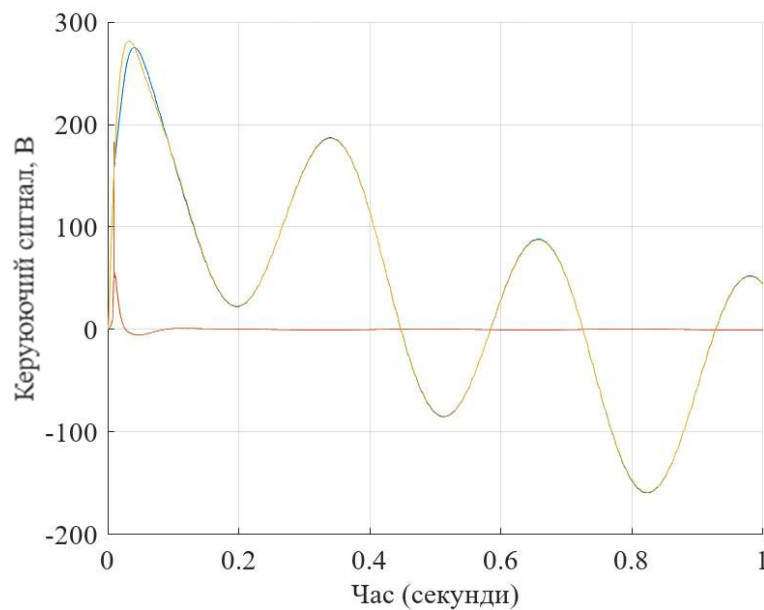


Рисунок 4.37 – Графік сигналів керування системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Динаміка зміни параметрів сигналів керування системи стабілізації оптичної осі при дії збурення збільшеної амплітуди наведена на рис. 4.38.

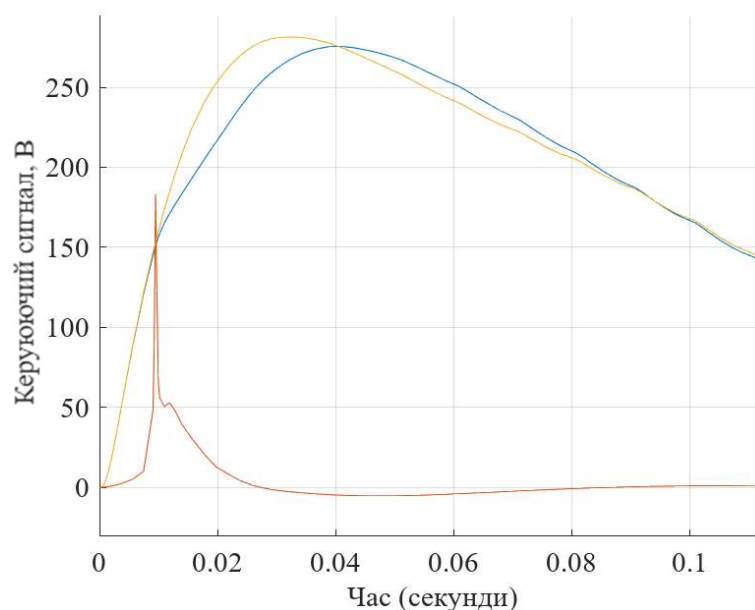


Рисунок 4.38 – Графік сигналів керування системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Залежності, отримані в результаті моделювання, наведені на рис. 4.39-4.40.

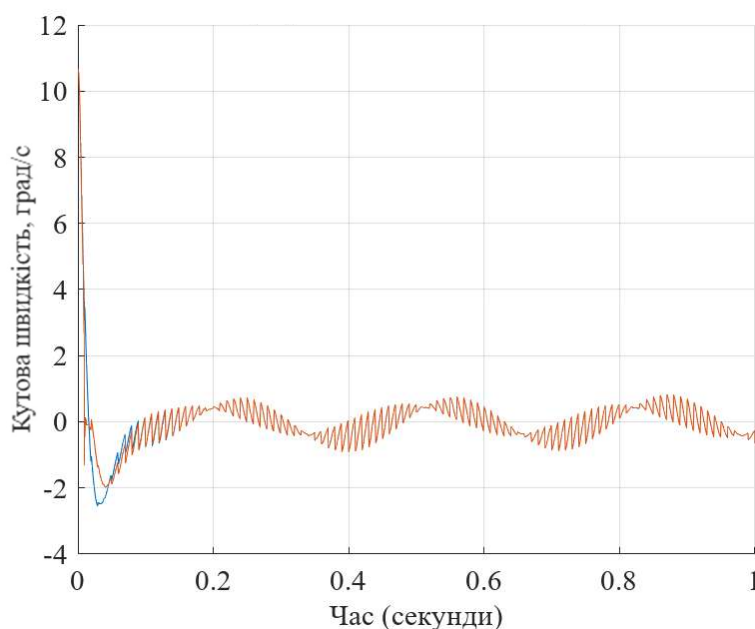


Рисунок 4.39 – Графік похибки стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

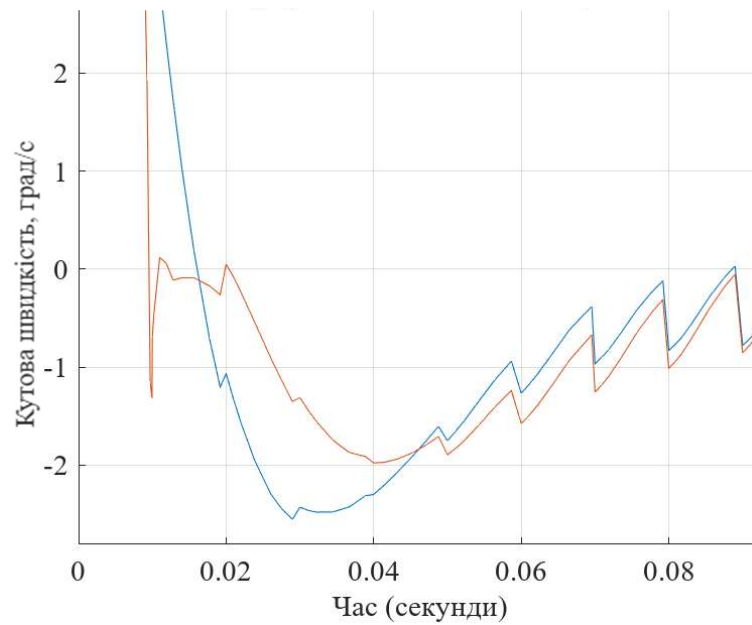


Рисунок 4.40 –Графік похибки стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

На рис. 4.41 наведено графічне відображення змін основних параметрів системи, а саме ДКШ.

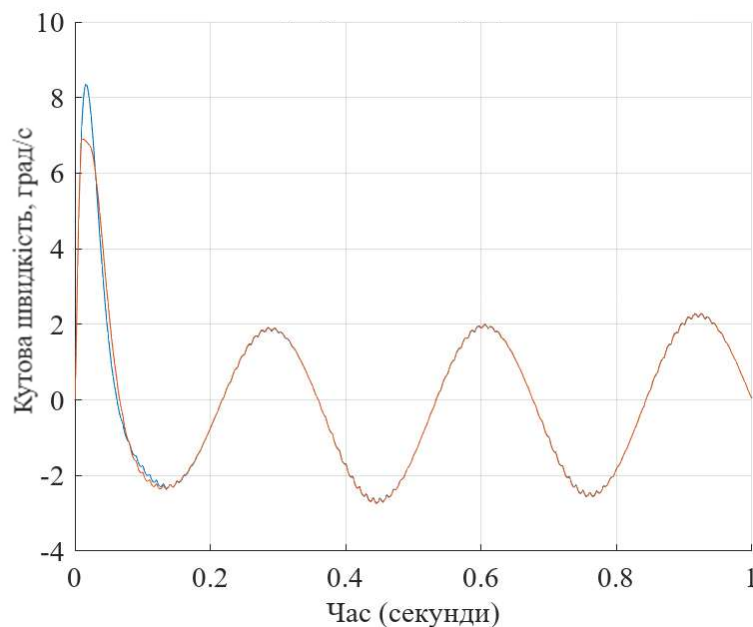


Рисунок 4.41 Графік сигналів ДКШ системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Незважаючи на зміну амплітуди збурення, контур стабілізації утримує високу точність стабілізації, завдяки адаптивності алгоритму. Порівняно з попереднім сценарієм, час реакції трохи зріс, але точність стабілізації залишається на високому рівні. Система продемонструвала ефективність алгоритму забезпечення гарантованої точності при дії випадкового збурення збільшеної амплітуди.

Застосування алгоритму дозволило зберегти стабільність системи навіть за умов значних зовнішніх впливів, забезпечуючи мінімальні відхилення оптичної осі. Це свідчить про високу робастність алгоритму до непередбачуваних збурень та його здатність підтримувати високу якість перехідного процесу. Такий підхід гарантує надійність роботи системи в складних експлуатаційних умовах, забезпечуючи точну стабілізацію при впливі сильних випадкових факторів.

Сценарій 3: комбіновані збурення. Випробовується система під впливом одночасних гармонічних та випадкових збурень. Результати тестування алгоритму керування подано на рис. 4.42.

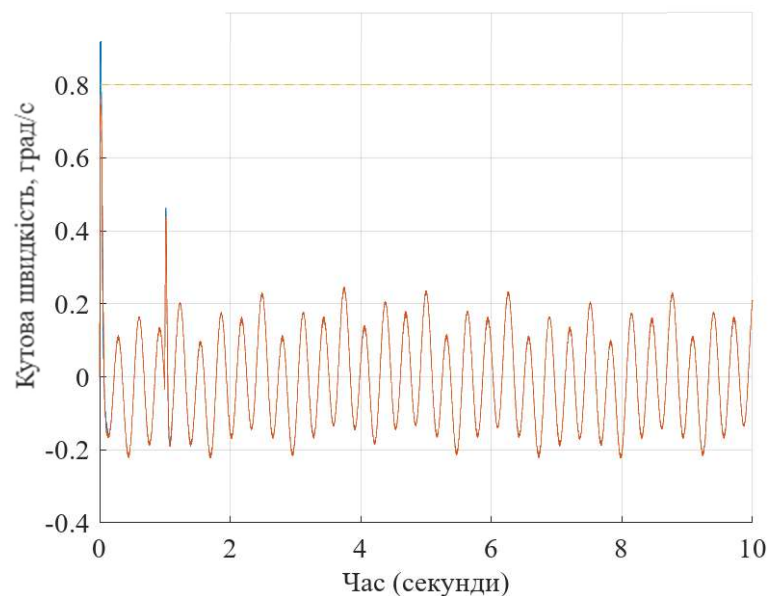


Рисунок 4.42 – Графік кутової швидкості системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового комбінованого збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Система продемонструвала високу ефективність алгоритму забезпечення гарантованої точності в умовах комбінованих збурень, що включали одночасну дію гармонічних та випадкових коливань. Динаміка перехідних процесів представлена на рис. 4.43-4.44.

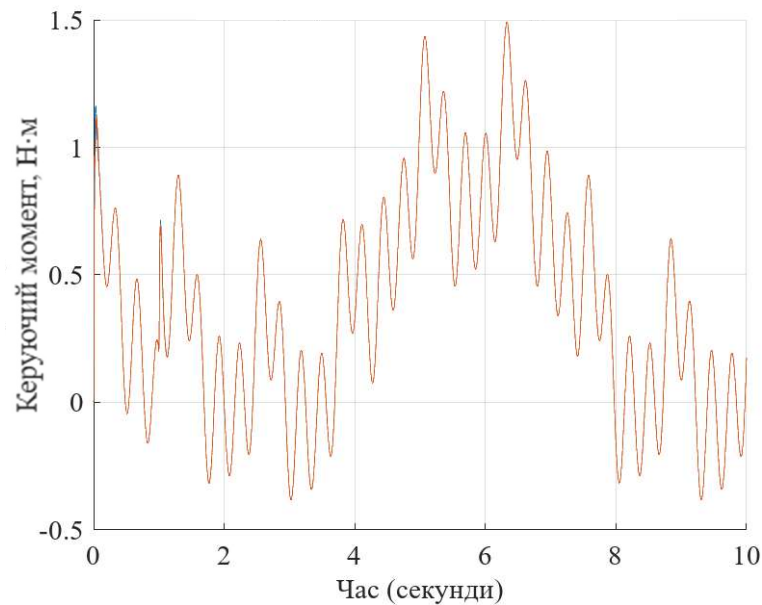


Рисунок 4.43 – Графік моменту двигуна системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового комбінованого збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

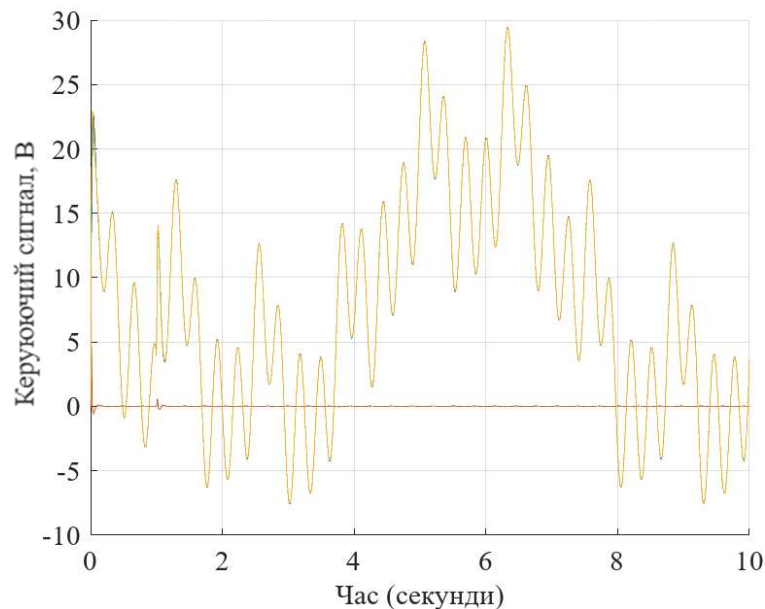


Рисунок 4.44 – Графік сигналів керування системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового комбінованого збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Графік на рис. 4.45 демонструє поведінку системи в умовах випадкових збурень, та графічно відображає похибку стабілізації.

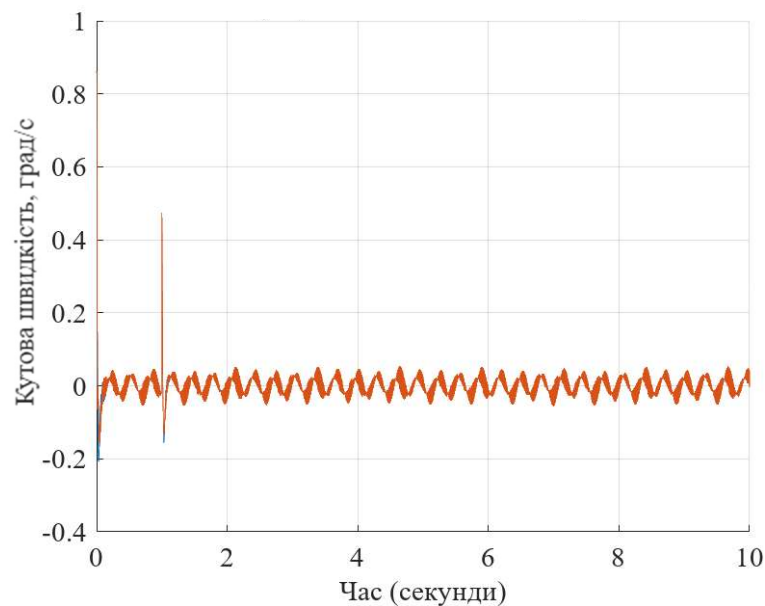


Рисунок 4.45 – Графік похибки системи стабілізації оптичної осі при дії випадкового комбінованого збурення в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Система з алгоритмом гарантованої точності показала здатність адаптуватися до складного характеру збурень, забезпечуючи збереження стабільності та високої точності стабілізації оптичної осі. Результати випробувань підтверджують, що алгоритм ефективно мінімізує негативний вплив одночасно різних типів збурень, зберігаючи якість перехідного процесу навіть у складних умовах експлуатації. Це робить його оптимальним рішенням для роботи в реальних середовищах із комбінацією передбачуваних і випадкових впливів.

Щоб перевірити здатність системи до швидкого реагування, оцінимо сценарій із різким випадковим збільшенням амплітуди збурень.

Сценарій 4: різке зростання амплітуди збурень. Вплив різкого зростання амплітуди збурень, що імітує аварійні умови, на рисунку 4.46 подано порівняння отриманих результатів із теоретичними розрахунками..

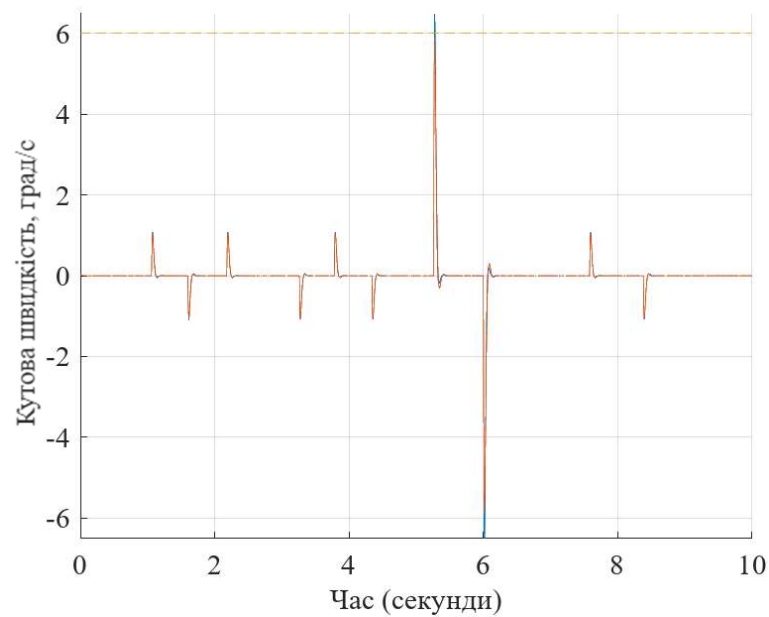


Рисунок 4.46 – Графік кутової швидкості системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності  
На рис. 4.47 наведено часові залежності керуючих сигналів.

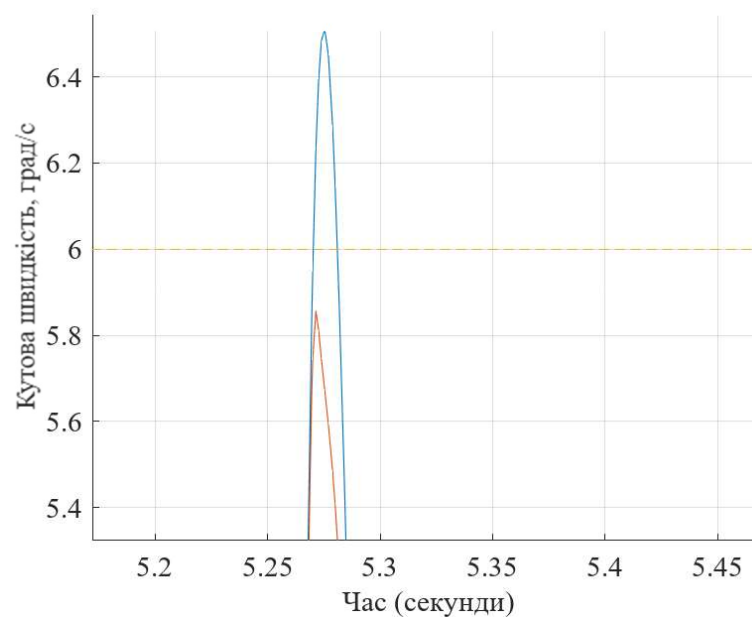


Рисунок 4.47 – Графік кутової швидкості системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності



Результати чисельного аналізу моментів двигуна системи показано на рис. 4.48-4.49, та демонструють ефективність алгоритму.

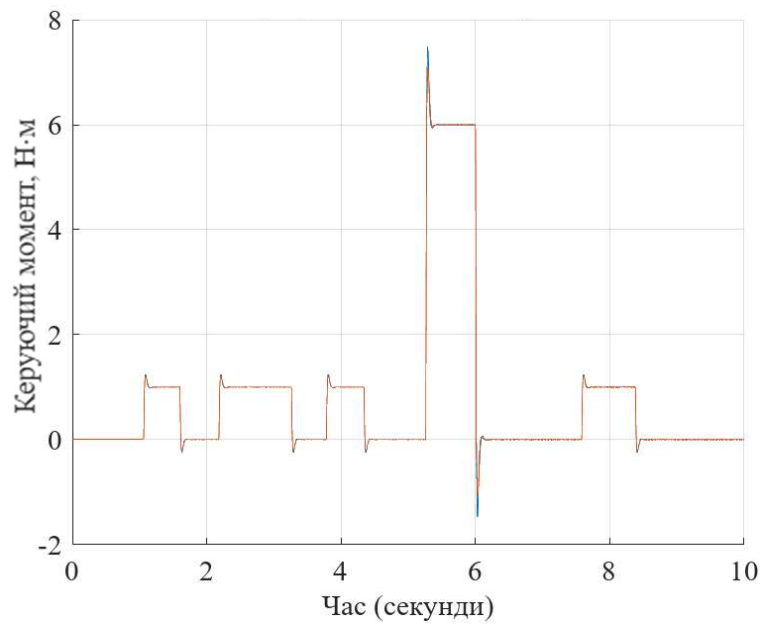


Рисунок 4.48 – Графік моменту двигуна системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди в класичному виконанні та при застосуванні алгоритму забезпечення гарантованої точності

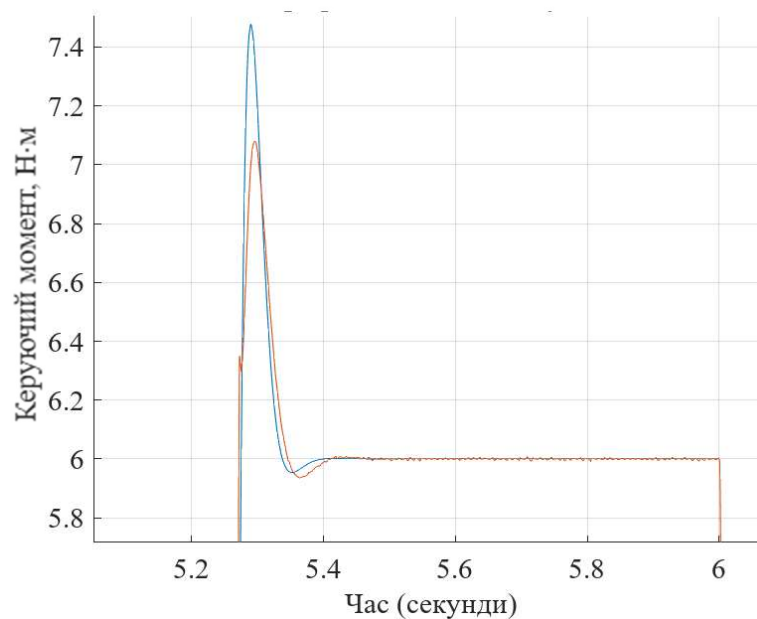


Рисунок 4.49 – Графік моменту двигуна системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди в класичному виконанні та при застосуванні алгоритму забезпечення гарантованої точності

Рисунок 4.50 ілюструє вплив коефіцієнтів регулювання на динаміку процесу керування.

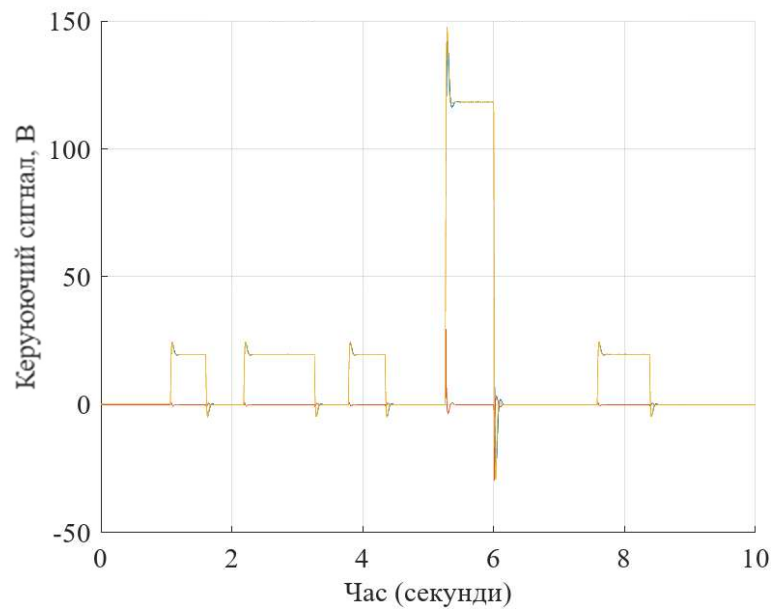


Рисунок 4.50 – Графік сигналів керування системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди

Графічне представлення похибки моделювання системи стабілізації наведено на рис. 4.51 – 4.52.

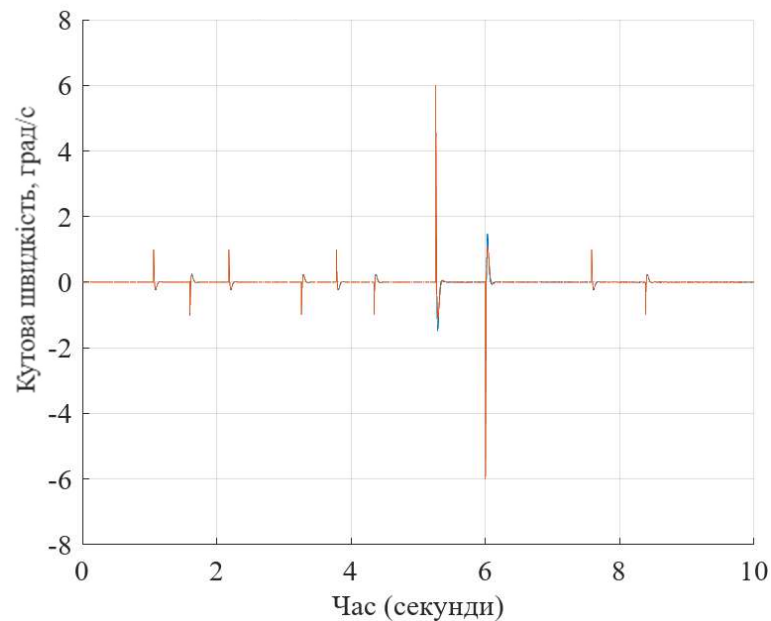


Рисунок 4.51 – Графік похибки системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди

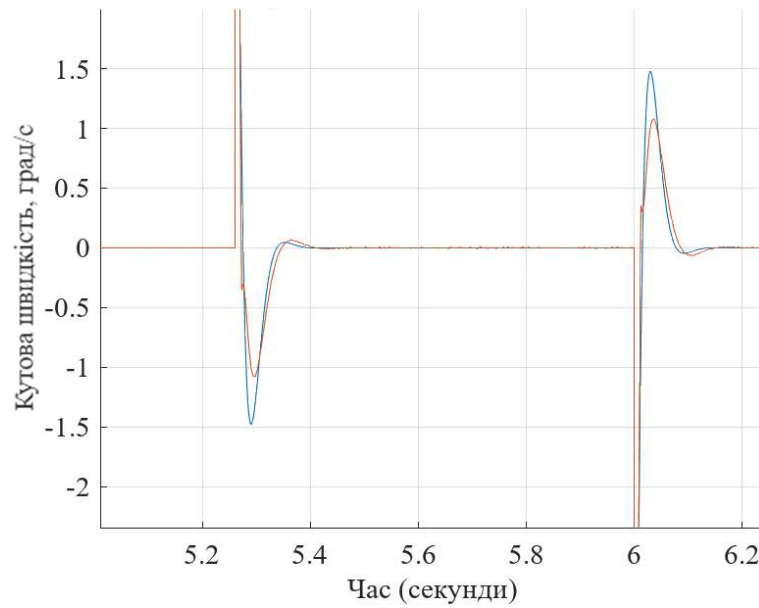


Рисунок 4.52 – Графік с похибки системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Графіки на рис. 4.53 відображають ефективність використаних методів оптимізації.

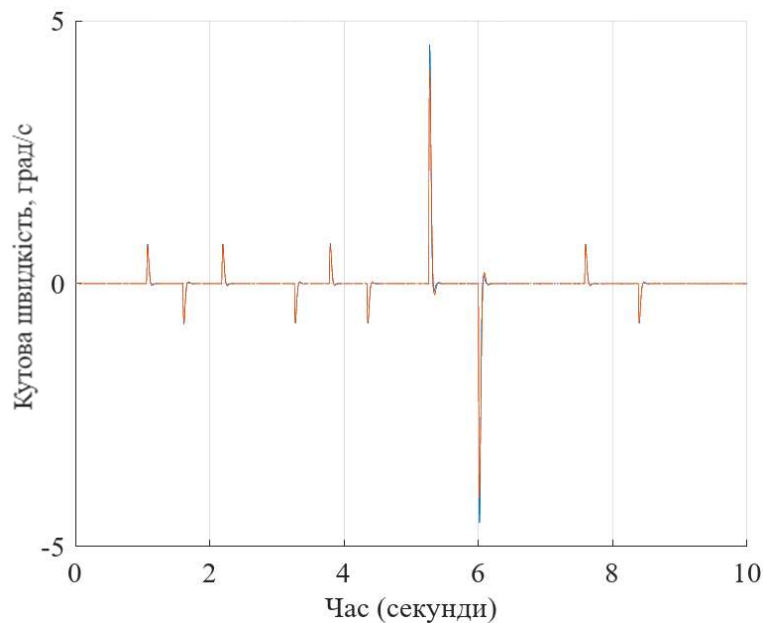


Рисунок 4.53 – Графік сигналів ДКШ системи стабілізації оптичної осі при дії збурення з різким випадковим збільшенням амплітуди в класичному виконанні та при застосування алгоритму забезпечення гарантованої точності

Випробування сценарію з різким випадковим збільшенням амплітуди збурень, що імітує аварійні умови, продемонструвало високу здатність алгоритму забезпечення гарантованої точності до швидкого реагування.

Система з алгоритмом гарантованої точності ефективно компенсувала різке зростання збурень, забезпечуючи мінімальне відхилення оптичної осі від стабілізаційного положення. У порівнянні з класичною системою, алгоритм гарантував стабільність і точність навіть за умов аварійного навантаження, показавши високу адаптивність до непередбачуваних змін.

Результати випробувань підтверджують, що розроблений алгоритм здатний забезпечувати якісний перехідний процес без значного збільшення часу реакції та без втрати точності, що є критично важливим у реальних умовах експлуатації. Це робить систему надійною для використання в екстремальних ситуаціях, де потрібне оперативне коригування стабілізації.

Порівняння запропонованого підходу з класичним ПІД-регулятором у випадку пропорційного збільшення амплітуди збурення

Для оцінки ефективності запропонованого підходу проведено порівняльне моделювання з класичним ПІД-регулятором у випадку поступового збільшення амплітуди збурення. Оскільки амплітуда збурення безпосередньо впливає на стабільність і точність регулювання, проведено аналіз реакції системи для різних рівнів збурення.

З метою перевірки адаптивності розробленого методу виконано тестування на зміну вхідного впливу, що дозволяє оцінити його переваги порівняно з класичним ПІД-регулятором. Порівняння динамічних характеристик обох підходів дозволить визначити, наскільки ефективно запропонований метод компенсує збурення при їхньому пропорційному збільшенні.

У цьому розділі представлено результати моделювання для різних амплітуд збурення, що дозволяє оцінити переваги розробленої системи керування над

традиційним ПД-регулятором. На рис. 4.54 наведено реакцію системи без регулятора за різних рівнів збурення.

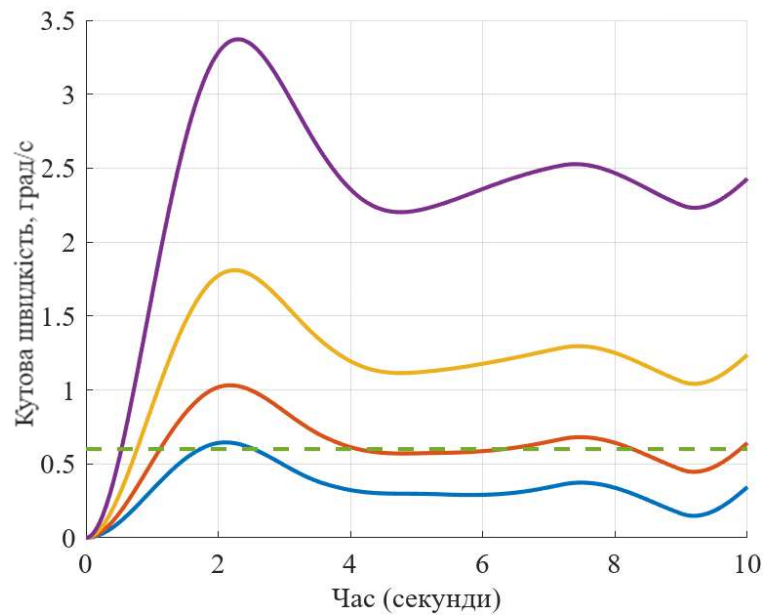


Рисунок 4.54 – Графік реакції системи стабілізації оптичної осі при дії збурення зі збільшенням амплітуди

На рис. 4.55 наведено реакцію системи при використанні класичного ПД-регулятора за різних рівнів збурення.

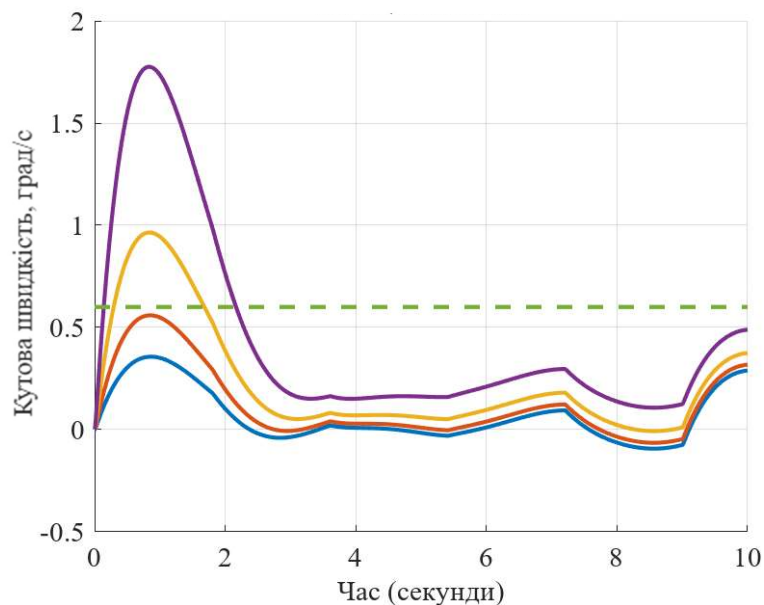


Рисунок 4.55 – Графік реакції системи стабілізації оптичної осі при дії збурення зі збільшенням амплітуди з використанням класичного ПД – регулятора

На рис. 4.56 представлено результати застосування запропонованого підходу, що демонструють покращену стійкість до змін амплітуди та виконання умов гарантованої компенсації дії збурення. При цьому зміна сигналів керування показана на рис.4.57.

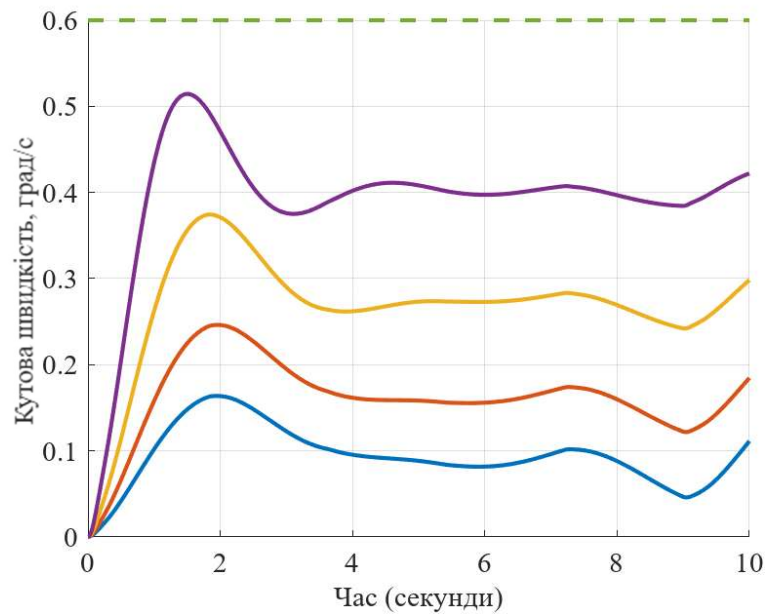


Рисунок 4.56 Графік реакції системи стабілізації оптичної осі при дії збурення зі збільшенням амплітуди з використанням алгоритму гарантованої точності

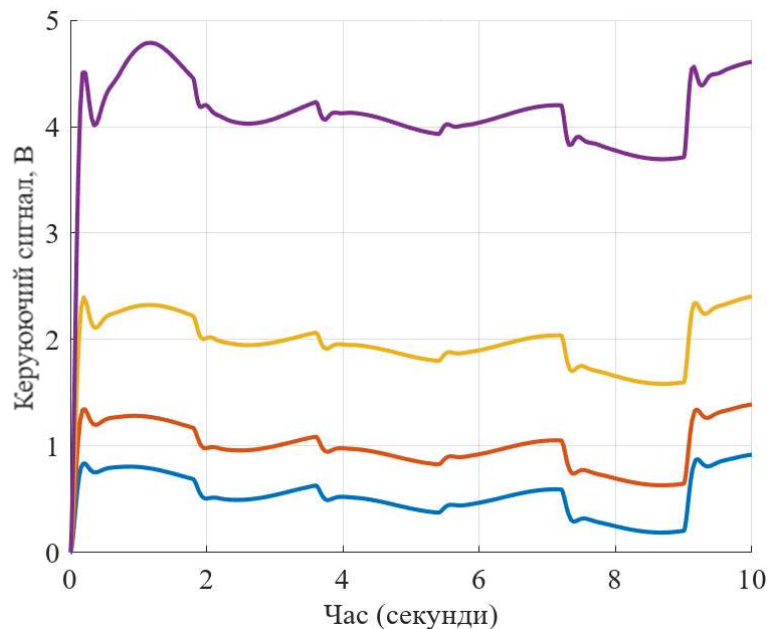


Рисунок 4.57 – Графік сигналів керування при дії збурення зі збільшенням амплітуди з використанням алгоритму гарантованої точності

Порівняння запропонованого підходу з класичним ПД-регулятором за умови пропорційного збільшення амплітуди збурення продемонструвало суттєву перевагу алгоритму забезпечення гарантованої точності.

Класичний ПД-регулятор виявив схильність до зростання амплітуди коливань та погіршення стійкості при збільшенні збурень. Натомість запропонований підхід забезпечив стабільність системи за рахунок адаптивної корекції, що зменшила вплив збільшення амплітуди збурень.

У той час як ПД-регулятор допускав значні відхилення оптичної осі, алгоритм гарантованої точності зберігав високу точність стабілізації навіть за умов пропорційного збільшення збурень.

Запропонований підхід забезпечив плавний і швидкий перехідний процес без значного збільшення часу реакції, тоді як класичний ПД-регулятор демонстрував помітні пікоподібні відхилення під час переходу.

Алгоритм забезпечення гарантованої точності продемонстрував здатність динамічно підлаштовуватися до змін амплітуди збурень, що значно підвищує ефективність роботи системи в умовах нестабільного середовища.

## **Висновки до розділу 4**

Результати моделювання підтверджують, що контур стабілізації з використанням алгоритму забезпечення гарантованої точності забезпечує високу точність і стабільність у динамічних умовах експлуатації. Система показала здатність швидко реагувати на різні типи збурень, адаптуватися до складних умов і зберігати стабільність стабілізації. Порівняння з традиційними методами стабілізації свідчить про суттєві переваги розробленого підходу, що підтверджує його ефективність для використання в реальних системах.

На основі проведених досліджень і результатів моделювання синтезованої оптимальної системи керування оптичною віссю камери з використанням алгоритму забезпечення гарантованої точності зроблено такі узагальнення:

Результати моделювання показали, що адаптивні системи керування забезпечують значно кращі показники точності, стабільності та швидкодії в умовах змінних і комбінованих збурень у порівнянні з традиційними методами (наприклад, ПД–регуляторами). Це зумовлено здатністю таких систем до динамічного налаштування параметрів алгоритму у відповідь на зміну зовнішніх умов, що знижує вплив невизначеностей на поведінку системи.

В умовах гармонічних, випадкових та комбінованих збурень система демонструвала стабільність та високу швидкість. Адаптивний алгоритм забезпечення гарантованої точності дозволив швидко компенсувати вплив різких змін амплітуди та частоти збурень, зберігаючи стабільність навіть у критичних сценаріях.

Використання адаптивних механізмів у контурі керування дало змогу суттєво скоротити час стабілізації після дії зовнішніх збурень. Це особливо важливо для динамічних систем, які працюють у реальному часі, де швидкість реакції є критичним параметром.

Завдяки можливості адаптації до змін зовнішнього середовища, синтезована система показала точність позиціонування, що перевищує показники традиційних підходів. Це дозволяє застосовувати такі системи для високоточних технічних засобів, наприклад, у системах аерофотозйомки або спостереження.

Адаптивна природа алгоритму забезпечила ефективне функціонування навіть при значних варіаціях параметрів системи. Це свідчить про стійкість системи до впливу параметричних невизначеностей, які є типовими для реальних технічних умов.

Використання адаптивних систем керування є перспективним для складних динамічних об'єктів, які працюють в умовах невизначеностей або змінних впливів середовища. Результати моделювання підтверджують, що впровадження таких систем дозволяє підвищити ефективність і надійність



роботи оптичних систем, що відкриває можливості для їхнього застосування в оборонній, космічній, науковій та інших високотехнологічних галузях.

На основі отриманих даних рекомендовано впроваджувати адаптивні системи керування у випадках, коли вимоги до точності та стабільності роботи системи є критичними, а зовнішнє середовище характеризується високим рівнем динамічних збурень. Крім того, для забезпечення максимальної ефективності системи необхідно враховувати специфіку кожного конкретного застосування та проводити додаткову оптимізацію алгоритму керування.

Запропонований алгоритм не лише перевершує класичний ПД-регулятор у точності та стійкості, але й має кращу адаптивність до змінних умов. Це робить його оптимальним вибором для застосувань, де стабільність та точність роботи є критичними, зокрема в авіаційних і космічних системах.

Таким чином, адаптивні системи керування демонструють свою ефективність як сучасний підхід до вирішення завдань точного позиціонування в умовах складних зовнішніх впливів. Результати дослідження підтверджують доцільність подальшого розвитку та впровадження таких систем у технологічні процеси, де важливі висока надійність і адаптивність.

## ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі вирішено актуальну науково–технічну задачу, а саме підвищення точності систем автоматичного керування оптичною віссю камер шляхом розробки та впровадження інваріантної до збурень системи керування з використанням адаптивного коефіцієнту на основі оберненої динамічної моделі системи, що дозволяє досягти гарантованої точності в умовах непередбачуваних зовнішніх впливів.

Отримані наукові результати є розвитком теорії систем автоматичного керування, що працюють у складних умовах непередбачуваних зовнішніх впливів, та розширюють можливості створення високоточних систем керування та стабілізації.

Отримані нові наукові результати:

1. Вперше запропоновано метод формування коригуючого впливу для компенсації збурень, який базується на наближенні змінної стану до допустимої межі. Показано, що алгоритм забезпечує гарантовану компенсацію збурень та необхідну якість перехідного процесу.

2. Вперше розроблено алгоритм забезпечення інваріантності до збурень демонструє високу ефективність за різних умов, зменшує похибку стабілізації, підвищує точність керування та зберігає стабільність системи в умовах випадкових збурень, на які не накладаються обмеження.

3. Вперше запропоновано застосування підходу оберненої динамічної моделі системи для систем високого порядку для забезпечення стабільності та якості перехідного процесу системи автоматичного керування, що не залежить від характеру збурень, запропонований підхід не накладає обмежень на характер збурень оскільки не потребує їх вимірювання, що дозволяє використовувати систему в умовах змінних та непередбачуваних зовнішніх впливів.

4. Встановлений вплив кожної з алгебраїчної, диференціальної та інтегральної складових регулятора гарантування точності на динаміку системи керування, що дозволило оптимізувати параметри регулятора для підвищення швидкодії та якості перехідного процесу і компенсацію накопиченої похибки, особливо під час тривалих збурень.

5. Узагальнена математична постановка задачі гарантування точності керування як розв'язання алгебро–диференціальних рівнянь з обмеженнями. Проведене числове моделювання підтвердило ефективність запропонованих алгоритмів керування, забезпечення точності стабілізації та покращення характеристик перехідного процесу. Розроблені методи і алгоритми мають значний потенціал для застосування в реальних системах.

Результати дослідження можуть бути впроваджені в розробці систем керування та стабілізації для тепловізійних систем та дозволять покращити точність наведення оптичних приладів у складних умовах експлуатації.

Розроблені методи і моделі забезпечують досягнення нових якісних характеристик автоматичних систем керування, відповідають сучасним вимогам авіоніки та відкривають перспективи створення нових високотехнологічних сак для різних галузей техніки. У сучасних умовах розвитку технологій та ускладнення бойових і промислових операцій підвищення точності автоматичних систем керування оптичними приладами є критично важливим завданням. Особливо це стосується застосування таких систем в оборонній, авіаційній та космічній галузях, де високоточне наведення камер та сенсорів визначає ефективність виконання бойових і розвідувальних завдань. Запропоновані в дисертаційній роботі методи та алгоритми сприяють створенню більш надійних і точних систем стабілізації, що дозволяють компенсувати вплив зовнішніх збурень та гарантувати необхідні характеристики керування навіть у складних умовах експлуатації.

Значущість отриманих результатів зростає в контексті сучасних викликів, зокрема в умовах необхідності зміцнення обороноздатності України. Автоматизовані системи керування оптичними пристроями відіграють ключову роль у наведенні та стабілізації розвідувальних і спостережних систем, що дозволяє суттєво покращити можливості контролю за тактичною ситуацією, підвищити точність ураження цілей та оптимізувати використання ресурсів. Впровадження розроблених алгоритмів у вітчизняні технологічні комплекси сприятиме зниженню залежності від імпорتنих систем та розвитку власної науково-технічної бази.

Крім того, результати дослідження можуть бути корисними для цивільного сектору, зокрема в галузях дистанційного зондування Землі, автоматизованого контролю промислових процесів, медицини та робототехніки. Удосконалені алгоритми керування дозволяють покращити точність навігації автономних платформ, стабілізацію камер у безпілотних літальних апаратах та точність вимірювань у наукових дослідженнях.

Таким чином, отримані наукові результати не лише роблять внесок у розвиток теорії автоматичного керування, але й мають значний практичний потенціал для впровадження в оборонні, авіаційні та промислові системи. Це відкриває нові можливості для розробки високотехнологічних систем, що забезпечать стратегічні переваги вітчизняних розробок та підвищать рівень технологічного суверенітету України.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ І ДЖЕРЕЛ

1. J. Ma, S. Ni, W. Jie, W. Dong, Deterministic sampling strong tracking filtering algorithms: fast detection and isolation for aircraft actuator fault, *Control Theory Appl.* 32 (6) (2015) 734–743.
2. Z. Liu, L. Wang, J. Wang, D. Dong, X. Hu, Distributed sampled–data control of nonholonomic multi–robot systems with proximity networks, *Automatica* 77 (2017) 170–179.
3. Z. Wang, J. Zhai, W. Ai, S. Fei, Global practical tracking for a class of uncertain nonlinear systems via sampled–data control, *Appl. Math. Comput.* 260 (2015) 257–268.
4. H. Chu, C. Qian, R. Liu, S. Li, Global practical tracking for a class of nonlinear systems via linear sampled–data control, *Int. J. Control* 88 (9) (2015) 2667–2672.
5. H. Du, C. Qian, S. Li, Global stabilization of a class of uncertain upper–triangular systems under sampled–data control, *Int. J. Robust Nonlinear Control* 23 (6) (2013) 620–637.
6. D. Zhang, Y. Shen, Global output feedback sampled–data stabilization for upper–triangular nonlinear systems with improved maximum allowable transmission delay, *Int. J. Robust Nonlinear Control* 27 (2) (2017) 212–235.
7. H. Du, C. Qian, Y. He, Y. Cheng, Global sampled–data output feedback stabilization of a class of upper–triangular systems with input delay, *IET Control Theory Appl.* 7 (10) (2013) 1437–1446.
8. Q. Lan, S. Li, Global output–feedback stabilization for a class of stochastic nonlinear systems via sampled–data control, *Int. J. Robust Nonlinear Control* 27 (17) (2017) 3643–3658.
9. C. Zhang, R. Jia, C. Qian, S. Li, Semi–global stabilization via linear sampled–data output feedback for a class of uncertain nonlinear systems, *Int. J. Robust Nonlinear Control* 25 (13) (2015) 2041–2061.
10. W. Lin, W. Wei, G. Ye, Global stabilization of a class of nonminimum–phase nonlinear systems by sampled–data output feedback, *IEEE Trans. Autom. Control* 61 (10) (2016) 3076–3082.

11. C. Qian, H. Du, S. Li, Global stabilization via sampled-data output feedback for a class of linearly uncontrollable and unobservable systems, *IEEE Trans. Autom. Control* 61 (12) (2016) 4088–4093.
12. D. Zhang, S. Y. Continuous sampled-data observer design for nonlinear systems with time delay larger or smaller than the sampling period, *IEEE Trans. Autom. Control* 62 (11) (2017) 5822–5829.
13. W. Liu, C. Lim, P. Shi, S. Xu, Sampled-data fuzzy control for a class of nonlinear systems with missing data and disturbances, *Fuzzy Sets Syst.* 306 (2017) 63–86.
14. D. Zhai, C. Xi, L. An, J. Dong, Q. Zhang, Prescribed performance switched adaptive dynamic surface control of switched nonlinear systems with average dwell time, *IEEE Trans. Systems Man Cybern.: Syst.* 47 (7) (2017) 1257–1269.
15. B. Niu, C. Ahn, H. Li, M. Liu, Adaptive control for stochastic switched non-lower triangular nonlinear systems and its application to one-link manipulator, *IEEE Trans. Syst. Man Cybern.: Syst.* 48 (10) (2018) 1701–1714.
16. B. Jiang, Q. Shen, P. Shi, Neural-networked adaptive tracking control for switched nonlinear pure-feedback systems under arbitrary switching, *Automatica* 61 (2015) 119–125.
17. M. Chiang, L. Fu, Adaptive stabilization of a class of uncertain switched nonlinear systems with backstepping control, *Automatica* 50 (8) (2014) 2128–2135.
18. Y. Li, S. Tong, L. Liu, G. Feng, Adaptive output-feedback control design with prescribed performance for switched nonlinear systems, *Automatica* 80 (2017) 225–231.
19. B. Niu, H. Li, T. Qin, H. Karimi, Adaptive NN dynamic surface controller design for nonlinear pure-feedback switched systems with time-delays and quantized input, *IEEE Trans. Syst. Man Cybern.: Syst.* 48 (10) (2018) 1676–1688.
20. X. Zhao, P. Shi, X. Zheng, L. Zhang, Adaptive tracking control for switched stochastic nonlinear systems with unknown actuator dead-zone, *Automatica* 60 (2015) 193–200.

21. J. Fu, R. Ma, T. Chai, Global finite-time stabilization of a class of switched nonlinear systems with the powers of positive odd rational numbers, *Automatica* 54 (2015) 360–373.
22. S. Huang, Z. Xiang, Finite-time stabilization of a class of switched stochastic nonlinear systems under arbitrary switching, *Robust Nonlinear Control* 26 (10) (2016) 2136–2152.
23. Z. Yang, H. Zhang, Y. Cui, Adaptive fuzzy tracking control for switched uncertain strict-feedback nonlinear systems, *J. Frankl. Inst.* 355 (2) (2018) 714–727.
24. Y. Li, S. Tong, Adaptive fuzzy output-feedback stabilization control for a class of switched nonstrict-feedback nonlinear systems, *IEEE Trans. Cybern.* 47 (4) (2017) 1007–1016.
25. L. Long, J. Zhao, Adaptive output-feedback neural control of switched uncertain nonlinear systems with average dwell time, *IEEE Trans. Neural Netw. Learn. Syst.* 26 (7) (2015) 1350–1362.
26. D. Zhai, A. Lu, J. Dong, Q. Zhang, Adaptive tracking control for a class of switched nonlinear systems under asynchronous switching, *IEEE Trans. Fuzzy Syst.* 26 (2) (2018) 585–597.
27. Y. Wang, X. Sun, B. Wu, Lyapunov–Krasovskii functionals for switched nonlinear input delay systems under asynchronous switching's, *Automatica* 61 (2015) 126–133.
28. Z. Liu, F. Wang, Y. Zhang, X. Chen, C. Chen, Adaptive fuzzy output-feedback controller design for nonlinear systems via backstepping and small-gain approach, *IEEE Trans. Cybern.* 44 (10) (2014) 1714–1725.
29. Q. Zhou, P. Shi, J. Lu, S. Xu, Adaptive output-feedback fuzzy tracking control for a class of nonlinear systems, *IEEE Trans. Fuzzy Syst.* 19 (5) (2011) 972–982.
30. W. He, S. Zhang, S. Ge, Robust adaptive control of a thruster assisted position mooring system, *Automatica* 50 (7) (2014) 1843–1851.
31. W. He, S. Zhang, S. Ge, Adaptive control of a flexible crane system with the boundary output constraint, *IEEE Trans. Ind. Electron.* 61 (8) (2014) 4126–4133.
32. Y. Liu, S. Tong, Barrier Lyapunov functions for nussbaum gain adaptive control of full state constrained nonlinear systems, *Automatica* 76 (2017) 143–152.

33. J. Fu, T. Li, T. Chai, C. Su, Sampled–data–based stabilization of switched linear neutral systems, *Automatica* 72 (2016) 92–99.
34. Q. Zhou, C. Wu, P. Shi, Observer–based adaptive fuzzy tracking control of nonlinear systems with time delay and input saturation, *Fuzzy Sets Syst.* 316 (2017) 49–68.
35. T. Zhang and M. Guay, Adaptive control of uncertain continuously stirred tank reactors with unknown actuator non linearities, *ISA Transactions*, vol. 44, no. 1, pp. 55–68, 2005.
36. A. Molavi, A. Jalali, and M. Ghasemi Naraghi, Adaptive fuzzy control of a class of nonaffine nonlinear system with input saturation based on passivity theorem, *ISA Transactions*, vol. 69, pp. 202–213, 2017.
37. M. Asadi, H. T. Shandiz, and A. Khayatian, Time scale separation in control of a single–link flexible–joint robot manipulator, *IMA Journal of Mathematical Control and Information*, vol. 35, no. 2, pp. 357–373, Jun. 2018.
38. Y. Wang, M. Chen, Q. Wu, and J. Zhang, Fuzzy adaptive non–affine attitude tracking control for a generic hypersonic flight vehicle, *Aerospace Science and Technology*, vol. 80, pp. 56–66, 2018.
39. S. Zhang, L. Kong, S. Qi, P. Jing, W. He, and B. Xu, Adaptive neural control of unknown non–affine nonlinear systems with input dead zone and unknown disturbance, *Nonlinear Dynamics*, vol. 95, no. 2, pp. 1283–1299, 2019.
40. B. Ren, Q. C. Zhong, and J. Chen, Robust control for a class of nonaffine nonlinear systems based on the uncertainty and disturbance estimator, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 62, no. 9, pp. 5881–5888, 2015.
41. S. Chen and Z. Chen, On active disturbance rejection control for a class of uncertain systems with measurement uncertainty, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 68, no. 2, pp. 1475–1485, 2021.
42. R. Zuo, X. Dong, Y. Chen, Z. Liu, and C. Shi, Adaptive neural control for a class of non–affine pure–feedback nonlinear systems, *International Journal of Control*, vol. 92, no. 6, pp. 1354–1366, Jun. 2019.



43. C. Liu, H. Wang, X. Liu, and Y. Zhou, Adaptive finite time fuzzy funnel control for nonaffine nonlinear systems, *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 51, no. 5, pp. 2894–2903, 2021.
44. H. Fallah Ghavidel and A. Akbarzadeh Kalat, Observer based hybrid adaptive fuzzy control for affine and nonaffine uncertain nonlinear systems, *Neural Computing and Applications*, vol. 30, no. 4, pp. 1187–1202, 2018.
45. J. Lee, R. Mukherjee, and H. K. Khalil, Output feedback performance recovery in the presence of uncertainties, *Systems & Control Letters*, vol. 90, pp. 31–37, 2016.
46. M. Asadi and H. T. Shandiz, Adaptive control of pure feedback systems with nonlinear parameterization via time–scale separation, *International Journal of Control, Automation, and Systems*, vol. 15, no. 1, pp. 196–204, 2017.
47. M. Ran, Q. Wang, C. Dong, Active disturbance rejection control for uncertain nonaffine–in–control nonlinear systems, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 62, no. 11, pp. 5830–5836, 2017.
48. H. Yang and H. Pei, A novel redesign framework to extend the application scope of a class of disturbance–rejection algorithms, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 30, no. 1, pp. 321–337, Jan. 2020.
49. B. Yi, S. Lin, B. Yang, and W. Zhang. “Performance recovery of a class of uncertain non–affine systems with unmodelled dynamics: An indirect dynamic inversion method,” *International Journal of Control*, vol. 91, no. 2, pp. 266284, 2018.
50. A. Giusti, S. B. Liu and M. Althoff, Interval–arithmetic based robust control of fully actuated mechanical systems *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Doi: 10.1109/TCST.2021.3118488.
51. A. Dali, S. Abdelmalek, A. Bakdi, and M. Bettayeb, A new robust control scheme: Application for MPP tracking of a PMSG–based variable–speed wind turbine, *Renewable Energy*, vol. 172, pp. 1021–1034, 2021.
52. C. P. Bechlioulis and G. A. Rovithakis, Robust partial state feedback prescribed performance control of cascade systems with unknown nonlinearities, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 56, no. 9, pp. 2224–2230, 2011.

53. I. S. Dimanidis, C. P. Bechlioulis, and G. A. Rovithakis, Output feedback approximation-free prescribed performance tracking control for uncertain MIMO nonlinear systems, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 65, no. 12, pp. 5058–5069, 2020.
54. X. Shao, Q. Hu, Y. Shi, and B. Jiang, Fault-tolerant prescribed performance attitude tracking control for spacecraft under input saturation, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 28, no. 2, pp. 574–582, 2020.
55. K. Shojaei, A. Kazemy, and A. Chatraei, An observer based neural adaptive PID2 controller for robot manipulators including motor dynamics with a prescribed performance, *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 26, no. 3, pp. 1689–1699, 2021.
56. Y. Nai, Q. Yang, and Z. Wu, Prescribed performance adaptive neural compensation control for intermittent actuator faults by state and output feedback, *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, pp. 1–15, 2020.
57. C. P. Bechlioulis, G. C. Karras, S. Heshmati-Alamdari, and K. J. Kyriakopoulos, Trajectory tracking with prescribed performance for underactuated underwater vehicles under model uncertainties and external disturbances, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 25, no. 2, pp. 429–440, 2017.
58. S. Chen, W. Bai, Y. Hu, Y. Huang, and Z. Gao, On the conceptualization of total disturbance and its profound implications, *Science China Information Sciences*, vol. 63, no. 2, 2020.
59. W. Xue and Y. Huang, Performance analysis of 2-DOF tracking control for a class of nonlinear uncertain systems with discontinuous disturbances, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 28, no. 4, pp. 14561473, 2018.
60. W. Xue and Y. Huang, Performance analysis of active disturbance rejection tracking control for a class of uncertain LTI systems, *ISA Transactions*, vol. 58, pp. 133–154, 2015.
61. Z. Chen, Q. Gao, Active disturbance rejection controller for uncertain nonaffine systems by dynamic inversion, *Control Theory & Applications*, vol. 37, no. 11, pp. 2365–2382, 2020.

62. S. Chen, Z. Chen, Y. Huang, and Z. L. Zhao, New design of active disturbance rejection control for nonlinear uncertain systems with unknown control input gain, *Science China Information Sciences*, vol. 65, no. 4, pp. 1–13, 2022.
63. Zheng Q, Gao Z. On practical applications of active disturbance rejection control. In: *Proceedings of the 29th Chinese control conference*; 2010. p. 2503–8.
64. Zheng Q, Dong L, Lee D, Gao Z. Active disturbance rejection control for MEMS gyroscopes. *IEEE Trans Control Syst Technol* 2009;17(6):1432–8.
65. Vincent J, Morris D, Usher N, Gao Z, Zhao S, Nicoletti A, et al. On active disturbance rejection–based control design for superconducting RF cavities. *Nucl Instrum Methods Phys Res A* 2011; 643:11–6.
66. Huang C, Li D, Xue Y. Active disturbance rejection control for the ALSTOM gasifier benchmark problem. *Control Eng Pract* 2013;21(4):556–64.
67. Yu T, Chan KW, Tong JP, Zhou B, Li DH. Coordinated robust nonlinear boiler turbine–generator control systems via approximate dynamic feedback linearization. *J Process Control* 2010;20(4):365–74.
68. Li M, Li DH, Wang J, Zhao C. Active disturbance rejection control for fractional order system. *ISA Trans* 2013;52(3):365–74.
69. Xue W, Huang Y. On performance analysis of ADRC for a class of MIMO lower triangular nonlinear uncertain systems. *ISA Trans*, doi:10. 1016/j.isatra.2014.02.002.
70. Huang J. An overview on the output regulation problem. *J Syst Sci Math Sci* 2011;31(9):1055–81.
71. Zhao C, Huang Y. ADRC based input disturbance rejection for minimum–phase plants with unknown orders and/or uncertain relative degrees. *J Syst Sci Complex* 2012; 25:625–40.
72. Guo B, Jin F. The active disturbance rejection and sliding mode control approach to the stabilization of the Euler–Bernoulli beam equation with boundary input disturbance. *Automatica* 2013; 49:2911–8.
73. S. Zhang, C.W. Taft, J. Bentsman, A. Hussey, and B. Petrus, Simultaneous gains tuning in boiler/turbine PID–based controller clusters using iterative feedback tuning methodology, *ISA Transactions*, 2012, vol. 51, no. 5, pp. 609–621.

74. H. Fang, L. Chen, and Z. Shen, Application of an improved PSO algorithm to optimal tuning of PID gains for water turbine governor, *Energy Conversion and Management*, 2011, vol. 52, no. 4, pp. 1763–1770.
75. W. Tan, J. Liu, F. Fang, and Y. Chen, Tuning of PID controllers for boiler–turbine units, *ISA Transactions*, 2004, vol. 43, no. 4, pp. 571–583.
76. X–G. Duan, H–X. Li, and H. Deng, Robustness of fuzzy PID controller due to its inherent saturation, *Journal of Process Control*, 2012, vol. 22, no. 2, pp. 470–476.
77. H–C. Chen, J–F. Chang, J–J. Yan, and T–L. Liao, EP–based PID control design for chaotic synchronization with application in secure communication, *Expert Systems with Applications*, 2008, vol. 34, no. 2, pp. 1169–1177.
78. J. Ye, Adaptive control of nonlinear PID–based analog neural networks for a nonholonomic mobile robot, *Neurocomputing*, 2008, vol. 71, no. 7–9, pp. 1561–1565.
79. T. Nuchkrua, T. Leephakpreeda, Fuzzy self–tuning PID control of hydrogen–driven pneumatic artificial muscle actuator, *Journal of Bionic Engineering*, 2013, vol. 10, no. 3, pp. 329–340.
80. H.P. Huy Anh, Online tuning gain scheduling MIMO neural PID control of the 2–axes pneumatic artificial muscle (PAM) robot arm, *Expert Systems with Applications*, 2010, vol. 37, no. 9, pp. 6547–6560.
81. C–F. Hsu and B–K. Lee, FPGA–based adaptive PID control of a DC motor driver via sliding–mode approach, *Expert Systems with Applications*, 2011, vol. 38, no. 9, pp. 11866–11872.
82. X. Peng, H. Zhe, G. Guifang, X. Gang, C. Binggang, and L. Zengliang, Driving and control of torque for direct–wheel–driven electric vehicle with motors in serial, *Expert Systems with Applications*, 2011, vol. 38, no. 1, pp. 80–86.
83. K.G. Papadopoulos, N.D. Tselepis, and N.I. Margaritis, Revisiting the magnitude optimum criterion for robust tuning of PID type–I control loops, *Journal of Process Control*, 2012, vol. 22, no. 6, pp. 1063–1078.
84. J. Ye, Adaptive control of nonlinear PID–based analog neural networks for a nonholonomic mobile robot, *Neurocomputing*, 2008, vol. 71, no. 7–9, pp. 1561–1565.

85. V.M. Alfaro and R. Vilanova, Robust tuning of 2DoF five-parameter PID controllers for inverse response-controlled processes, *Journal of Process Control*, 2013, vol. 23, no. 4, pp. 453–462.
86. J. Mozaryn and K. Malinowski, Tuning rules selection and iterative modification of PID control system parameters, *Mechatronics*, 2013, pp. 677–684.
87. A. Nunez, D. Saez, S. Oblak, and I. Skrjanc, Fuzzy-model-based hybrid predictive control, *ISA Transactions*, 2009, vol. 48, no. 1, pp. 24–31.
88. M. Rungger and O. Stursberg, A numerical method for hybrid optimal control based on dynamic programming, *Nonlinear Analysis: Hybrid Systems*, 2011, vol. 5, no. 2, pp. 254–274.
89. K. Salahshoor, E. Safari, and I. Ahangari, A novel adaptive fuzzy predictive control for hybrid systems with mixed inputs, *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2013, vol. 26, no. 5–6, pp. 1512–1531.
90. N. Kumar, V. Panwar, N. Sukavanam, S. Prakash Sharma, and J–H. Borm, Neural network based hybrid force/position control for robot manipulators, *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 2011, vol. 12, no. 3, pp. 419–426.
91. L. Valbuena and H.G. Tanner, Hybrid potential field based control of differential drive mobile robots, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2012, vol. 68, no. 3–4, pp. 307–322.
92. S.A. Kolyubin, D.V. Efimov, V.O. Nikiforov, and A.A. Bobtsov, Two-channel adaptive hybrid control of the air-to-fuel ratio and torque of automobile engines, *Automation and Remote Control*, 2012, vol. 73, no. 11, pp. 1794–1807.
93. T. Chai, J. Ding, and F. Wu, Hybrid intelligent control for optimal operation of shaft furnace roasting process, *Control Engineering Practice*, 2011, vol. 19, no. 3, pp. 264–275.
94. Robust stability analysis and tuning of a predictive sliding mode controller, *European Journal of Control*, 2010, vol. 16, no. 3, pp. 275–288.

95. Y. Shi, J. Wang, and Y. Zhang, Sliding mode predictive control of main stream pressure in coal-fired power plant boiler, *Chinese Journal of Chemical Engineering*, 2012, vol. 20, no. 6, pp. 1107–1112.
96. Q. Xu and Y. Li, Model predictive discrete-time sliding mode control of a nano positioning piezo stage without modeling hysteresis, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2012, vol. 20, no. 4, pp. 983–994.
97. A. Nizar, B. Mansour Houda, and N. Ahmed Said, A new sliding function for discrete predictive sliding mode control of time delay systems, *International Journal of Automation and Computing*, 2013, vol. 10, no. 4, pp. 288–295
98. I. Pan, S. Das, and A. Gupta, Tuning of an optimal fuzzy PID controller with stochastic algorithms for networked control systems with random time delay, *ISA Transactions*, 2011, vol. 50, no. 1, pp. 28–36.
99. D.Q. Truong and K.K. Ahn, Force control for press machines using an online smart tuning fuzzy PID based on a robust extended Kalman filter, *Expert Systems with Applications*, 2011, vol. 38, no. 5, pp. 5879–5894.
100. G. Jahedi and M.M. Ardehali, Genetic algorithm-based fuzzy-PID control methodologies for enhancement of energy efficiency of a dynamic energy system, *Energy Conversion and Management*, 2011, vol. 52, no. 1, pp. 725–732.
101. A. Savran, A multivariable predictive fuzzy PID control system, *Applied Soft Computing*, 2013, vol. 13, no. 5, pp. 2658–2667.
102. W. Ji, Q. Li, B. Xu, D. Zhao, and S. Fang, Adaptive fuzzy PID composite control with hysteresis band switching for line-of-sight stabilization servo system, *Aerospace Science and Technology*, 2011, vol. 15, no. 1, pp. 25–32.
103. V. Nekoukar and A. Erfanian, Adaptive fuzzy terminal sliding mode control for a class of MIMO uncertain nonlinear systems, *Fuzzy Sets and Systems*, 2011, vol. 179, no. 1, pp. 34–49.
104. D. Lin and X. Wang, Observer-based decentralized fuzzy neural sliding mode control for interconnected unknown chaotic systems via network structure adaptation, *Fuzzy Sets and Systems*, 2010, vol. 161, no. 15, pp. 2066–2080.

105. A. Poursamad and A.H. Davaie–Markazi, Robust adaptive fuzzy control of unknown chaotic systems, *Applied Soft Computing*, 2009, vol. 9, no. 3, pp. 970–976.
106. M. Roopaei and M. Zolghadri Jahromi, Chattering–free fuzzy sliding mode control in MIMO uncertain systems, *Nonlinear Analysis: Theory, Methods & Applications*, 2009, vol. 71, no. 10, pp. 4430–4437.
107. T–C. Lin, Based on interval type–2 fuzzy–neural network direct adaptive sliding mode control for SISO nonlinear systems, *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, 2010, vol. 15, no. 12, pp. 4084–4099.
108. S. Aloui, O. Pages, A. El Hajjaji, A. Chaari, and Y. Koubaa, Improved fuzzy sliding mode control for a class of MIMO nonlinear uncertain and perturbed systems, *Applied Soft Computing*, 2011, vol. 11, no. 1, pp. 820–826.
109. N.
110. A. Andalib Sahnehsaraei, M. J. Mahmoodabadi, M. Taherkhorsandi, Optimal robust decoupled sliding mode control based on a multi–objective genetic algorithm, in the *Proceeding of International Symposium on Innovations in Intelligent Systems and Application*, Albena, Bulgaria, Publisher: IEEE, 2013, pp. 1–5.
111. J. Javadi Moghaddam, M.H. Farahani, and N. Amanifard, A neural network–based sliding–mode control for rotating stall and surge in axial compressors, *Applied Soft Computing*, 2011, vol. 11, no. 1, pp. 1036–1043.
112. M. Moradi and H. Malekizade, Robust adaptive first–second–order sliding mode control to stabilize the uncertain fin–roll dynamic, *Ocean Engineering*, 2013, vol. 69, pp. 18–23.
113. M. Alitavoli, M. Taherkhorsandi, M.J. Mahmoodabadi, A. Bagheri, B. Miripour–Fard, Pareto design of sliding–mode tracking control of a biped robot with aid of an innovative particle swarm optimization, in the *Proceeding of International Symposium on Innovations in Intelligent Systems and Application*, Trabzon, Turkey, Publisher: IEEE, 2012, pp. 1–5.
114. Y. Zhang, P. Li, and W–J. Wu, Single neuron PID sliding mode parallel compound control for alternating current servo system, *Procedia Engineering*, 2012, vol. 29, pp. 2055–2061

115. M.J. Mahmoodabadi, A. Adljooy Safaie, A. Bagheri, and N. Nariman-zadeh, A novel combination of particle swarm optimization and genetic algorithm for Pareto optimal design of a five-degree of freedom vehicle vibration model, *Applied Soft Computing*, 2013, vol. 13, no. 5, pp. 2577–2591.
116. M. Ali Cavuslu, C. Karakuzu, and F. Karakaya, Neural identification of dynamic systems on FPGA with improved PSO learning, *Applied Soft Computing*, 2012, vol. 12, no. 9, pp. 2707–2718.
117. M. Marinaki, Y. Marinakis, and G.E. Stavroulakis, Fuzzy control optimized by PSO for vibration suppression of beams, *Control Engineering Practice*, 2010, vol. 18, no. 6, pp. 618–629.
118. Z. Bingul and O. Karahan, A fuzzy logic controller tuned with PSO for 2 DOF robot trajectory control, *Expert Systems with Applications*, 2011, vol. 38, no. 1, pp. 1017–1031.
119. N. Ozturk and E. Celik, Speed control of permanent magnet synchronous motors using fuzzy controller based on genetic algorithms, *International Journal of Electrical Power & Energy Systems*, 2012, vol. 43, no. 1, pp. 889–898.
120. A.A. Taleizadeh, S.T. Akhavan Niaki, M-B. Aryanezhad, and N. Shafii, A hybrid method of fuzzy simulation and genetic algorithm to optimize constrained inventory control systems with stochastic replenishments and fuzzy demand, *Information Sciences*, 2013, vol. 220, pp. 425–441.
121. H.V. Hultmann Ayala and L.D. Santos Coelho, Tuning of PID controller based on a multi-objective genetic algorithm applied to a robotic manipulator, *Expert Systems with Applications*, 2012, vol. 39, no. 10, pp. 8968–8974.
122. D. Hwa Kim, Hybrid GA-BF based intelligent PID controller tuning for AVR system, *Applied Soft Computing*, 2011, vol. 11, no. 1, pp. 11–22
123. M. Ilyas Menhas, L. Wang, M. Fei, and H. Pan, Comparative performance analysis of various binary coded PSO algorithms in multivariable PID controller design, *Expert Systems with Applications*, 2012, vol. 39, no. 4, pp. 4390–4401.
124. J-S. Chiou, S-H. Tsai, and M-T. Liu, A PSO-based adaptive fuzzy PID-controllers, *Simulation Modelling Practice and Theory*, 2012, vol. 26, pp. 49–59.



125. M. Bensaada and A. Boudghene Stambouli, A practical design sliding mode controller for DC–DC converter based on control parameters optimization using assigned poles associate to genetic algorithm, *International Journal of Electrical Power & Energy Systems*, 2013, vol. 53, pp. 761–773.
126. B.K. Sarkar, P. Mandal, R. Saha, S. Mookherjee, and D. Sanyal, GA–optimized feedforward–PID tracking control for a rugged electrohydraulic system design, *ISA Transactions*, In Press.
127. S. Panda, B. Mohanty, and P.K. Hota, Hybrid BFOA–PSO algorithm for automatic generation control of linear and nonlinear interconnected power systems, *Applied Soft Computing*, 2013, vol. 13, no. 12, pp. 4718–4730.
128. B. Paris, J. Eynard, S. Grieu, and M. Polit, Hybrid PID–fuzzy control scheme for managing energy resources in buildings, *Applied Soft Computing*, 2011, vol. 11, no. 8, pp. 5068–5080.
129. M.J. Mahmoodabadi, M. Taherkhorsandi, and A. Bagheri, Optimal robust sliding mode tracking control of a biped robot based on ingenious multi–objective PSO, *Neurocomputing*, Publisher: Elsevier, 2014, vol. 124, pp. 194–209.
130. W.D. Chang and J.J. Yan, Adaptive robust PID controller design based on a sliding mode for uncertain chaotic systems, *Chaos, Solitons and Fractals*, 2005, vol. 26, no. 1, pp. 167–175.
131. S. Purwar, I.N. Kar, A.N. Jha, Adaptive control of robot manipulators using fuzzy logic systems under–actuator constraints, *Fuzzy Sets and Systems*, 2005, vol. 152, no. 3, pp. 651–664.
132. Sineglazov V.M. multi–functional integrated complex of detection and identification of UAV// 2015 IEEE International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD). – Kyiv, Ukraine. – 2015, pp. 320–323, doi: 10.1109/APUAVD.2015.7346631.
133. Sineglazov V. and Shildskyi S. Navigation systems based on GSM// 2014 IEEE 3rd International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC). – Kiev, Ukraine. – 2014, pp. 95–98, doi: 10.1109/MSNMC.2014.6979740.

134. Rustamov A.G. Construction of tracking invariant systems based on equivalent robust control// Eastern European journal of advanced technologies. –2015.–P.50–55.
135. Zbrutsky O.V., Prach A.O. Synthesis of the control system of guaranteed accuracy//Naukovi visti NTUU "KPI". – 2007.– №5. P.p.54–58.
136. 11.Zbrutskyi O., Zagirska I., Stetsenko T. Algorithm of control systems required accuracy providing under the undetermined external disturbances//Automatics – 2011. – Lviv. – Ukraine.
137. Zbrutsky O., Kizitsky O., Kornienko A. The multicopter automatic control system with the guaranteed accuracy// Information systems, mechanics and control. – №19.–2018.– P.p. 84–90. DOI: <http://doi.org/10.20535/0203-3771422021268462/>
138. Нестеренко О.І., Рижков Л.М., Осокін В.С. Математичні моделі гіростабілізатора за різних режимів його роботи // Механіка гіроскопічних систем № 40 с.5–11 // Київ 2020, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771402020248656>.
139. O. V. Zbrutskyi, V. Osokin, Zheng Min Mathematical model of the automatic control system in the problem of guaranteed accuracy// Mechanics of gyroscopic systems, №42 p.32–38 // Kyiv 2021, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771422021268462>.
140. O. V. Zbrutsky, V. Osokin Stabilization and control system with guaranteed accuracy for optical axis, Механіка гіроскопічних систем №43 p.5–11 // Kyiv 2022, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771432022275275> .
141. О.Збруцький, В. Осокін Інваріантна до характеру збурень система керування оптичною віссю // Механіка гіроскопічних систем № 45 с.27–35 // Київ 2023, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771452023296666>.
142. О. Збруцький, В. Осокін Оптимізація інваріантної до збурень системи автоматичного керування // Механіка гіроскопічних систем № 48 с.28–35 // Київ 2024, DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771482024317876>.

## ДОДАТОК А

Розрахунок оберненої динамічної моделі системи

```
W1dus=tf(k_dus,[Tdus 1]);
W1of=tf(cos_fiz,[Jys fle]);
W1dv=tf(k_dv1,[Tdv1 1]);
W1kp=tf([T11 1],[T12 1 0]);
W1k=k_um1*k_ku1;
W1=(W1dus*W1of*W1kp*W1k*W1dv);
W1inv=W1^-1;
Numerator1=W1inv.Numerator{1,1};
W10=Numerator1(1,6);
W11=Numerator1(1,5);
W12=Numerator1(1,4);
W13=Numerator1(1,3);
W14=Numerator1(1,2);
W15=Numerator1(1,1);
Denominator1=W1inv.Denominator{1,1};
W10z=Denominator1(1,6);
W11z=Denominator1(1,5);
W2dus=tf(k_dus,[Tdus 1]);
W2of=tf(1,[J2z f2e]);
W2dv=tf(k_dv2,[Tdv2 1]);
W2kp=tf([T21 1],[T22 1 0]);
W2k=k_um2*k_ku2;
W2=(W2dus*W2of*W2kp*W2k*W2dv);
W2inv=W2^-1;
Numerator2=W2inv.Numerator{1,1};
W20=Numerator2(1,6);
W21=Numerator2(1,5);
W22=Numerator2(1,4);
```

$W_{23} = \text{Numerator2}(1,3);$

$W_{24} = \text{Numerator2}(1,2);$

$W_{25} = \text{Numerator2}(1,1);$

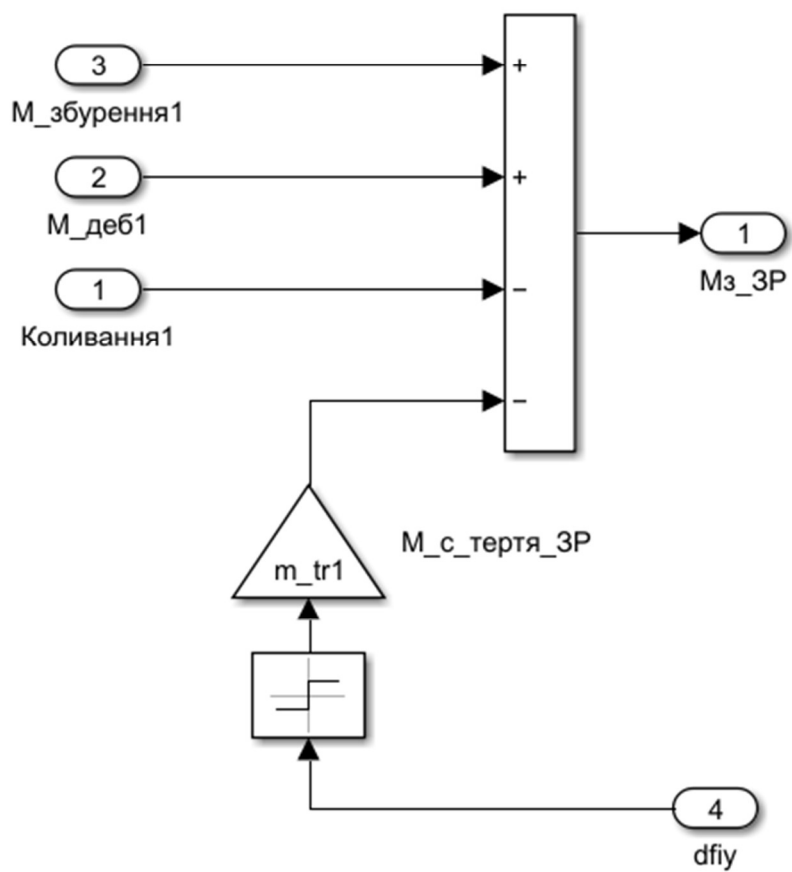
$\text{Denominator2} = W_2 \text{inv.} \text{Denominator}\{1,1\};$

$W_{20z} = \text{Denominator2}(1,6);$

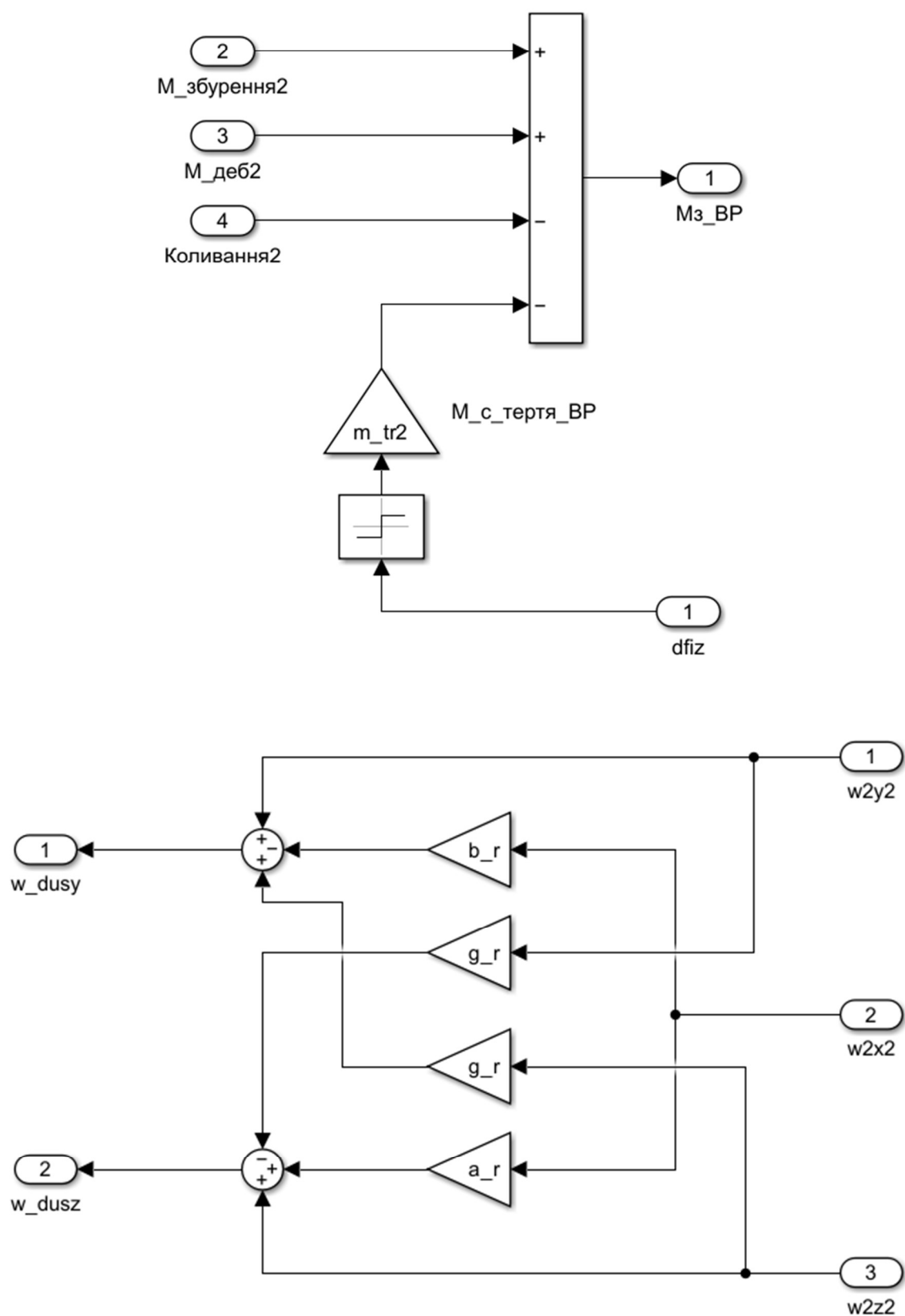
$W_{21z} = \text{Denominator2}(1,5);$

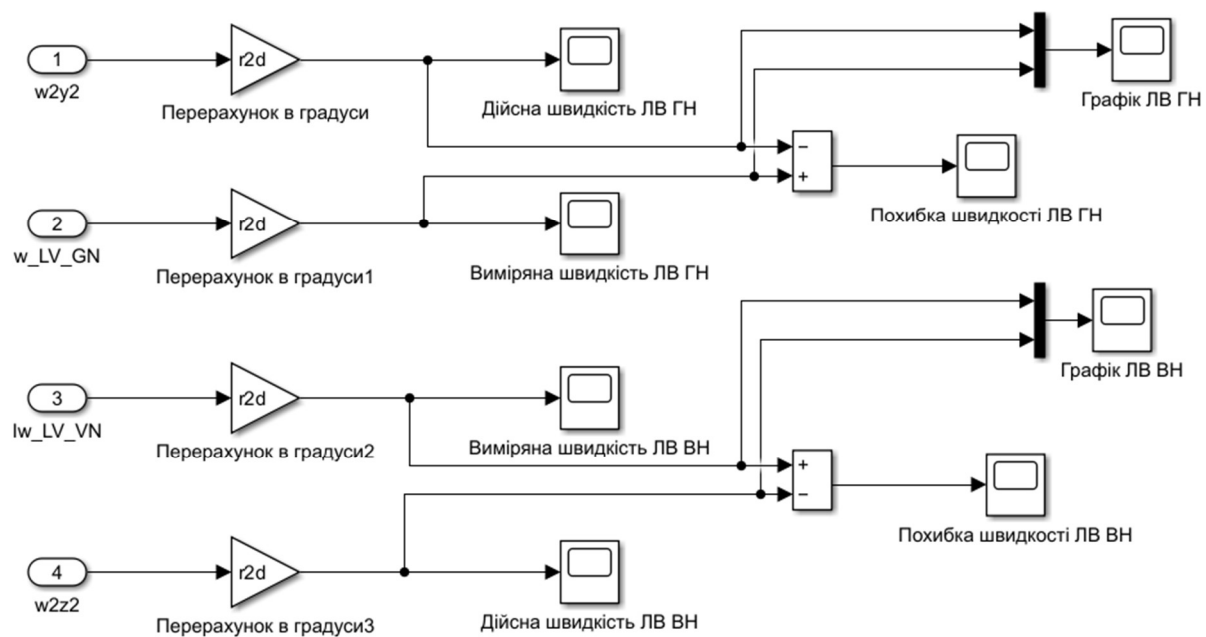
## ДОДАТОК Б

### Формування збурюючих моментів по осі зовнішньої рамки



## Формування збуджуючих моментів по осі внутрішньої рамки





```

%=====
% Параметри ССП ГСН %
%=====
formatshort g; formatcompact;
r2d=180/pi; d2r=pi/180;% Перерахунок радіан у градуси та навпаки
g=9.8;% Прискорення сили тяжіння, м/с2
%=====
% 1.Параметри карданова підвісу ГСН
% Маса внутрішньої та зовнішньої рамок, кг
m2=2.479;
m12 = 4.027;
m1=m12-m2;
% Зміщення центру мас ГСН щодо центру карданова підвісу, м
ro = 1e-4;
% Заданий кут повороту зовнішньої рамки, градуси (-45...+45)
fiy_zad = -45;
cos_fiy = cosd (fiy_zad);
sin_fiy = sind(fiy_zad);
% Заданий кут повороту внутрішньої рамки, градуси (-60...+30)
fiz_zad = 0;
cos_fiz = cosd(fiz_zad);
sin_fiz = sind(fiz_zad);
tan_fiz = tand(fiz_zad);
% Моменти інерції внутрішньої та зовнішньої рамок, Нмс2
J2x = 4891241.16 * 1e-9;
J2y = 7626753.39 * 1e-9;
J2z = 6439066.96 * 1e-9;
J1x = 13478818.62 * 1e-9 - J2x;
J1y = 10560380.82 * 1e-9 - J2y;
J1z = 13136279.57 * 1e-9 - J2z;
% Сумарні моменти інерції, НМС2
Jys = J1y + J2x * sind (fiz_zad). ^ 2 + J2y * cosd (fiz_zad).
J12 = J1y + J2x;
J12y = J1y + J2y;
%=====
% 2.Параметри виконавчих двигунів
% Розрахунок коефіцієнта швидкісного тертя у двигуні через зворотну ЕРС
% на осі обертання зовнішньої рамки НМС
Cm1 = 0.227; Ce1 = 0.185; Rf1 = 2.366;

```



```

deds1=Cm1*Ce1/Rf1;
% Коефіцієнт еквівалентного в'язкого тертя по осі обертання зовнішньої рамки,
Нмс
fle = deds1;
% Електромагнітна постійна часу ВД на осі обертання зовнішньої рамки,
Tdv1 = 64e-6;
% Коефіцієнт передачі ВД по керуючій напрузі, Нм/В
k_dv1 = Cm1/Rf1;
% Розрахунок коефіцієнта швидкісного тертя у двигуні через зворотну ЕРС
% на осі обертання внутрішньої рамки, Нмс
Cm2 = 0.200; Ce2 = 0.163; Rf2 = 5.667;
deds2=Cm2*Ce2/Rf2;
% Коефіцієнт еквівалентного в'язкого тертя по осі обертання внутрішньої рамки,
Нмс
f2e = deds2;
% Електромагнітна постійна часу ВД на осі обертання внутрішньої рамки,
Tdv2 = 147e-6;
% Коефіцієнт передачі ВД по керуючій напрузі, Нм/В
k_dv2 = Cm2/Rf2;
% Механічна стала часу зовнішньої рамки, з
Tnr = Jys/fle;
Tnr1 = J12/fle;
% Механічна постійна часу внутрішньої рамки, з
Tvr = J2z/f2e;
%=====
% 3.Параметри гіроскопа/ датчика кутової швидкості (ДКШ)
% Смуга пропускання фільтра ДКШ, Гц
fdus = 200;%25 Hz 75 100 10 150 200Hz
% Постійна часу фільтру ДКШ, с
Tdus = 1/(2*pi*fdus);
% Коефіцієнт передачі ДКШ, В/(град/с)
k_dus = 0.7;
% Похибки ДКШ
dwy = 0;% Зміщення нуля ДКШ, град/с XY 0.33(град/год) Z 0.22(град/год)
Ny = 0;% Випадковий дрейф, град/с/sqrt(Гц)
Ny2 = Ny^2;% Інтенсивність шуму, (град/с)^2/Гц
% Typical XY 0.00203% Maximum XY 0.00224
% Typical Z 0.00140% Maximum Z 0.00159
% Кути невивасти ДКШ, радіани
a_r = 0 * d2r; b_r = 0 * d2r; g_r = 0 * d2r;
%=====
% 4.Параметри фіксованих елементів контурів стабілізації,
% автосупроводу, цілевказівки та електричного арретування

```

```

% Коефіцієнти передачі підсилювачів потужності ВД
k_um1 = 100; k_um2 = 100;
% Загальний коефіцієнт передачі оптичного каналу, В/рад
k_OK = 0.04;
% Коефіцієнт передачі датчика кута на осі обертання рамки, В/рад
k_DU = 27;
%=====
% 5.Параметри коригувальних пристроїв
% Коригуючий пристрій у контурі стабілізації зовнішньої рамки
k_ku1 = 150; T11 = 0.014; T12 = 3.7e-4;
% Коригуючий пристрій у контурі стабілізації внутрішньої рамки
k_ku2 = 12.6; T21 = 0.022; T22 = 7.2e-4;
% Коригуючий пристрій у контурі автосупроводу
k_ku_AS = 8750; T_AS1 = 24; T_AS2 = 1.0;
% Коригувальний пристрій у контурі відпрацювання цілевказівки
k_ku_C = 0.26;
% Коригувальні пристрої в контурах електричного арретування
k_ku_A1 = 0.31; k_ku_A2 = 0.08; TA1 = 0.035; TA2 = 0.0024; TA3 = 0.0005;
%=====
% 6.Параметри збурень
% Параметри коливань об'єкта
teta1m = 0;% Амплітуда коливань (варіант 1), град/с
wk1 = 1 * 2 * pi;% Частота коливань (варіант 1), рад/с
teta2m = 0;% Амплітуда коливань (варіант 2), град/с
wk2 = 5 * 2 * pi;% Частота коливань (варіант 2), рад/с
omega1m = teta1m * wk1;% Амплітуда кутової швидкості коливань (варіант 1),
град/с
omega2m = teta2m * wk2;% Амплітуда кутової швидкості коливань (варіант 2),
град/с
domega1m = omega1m * wk1;% Амплітуда кутового прискорення коливань (варіант 1),
град/с2
domega2m = omega2m * wk2;% Амплітуда кутового прискорення коливань (варіант 2),
град/с2
% Модулі моментів сил сухого тертя
% на осях підвісу зовнішньої та внутрішньої рамки, Нм
% m_tr1 = 0.032; m_tr2 = 0.021;
m_tr1 = 0; m_tr2 = 0;
% Інші постійні моменти, що обурюють
% на осях підвісу зовнішньої та внутрішньої рамки, Нм
Mv1 = 0;%0.02;
Mv2 = 0;%0.01;
% Моменти дебалансу
% Mdeb1 = m12 * ro * g;

```

```

% Mdeb2 = m2 * ro * g;
% Варіанти одиночного удару (прискорення м/с2, тривалість)
Wud1 = 500; tud1=11e-3;
Wud2 = 100; tud2 = 20e-3;
Wud3 = 100; tud3 = 40e-3;
Wud4 = 400; tud4=20e-3;
Wud5 = 400; tud5 = 30e-3;
% Вибір варіанта удару
Wud = Wud5; tud = tud5;
% Параметри формуючого фільтра для широкосмугової випадкової вібрації
% Спільний політ
kv1 = 4.5e-6; Tv11 = 0.008; Tv12 = 0.0007; Tv13 = 0.0004; Tv14 = 5e-5; Tv15 =
4e-5;
% Автономний політ
kv2 = 6.4e-6; Tv21 = 0.008; Tv22 = 0.0018; Tv23 = 0.00055; Tv24 = 5e-5; Tv25 =
4e-5;
%=====
% 7.Режим роботи ССП
SSP_mode = 1;% 0 - стабілізація; 1 - цілевказівка; 2 - автосупровід
%=====
% 8. Керуючі впливи
% Кутова швидкість автосупроводу, град/с
w_AS = 30;% w_AS = 30;
% Кут цілевказівки, град
fi_C = 40;

```

## ДОДАТОК Г

```
clc
k=0; Yz=0.4;
StepVal=1;
SinAmp=0; SinFreq=0;
RandMax=0;
SwitchRand=0;
Switch2=0;
Kd=0; Ki=0;
out = sim ("Chapter2");
k=1; Kd=0; Ki=0;
out2 = sim ("Chapter2");
Kd=1; Ki=0;
out3 = sim ("Chapter2");
Kd=1; Ki=1;
out4 = sim ("Chapter2");
figure
% Create axes
axes1 = axes('Parent',figure);
hold(axes1,'on');set(axes1,'FontName','Times New Roman','FontSize',14);
plot(out.simout)
hold on
plot(out2.simout1)
hold on
plot(out3.simout1)
hold on
plot(out4.simout1)
grid on
% Create ylabel
ylabel('Амплітуда','FontSize',14,'FontName','Times New Roman');
% Create xlabel
xlabel('Час (секунди)','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
% Create title
title('Реакція коливальної ланки','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
hold off

figure
k=1;Yz=1;
out2 = sim ("Chapter2");
```

```

axes1 = axes('Parent',figure);
hold(axes1,'on');set(axes1,'FontName','Times New Roman','FontSize',14);
% plot(out2.simout)
% hold on
plot(out2.simout1)
hold on
plot(out2.simout2)
grid on
% Create ylabel
ylabel('Амплітуда','FontSize',14,'FontName','Times New Roman');
% Create xlabel
xlabel('Час (секунди)','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
% Create title
title('Графік','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
hold off
figure
% Create axes
axes1 = axes('Parent',figure);
hold(axes1,'on');set(axes1,'FontName','Times New Roman','FontSize',14);
k=1;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout1)
hold on
k=2;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout1)
k=3;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout1)
grid on
% Create ylabel
ylabel('Амплітуда','FontSize',14,'FontName','Times New Roman');
% Create xlabel
xlabel('Час (секунди)','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
% Create title
title('Реакція коливальної ланки','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
figure
% Create axes
axes1 = axes('Parent',figure);

```

```

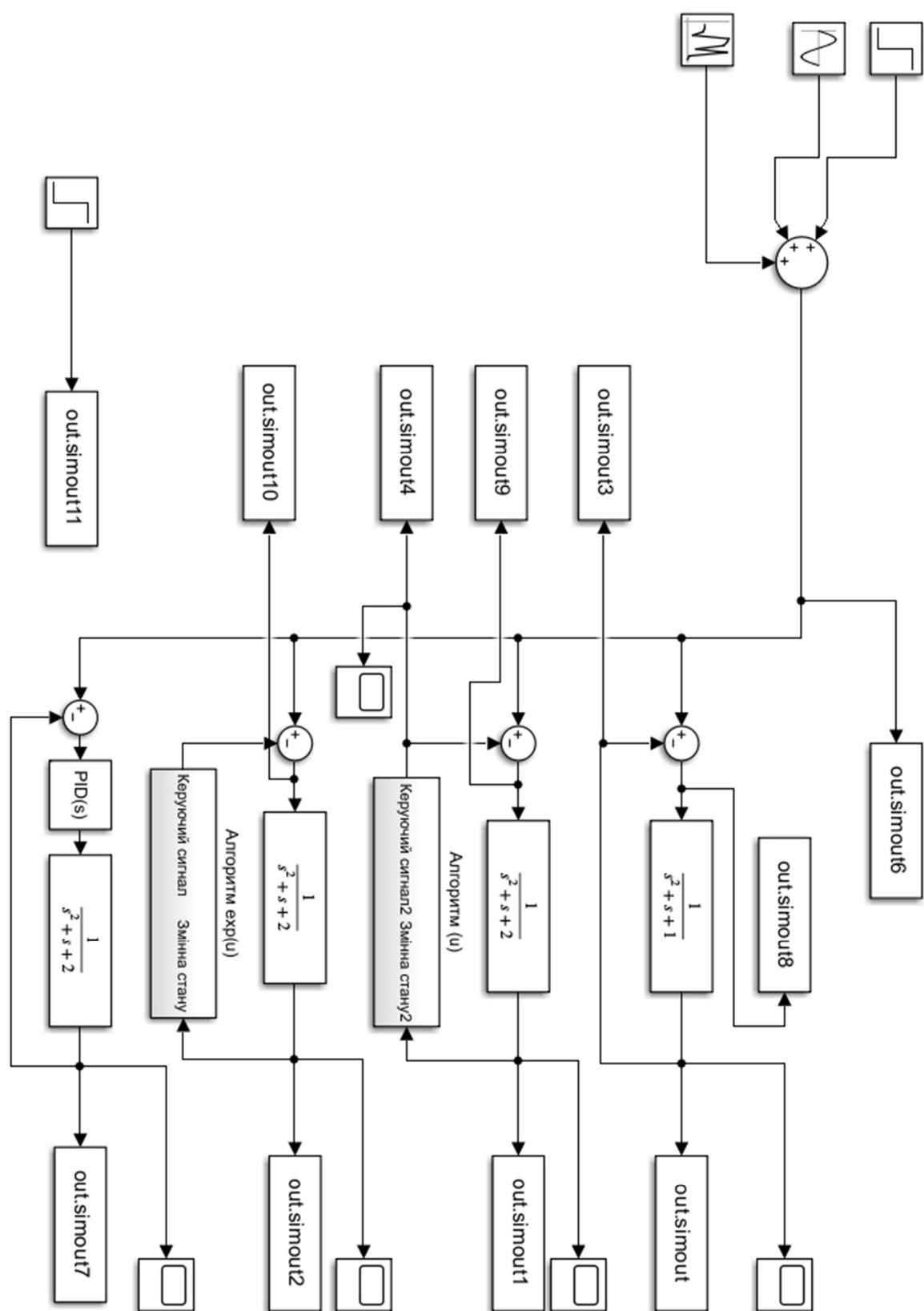
hold(axes1,'on');set(axes1,'FontName','Times New Roman','FontSize',14);
k=1;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout4)
hold on
k=2;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout4)
k=3;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout4)
grid on
% Create ylabel
ylabel('Амплітуда','FontSize',14,'FontName','Times New Roman');
% Create xlabel
xlabel('Час (секунди)','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
% Create title
title('Графік','FontSize',14, 'FontName','Times New Roman');
hold off
xlim([0.0000 0.0766])
ylim([0.00 1.14])
figure
% Create axes
axes1 = axes('Parent',figure);
hold(axes1,'on');set(axes1,'FontName','Times New Roman','FontSize',14);
k=1;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout2)
hold on
k=2;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout2)
k=5;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout2)
grid on
% Create ylabel
ylabel('Амплітуда','FontSize',14,'FontName','Times New Roman');
% Create xlabel

```

```

xlabel('Час (секунди)', 'FontSize',14, 'FontName', 'Times New Roman');
% Create title
title('Графік', 'FontSize',14, 'FontName', 'Times New Roman');
hold off
figure
% Create axes
axes1 = axes('Parent',figure);
hold(axes1, 'on');set(axes1, 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14);
k=1;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout5)
hold on
k=2;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout5)
k=5;Yz=1;
out3 = sim ("Chapter2");
plot(out3.simout5)
grid on
% Create ylabel
ylabel('Амплітуда', 'FontSize',14, 'FontName', 'Times New Roman');
% Create xlabel
xlabel('Час (секунди)', 'FontSize',14, 'FontName', 'Times New Roman');
% Create title
title('Графік', 'FontSize',14, 'FontName', 'Times New Roman');
hold off
xlim([0.000 0.149])
ylim([0.515 0.863])

```





## ДОДАТОК Д

ЗАТВЕРДЖУЮ  
В.С. Директора – Головного конструктора  
КП СПБ «Арсенал»,  
Юрій ЮР'ЄВ  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 року



### АКТ

Про використання результатів досліджень дисертаційної роботи аспіранта кафедри систем керування літальними апаратами (СКЛА) навално-наукового інституту аерокосмічних систем Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського” Осокіна Владислава Сергійовича на тему “Інваріантна до збурень оптимальна система керування оптичною віссю камери” на здобуття освітньо-наукового ступеня доктора філософії.

Комісія Казенного підприємства спеціального приладобудування “Арсенал” у складі: голови комісії – заступника начальника НВТК, головного конструктору напрямку, д.т.н. Тягура Володимира Михайловича і членів комісії – провідного інженера, к.ф-м.н. Клочка Олександра Івановича і заступника начальника НВТК - начальника відділення, Оршака Олега Мар’яновича розглянула матеріали дисертаційної роботи Осокіна В.С. “Інваріантна до збурень оптимальна система керування оптичною віссю камери” і зробила такі висновки:

1. Отримані в дисертаційній роботі результати знайшли своє впровадження в ескізному проєкті зі створення оптичної головки самонаведення з формуванням зображення на базі болометричної матриці, де були використані наступні результати:

1.1. Математична модель системи автоматичного керування для гіростабілізатора оптичної осі камери, яка забезпечує гарантовану точність і стійкість перехідних процесів при змінних зовнішніх умовах, а також враховує динаміку об’єкта керування.

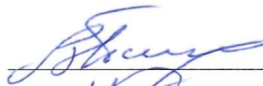
1.2. Алгоритм автоматичного керування, що забезпечує інваріантність до збурень. Новий алгоритм формування коефіцієнтів зворотного зв'язку на основі параметрів системи, який дозволяє досягати високої точності стабілізації при дії невизначених збурень.

1.3. Практичні рекомендації по застосуванню підходу оберненої динамічної системи для систем високого порядку для забезпечення стабільності та якості перехідного процесу системи автоматичного керування, що не залежить від характеру збурень.

2. Проведене дисертантом чисельне моделювання роботи розробленої системи керування. Запропонована система забезпечує високу ефективність в умовах невизначених збурень. Порівняння з традиційними методами демонструє суттєве покращення якості перехідного процесу стабілізації.

3. Практичний доробок дисертанта, а саме: результати моделювання та програмна реалізація фізико-математичної моделі в середовищі «Matlab Simulink» є актуальними, перспективними та можуть знайти застосування при створенні та оцінці якості систем автоматичного керування гіростабілізованих платформ для оптичних головок самонаведення та інших прецизійних приладів та систем КП СПБ «Арсенал».

Голова комісії:



Тягур В.М.

Члени комісії:



Ключко О.І.



Оршак О.М.